

**ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
«КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО «ПІВДЕННЕ» ІМЕНІ М.К.ЯНГЕЛЯ**
Дніпровський національний університет
імені Олеся Гончара

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ГЛАДКИЙ ЕДУАРД ГРИГОРОВИЧ

Прим. №

УДК 629.76/.78.017

ДИСЕРТАЦІЯ
НОВІ ПІДХОДИ ДО КОМПЛЕКСНОГО ОЦІНЮВАННЯ
ПОЛЬОТНОЇ БЕЗПЕКИ І НАДІЙНОСТІ
РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

05.07.02 Проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ /Гладкий Е.Г./

Науковий консультант – Перлик Віктор Іванович, доктор технічних наук,
професор

Дніпро–2020

АНОТАЦІЯ

Гладкий Е.Г. Нові підходи до комплексного оцінювання польотної безпеки і надійності ракетно-космічних систем. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.07.02 Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля, Дніпро, 2020.

Забезпечення безпеки у процесі експлуатації ракетно-космічних систем (РКС) – одна з найважливіших проблем у сучасній техніці. Експлуатація ракетно-космічних та бойових ракетних комплексів неминуче пов'язана з можливістю виникнення аварій на етапі польоту, які у свою чергу можуть спричинити катастрофи, що супроводжуються людськими жертвами, величезним матеріальним збитком та значними екологічними наслідками. Крім того, ракета-носій (РН) або бойова ракета (БР) створює небезпеку і під час штатного польоту внаслідок падіння відокремлюваних частин (ВЧ) та бойового оснащення (для БР).

Вироблення обґрунтованих рекомендацій для убезпечення об'єктів наземного комплексу (НК) і персоналу, а також населення та інших об'єктів уздовж трас польоту РН та БР (безпечне розміщення об'єктів НК і персоналу, визначення небезпечних зон для населення і суден, зон евакуації, а, у разі потреби, зон відчуження) потребує більш точного прогнозування рівня польотної безпеки РН(БР), а також однієї з головних її складових – надійності. Виходячи з цього, вдосконалення методів оцінювання показників польотної безпеки і надійності є одним з перших і головних кроків підвищення безпеки сучасних РН(БР) на етапі польоту.

Розглянуто історичний процес формування безпеки як наукового напрямку. Об'єктивна необхідність формування теорії безпеки як окремого наукового напрямку пов'язана з розвитком в теорії надійності поняття відмови і виокремлення особливого класу аварійних відмов, що призводять до нанесення значної шкоди людям, об'єктам і техніці, а також навколишньому природному середовищу. Становленню безпеки сприяли роботи в авіації, атомній енергетиці, а також у нафтохімічній і газовій промисловості. На цей час процес забезпечення безпеки небезпечних складних технічних систем (СТС) базується на концепції «прийнятного ризику». Ця концепція виходить з того, що СТС повинна мати такий рівень безпеки, який економічно обґрунтований і прийнятий суспільством.

Використання концепції «прийнятного ризику» в ракетно-космічній техніці потребує розробки і реалізації організаційних заходів, які повинні

бути включені до Програми забезпечення безпеки, та вирішення однієї з принципових задач – оцінювання ризиків (основних показників безпеки), породжуваних експлуатацією РН(БР), насамперед, на етапі польоту.

Удосконалення існуючих та побудова нових математичних моделей оцінювання польотної безпеки РН(БР) охоплює два напрями: випадок штатного польоту і випадок аварійного результату пуску. Для випадку штатного польоту РН(БР) в дисертації розроблено більш досконалі математичні моделі оцінювання безпеки наземних об'єктів у районах падіння ВЧ і бойового оснащення (для бойових ракетних комплексів).

Показано, що для наземного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ, більш небезпечним є падіння незруйнованого відпрацьованого ступеня РН (характерно для ВЧ I ступеня) із залишками компонентів ракетного палива з подальшим вибухом під час удару його об землю. Фрагментація ВЧ (характерна як для ВЧ першого, так і ВЧ верхніх ступенів) призводить до розширення району падіння ВЧ і одночасно до зниження ризику для розташованих у цьому районі наземних об'єктів. Розроблено математичну модель оцінювання ризику для наземних об'єктів у районі падіння ВЧ з урахуванням невизначеності висоти її початкового руйнування. Модель дозволяє врахувати розміри зон падіння фрагментів і їх кількість для різних висот руйнування ВЧ. З використанням запропонованої моделі в рамках концепції «прийнятного ризику» для РН типу «Зеніт» отримано уточнені зони безпеки в районі падіння ВЧ I ступеня.

На основі інженерного підходу до фрагментації ВЧ (коли наявною є апріорна інформація щодо фрагментації) розроблено процедуру визначення ризику для наземних об'єктів і побудови небезпечних зон. Процедuru використано для розрахунку небезпечної зони в районі падіння ВЧ I ступеня РН «Антарес», який розташований в океані. Одержана зона безпеки для суден є значно меншою за небезпечну зону, що розглядається зараз.

З використанням геометричних імовірностей і параметричних моделей розроблено математичну модель визначення ймовірності ураження хоча б одного випадкового площинного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ (може розглядатися як аналог показника колективного ризику). Її основу складає визначення ймовірності перетину площі ураження ВЧ, яка падає незруйнованою, і площі об'єкту ураження. Отримано рішення для різних способів задання розмірів випадкових площинних об'єктів.

Розроблено математичні моделі оцінювання ризику для об'єктів (суден) під час проведення льотних випробувань (ЛВ) касетного бойового оснащення тактичних та оперативно-тактичних ракет (ТР(ОТР)). Побудовано дві математичні моделі, які дозволяють врахувати дані, які є у розробника на різних етапах розроблення БР з касетною бойовою частиною (КБЧ). Перша

модель характерна для початкового етапу розроблення, коли відомою є лише площа накриття КБЧ. Друга дає можливість оцінити ризики для об'єктів у випадку, коли вже відомі конструктивно-компонувальна схема КБЧ і характеристики процесу кидання уламково-фугасних бойових елементів. Розроблені моделі було використано для побудови небезпечних зон для суден і формування рекомендацій щодо забезпечення безпеки під час відпрацювання КБЧ в рамках проектів «Сапсан» та «Грім-2».

Проаналізовано існуючі математичні моделі оцінювання ризику для наземних об'єктів у випадку аварії РН(БР) на етапі польоту і показано, що вони не дозволяють у повному обсязі врахувати логіку роботи використовуваної в складі РН(БР) системи безпеки польоту (СБП). Для РН та БР української розробки використовуються автоматичні СБП, що забезпечують виявлення аварійних ситуацій (АС) на етапі польоту за певними критеріями і припинення аварійного польоту шляхом аварійного вимкнення двигуна (АВД).

У відповідності до логіки спрацювання СБП відмови підсистем і агрегатів РН(БР), що виникають на етапі польоту, і зумовлені ними позаштатні ситуації (ПШС) запропоновано ділити на дві групи: власне аварійні відмови і відмови, що призводять до втрати керованості РН. Процес розвитку ПШС, що призводять до втрати керованості і реалізації АВД, подано у вигляді сукупності двох складових: часу виникнення відмови і тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД, що є випадковими. Виокремлення у структурі ризику ПШС, що призводять до втрати керованості, дозволяє врахувати, по-перше те, що не всі з них призводять до реалізації АВД і, по-друге, введення блокувань АВД, що використовуються для підвищення безпеки окремих наземних об'єктів.

З урахуванням поділу відмов, що виникають на етапі польоту РН, на дві групи розроблено нову математичну модель оцінювання ймовірності ураження наземного об'єкта у випадку виникнення аварії РН на етапі польоту I ступеня за відсутності руйнування її корпусу на ділянці пасивного падіння. Для таких аварій маємо найбільшу кількість небезпечних факторів, і найбільш високий рівень їх впливу. Для ПШС, що призводять до втрати керованості, запропоновано використовувати середній час розвитку ПШС до реалізації АВД, і це дозволяє коректно поєднати час відмови РН, що призводить до втрати керованості, і характеристики розсіювання точок падіння аварійних РН після реалізації АВД. Виходячи з цього, обґрунтовано необхідність окремого дослідження процесів розвитку ПШС, пов'язаних із втратою керованості, з метою визначення середнього часу розвитку ПШС до реалізації АВД, ймовірності реалізації АВД, а також характеристик розсіювання точок падіння аварійних РН після реалізації АВД.

Запропоновано узагальнення побудованої моделі оцінювання ризику для наземного об'єкта, яке дозволяє врахувати блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня. Для цього у структурі складової визначення ризику для ПШС, що призводять до втрати керованості, окремо виділено інтервали часу у межах часу блокування АВД.

Розроблено дві математичні моделі оцінювання ймовірності ураження наземних об'єктів у випадку фрагментації РН на ділянці пасивного падіння. Перша модель може бути застосована для випадку, коли кількість фрагментів аварійної РН, які утворюються в процесі її руйнування на ділянці пасивного падіння, є відомою (придатна для етапу польоту I ступеня РН). Друга модель є більш загальною і її може бути застосовано у випадку нерегулярної фрагментації (актуальна, насамперед, для етапу польоту верхніх ступенів). Вона пов'язує час відмови і ймовірність ураження наземного об'єкта фрагментами аварійної РН, що утворилися.

З використанням розроблених математичних моделей отримано розв'язання низки теоретичних і практичних задач оцінювання польотної безпеки.

Для випадку аварії РН на етапі польоту I ступеня розроблено алгоритм побудови небезпечної зони для людей, всередині якої індивідуальні ризики перевищують гранично допустимий рівень (оцінювання поля потенційного територіального ризику). Основу алгоритму складає побудова сітки в межах аварійної зони траси пуску, у вузлах якої визначаються значення індивідуального ризику, зокрема і з урахуванням блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня.

Зменшення зони можливого падіння аварійних РН за рахунок реалізації АВД у випадку аварії РН на початковій ділянці траєкторії сприяє підвищенню ймовірності ураження СК. З метою підвищення збереженості СК у разі аварії РН на початковій ділянці польоту в алгоритмі СБП передбачено блокування АВД у межах певного інтервалу часу. Сформульовано оптимізаційну задачу вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня, суть якої полягає в отриманні мінімуму ймовірності ураження СК з урахуванням двох обмежень: ризик для інших об'єктів НК (виключаючи СК) не повинен перевищувати допустимого рівня і при цьому небезпечна зона для людей (населення) не повинна виходити за визначені допустимі межі. Запропоновано практичне розв'язання задачі вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня, засноване на методі перебору.

Розроблені математичні моделі і методи було використано для комплексного аналізу польотної безпеки РКП «Циклон-4» на ділянці польоту I ступеня, зокрема, вибрано і обґрунтовано тривалість блокування АВД на

початковій ділянці польоту РКП з метою зниження ймовірності ураження СК, яка склала 15 с; побудовано небезпечні зони для людей під час проведення пусків РКП, виходячи з яких для траєкторії виведення КА на сонячно-синхронну орбіту було змінено початковий азимут пуску з 358° на 17° .

Оснoву математичних моделей оцінювання польотної безпеки становить зображення зони ураження об'єкта (ЗУО) – зони, при влучанні в яку аварійної РН(БР) об'єкт уражається. В рамках розроблених математичних моделей оцінювання безпеки у випадку штатного польоту (під час падіння ВЧ) та у разі аварії РН(БР) на етапі польоту вперше запропоновано ЗУО зображати у вигляді опуклого багатокутника або сукупності опуклих багатокутників. Такий підхід до подання ЗУО є найбільш універсальним і дозволяє наблизити її до реальної конфігурації об'єкта ураження. Під час проведення практичних розрахунків щодо визначення ризиків ураження наземних об'єктів багатокутники ЗУО запропоновано поділяти на елементарні фігури – трикутники, які для розрахунків безпеки можна розглядати як найбільш універсальні елементарні фігури в порівнянні з колами і прямокутниками. У підсумку зображення ЗУО у вигляді багатокутників дозволить підвищити точність одержуваних ризиків для площинних об'єктів. Показано практичне використання запропонованих моделей для визначення ймовірності падіння аварійної РН у зону ураження населеного пункту (НП), а також ризику для о. Байкал.

Показано недоліки процедури оцінювання колективного ризику для НП у випадку аварії РН на ділянці польоту I ступеня, коли під час її падіння реалізуються значні за розмірами зони ураження. В цьому випадку для визначення колективного ризику для НП, які потрапляють в аварійну зону траси пуску РН, запропоновано нову процедуру, що використовує статистичне моделювання з визначенням площі перетину сельбищної території НП (подається у вигляді опуклого багатокутника) і площі ураження РН.

Побудовано математичну модель для розрахунку ризику ураження лінійного об'єкту - магістрального газогону(трубопроводу). Така модель може розглядатися як подальший розвиток розроблених моделей оцінювання безпеки площинних об'єктів. Визначення ймовірності ураження лінійного об'єкта, що потрапляє в аварійну зону траси пуску, передбачає його поділ на окремі прямолінійні ділянки (відрізки), для яких будуються зони ураження і відповідно розраховуються ризики. Модель було використано для розрахунку ймовірності ураження магістрального газогону «Бухара-Урал» під час пусків РН «Дніпро».

Запропоновано модель для оцінювання ризиків ураження людей і наземних об'єктів у випадку аварії ТР(ОТР), спорядженої КБЧ, на ділянці автономного(пасивного) польоту. З її допомогою обґрунтовано необхідність введення до алгоритму СБП команди на блокування задіяння КБЧ у разі аварії ТР(ОТР) на етапі автономного польоту (після зняття ступенів запобігання задіяння КБЧ).

Для РН, яка обладнана СБП, що і має у своєму складі діагностичну систему і систему запобігання аваріям (забезпечує виявлення АС та їх відбивання), отримано загальний вираз для визначення ймовірності відсутності аварії, як ймовірності виникнення відмови РН на етапі польоту і ймовірності запобігання аварії СБП. Безаварійність польоту визначається неаварійними відмовами і можливостями СБП запобігати аваріям. Отримано параметричне співвідношення для оцінювання резерву часу на виявлення та успішне відбиття АС штатною СБП. Воно є основою для розрахунку ймовірності запобігання аварії РН – події, що тривалість виявлення й відбиття АС штатною СБП не перевищить час розвитку АС до настання аварії.

Побудовано математичну модель для оцінювання зниження показника безвідмовності РН, обладнаної штатною СБП, що відбиває АС, через «хибні» спрацювання, характерні для діагностичних і керуючих систем. Сформульовано оптимізаційну задачу, яка дозволяє визначити можливості СБП щодо відбиття АС, з одного боку, і ймовірністю «хибних» спрацювань та виконання основного завдання РН, з іншого.

Побудова більш точних математичних моделей оцінювання польотної безпеки, неодмінно передбачає вдосконалення підходів до розрахунку польотної надійності РН(БР).

Побудовано нові моделі оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН у процесі наземного експериментального відпрацювання (НЕВ), які є актуальними в умовах скорочення обсягів випробувань, оскільки дозволяють врахувати в розрахунках певну апріорну інформацію.

В процесі проектування наявні неточності моделей працездатності в більшості випадків враховуються з використанням коефіцієнтів безпеки (центральної або екстремальної), що збільшують експлуатаційні навантаження. Таким коефіцієнтами безпеки у відповідність поставлено нижню межу апріорного розподілу імовірності безвідмовної роботи (ІБР) і розроблено відповідну байєсівську модель оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН, що враховує цю інформацію. Встановлено, що формула, яка впливає з нерівності Біснейме-Чебишова, дозволяє отримати найменші значення нижньої межі ІБР, що відповідають використовуваному коефіцієнту безпеки, і відповідно гарантовані оцінки надійності.

Для відомої схеми часткової апіорної визначеності, коли апіорна інформація містить виключно точкову оцінку надійності, встановлено, що можливості традиційного алгоритму, заснованого на пошуку максимуму апостеріорної дисперсії, обмежено випадком безвідмовних випробувань. Запропоновано новий алгоритм, заснований на інформаційному критерії, який дозволяє отримати розв'язок задачі оцінювання надійності СТС в умовах часткової апіорної визначеності для будь-яких результатів випробувань.

Проаналізовано використання на практиці моделі визначення надійності СТС з урахуванням проведених у процесі випробувань доопрацювань і показано, що всі вони мають певні недоліки. Побудовано нову байєсівську модель розрахунку надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань, в якій результати випробувань після останнього проведеного доопрацювання розглядаються як дані експерименту, а результати випробувань до останнього доопрацювання визначають апіорні дані. В якості апіорної інформації використовується оцінка надійності СТС, яка визначається з використанням теорії станів (розроблена для етапу ЛВ і експлуатації), а також інтервалу невизначеності для невідомого середнього квадратичного відхилення (СКВ) оцінки надійності. Зазначені апіорні дані, що містять точкову оцінку надійності, а також інтервал можливих значень СКВ визначають нову схему частково апіорної визначеності. З використанням рівномірного апіорного розподілу для СКВ і перепараметризації функції правдоподібності розроблено алгоритм оцінювання надійності для запропонованої схеми часткової апіорної визначеності.

Подальшого розвитку набули підходи до оцінювання надійності ступенів РН на етапі ЛВ і експлуатації. З'ясовано, що останнім часом ЛВ є нечисленними і можуть поєднуватися з етапом експлуатації. Для цих етапів характерним є прояв відмов із невеликою ймовірністю появи, що не були виявлені на етапі НЕВ. Такі відмови зазвичай мають поодинокий характер, а розробники РН виконують доопрацювання для усунення причин їх появи. З використанням теорії станів побудовано нову модель розрахунку надійності ступенів РН (і РН у цілому) за результатами пусків в процесі експлуатації з урахуванням проведення доопрацювань. Запропонована модель дозволяє розраховувати надійність ступеня РН виходячи з ефективності проведених доопрацювань (пуски з відмовами, щодо яких проведено ефективні доопрацювання, переводяться в категорію незалікових і не враховуються в процесі визначення надійності). З використанням методики визначено показники безвідмовності ступенів РН сімейства «Зеніт» і показано її переваги у порівнянні з традиційними моделями.

Встановлено, що формули, рекомендовані нормативною документацією для оцінювання надійності і її СКВ для РН та її складових частин у разі безвідмовних випробувань, призводять до некоректного результату. Так точність отримуваної оцінки надійності в разі безвідмовних випробувань, виходячи із таких співвідношень, гірша за точність оцінки у випадку однієї залікової відмови. Обґрунтовано необхідність переходу під час визначення надійності ступенів РН (і РН в цілому) в разі безвідмовних випробувань на співвідношення, що впливають із принципу мінімуму інформативності Джеффріса для біноміальної схеми і призводять до більш коректного результату.

Подальшого розвитку набули параметричні моделі оцінювання надійності (а також безпеки), основу яких складають одновимірні (в більшості випадків) і багатовимірні ймовірнісні розподіли. Розглянуто можливості використання в одновимірних імовірнісних моделях надійності універсального розподілу Якобі (побудовано на розкладі за ортогональними поліномами Якобі) та узагальненого лямбда-розподілу (УЛР). Одновимірний розподіл Якобі в роботі дістав подальший розвиток і для нього отримано область застосування. Показано, що вона набагато ширша в порівнянні з іншими універсальними розподілами, насамперед, розподілом Грама–Шарльє і його модифікацією. Проте, істотна складність розподілу Якобі знижує його можливості для широкого практичного використання. УЛР має значну гнучкість і дозволяє апроксимувати випадкові величини (параметри РКС) у межах широкої області спільних значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. Продемонстровано широкі можливості практичного використання УЛР для підгонки статистичних даних параметрів РКС. Статистичне оброблення одновимірних статистичних сукупностей параметрів механічних систем показало, що якість підгонки порівняна з розподілом Якобі, проте при цьому УЛР є більш простим у побудові. Отримано аналітичні вирази для визначення імовірності безвідмовної роботи з використанням одновимірного УЛР (зокрема, і для моделі «навантаження – несуча здатність»). Показано практичне використання розробленої моделі оцінювання надійності для визначення ймовірності останнього вмикання двигуна четвертого ступеня РН «Вега».

Для побудови двовимірних (багатовимірних) імовірнісних моделей надійності і безпеки рекомендовано використовувати двовимірну нормальну зв'язку, побудовану на основі одновимірних УЛР. Такий розподіл дозволяє врахувати відмінність маргінальних випадкових величин від нормального випадку і лінійну кореляцію між ними. Розглянуті теоретичні основи побудови такого розподілу і отримано практичні співвідношення для розрахунку параметричної надійності. Показано, що спільне врахування

відмінності розподілів маргінальних випадкових величин від нормального, а також лінійної кореляції між ними, дозволяє отримати достатню для практичних розрахунків точність параметричної надійності. З використанням двовимірної нормальної зв'язки на основі УЛР проведено уточнення ймовірності достатності палива для нормального завершення роботи I ступеня РН «Зеніт-2СБ».

Ключові слова: ракета-носіє, польотна безпека, відокремлювана частина, нештатна ситуація, аварія, система безпеки польоту, аварійне вимкнення двигуна, зона ураження об'єкта, ризик для площинного об'єкту, індивідуальний ризик, колективний ризик, польотна надійність.

SUMMARY

Hladkyi E.H. New approaches to the integrated evaluation of flight safety and space-rocket systems reliability. – Manuscript qualification scientific work.

Dissertation for a scientific degree of Doctor of Technical Sciences in specialty 05.07.02 Design, production and testing of flying vehicles. Yuzhnoye State Design Office. Dnipro, 2020.

Ensuring safety of space launch systems (SLS) during their operation is one of the most important problems in contemporary engineering. Operation of space launch systems and combat missile systems is inevitably related to the possibility of flight accidents that may result in fatal accidents causing human casualties, great material damage and significant environmental effects. Moreover, launch vehicle (LV) or missile also creates danger during normal flight due to the fall of separating parts (SP) and warhead (for missile).

Definition of valid recommendations for securing ground complex (GC) facilities, personnel, people living and objects situating along the ground track of LV and missile (safe arrangement of GC facilities and personnel, identification of areas dangerous for people and vessels, evacuation areas and, if needed, zones of alienation) requires more accurate prediction of LV (missile) flight safety level and reliability as one of its main components. Therefore, refinement of flight safety and reliability evaluation methods is one of the prime and basic steps to improve safety of contemporary LV (missile) in the flight phase.

The historical process of formation of safety as a scientific trend was considered. Objective necessity of formulating the theory of safety as a separate scientific trend is related to the development of the notion of failure in the reliability theory and separation of the specific class of emergency failures causing significant damage to people, facilities, equipment and environment. Works in aviation, nuclear power engineering as well as in petrochemical and gas industry

contributed to the formation of safety. At present, the process of ensuring safety of dangerous complex engineering systems (CES) is based on the concept of acceptable risk. This concept proceeds from the fact that CES shall have a level of danger that is economically sound and accepted by society.

Usage of the concept of acceptable risk in space rocket hardware requires the development and implementation of organizational measures, which shall be included in Safety program, and solution of the fundamental task, namely the assessment of risks (basic safety indicators) emerging during LV (missile) operation primarily in the flight phase.

Improvement of the existing mathematical models of LV (missile) flight safety evaluation and construction of the new ones includes two trends: normal flight case and emergency launch result case. Advanced mathematical models for evaluating safety of ground facilities in the area of SP fall and warhead fall (for combat missile systems) were developed in the dissertation for the LV (missile) normal flight case.

It is shown that the most dangerous case for a ground facility situated in the area of SP fall is a fall of a used undestroyed LV stage (typical for 1st stage SP) with rocket propellant remains and its subsequent explosion upon its impact with the ground. SP fragmentation (typical for 1st stage SP and upper stages SP) leads to the expansion of the area of SP fall and at the same time to the reduction of risk for the ground facilities situated in the area. A mathematical model to assess risk for ground facilities situated in the area of SP fall was developed considering the uncertainty of its initial destruction altitude. The model allows taking into account the dimensions of the areas of fragments fall and their numbers for various SP destruction altitudes. The corrected danger zones for the 1st stage SP fall were obtained by using the proposed model within the concept of acceptable risk for a Zenith-type LV.

On the basis of the engineering approach to the SP fragmentation (when a priori data on fragmentation is available), the risk identification procedure for ground facilities and danger zones construction was developed. The procedure was used to calculate the danger zone in the area of the Antares LV 1st stage collapse in the ocean. The obtained danger zone for vessels is significantly smaller than the danger zone considered at present.

Geometrical probabilities and parametric models were used to develop a mathematical model to estimate the probability of damaging at least one accidental plane object situated in the area of SP fall (may be considered as analogue of the collective risk indicator). It is based on the probability estimation of intersection of the falling undestroyed SP damage area and the object area. Solution for various ways of dimensioning the random plane objects was obtained.

Mathematical models of risk assessment for objects (vessels) were built for the case of flight tests (FT) of tactical and short-range missiles (TM(SRM)) with cluster warheads. Two mathematical models were built to take into account data that developer had in various development phases of combat missiles with cluster warheads (CWH). The first model characterizes the initial development phase when only CWH cover area is known. The second one allows assessing risks for objects when CWH design layout and dropping process characteristics of blast-fragmentation warheads are known. The developed models were used to build danger zones for vessels and define safety recommendations during CWH development within Sapsan and Grom-2 projects.

The existing mathematical models of risk assessment for ground facilities in the case of LV (missile) accident in the flight phase were analyzed; it was shown that they do not completely take into account the logic of operation of flight safety system (FSS) used as a part of LV (missile). LV and missiles developed in Ukraine use automatic FSS that detect emergencies in the flight phase in accordance with certain criteria and abort the emergency flight by emergency engine shutoff (EES).

In accordance with the logic of FSS operation, LV (missile) subsystems and unit failures occurring in the flight phase and abnormal situations (AS) caused by them are proposed to be divided into two groups: proper emergency failures and failures that lead to LV control loss. The process of AS development leading to control loss and EES is given as a totality of two components: time of failure occurrence and duration of AS development up to EES that are random. In the structure of risk, distinguishing AS that causes control loss allows considering, firstly, that not all of them lead to EES and, secondly, EES blocking used for increasing safety of individual ground facilities.

Based on the division of failures occurring in the LV flight phase into two groups, a new mathematical model was created for evaluating the probability of ground facility damage for the case of LV accident in the 1st stage flight phase in the absence of its case destruction in the passive fall phase. These accidents include the greatest number of danger factors and the highest level of their impact. For AS causing control loss, it was proposed to use the mean time from AS development to EES realization that allows correctly combining the time of LV failure leading to control loss and scattering characteristic of emergency LV fall points after EES realization. For this reason, it was proven necessary to separately investigate the processes of AS development related to control loss in order to determine the mean time from AS development to EES realization, probability of AS development, and scattering characteristics of emergency LV fall points after EES realization. It was proposed to generalize the built model of risk assessment for the ground facility that allows taking into account EES blocking in the initial phase of 1st stage flight. For this, intervals within the EES blocking time were

derived in the structure of the component for detecting risk of AS leading to control loss.

Two mathematical models were developed to evaluate the probability of ground facilities damage in the case of LV fragmentation in the passive fall phase. The first model may be applied for the case when the number of emergency LV fragments created during its destruction in the passive fall phase is known (applicable for the 1st LV stage flight phase). The second model is more general and may be applied for the case of irregular fragmentation (first of all true for the upper stages flight phase). It links the failure time and the probability of ground facility damage by the created fragments of the emergency LV.

By using the developed mathematical models, a number of theoretical and practical problems of flight safety evaluation were solved.

For the case of LV accident in the 1st stage flight phase, an algorithm was designed for plotting the danger zone for people within which individual risks exceed the maximum permissible level (assessment of the potential territorial risk field). The basis of the algorithm is the construction of a net within the launch line emergency zone, where the values of individual risks are defined in its junctions taking into account EES blocking in the initial phase of 1st stage flight.

Reduction of the possible emergency LV fall area by EES realization in the case of LV accident in the initial segment of trajectory increases the probability of launch site (LS) destruction. In order to preserve the LS in the case of LV accident in the initial flight phase, the FSS algorithm provides EES blocking during certain time lag. Optimization task was defined for selecting EES blocking duration in the initial phase of 1st stage flight that consists in obtaining the minimum LS destruction probability taking into account two limitations: risk for other ground complex facilities (excluding LS) shall not exceed the acceptable level and the danger zone for people (population) shall not go beyond the specified acceptable limits. A practical solution for the problem of selecting the EES blocking duration in the initial phase of 1st stage flight was proposed based on the enumerative technique.

The developed mathematical models and methods were applied to the complex analysis of Cyclone-4 ILV flight safety in the 1st stage flight phase; in particular the EES blocking duration was selected and justified in the initial phase of SLS flight in order to reduce the probability of LS destruction making 15 s; areas dangerous for people during ILV launches were constructed and used to change the initial launch azimuth of 358° by 17° for the SC sun-synchronous orbit injection trajectory.

The basis of the mathematical models for flight safety evaluation is the representation of the object damage area (ODA) meaning an area where an object is damaged in the case of emergency LV (missile) hit. Within the developed

mathematical models for flight safety evaluation for the case of normal flight (during SP fall) and for the case of LV (missile) accident in the flight phase, it was proposed for the first time to represent ODA as a convex polygon or totality of convex polygons. This approach to ODA representation is the most universal and allows approximating it to the real configuration of the object under damage. For practical computations on assessing the risks of ground facilities damage, it is proposed to divide the ODA polygons into elementary figures, namely triangles that are considered the most universal elementary figures for safety calculations as compared to circles and rectangles. Consequently, representing ODA as polygons allows increasing accuracy of the obtained risks for plane objects. Practical usage of the proposed models is shown for determining the probability of emergency LV fall in the settlement damage area and the risk for Lake Baikal.

Shortcomings of the collective risk assessment procedure was shown for settlements in the case of LV accident in the 1st stage flight phase when damage areas of significant dimensions are covered during its fall. In this case, a new procedure that uses statistical modeling based on determining the intersection area of the settlement's housing territory (represented as a convex polygon) with the LV damage area was proposed for computing the collective risk for settlements within the LV launch line emergency zone.

A mathematical model was constructed to calculate the damage risk for a linear object, namely main gas pipeline. Such model may be considered a subsequent development of the created models for evaluating plane objects safety. Estimation of probability of the linear object damage in the launch line emergency zone consists in its division into separate rectilinear segments that are used to build damage areas and calculate risks correspondingly. The model was applied to calculate the probability of damaging the Bukhara-Ural gas pipeline during Dnipro LV launches.

The model was proposed to assess the damage risks for people and ground facilities in the case of accident of a missile (SRM) equipped with CWH in the autonomous (passive) flight phase. It was used to justify the necessity of introducing a command for CWH blocking into FSS algorithm in the case of missile (SRM) accident in the autonomous flight phase (after removal of the CWH actuation preventing stages).

For LV equipped with FSS as well as diagnostic system and accident preventing system (that detects and repels emergencies), general expression was obtained for defining the probability of emergency absence as the probability of LV failure in the flight phase and the probability of FSS accident prevention. Accident-free flight is defined by non-emergency failures and accident preventing capability of FSS. Parametric correlation was obtained for assessing the slack time for detecting and successful repelling of emergencies by standard FSS. It is the

basis for calculating the LV accident prevention probability, namely the event when duration of emergency detection and repelling by standard FSS does not exceed the time of emergency development before the accident occurs.

A mathematical model was constructed to evaluate the reduction of no-failure operation factor for LV equipped with the standard emergency-repelling FSS due to "false" actuations typical for diagnostic and control systems. Optimization task was defined for determining FSS capabilities in emergency repelling as well as probability of "false" actuations and LV main task fulfilment.

Construction of more accurate mathematical models for flight safety evaluation indispensably includes improvement of approaches to LV (missile) flight safety calculations.

New models were built to evaluate the reliability of subsystems and LV equipment during ground development tests (GDT) that are valid under conditions of test scope reduction because they allow taking into account certain a priori data in calculations.

During designing, the existent inaccuracies of functionality models are mostly taken into account by using safety factors (central and extreme) that increase operational loads. For these safety factors respectively, the lower limit of the a priori division of probability of failure-free operation (PFFO) was established and the corresponding Bayesian model to evaluate subsystems and LV equipment reliability considering this data was developed. It was found out that the formula resulting from the Bienaime-Chebyshev inequality allows obtaining the smallest values of PFFO lower limit, which correspond to the applied safety factor, and thus the assured safety evaluations.

For the known diagram of the partial a priori certainty when a priori data solely has the point safety evaluation, it was established that possibilities of the traditional algorithm based on searching the posterior variance maximum are limited by no-failure test event. A new algorithm was proposed based on the informational criterion that allows solving CES reliability evaluation tasks under conditions of the a priori certainty for any test results.

Practically applied models for CES reliability evaluation were analyzed considering the improvements made during tests and it was shown that they all had certain shortcomings. A new Bayesian model was built to calculate CES reliability taking into account the improvements where test results after the latest modification were considered as test data while test results up to the latest modification were defined as a priori data. CES reliability estimation used as a priori data is defined by the theory of states (developed for FT and operational phases) as well as the interval of uncertainty for unknown root-mean-square (RMS) deviation of reliability evaluation. The stated a priori data containing the point reliability evaluation and the range of possible RMS values defines the new

diagram of partial a priori certainty. By using the uniform a priori distribution for RMS and the likelihood function parameterization, the reliability evaluation algorithm was built for the proposed diagram of partial a priori certainty.

Approaches to reliability evaluation of LV stages in the FT and operational phases were further developed. It was found out that lately the number of FTs became small and they might be combined with the operational phase. These phases are characterized by failures with low occurrence probability that were not detected in the GDT phase. Such failures are individual and LV designers perform improvements to eliminate causes of their appearance. The theory of states was used to build a new model for calculating the LV stages (and the whole LV) reliability based on the results of launches during operation considering the modifications performed. The proposed model allows calculating the LV stage reliability based on the modification efficiency (launches with failures effectively modified are moved to the category of the irrelevant and are not included in the reliability calculation). The method was used to determine the no-failure operation indices of Zenith family LV stages and its advantages were shown as compared to traditional models.

It was found out that the formulae recommended in the normative documents for reliability evaluation and RMS for LV and its components in the case of no-failure tests lead to incorrect result. Because of these correlations, the accuracy of obtained reliability evaluation in the case of no-failure tests is worse than the evaluation accuracy in the case of one credited failure. During calculations of the LV stages (and the whole LV) reliability in the case of no-failure tests, the necessity of transition to the correlations resulting from the minimum Jeffries informativity for binomial diagram and leading to more correct result was justified.

Parametric models for reliability evaluation based on one-dimensional (in most cases) and multi-dimensional probability distributions were further developed. The possibilities were considered for using the universal Jacobi distribution (based on the expansion in terms of the orthogonal Jacobi polynomials) in one-dimensional probability models of reliability and the generalized lambda distribution (GLD). The one-dimensional Jacobi distribution was further developed and its application domain was obtained. It was shown to be wider as compared to other universal distributions, such as the Gram-Charlier distribution and its modification. However, the essential complexity of the Jacobi distribution reduces its possibilities for broad practical application. GLD is significantly flexible and allows approximating random variables (SLS parameters) within a wide domain of common values of asymmetry and excess parameters. Wide possibilities of GLD practical usage for fitting the statistical data of SLS parameters were demonstrated. Statistical processing of one-dimensional statistical populations of mechanical system parameters indicated that the quality of filling

was comparable to the Jacobi distribution; however, GLD is simpler in constructing. Analytical expressions were obtained for determining the no-failure operation probability by using the one-dimensional GLD (particularly, for the strength–stress model). It is shown how the developed reliability evaluation model is practically used for determining the last ignition of the Vega LV fourth stage engine.

It is recommended to use two-dimensional normal connective based on the one-dimensional GLD for constructing two-dimensional (multi-dimensional) probability models of reliability and safety. Such distribution allows taking into account both the difference and linear correlation between marginal random variables and normal cases. Theoretical basis for construction of such distribution was considered and practical correlations were obtained for parametric reliability calculations. It was shown that mutual consideration of the difference and linear correlation between marginal random variables and normal cases allows obtaining high accuracy of parametric reliability sufficient for practical calculations. The two-dimensional normal connective based on GLD was used to specify the probability of propellant being sufficient for normal completion of the Zenith-2SB LV 1st stage operation.

Keywords: launch vehicle, flight safety, separating part, abnormal situation, accident, flight safety system, emergency engine shutoff, object damage area, risk for plane object, individual risk, collective risk, flight reliability.

Список публікацій здобувача

Наукові праці, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації.

Наукові праці в індексованих наукових виданнях

1. Гладкий Э.Г. Определение зон опасности в районах падения отделяющихся частей ракеты-носителя с учетом неопределенности высоты их первоначального разрушения // Космічна наука і технологія. – Киев: ГАО, 2015. – Т. 21. – № 6. – С. 49 – 55 (індексована Web of Science).

2. Гладкий Э.Г. К вопросу оценки коллективного риска для населенных пунк-тов в случае аварии ракеты-носителя на этапе полета первой ступени // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2018. – Вып.1(93). – С. 65 – 78 (індексована Copernicus).

3. Гладкий Э.Г. Оценка риска поражения линейного объекта в случае аварии ракеты-носителя на этапе полета // Космічна наука і технологія. – Киев: ГАО, 2019. – Т. 25. – № 4. – С. 22 – 28 (індексована Web of Science).

4. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение полетной надежности ракеты-носителя, с учетом результатов наземной экспериментальной

отработки и данных о проведенных доработках после неудачных пусков // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2019. – Вып.1(97). – С. 70 – 86 (індексована Copernicus).

Наукові праці в наукових фахових виданнях

1. Гладкий Э.Г. Анализ формул определения показателя безотказности ракет-носителей и их систем // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДДУ, 2000. – Т. II. – С. 128 – 131.

2. Гладкий Э.Г. Оценка вероятности поражения площадных объектов, случайным образом расположенных в океане по трассе полета ракеты-носителя // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2007. – Т. VII. – С. 49 – 56.

3. Гладкий Э.Г. К вопросу байесовской оценки надежности системы в случае частичной априорной определенности // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2011. – Т. XII. – С. 17 – 25.

4. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Оценка показателя безотказности механических систем РН на этапе экспериментальной отработки с учетом коэффициентов безопасности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2000. – Вып. 1, 2. – С. 40 – 48.

5. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение надежности ракеты-носителя на этапе эксплуатации с учетом проводимых доработок ее систем // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2004. – Вып. 2. – С. 61 – 74.

6. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Развитие моделей определения надежности механических систем ракет-носителей // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2004. – Вып. 1. – С. 147 – 160.

7. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Модель оценки уровня безопасности ракетно-космических систем // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2006. – Вып. 1-2. – С. 45 – 57.

8. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Использование обобщенного лямбда-распределения для определения параметрической надежности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2007. – Вып. 1. – С. 23 – 35.

9. Гладкий Э.Г., Крюков А.В. Определение вероятности падения аварийной ракеты-носителя на площадные объекты, расположенные вдоль

трассы выведения // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2008. – Вып. 1. – С. 81 – 90.

10. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Математические модели оценки риска для наземных объектов при пусках ракет-носителей // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2010. – Вып. 2. – С. 3 – 19.

11. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Выбор интервала времени блокировки аварийного выключения двигателя на начальном участке полета первой ступени // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2011. – Вып. 2. – С. 266 – 280.

12. Гладкий Э.Г. К вопросу оценки надежности систем в случае безотказных испытаний // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2013. – Вып. 1. – С. 114 – 116.

13. Гладкий Э.Г. Байесовская модель статистической оценки показателя безотказности технической системы по результатам испытаний с доработками // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2015. – №3. – С. 54 – 67.

14. Гладкий Э.Г. Процедура оценки полетной безопасности ракет-носителей, использующая геометрическое представление зоны поражения объекта в виде многоугольника // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2015. – Вып. 3. – С. 50 – 56.

15. Гладкий Э.Г. Использование вероятностного распределения Якоби для аппроксимации эмпирических статистических распределений // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2017. – №1. – С. 107 – 122.

16. Гладкий Э.Г. Использование двумерной нормальной связки в моделях оценки параметрической надежности // Техническая механика. – Днепр: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2018. – №4. – С. 105 – 118.

17. Гладкий Э.Г. Математические модели оценки безопасности в районе падения элементов кассетного боевого оснащения при отработке ракетного комплекса // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепр: ГП «КБ «Южное», 2019. – Вып. 2. – С. 11 – 17.

Наукові праці, які підтверджують апробацію матеріалів дисертації

1. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение надежности ракеты-носителя на этапе эксплуатации с учетом проводимых доработок ее систем // Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика: 3-я Международная научно-техническая конференция: сборник тезисов. – Рязань (Россия), 2000. – С. 81 – 82.

2. Gladky E.G., Perlik V.I. Influence of safety factors, used on designing, upon launch vehicles flight safety indexes // 50th International Astronautical Congress, IAF. Rio-de-Janero, 2000. – P. 119.

3. Гладкий Э.Г. Влияние коэффициентов безопасности, используемых при проектировании, на показатель безотказности механических систем РН // Людина і космос: друга всеукраїнська молодіжна науково-практична конференція: збірник тез – Дніпропетровськ, 2000. – С. 120.

4. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Оценка риска поражения площадных объектов по трассе полета РН // XXVII академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. – Москва, 2003. – С. 33.

5. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Математическая модель оценки показателя безопасности ракеты-носителя // Передовые космические технологии на благо человечества // Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2007. – С. 6 – 7.

6. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Выбор интервала времени блокировки аварийного выключения двигателя на начальном участке полета первой ступени ракеты носителя // Авиация и космонавтика: 10-я международная конференция: сборник тезисов. – Москва (МАИ), 2011. – С. 75 – 76.

7. Gladky E.G., Krivobokov L.V. Assurance and evaluation of space launch systems reliability // The 1st Korea-Ukraine Joint Forum on Reliability in Aerospace Systems, 2007. – P. 52 – 59.

8. Гладкий Э.Г. Математическая модель оценки полетной безопасности раке-ты-носителя, использующая геометрическое представление зоны поражения назем-ного объекта в виде многоугольника // Космічні технології: сучасність та майбутнє: V Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2015. – С. 17.

9. Gladky E.G. Mathematical models of the safety assessment of ground facilities in case of failure of the launch vehicle equipped with on-board automatic emergency engine shutdown system // 66th International Astronautical Congress, IAF. Jerusalem, 2015. – P. 1.

10. Гладкий Э.Г. Определение риска поражения линейного объекта, находящегося в зоне падения аварийной РКН // Космічні технології: сучасність та майбутнє: VI Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпро, 2017. – С. 20 – 21.

11. Гладкий Э.Г. Процедуры определения коллективного риска в случае аварии РКН на этапе полета, использующие многоугольники для представления населенных территорий // Космічні технології: сучасність та майбутнє: VII Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2019. – С. 28.

Праці, які додатково відображають наукові результати дисертації (підтверджують практичне застосування матеріалів дисертації)

1. Свідоство про реєстрацію авторських прав на твір. № 70791. – Методика оценки полетной надежности ракеты космического назначения/ Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В. 17.03.2017.
2. Ракета космического назначения «Циклон-4». Опасные зоны при аварийном полете РКН «Циклон-4». Циклон-4 21.16522.635 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2009. – 69 с. [Исп. Диденко А.В., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]
3. Ракета космического назначения «Циклон-4». Уточнение характеристик зон падения РКН «Циклон-4» в случае аварии. Оценка безопасности выбранных мест размещения объектов НК КРК «Циклон-4». Циклон-4 21.16011.117 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2008. – 110 с. [Исп. Филипенко И.М., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
4. Увязка КА «Лыбидь» с РКК «Зенит-М»: пояснительная записка Зенит-М/ Лыбидь ПЗ, 2012. – 363 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]
5. Программа АКРК-2. АКРК-2. Анализ полетной безопасности. Полетная безопасность. SLS YZH ANL 008 00. 2015. – Вып. 3. – 93 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
6. Программа «Гром-2». Оперативно-тактический ракетный комплекс. Полетная безопасность. GR2 YZH ANL 016 00. 2015. – Вып. 2. – 81 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
7. Программа МАЯК. Ракетно-космический комплекс. Анализ безопасности ракетно-космического комплекса. Часть 1. Анализ полетной безопасности РКН «Маяк-22». MSA YZH ANL 006 00. 2014. – Вып. 1. – 97 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
8. Проект ТКРК. Анализ приемлемости альтернативной точки # 7 для размещения КПЦ ТКРК. SL-YN-TD-R-009. 2015. – 143 с. [Исп. Диденко А.В., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
9. Программа «Циклон-4М». Ракетно-космический комплекс. Анализ полетной безопасности РКК. С4М YZH ANL 062 00. 2018. – Вып. 1. – 92 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
10. Методика оценки надежности жидкостного ракетного двигателя и ракеты космического назначения в целом. Обеспечение безопасности при наземной эксплуатации ракеты космического назначения. KSLV-II.21.18213.018 ОТ: техн. отчет. Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2016. – 86 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В., Дунаев Д.В. и др.].

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ	27
ВСТУП	29
РОЗДІЛ 1 МІСЦЕ І РОЛЬ ПРОБЛЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ В ПРОЦЕСІ СТВОРЕННЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ СИСТЕМ.....	42
1.1 Історичні аспекти формування безпеки як окремого наукового напрямку	42
1.2 Досвід забезпечення і оцінювання безпеки в різних галузях промисловості.....	46
1.3 Проблематика безпеки в РКТ	48
1.3.1 Структура проблеми забезпечення безпеки в РКТ.....	48
1.3.2 Роботи щодо забезпечення безпеки під час створення і експлуатації РК.....	54
1.3.3 Основні напрями забезпечення безпеки РК.....	56
1.3.4 Огляд літератури щодо забезпечення та оцінювання безпеки ракетно-космічних систем.....	61
1.4 Показники польотної безпеки.....	63
1.4.1 Терміни та визначення безпеки стосовно РКТ	63
1.4.2. Показники польотної безпеки під час пусків РН(БР) та вимоги до них.....	65
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1	70
РОЗДІЛ 2 ОСНОВНІ ЗАВДАННЯ ПРОБЛЕМИ ОЦІНЮВАННЯ ПОЛЬотної БЕЗПЕКИ РАКЕТНИХ СИСТЕМ.....	72
2.1 Завдання забезпечення та оцінювання польотної безпеки	72
2.2 Основні положення оцінювання польотної безпеки	75
2.2.1 Об'єкти ураження, що розташовані уздовж траси пуску	75
2.2.2 Зона ураження об'єкта	77
2.3 Надійність – основний чинник забезпечення польотної безпеки РН	93
2.3.1 Завдання оцінювання надійності систем РН.....	95
2.3.2 Особливості оцінювання польотної надійності ступенів РН на етапах проектування і відпрацювання	96
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2	99
РОЗДІЛ 3 МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ОЦІНЮВАННЯ БЕЗПЕКИ ПІД ЧАС ШТАТНОГО ПОЛЬОТУ РАКЕТИ	101
3.1 Математичні моделі оцінювання ризику (ймовірності ураження) для наземного об'єкта з урахуванням фрагментації ВЧ на ділянці пасивного падіння	101
3.1.1 Загальні моделі оцінювання ризику для наземних об'єктів у районі падіння ВЧ.....	101

3.1.2 Модель оцінювання ризику для об'єктів у районі падіння ВЧ РН з урахуванням невизначеності висоти її руйнування	107
3.1.3 Використання інженерного підходу до фрагментації ВЧ для оцінювання ризику для наземних об'єктів.....	113
3.1.4 Особливості визначення ризику для наземного об'єкта, зона ураження якого зображується опуклим багатокутником	119
3.2 Використання геометричних ймовірностей і параметричних моделей для оцінювання ймовірності ураження групи об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ	122
3.3 Математична модель оцінювання безпеки в районі падіння елементів бойового оснащення під час відпрацювання ОТРК	127
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3.....	134
РОЗДІЛ 4 МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ОЦІНЮВАННЯ РИЗИКУ ДЛЯ НАЗЕМНИХ ОБ'ЄКТІВ У ВИПАДКУ АВАРІЇ РАКЕТИ, ОБЛАДНАНОЇ СИСТЕМОЮ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ, ЩО РЕАЛІЗУЄ АВАРІЙНЕ ВИМКНЕННЯ ДВИГУНА	136
4.1 Аналіз наявних підходів до визначення ризику для наземних об'єктів у випадку аварії ракети на етапі польоту	136
4.2 Класифікація позаштатних ситуацій, які виникають на борту РН у процесі польоту	141
4.3 Математичні моделі оцінювання ризику для наземних об'єктів у разі аварії РН, обладнаної штатною СБП, що реалізує АВД.....	144
4.3.1 Ризик для наземного об'єкта у разі аварії РН за відсутності її руйнування на ділянці пасивного падіння.....	144
4.3.2 Ризик для наземного об'єкта у разі використання блокування АВД на початковій ділянці польоту першого ступеня РН.....	151
4.3.3 Математичні моделі оцінювання ризику для наземного об'єкта у випадку фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння	153
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4.....	158
РОЗДІЛ 5 РОЗВ'ЯЗАННЯ ПРАКТИЧНИХ ЗАДАЧ ОЦІНЮВАННЯ ПОЛЬотної БЕЗПЕКИ У ВИПАДКУ АВАРІЇ РАКЕТИ НА ЕТАПІ ПОЛЬОТУ	160
5.1 Побудова небезпечних зон для людей під час пусків РН.....	160
5.2 Вибір тривалості блокування АВД на початковій ділянці траєкторії польоту РН	166
5.3 Особливості оцінювання ризику ураження наземного об'єкта, зону ураження якого зображено у вигляді опуклого багатокутника.....	171
5.4 Оцінювання колективного ризику для населеного пункту, територію якого зображено у вигляді багатокутника.....	179

5.5 Оцінювання ризику для лінійного об'єкта у разі аварії РН на етапі польоту	188
5.6 Визначення зон небезпеки для людей у разі аварії ТР(ОТР) на ділянці автономного польоту	191
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5	193
РОЗДІЛ 6 МОДЕЛЬ ОЦІНЮВАННЯ ІМОВІРНОСТІ ВІДСУТНОСТІ АВАРІЇ НА БОРТУ РН, ОБЛАДНАНОЇ СИСТЕМОЮ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ, ЯКА ЗАПОБІГАЄ АВАРІЇ (ЗАГАЛЬНИЙ ВИПАДОК)	196
6.1 Визначення ймовірності відсутності аварії на борту ракети-носія, обладнаного СБП для запобігання аварій	196
6.2 Визначення ймовірності запобігання розвитку аварійної ситуації на борту РН штатною СБП	199
6.3 Зниження безвідмовності РН, обладнаної штатною СБП, яка запобігає аварії	202
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 6	204
РОЗДІЛ 7 ВИЗНАЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ СИСТЕМ РЕКЕТИ-НОСІЯ НА ЕТАПІ НАЗЕМНОГО ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ВІДПРАЦЮВАННЯ	206
7.1 Оцінювання надійності механічних систем РН за результатами випробувань з урахуванням інформації, яку містять коефіцієнти безпеки, використовувані під час проектування	206
7.1.1 Типи коефіцієнтів безпеки, які використовуються під час проектування МС	206
7.1.2 Визначення апіорної нижньої межі надійності МС на основі використовуваних під час проектування коефіцієнтів безпеки	210
7.1.3 Визначення надійності МС з урахуванням апіорної інформації, що містять коефіцієнти безпеки	214
7.2 Оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН на етапі автономного відпрацювання в умовах часткової апіорної визначеності	216
7.3 Оцінювання показника безвідмовності СТС за результатами випробувань з доопрацюваннями	223
7.3.1 Огляд відомих методів оцінювання надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань	223
7.3.2 Нова байєсівська модель оцінювання надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань	228
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 7	235
РОЗДІЛ 8 ОЦІНЮВАННЯ НАДІЙНОСТІ СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ НА ЕТАПІ ЛЬОТНИХ ВИПРОБУВАНЬ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ	237
8.1 Оцінювання надійності ступенів РН на етапі льотних випробувань та експлуатації з використанням теорії станів	237

8.2. Аналіз надійності ступенів РН сімейства «Зеніт».....	246
8.3 Визначення надійності ступенів РН за результатами безвідмовних випробувань	254
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 8.....	258
РОЗДІЛ 9 РОЗВИТОК ПАРАМЕТРИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ЗАДАЧ НАДІЙНОСТІ ТА БЕЗПЕКИ. ОДНОВИМІРНІ МОДЕЛІ.....	260
9.1 Актуальні задачі надійності та безпеки ракетно-космічної техніки, в яких застосовують параметричні моделі	260
9.2 Одновимірні параметричні моделі.....	262
9.2.1 Аналіз одновимірних імовірнісних розподілів з погляду практичного застосування.....	263
9.2.2 Системи універсальних одновимірних імовірнісних розподілів	264
9.2.3 Універсальні імовірнісні розподіли, які побудовано за допомогою ортогональних розкладів	266
9.2.4 Сімейство гіперболічних розподілів.....	270
9.2.5 Одновимірний узагальнений лямбда-розподіл.....	272
9.3 Практичне використання узагальненого лямбда-розподілу.....	277
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 9.....	283
РОЗДІЛ 10 БАГАТОВИМІРНІ ПАРАМЕТРИЧНІ МОДЕЛІ.....	284
10.1 Аналіз універсальних багатовимірних (двовимірних) імовірнісних розподілів для параметричних моделей.....	284
10.2 Двовимірна нормальна зв'язка.....	287
10.3 Застосування нормальної зв'язки в параметричних моделях	294
10.3.1 Визначення параметричної надійності	294
10.3.2 Дослідження впливу нелінійної кореляції на параметричну надійність	296
10.3.3 Визначення ймовірності достатності палива в процесі функціонування ступеня РН	298
ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 10	299
ВИСНОВКИ.....	301
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	309
ДОДАТОК А УРАЖАЛЬНІ ФАКТОРИ ПІД ЧАС ПАДІННЯ ВІДОКРЕМЛЮВАНИХ ЧАСТИН І АВАРІЙНОГО РАКЕТИ-НОСІЯ.....	323
А.1 Уражальні фактори вибуху під час падіння незруйнованої ВЧ або аварійної РН, що містить компоненти ракетного палива	323
А.2 Визначення зон (радіусів) ураження під час падіння ВЧ або аварійної РН	327
ДОДАТОК Б ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПОЗАШТАТНИХ СИТУАЦІЙ, ПОВ'ЯЗАНИХ ІЗ ВТРАТОЮ КЕРОВАНOSTІ РАКЕТИ-НОСІЯ.....	332

ДОДАТОК В ПРОГРАМА ПОБУДОВИ НЕБЕЗПЕЧНОЇ ЗОНИ ДЛЯ ЛЮДЕЙ В НАВКОЛОСТАРТОВІЙ ЗОНІ ДЛЯ КРК «ЦИКЛОН-4».....	335
ДОДАТОК Г АНАЛІЗ ПОЗАШТАТНИХ СИТУАЦІЙ РКП «ЦИКЛОН-4» НА ДІЛЯНЦІ ПОЛЬОТУ І СТУПЕНЯ	353
ДОДАТОК Д ІСТОРІЯ ПУСКІВ РН СІМЕЙСТВА «ЗЕНІТ».....	362
Д.1 Сімейство ракет-носіїв типу «Зеніт».....	362
Д.2 Історія експлуатації РН «Зеніт-2»	362
Д.3 Історія експлуатації РН «Зеніт-2S»	364
Д.4 Історія експлуатації РН «Зеніт-2СБ».....	365
ДОДАТОК Е МОДИФІКОВАНА ЗВ'ЯЗКА ФАРЛЬС–ГУМБЕЛЯ–МОРГЕНШТЕРНА.....	367

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

АВ	– аварійна відмова
АВД	– аварійне вимкнення двигуна
АВНКВ	– аналіз видів, наслідків та критичності відмов
АДР	– аеродинамічний руль
АЕС	– атомна електростанція
АС	– аварійна ситуація
АТ	– азотний тетраоксид
БЕ	– бойовий елемент
БКВ	– блок корисного вантажу
БР	– балістична ракета
БЦОК	– бортовий цифровий обчислювальний комплекс
ВВ	– випадкова величина
ВЧ	– відокремлювана частина
ДП «КБ «Південне»	– Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К.Янгеля
ЕД	– експлуатаційна документація
ЕО	– екваторіальна орбіта
ЕОМ	– електронно-обчислювальна машина
ЗВ	– залікові випробування
ЗТЗ КРП	– зона тимчасового зберігання компонентів ракетного палива
ЗУО	– зона ураження об'єкта
ІБР	– імовірність безвідмовної роботи
КА	– космічний апарат
КБЧ	– касетна бойова частина
КД	– конструкторська документація
ККС	– конструктивно-компонувальна схема
КРК	– космічний ракетний комплекс
КРП	– компоненти ракетного палива
КП	– командний пункт
КПЕВ	– комплексна програма експериментального відпрацювання
ЛВ	– льотні випробування
МД	– маршовий двигун
МЗН	– модель зростання надійності
МЦХ	– масово-інерційні і центрувальні характеристики
МО	– міністерство оборони
МС	– механічна система
НДМГ	– несиметричний диметилгідразин
НЕВ	– наземне експериментальне відпрацювання

НК	– наземний комплекс
НП	– населений пункт
НТУ	– наземне технологічне устаткування
ОТР	– оперативно-тактична ракета
ОТРК	– оперативно-тактичний ракетний комплекс
ПГСПП	– пневмогідравлічна система подачі палива
ПЗБ	– програма забезпечення безпеки
ПЗН	– програма забезпечення надійності
ПШС	– позаштатна ситуація
РБ	– розгінний блок
РДТП	– ракетний двигун твердого палива
РК	– ракетний комплекс
РКД	– робоча конструкторська документація
РКК	– ракетно-космічний комплекс
РКП	– ракета космічного призначення
РКС	– ракетно-космічна система
РКТ	– ракетно-космічна техніка
РН	– ракета-носій
РРД	– рідинний ракетний двигун
РУ	– рушійна установка
СБП	– система безпеки польоту
СГО	– стулки головного обтічника
СГП	– система гідроприводів
СЗ	– система запобігання
СК	– стартовий комплекс
СКр	– система контролю
СКВ	– середнє квадратичне відхилення
ССО	– сонячно-синхронна орбіта
ССН	– структурна схема надійності
СТС	– складна технічна система
СТП	– стандарт підприємства
СУП	– система умов працездатності
ТЗ	– технічне завдання
ТК	– технічний комплекс
ТНА	– турбонасосний агрегат
ТР	– тактична ракета
ТТЗ	– тактико-технічне завдання
УЛР	– узагальнений лямбда-розподіл

ВСТУП

Початку третього тисячоліття притаманне значне прискорення науково-технічного прогресу. Енергетика, передусім атомна, хімічна промисловість, наземний, повітряний і морський транспорт, ракетно-космічна техніка (РКТ), галузі, що освоюють надра континентів і Світового океану, невпинно нарощують використання енергонасичених складних технічних систем (СТС), можливості яких постійно зростають. Експлуатація таких СТС неминуче пов'язана з ризиком виникнення аварій, які у свою чергу можуть спричинити катастрофи, що супроводжуються людськими жертвами, величезним (обчислюваним сотнями тисяч і мільйонів доларів США) матеріальним збитком та значними екологічними наслідками. Сказане повною мірою підтверджують аварії і катастрофи, що сталися останніми роками в енергетиці, ракетно-космічній сфері, хімічній промисловості провідних країн світу, таких як США, Росія, Китай, Японія. До того ж, у сучасних умовах аварії окремих СТС за своїми масштабами і тяжкістю наслідків може бути порівняно з природними катастрофами або руйнівними наслідками воєнних дій із застосуванням ядерної зброї. Отже, проблема забезпечення безпеки посідає одне з центральних місць в процесі створення сучасних СТС. Її розв'язання, з одного боку, привело до формування окремого напрямку в науці і техніці – безпеки, а з другого – змушує постійно вдосконалювати концепції розроблення і експлуатації таких СТС для забезпечення необхідного рівня безпеки.

Причинами аварій СТС є відмови, що виникають у процесі їх функціонування, а також помилки персоналу під час експлуатації СТС. Спочатку вирішення питань безпеки СТС базувалося на безпосередньому запозиченні ймовірно-статистичних методів теорії надійності. Така ситуація виявилася не досить адекватною, бо вихідні поняття відмови для теорії надійності і теорії безпеки мають принципову відмінність, що стосується наслідків для техніки, людей та навколишнього природного середовища. Оскільки далеко не кожен вид відмови може призвести до аварії або катастрофи, було виділено особливий клас відмов, так званих аварійних відмов (АВ). Основними завданнями безпеки як науки є вивчення причин, що спричиняють АВ у СТС, визначення закономірностей розвитку аварійних ситуацій (АС), які породжуються аварійними відмовами, та методів їх контролю, пошук способів локалізації і ліквідації АС, усунення наслідків аварій, розроблення методів і випробувань для розрахунку та підтвердження безпеки, визначення шляхів та засобів підвищення безпеки СТС. Принципова відмінність безпеки від надійності полягає в тому, що у процесі аналізу безпеки припускають можливість відмов у СТС, проте ризик для людей, обладнання та природного середовища, що стосується заподіюваної

внаслідок відмови шкоди, не повинен перевищувати встановлених допустимих значень (концепція «прийняттого ризику»).

Невластивим для теорії надійності є і те, що крім безпосереднього усунення відмов СТС в якості засобів підвищення безпеки використовують спеціальні системи безпеки для виявлення і запобігання можливих аварій під час функціонування СТС, локалізації наслідків аварій, що сталися, а також захисту і порятунку виділених об'єктів (передусім людей).

Ракетно-космічні та бойові ракетні комплекси (далі – РК) належать до СТС підвищеної небезпеки через наявність величезного запасу палива (зокрема кріогенного або токсичного), рушійної установки, що перетворює хімічну енергію палива в кінетичну енергію руху ракети, а для бойових ракетних комплексів – бойового оснащення. Безпеку РК зазвичай розглядають для двох основних фаз (етапів) експлуатації: наземної експлуатації РК під час підготовування ракети до пуску і безпосередньо польоту ракети. В процесі наземної експлуатації безпека, перш за все, пов'язана з обслуговуючим персоналом, який у більшості випадків є як причиною виникнення АС і об'єктом ураження, так і основним елементом ліквідації АС, аварій та їх наслідків. Можливі аварії найчастіше локалізовані межами наземного комплексу (НК) або космодрому. Для забезпечення безпеки РК під час наземної експлуатації, насамперед, розробляють безпечну технологію робіт, впроваджують заходи з охорони праці, а також у складі РК передбачають спеціальні системи попередження та локалізації АС.

На етапі польоту ракети-носія (РН) або бойової ракети (БР) завдання убезпечення наземних об'єктів та людей істотно ускладнюється. Ракета на етапі польоту становить небезпеку не тільки в разі аварійного результату пуску, але і під час штатного польоту. Для штатного польоту джерелами небезпеки є відокремлювані частини (ВЧ) – відпрацьовані ступені, головний обтічник та інші, а для бойових ракет – бойове оснащення. У випадку аварії РН або БР (далі – РН(БР)), з огляду на те, що траси пусків розтягнуті на кілька тисяч кілометрів, збитки може бути завдано як об'єктам НК та персоналу, так і населенню, а також об'єктам, що не пов'язані з космічними або військовими програмами. Оскільки РН(БР) летить в автоматичному режимі, причинами аварій є відмови її систем, отже надійність – головний чинник забезпечення польотної безпеки. Крім того, на борту РН(БР) обов'язково встановлюють спеціальні системи запобігання або локалізації аварій.

Актуальність роботи

Сьогодні для розробників РКТ, як і раніше, актуальною є проблема запобігання або зведення до мінімуму тяжких наслідків, що виникають у разі аварій РН(БР) на етапі польоту. Доводиться констатувати, що, незважаючи на більш ніж півстолітню історію розвитку РКТ об'єктивно існує відмінна від

нуля ймовірність відмов РН у польоті незалежно від типу ракети-носія, рівня її відпрацьованості і тривалості експлуатації РК на її основі. Траси пусків РН і прилеглі до них території є зонами потенційної небезпеки через можливі відмови РН на активній ділянці траєкторії і падіння аварійних РН або їх фрагментів. На підтвердження необхідно зазначити, що протягом останніх років відбулося декілька аварій високонадійних РН «Зеніт», «Дніпро», «Протон», «Союз», наслідком яких було падіння аварійних РН уздовж траси польоту. Кожна з аварій призвела до значних економічних втрат і набула великого суспільного та політичного резонансу. Отже, оцінювання і забезпечення надійності та безпеки ракетно-космічних систем (РКС) в процесі їх розроблення, відпрацювання й експлуатації – одна з найважливіших проблем у сучасній техніці.

Безпека, як і надійність, є одним із основних показників якості РКС. Забезпечення високого рівня надійності й безпеки є запорукою високої конкурентоспроможності виробів РКТ на світовому ринку космічної техніки та пускових послуг. На цей час стратегічною метою ракетно-космічної галузі України є збереження й розширення присутності на світовому ринку пускових послуг. Зазначене завдання доводиться вирішувати в досить непростих умовах, коли для всіх сегментів ринку пускових послуг характерним є перевищення пропозиції над попитом і, відповідно, високий рівень конкуренції. У кожному сегменті космічних апаратів (КА), пропонують відразу кілька ринкових пропозицій, наприклад: у сегменті запуску «важких» та «середніх» супутників зв'язку це – РН «Протон-М», ракети космічного призначення (РКП) «Зеніт-3SL», «Зеніт-3SLБ» та РН «Аріан-5». Засоби виведення КА, що розробляють конкуренти, вже мають або прагнуть до більш високого рівня технічних характеристик. Отже, потрібно забезпечити високу конкурентоспроможність розроблюваних Україною (самостійно або в співдружності з іноземними компаніями) засобів виведення КА, при цьому підвищуючи рівень їх надійності та безпеки.

Отримання більш достовірних кількісних значень показників польотної безпеки РН(БР) дозволить підвищити ефективність керування процесами забезпечення безпеки і, насамперед, сформулювати обґрунтовані рекомендації, спрямовані на убезпечення об'єктів НК і персоналу, а також населення та інших об'єктів. Зокрема, визначити зони безпечного розміщення об'єктів НК і персоналу, зони евакуації населення і суден, а, у разі потреби, зони відчуження вздовж траси польоту РН(БР), у тому числі і в зонах падіння ВЧ. Отже, вдосконалення методів оцінювання показників польотної безпеки є одним з перших і головних кроків підвищення безпеки сучасних РН(БР) на етапі польоту. Водночас підвищення безпеки сучасних РН(БР) безпосередньо пов'язано з підвищенням надійності, отже паралельно необхідно

вдосконалювати методи і методики оцінювання та забезпечення надійності систем РН(БР).

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами і темами

Матеріали, подані в дисертації, були безпосередньо отримані автором в процесі виконання:

- міжнародного проекту створення РКК «Циклон-4»;
- робіт зі створення національного оперативного тактичного ракетного комплексу «Сапсан»;
- програми створення РН «Антарес» спільно з компанією Orbital;
- робіт з ув'язування КА з РКП «Зеніт-3SL» (проект «Морський старт»), РКП «Зеніт-3SLБ», РКП «Зеніт-3SLБФ» (проект «Наземний старт»);
- робіт з ув'язування КА з РН «Дніпро»;
- робіт за проектом створення РН «Вега» спільно з Європейським космічним агентством;
- робіт зі створення бойових і ракетно-космічних комплексів «Грім-2», «Коршун», АКРК, «Маяк»;
- робіт зі створення методики для розрахунку польотної надійності ракети-носія KSLV-II;
- робіт зі створення РКК «Циклон-4М».

Мета і задачі досліджень

Об'єкт дослідження – безпека наземних об'єктів і людей під час пусків РН та БР.

Предмет дослідження – математичні моделі оцінювання польотної безпеки і надійності РН та БР.

В дисертації вирішувалися наступні основні *задачі*:

1. Визначити і дослідити основні напрями вдосконалення математичних моделей оцінки польотної безпеки РН(БР), і, насамперед, чинників, пов'язаних зі специфікою систем безпеки польоту (СБП), якими обладнані РН(БР) української розробки.

2. Побудувати більш досконалі математичні моделі оцінювання польотної безпеки для РН(БР) у випадку штатного польоту і у випадку аварії на етапі польоту та показати їх практичне застосування для прикладних задач забезпечення безпеки.

3. Дослідити можливості більш коректного подання наземних об'єктів в моделях оцінки польотної безпеки.

4. Побудувати і дослідити моделі оцінювання ймовірності відсутності аварії РН, оснащеною СБП, яка виявляє аварійну ситуацію (АС) і запобігає аварії.

5. Визначити шляхи отримання достовірних оцінок надійності агрегатів і підсистем РН(БР) в умовах зменшення кількості експериментів.

6. Розробити нові моделі оцінки надійності агрегатів і підсистем та РН(БР) в цілому з урахуванням проведення доопрацювань.

7. Визначити універсальні одновимірні й багатовимірні ймовірнісні розподіли з метою вдосконалення параметричних моделей надійності та безпеки.

Методи дослідження. Під час розроблення нових математичних моделей оцінювання польотної безпеки і надійності РН(БР) як теоретичні засоби використано відповідні розділи теорії надійності, теорії ймовірностей і математичної статистики, теорії ігор, методи математичного статистичного моделювання.

Наукова новизна отриманих результатів

Головний науковий результат дисертації полягає в розробці нових підходів і на їх основі удосконалених математичних моделей оцінювання польотної безпеки і основної її складової – надійності.

1. Розроблено нову математичну модель оцінювання ймовірності ураження (ризiku) наземного об'єкта у випадку аварії РН на активній ділянці польоту. Модель дозволяє врахувати відмінний характер позаштатних ситуацій (ПШС), що виникають на борту РН внаслідок відмов її систем, а також логіку роботи встановленої на РН штатної системи безпеки польоту (СБП), яка забезпечує аварійне вимкнення двигуна (АВД) у разі виникнення аварійних ситуацій (АС). Під час побудови такої моделі запропоновано окремо виділяти і розглядати ПШС, що призводять до втрати керованості (втрати стійкості польоту) РН. Проведено адаптацію моделі для випадку фрагментації аварійної РН(БР) на ділянці пасивного падіння.

2. Запропоновано узагальнення розробленої математичної моделі оцінювання ризику для наземного об'єкта, яке дозволяє врахувати блокування АВД на початковій ділянці польоту першого ступеня РН. З використанням такої моделі вперше сформульовано і розв'язано оптимізаційну задачу вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту першого ступеня РН.

3. Побудовано загальну математичну модель для визначення ймовірності відсутності аварії на борту РН, обладнаної штатною СБП, що виявляє і відбиває АС, які виникають у процесі польоту. Сформульовано оптимізаційну задачу, яка дозволяє визначити можливості СБП щодо відбивання АС, з одного боку, і ймовірністю «хибних» спрацювань і виконання основного завдання РН, з другого.

4. Розроблено нову модель оцінювання ризиків для наземних об'єктів у районі падіння ВЧ, яка дозволяє більш коректно враховувати можливу фрагментацію ВЧ на ділянці пасивного падіння.

5. В рамках розроблених математичних моделей оцінювання польотної безпеки вперше запропоновано зони ураження об'єктів (ЗУО) подавати у вигляді опуклих багатокутників. Таке зображення ЗУО дозволяє врахувати реальну конфігурацію наземного об'єкта і є більш коректним у порівнянні з прийнятими в існуючих моделях типовими ЗУО – прямокутниками і колами. В процесі визначення ймовірності влучання ВЧ або аварійної РН у ЗУО багатокутники запропоновано поділяти на складові трикутники, що надає підставу розглядати трикутник як найбільш універсальну типову елементарну фігуру для задачі оцінювання польотної безпеки.

6. Вперше розроблено математичні моделі оцінювання польотної безпеки під час проведення льотних випробувань (ЛВ) бойової (тактичної/оперативно-тактичної) ракети, оснащеної касетною бойовою частиною, для штатного польоту, а також для випадку аварійного результату пуску.

7. Для етапу наземного експериментального відпрацювання (НЕВ) систем РН (під час проведення автономних випробувань) розроблено методи оцінювання надійності, які дозволяють врахувати різну додаткову (апріорну) інформацію: використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки; оцінки надійності, що отримані на етапі проектування; доопрацювання, які проводять у процесі випробувань.

8. Подальший розвиток отримала відома модель оцінювання надійності СТС за результатами відпрацювання в умовах часткової апріорної визначеності (за відсутності точності точкової оцінки надійності), для якої розроблену нову процедуру, що ґрунтується на інформаційному підході і дозволяє виключити недоліки традиційного підходу.

9. Вперше виділено і досліджено нову схему визначення надійності в умовах часткової апріорної визначеності, коли як апріорну інформацію використовують точкову оцінку надійності СТС та інтервал невизначеності для середнього квадратичного відхилення.

10. Розроблено нову математичну модель оцінювання польотної надійності ступенів РН на етапі експлуатації, яку засновано на теорії станів і яка дозволяє врахувати ефективність проведених у процесі експлуатації доопрацювань. В її основу покладено принцип переведення пусків з відмовами, щодо яких проведені ефективні доопрацювання, в категорію незалікових (не враховуються під час визначення надійності).

11. Подальший розвиток отримали параметричні методи, що застосовують для оцінювання надійності і безпеки. Для одновимірних задач

надійності і безпеки РН запропоновано використовувати одновимірний узагальнений лямбда-розподіл (УЛР), який дає змогу описувати випадкові величини (параметри і характеристики РКС) у широкому діапазоні значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. Продemonстровано можливості УЛР для апроксимації статистичних сукупностей параметрів ракетних систем, при цьому якість підгонки виявилася не гіршою ніж у розподілу Якобі, який є більш складним в побудові та використанні (універсальний обмежений розподіл Якобі запропоновано автором в кандидатській дисертації, в дисертації було визначено область його використання).

12. Для двовимірних (багатовимірних) параметричних моделей надійності і безпеки вперше рекомендовано використовувати нормальну зв'язку на основі одновимірних УЛР. Такий розподіл дозволяє врахувати зкошеність і гостровершинність розподілів маргінальних випадкових величин (параметрів систем РН), а також лінійну стохастичну залежність між ними.

Практична цінність отриманих результатів

Розроблені в дисертації математичні моделі оцінювання безпеки для випадку штатного польоту РН дозволяють підвищити точність визначення розмірів і конфігурації небезпечних зон у районах падіння ВЧ. Це у свою чергу дозволяє в межах концепції «прийнятного ризику» розглядати можливість використання частини районів падіння ВЧ у народному господарстві або для судноплавства, якщо район падіння ВЧ розташований в океані.

Для випадку аварії РН на етапі польоту розроблено практичні методики і відповідне програмне забезпечення для оцінювання ризиків для площинних і лінійних об'єктів, а також колективного ризику для населених пунктів, що розташовані по трасі польоту РН.

Розроблено практичні підходи для дослідження ПШС, пов'язаних із втратою керованості РН(БР) на етапі польоту. Вони необхідні для визначення середнього часу розвитку ПШС до реалізації АВД, імовірності реалізації АВД, характеристик розсіювання точок падіння аварійних РН(БР) після АВД.

Для КРК «Циклон-4», що розроблявся, проведено розрахунок показників польотної безпеки під час пусків з космодрому Алкантара. Зокрема, з використанням запропонованих моделей обґрунтовано тривалість блокування АВД на початковій ділянці траєкторії польоту першого ступеня, який становить 15 с; визначено небезпечні зони для людей, в яких ризики перевищують допустимий рівень. Отримання зазначеної зони безпеки дозволило сформулювати практичні заходи, пов'язані із забезпеченням безпеки на початковій ділянці польоту РКП. Зокрема було змінено азимут пуску для початкової ділянки польоту РКП «Циклон-4» з метою

унеможливлення потрапляння в небезпечну зону невеликих селищ на території Бразилії.

В забезпечення пусків РН «Дніпро» з пускової бази Ясний отримано ризики для населених пунктів та магістральних газогонів, які потрапляли в аварійну зону траси пуску.

Проведено уточнення польотної надійності ступенів РН сімейства «Зеніт». Використання запропонованої в дисертації методики дозволило врахувати інформацію щодо проведених доопрацювань і отримати більш коректні за існуючі значення показників безвідмовності. Останні можуть бути використані для визначення надійності РН сімейства «Зеніт» в цілому (насамперед, для страхових компаній), а також для більш точного прогнозу рівня безпеки під час пусків РН цього сімейства.

Розроблені методики дозволяють оцінювати надійність систем РН на етапі НЕВ в умовах зменшення обсягів випробувань.

Побудована модель оцінювання безпеки у разі льотних випробувань тактичних і оперативно-тактичних ракет з касетним бойовим оснащенням дозволяє визначити розміри небезпечних зон і обґрунтовано формувати рекомендації щодо вибору випробувального полігону.

Обґрунтованість та достовірність результатів

Достовірність отриманих в дисертації наукових та практичних результатів, висновків та рекомендацій обґрунтовано:

- глибоким теоретичним аналізом явищ та процесів, що досліджуються;
- використанням більш точних математичних моделей, які враховують більший обсяг вихідних даних і достатньою мірою відповідають розглянутим задачам;
- коректними викладками і обґрунтуваннями в процесі побудови аналітичних моделей і розрахункових методик;
- збіжністю результатів математичного і машинного моделювання;
- практичним використанням отриманих результатів в проектно-конструкторській діяльності, яке підтвердило правильність запропонованих рішень.

Особистий внесок здобувача

Основні наукові результати і висновки, які містять математичні моделі і методики польотної безпеки та надійності, що подані в розділах 2 – 10 дисертації і складають сутність дисертації, одержано автором особисто.

У роботах, які було виконано у співавторстві з іншими авторами, автору особисто належить основна частина ідей і теоретичних розробок, а саме: математичні моделі оцінювання ризиків ураження об'єктів у разі аварії РН(БР), що враховують особливості використання на борту СБП, яка реалізує АВД [37, 46, 47, 48]; математичні моделі оцінювання ймовірності відсутності

аварії на борту РН, обладнаної СБП, яка забезпечує виявлення та запобігання аваріям [44, 45]; математичні моделі оцінювання надійності РН з урахуванням виконаних доопрацювань [38, 41, 49] та її складових, що використовують байєсівську методологію [39, 158]; параметричні моделі оцінювання надійності, які використовують УЛР [42, 43].

Апробація матеріалів дисертації

Матеріали дисертації доповідалися на Міжнародних молодіжних науково-практичних конференціях «Людина і космос» НЦАОМУ (м. Дніпропетровськ, 2000, 2007, 2011 р.р.), Третій міжнародній науково-технічній конференції «Космонавтика Радіоелектроніка. Геоінформатика» (м. Рязань, Росія, 2000 р.), XXVII академічних читаннях із космонавтики (м. Москва, Росія, 2003 р.), 1-й корейсько-українському форумі з надійності аерокосмічних систем (м. Сеул, Південна Корея, 2007 р.), 10-й Міжнародній конференції «Авіація і космонавтика» МАІ (м. Москва, Росія, 2011 р.), 1-й, 5-й, 6-й і 7-й міжнародних конференціях «Космічні технології: Сучасність та майбутнє» (м. Дніпропетровськ, 2007, 2015, 2017, 2019 р.р.), 50-му і 66-му Міжнародних астронавтичних конгресах (м. Ріо-де-Жанейро, Бразилія, 2000 р.; м. Єрусалим, Ізраїль, 2015 р.).

Публікації

Основні результати дисертації викладено в таких публікаціях та роботах:

1. Гладкий Э.Г. Анализ формул определения показателя безотказности ракет-носителей и их систем // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДДУ, 2000. – Т. II. – С. 128 – 131. [19]

2. Гладкий Э.Г. Оценка вероятности поражения площадных объектов, случайным образом расположенных в океане по трассе полета ракеты-носителя // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2007. – Т. VII. – С. 49 – 56. [31]

3. Гладкий Э.Г. К вопросу байесовской оценки надежности системы в случае частичной априорной определенности // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2011. – Т. XII. – С. 17 – 25. [25]

4. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Оценка показателя безотказности механических систем РН на этапе экспериментальной отработки с учетом коэффициентов безопасности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2000. – Вып. 1, 2. – С. 40 – 48. [39]

5. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение надежности ракеты-носителя на этапе эксплуатации с учетом проводимых доработок ее систем // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2004. – Вып. 2. – С. 61 – 74. [41]

6. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Развитие моделей определения надежности механических систем ракет-носителей // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2004. – Вып. 1. – С. 147 – 160. [42]

7. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Модель оценки уровня безопасности ракетно-космических систем // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2006. – Вып. 1-2. – С. 45 – 57. [44]

8. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Использование обобщенного лямбда-распределения для определения параметрической надежности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2007. – Вып. 1. – С. 23 – 35. [43]

9. Гладкий Э.Г., Крюков А.В. Определение вероятности падения аварийной ракеты-носителя на площадные объекты, расположенные вдоль трассы выведения // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2008. – Вып. 1. – С. 81 – 90. [37]

10. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Математические модели оценки риска для наземных объектов при пусках ракет-носителей // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2010. – Вып. 2. – С. 3 – 19. [46]

11. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Выбор интервала времени блокировки аварийного выключения двигателя на начальном участке полета первой ступени // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2011. – Вып. 2. – С. 266 – 280. [47]

12. Гладкий Э.Г. К вопросу оценки надежности систем в случае безотказных испытаний // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2013. – Вып. 1. – С. 114 – 116. [27]

13. Гладкий Э.Г. Определение зон опасности в районах падения отделяющихся частей ракеты-носителя с учетом неопределенности высоты их первоначального разрушения // Космічна наука і технологія. – Киев: ГАО, 2015. – Т. 21. – № 6 С. 49 – 55. [32]

14. Гладкий Э.Г. Байесовская модель статистической оценки показателя безотказности технической системы по результатам испытаний с доработками // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2015. – №3. – С. 54 – 67. [20]

15. Гладкий Э.Г. Процедура оценки полетной безопасности ракет-носителей, использующая геометрическое представление зоны поражения объекта в виде многоугольника // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2015. – Вып. 3. – С. 50 – 56. [35]

16. Гладкий Э.Г. Использование вероятностного распределения Якоби для аппроксимации эмпирических статистических распределений // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2017. – №1. – С. 107 – 122. [22]

17. Гладкий Э.Г. К вопросу оценки коллективного риска для населенных пунктов в случае аварии ракеты-носителя на этапе полета первой ступени // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2018. – Вып.1(93) – С. 65 – 78. [26]

18. Гладкий Э.Г. Использование двумерной нормальной связки в моделях оценки параметрической надежности // Техническая механика. – Днепр: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2018. – №4. С. 105 – 118 [23]

19. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение полетной надежности ракеты-носителя, с учетом результатов наземной экспериментальной отработки и данных о проведенных доработках после неудачных пусков // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2019. – Вып.1(97) – С. 70 – 86. [49]

20. Гладкий Э.Г. Математические модели оценки безопасности в районе падения элементов касетного боевого оснащения при отработке ракетного комплекса // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепр: ГП «КБ «Южное», 2019. – Вып. 2. – С. 11 – 17. [29]

21. Гладкий Э.Г. Оценка риска поражения линейного объекта в случае аварии ракеты-носителя на этапе полета // Космічна наука і технологія. – Киев: ГАО, 2019. – Т. 25. – № 4. – С. 22 – 28. [33]

22. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение надежности ракеты-носителя на этапе эксплуатации с учетом проводимых доработок ее систем // Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика: 3-я Международная научно-техническая конференция: сборник тезисов. – Рязань (Россия), 2000. – С. 81 – 82. [38]

23. Gladky E.G., Perlik V.I. Influence of safety factors, used on designing, upon launch vehicles flight safety indexes // 50th International Astronautical Congress, IAF. Rio-de-Janero, 2000. – P. 119. [158]

24. Гладкий Э.Г. Влияние коэффициентов безопасности, используемых при проектировании, на показатель безотказности механических систем РН //

Людина і космос: друга всеукраїнська молодіжна науково-практична конференція: збірник тез – Дніпропетровськ, 2000. – С. 120. [21]

25. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Оценка риска поражения площадных объектов по трассе полета РН // XXVII академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. – Москва, 2003. – С. 33 [40]

26. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Математическая модель оценки показателя безопасности ракеты-носителя // Передовые космические технологии на благо человечества // Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2007. – С. 6 – 7.[45]

27. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Выбор интервала времени блокировки аварийного выключения двигателя на начальном участке полета первой ступени ракеты-носителя // Авиация и космонавтика: 10-я международная конференция: сборник тезисов. – Москва (МАИ), 2011. – С. 75 – 76. [48]

28. Gladky E.G., Krivobokov L.V. Assurance and evaluation of space launch systems reliability // The 1st Korea-Ukraine Joint Forum on Reliability in Aerospace Systems, 2007. – P. 52 – 59. [159]

29. Гладкий Э.Г. Математическая модель оценки полетной безопасности ракеты-носителя, использующая геометрическое представление зоны поражения наземного объекта в виде многоугольника // Космічні технології: сучасність та майбутнє: V Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2015. – С. 17. [28]

30. Gladky E.G. Mathematical models of the safety assessment of ground facilities in case of failure of the launch vehicle equipped with on-board automatic emergency engine shutdown system // 66th International Astronautical Congress, IAF. Jerusalem, 2015. – P. 1. [157]

31. Гладкий Э.Г. Определение риска поражения линейного объекта, находящегося в зоне падения аварийной РКН // Космічні технології: сучасність та майбутнє: VI Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпро, 2017. – С. 20 – 21 [30]

32. Гладкий Э.Г. Процедуры определения коллективного риска в случае аварии РКН на этапе полета, использующие многоугольники для представления населенных территорий // Космічні технології: сучасність та майбутнє: VII Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2019. – С. 28. [36]

33. Свідectво про реєстрацію авторських прав на твір. № 70791. – Методика оценки полетной надежности ракеты-космического назначения/ Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В. 17.03.2017. [120].

34. Ракета космического назначения «Циклон-4». Опасные зоны при аварийном полете РКН «Циклон-4». Циклон-4 21.16522.635 ОТ: техн. отчет.

– Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2009. – 69 с. [Исп. Диденко А.В., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [106].

35. Ракета космического назначения «Циклон-4». Уточнение характеристик зон падения РКН «Циклон-4» в случае аварии. Оценка безопасности выбранных мест размещения объектов НК КРК «Циклон-4». Циклон-4 21.16011.117 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2008. – 110 с. [Исп. Филипенко И.М., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [107].

36. Увязка КА «Лыбидь» с РКК «Зенит-М»: пояснительная записка Зенит-М/ Лыбидь ПЗ, 2012. – 363 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [126].

37. Программа АКРК-2. АКРК-2. Анализ полетной безопасности. Полетная безопасность. SLS YZH ANL 008 00. 2015. – Вып. 3. – 93 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [97].

38. Программа «Гром-2». Оперативно-тактический ракетный комплекс. Полетная безопасность. GR2 YZH ANL 016 00. 2015. – Вып. 2. – 81 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [99].

39. Программа МАЯК. Ракетно-космический комплекс. Анализ безопасности ракетно-космического комплекса. Часть 1. Анализ полетной безопасности РКН «Маяк-22». MSA YZH ANL 006 00. 2014. – Вып. 1. – 97 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [100].

40. Проект ТКРК. Анализ приемлемости альтернативной точки # 7 для размещения КПЦ ТКРК. SL-YN-TD-R-009. 2015. – 143 с. [Исп. Диденко А.В., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [102].

41. Программа «Циклон-4М». Ракетно-космический комплекс. Анализ полетной безопасности РКК. С4М YZH ANL 062 00. 2018. – Вып. 1. – 92 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]. [101].

42. Методика оценки надежности жидкостного ракетного двигателя и ракеты космического назначения в целом. Обеспечение безопасности при наземной эксплуатации ракеты космического назначения. KSLV-II.21.18213.018 ОТ: техн. отчет. Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2016. – 86 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В., Дунаев Д.В. и др.]. [78].

Автор висловлює глибоку подяку своєму вчителю і науковому консультанту проф. Перлику В.І. за допомогу в постановці проблеми та розв'язанні низки теоретичних питань дисертації, співробітникам ДП «КБ «Південне» і особисто канд. техн. наук Кривобокову Л.В. за обговорення основних результатів роботи.

РОЗДІЛ 1

МІСЦЕ І РОЛЬ ПРОБЛЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ В ПРОЦЕСІ СТВОРЕННЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ СИСТЕМ

1.1 Історичні аспекти формування безпеки як окремого наукового напрямку

Формування безпеки як самостійного наукового напрямку зумовлено двома головними чинниками: з одного боку, стрімким зростанням складності технічних систем і збільшенням їх можливостей, а з другого – розвитком теорії надійності. Саме потреба у виокремленні та дослідженні відмов СТС, що призводять до людських жертв і значних матеріальних втрат, сприяла виділенню з глибин теорії надійності окремого наукового напрямку. Розглянемо історичні аспекти розвитку надійності і органічно пов'язаної з нею безпеки.

В період 20 – 40-х років минулого століття відбувається становлення та інтенсивний розвиток теорії надійності. Поштовхом до розроблення теоретичних основ і практичних підходів оцінювання надійності став розвиток авіаційної техніки. В цей період (див., наприклад, [2, 3, 52, 74]) формуються основні поняття теорії надійності (насамперед, ключове поняття – відмова), розробляється класифікація відмов, починається систематичне вивчення причин та механізмів виникнення відмов, а також їх впливу на працездатність СТС, розробляються методики оцінювання надійності, основу яких становлять імовірнісні моделі (до цього часу було розроблено основний фундамент теорії ймовірностей і математичної статистики). Оскільки відмова в теорії надійності розглядається як порушення працездатності СТС, результати аналізу відмов, насамперед, були спрямовані на внесення в конструкцію системи змін для виключення їх подальшої появи.

Після Другої світової війни починається бурхливий розвиток і ускладнення техніки: створюються нові, більш потужні системи озброєнь, зокрема, бойові ракетні комплекси, почали використовуватися ядерні енергетичні установки, людство зробило крок у космос. На початку 60-х років до розробників приходить розуміння того, що для енергонасичених СТС важливим є не просто дослідження причин і природи виникнення відмов їх підсистем і агрегатів (механічних, електричних або гідравлічних) – традиційних питань надійності – необхідно ретельно займатися вивченням і оцінюванням наслідків, спричинених відмовами цих складових. Як наслідок, у загальній класифікації відмов було виділено клас так званих аварійних відмов (АВ), які у разі виникнення призводили до тяжких наслідків для персоналу і населення, суміжних систем та навколишнього природного середовища. Тепер пошук і вивчення АВ стає важливим не тільки з метою

внесення змін, що виключають їх повторення, але також і для запобігання та зменшення негативних наслідків, пов'язаних з їх появою.

Відзначимо декілька напрямів у техніці, які незалежно один від одного фактично сформували фундамент безпеки як науки. На початку 60-х років у світі виникла нагальна потреба у забезпеченні безпеки авіаційних польотів. Бурхливий розвиток авіації після Другої світової війни привів до того, що авіаційний транспорт в усьому світі почав перетворюватися на масовий вид перевезення пасажирів і вантажів. Разом із цим значно ускладнюється авіаційна техніка, збільшується кількість експлуатованих літаків. У зв'язку зі збільшенням інтенсивності польотів зросла і кількість авіаційних катастроф, пов'язаних із загибеллю людей (насамперед, під час приземлення літаків). Це ініціювало роботи щодо проведення порівняльного аналізу літаків з погляду успішного завершення польоту і формулювання вимог щодо частоти аварій. Проведені в цей час дослідження виявили, що в середньому одна катастрофа літака припадає на 1 млн приземлень. У підсумку на початку 60-х років для приземлень літаків було вперше встановлено вимоги до рівня ризику, який не повинен був перевищувати однієї катастрофи на 10^6 приземлень, а в процес проектування авіаційної техніки увійшло поняття безпеки.

У США дослідження питань безпеки СТС розпочалося після катастрофічних подій на пускових установках міжконтинентальних балістичних ракет на початку 60-х років. У результаті в 1962 році Міністерство оборони США запровадило обов'язкову вимогу щодо проведення аналізу надійності, а згодом і безпеки озброєння на всіх етапах розроблення. А в 1969 році було прийнято першу редакцію стандарту MIL-STD-882 [172], який почав регламентувати (і регламентує нині) питання безпеки військових розробок у США.

У 60-і роки в СРСР і США для вироблення електричної енергії почали використовувати ядерні реактори. У цих країнах розробляли як стаціонарні ядерні реактори для АЕС, так і ядерні енергетичні установки для суден (кораблів та підводних човнів). Цей процес вимагав серйозного дослідження питань надійності, живучості, а головне оцінювання можливих наслідків у разі аварій ядерних енергетичних установок. Для цих систем вперше почали застосовувати нові системи – системи контролю і попередження небезпечних ситуацій (системи безпеки).

Незважаючи на те, що вже в 60-і роки розробники СТС усвідомлюють, що певні види відмов призводять до серйозних наслідків, проте в переважній більшості випадків, процес забезпечення безпеки таких небезпечних об'єктів як АЕС будується виходячи із так званої концепції «абсолютної безпеки». Розробники СТС (і перш за все АЕС) вважають, що організаційні заходи, які забезпечують високий рівень технологічної дисципліни, суворий регламент

роботи і, найголовніше, використання спеціальних систем безпеки і попередження, дозволяють у сукупності виключити будь-яку аварію, а, отже, будь-яку небезпеку для персоналу, населення та навколишнього природного середовища. Наприклад, відома думка академіка А.П. Олександрова, який вважав, що радянські АЕС є «абсолютно безпечними», а питання безпеки ядерних енергетичних установок вирішуються виключно кваліфікацією персоналу, точністю інструктування та виконанням персоналом відповідних дій. Виходячи з такої концепції, до 70-х років минулого століття у всьому світі будувалися нормативи безпеки. Проте подальше ускладнення СТС і зростання їх енергетичних можливостей виявило, що концепція «абсолютної безпеки» стала неадекватна внутрішнім законам науково-технічного прогресу. По-перше, можливості систем безпеки є обмеженими, оскільки охопити всілякі небезпечні ситуації (тобто здійснювати тотальний контроль стану основної системи) практично нереально. По-друге, системи безпеки самі собою не є абсолютно надійними, а їх ускладнення неминуче призводить до зростання ймовірності появи відмов, зокрема «хибних» спрацювань, що природним чином погіршує характеристики основної системи. По-третє, ускладнення системи безпеки, пов'язане з розширенням її можливостей, призводить до подорожчання як самої системи безпеки, так і основної системи. Оскільки ресурси будь-якого розробника обмежені, збільшення вкладень у технічні системи запобігання аварій негативно позначаються на розроблюваних проектах. У підсумку «абсолютна безпека» виявилася надто дорогою, а розробники в процесі створення СТС почали виходити з таких положень:

- ризик небезпеки для СТС існує об'єктивно незалежно від того, враховується він у процесі розроблення проекту чи ні;
- «абсолютна безпека» СТС не може бути досягнута, об'єкт може бути лише відносно безпечним.

Концепцію «абсолютної безпеки» змінила концепція «прийнятного ризику», яку в літературі визначено як принцип ALARA (As Low As Reasonably Achievable, economic and social factors being taken into account – зниження ризику до розумно низького рівня з урахуванням соціальних і економічних чинників) [131]. Суть цієї концепції полягає в тому, що розробникам необхідно прагнути досягти такого рівня ризику від небезпечних факторів, що породжуються самою СТС і процесом її експлуатації, який можна розглядати як прийнятний. «Прийнятний ризик» дозволяє досягти компромісу між рівнем безпеки і економічними можливостями його досягнення. Прийняття певної частини ризику під час проектування нових СТС дозволяє знизити їх вартість, а в підсумку принести додаткову користь під час їх використання.

Підхід, заснований на концепції «прийнятного ризику», спочатку розроблявся в США стосовно об'єктів атомної енергетики. У цьому сенсі визначальним для теорії безпеки вважається поява у 1977 році звіту, присвяченого дослідженням безпеки ядерного реактора [182]. У цій роботі було проаналізовано широкий спектр аварій, пов'язаних з атомною енергетикою, і проведено їх класифікацію за ймовірністю виникнення та потенційними наслідками для населення. У звіті запропоновано методологію та наведено результати прогнозування оцінок ризику в атомній енергетиці. Використані в цьому звіті підходи до оцінювання ризиків і дерево відмов надалі було взято на озброєння в інших галузях промисловості (хімічній, нафтогазовій, аерокосмічній та інших). Треба зауважити, що аналогічні підходи, в основі яких були логіко-імовірнісні методи, в СРСР почали активно використовуватися для розрахунку надійності, а згодом і безпеки ще в 60-і роки [112]. Зазначений підхід дозволив радянським розробникам ядерних енергетичних установок кораблів і підводних човнів аналізувати ланцюжки подій та наслідки можливих відмов. Цим було закладено основи безпеки ядерних енергетичних установок, а під керівництвом д-ра техн. наук І.О. Рябініна виникла ціла школа надійності, живучості, а згодом і безпеки ядерних енергетичних установок суден.

У 80-і роки дослідження ризиків стало стандартною процедурою, що здійснюється протягом усього життєвого циклу СТС, починаючи від етапу проектування і закінчуючи виведенням її з експлуатації та утилізацією. Так, основна ідея, закладена в стандарті MIL-STD-882 [172], полягає в тому, що ризик аварії СТС має бути встановлено, оцінено і знижено до прийнятного рівня. Тепер процес забезпечення безпеки СТС охоплює:

- виявлення різноманітних чинників, що впливають на безпеку і їх кількісне оцінювання (оцінювання ризику);
- зниження ризику за рахунок технічних, організаційних та інших заходів (керування ризиком);
- сприйняття залишкового ризику, що залишається після впровадження заходів, спрямованих на підвищення безпеки.

Концепція «прийнятного ризику» передбачає використання показників безпеки в якості характеристик СТС за аналогією з характеристиками надійності. Відповідно до цього розробнику СТС потрібно вирішити низку важливих завдань, таких як: вибір показників безпеки, обґрунтування допустимих (прийнятних) значень показників безпеки, нормування вимог з безпеки, розробка методик та розрахунків показників безпеки, вибір способів верифікації розрахункових методик і т.д.

Зараз концепція «прийнятного ризику» у багатьох країнах Європи і США отримала не тільки суспільне визнання, але й оформлення на законодавчому рівні.

Починаючи з 70-х років минулого століття, питання забезпечення надійності та безпеки СТС почали вирішувати з позицій системного підходу. Тепер забезпечення надійності та безпеки СТС розглядають як єдиний процес, який охоплює етапи проектування, відпрацювання, серійного виробництва та експлуатації, метою якого є розроблення і впровадження заходів, спрямованих на досягнення необхідних рівнів надійності та безпеки за мінімальних витрат. Виходячи з цього, центр ваги забезпечення надійності та безпеки було перенесено на етап проектування, де насамперед закладається рівень зазначених характеристик і приймаються основні технічні рішення.

1.2 Досвід забезпечення і оцінювання безпеки в різних галузях промисловості

Сьогодні в різних галузях промисловості накопичено достатній досвід в питаннях забезпечення безпеки. Так, в атомній енергетиці до безпеки сучасних АЕС висувають досить жорсткі вимоги. Забезпечення цих вимог базується на застосуванні наступних основних принципів [85, 118]:

- внутрішня самозахищеність;
- глибокоешелонований захист;
- використання в складі АЕС спеціальних систем безпеки;
- забезпечення стійкості процесів;
- культура техніки безпеки.

Під внутрішньою самозахищеністю розуміють властивість СТС забезпечувати безпеку на основі природних зворотніх зв'язків. Під час проектування СТС закладають такі властивості підсистем, вузлів і агрегатів, які забезпечують працездатність СТС не тільки у всіх штатних режимах експлуатації, але і її здатність до активного опору розвитку режимів і станів у небезпечному напрямі.

Глибокоешелонований захист як засіб забезпечення безпеки складається з системи бар'єрів на шляху поширення небезпечних факторів, системи технічних й організаційних заходів щодо захисту бар'єрів і збереження їх ефективності та заходів щодо прогнозування розвитку аварійних режимів і оповіщення персоналу/населення про стан СТС.

Системи безпеки – це спеціальні системи, призначені для виявлення АС та виконання дій, спрямованих на запобігання аварії або зменшення її наслідків.

Стійкість процесів – властивість систем після припинення дій збурюючих факторів прагнути повернутися до початкового стану без значних порушень характерних параметрів.

Культура техніки безпеки – усвідомлена позиція осіб, дії яких впливають на стан безпеки, переконаних, що забезпечення безпеки є пріоритетною метою, та які усвідомлюють відповідальність і контролюють свої дії.

Необхідно відзначити, що зазначені універсальні принципи забезпечення безпеки тією чи іншою мірою придатні для всіх небезпечних промислових об'єктів і СТС.

Для оцінювання рівня безпеки АЕС використовують імовірнісні підходи і показники [85, 118]. В роботі [62] описано сучасний підхід до імовірнісного аналізу безпеки, що використовують в процесі проектування атомних енергетичних об'єктів. Він містить чотири основні складові:

- аналіз надійності систем і устаткування;
- розроблення імовірнісних моделей АС;
- моделювання функціонування основної системи з урахуванням роботи системи безпеки і визначення викидів у навколишнє середовище (з оцінюванням рівня збитку);
- розрахунок показників безпеки.

У практиці проектування ядерних енергетичних установок для дослідження надійності, безпеки і живучості широкого поширення набули логіко-імовірнісні методи. Основи їх використання для оцінювання показників безпеки закладено в роботі [112]. Подальший розвиток цей підхід отримав у [113], де на численних прикладах продемонстровано можливості математичного апарату логіко-імовірнісного аналізу для комплексного розв'язання проблем надійності, живучості та безпеки структурно-складних систем у різних сферах.

Для хімічної та нафтогазової промисловості [68, 119] питання забезпечення безпеки, здебільшого, зосереджені навколо визначення та попередження негативного впливу на людей у разі викидів небезпечних хімічних речовин, а також можливих вибухів та пожеж. Основні імовірнісні показники охоплюють оцінювання індивідуальних ризиків для персоналу, а також виявлення небезпечних зон, в яких можливі ураження персоналу та населення.

В авіації безпеку авіаційних польотів визначено нормами ІКАО [111]. Основні принципи і методи забезпечення та оцінювання безпеки польотів авіаційної техніки викладено в роботах [73, 123, 124]. В авіації поняття безпеки, насамперед, стосується самого об'єкта – літака, а також екіпажу і пасажирів. Рівень безпеки польотів залежить від імовірності виникнення в

польоті особливих (позаштатних) ситуацій і ступеня їх небезпеки. Виникнення і розвиток на борту літака небезпечних ПШС залежить від стану літака та його систем, зовнішніх умов і значною мірою від дій екіпажу. Останнє, зокрема, визначає принципову відмінність дослідження польотної безпеки авіаційної техніки і РН. Крім того, на відміну від РН, літаки є багаторазовими і відновлюваними (їх обслуговують і ремонтують) об'єктами. У зазначених вище роботах описано моделі станів літака і його систем, викладено методи дослідження ПШС у польоті і розрахунку показників безпеки.

У [123] визначено два основні шляхи підвищення безпеки авіаційної техніки. Перший пов'язаний з безвідмовністю авіаційної техніки, другий – спрямований на пошук способів підвищення ймовірності відбивання наслідків АВ. При цьому провідна роль у прийнятті рішень щодо відбиття ПШС, які виникли на борту повітряного судна, належить екіпажу.

1.3 Проблематика безпеки в РКТ

1.3.1 Структура проблеми забезпечення безпеки в РКТ

Специфіка РКС вимагає комплексного розгляду і розв'язання проблеми безпеки, виокремлюючи в її структурі (рис. 1.1) організаційні, методичні, технічні, технологічні та експлуатаційні аспекти. Розглянемо кожен із зазначених аспектів проблематики безпеки докладніше.

Методичні аспекти

Вирішення завдання забезпечення безпеки засновано на використанні кількісного трактування показників безпеки, тобто на основі деякої математичної моделі, тому особливої важливості набувають методичні аспекти. Умовно всі методичні аспекти можна поділити на три основні напрями. Перший пов'язаний з адаптацією загальних термінів та визначень теорії безпеки щодо РКТ. Незважаючи на більш ніж піввікову історію розвитку РКТ, до теперішнього часу відсутній чіткий перелік визначень з безпеки, у тому числі не сформований він в остаточному вигляді і в Україні.

Другий напрям охоплює питання, пов'язані з дослідженням станів РК в аварійних режимах. Для цього складають перелік ПШС, із яких відокремлюють ситуації, що призводять до аварії – тобто АС. Оскільки кількість можливих АС для РК може сягати десятків тисяч, процедура аналізу безпеки передбачає аналіз і систематизацію загального переліку можливих АС з подальшим виділенням і поглибленим опрацюванням найбільш характерних сценаріїв, їх виникнення та розвитку. При цьому описують найбільш суттєві сторони фізичної картини кожної з АС і будують відповідні математичні моделі.

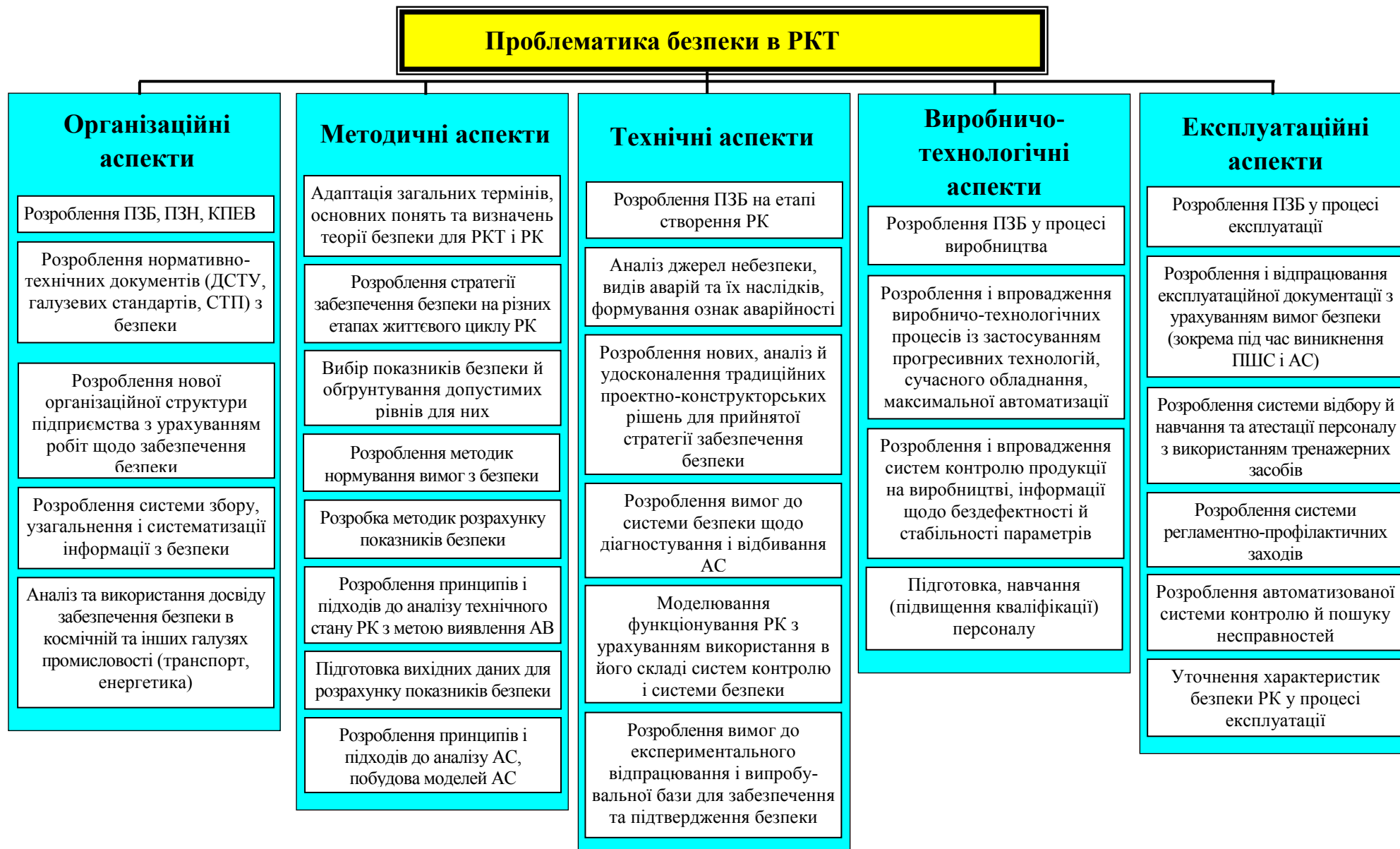


Рис. 1.1 – Структура проблематики безпеки в РКТ

На їх основі з використанням ЕОМ моделюють процеси функціонування РК у разі виникнення АС для дослідження динаміки розвитку АС і способів виходу з них. Зокрема, визначають характеристики процесу розвитку АС, досліджують можливості виявлення і розпізнавання АС з подальшим визначенням резерву часу на відбиття кожної з них. Цей напрям невластивий теорії надійності і є принципово важливим для розрахунку показників безпеки, а також побудови та використання спеціальних систем безпеки, які розпізнають і відбивають АС, що виникають.

Третій напрям охоплює задачі, пов'язані з кількісним оцінюванням показників безпеки. Ці задачі здебільшого аналогічні таким же в теорії надійності, тому їх розв'язання базується на використанні ймовірнісно-статистичних методів. Проте є ряд особливостей. Перш за все, оцінювання показників безпеки має враховувати можливості і логіку роботи системи безпеки, яка розпізнає і відбиває АС.

Незважаючи на те що концепція «прийнятного ризику» в процесі забезпечення безпеки дістала визнання в РКТ, проте, існують певні проблеми її практичного використання. В першу чергу до них належить необхідність приведення різних видів збитку (наслідків аварій) до єдиної універсальної шкали вимірювання, підготовки вихідних даних, обґрунтування прийнятих значень ризиків від аварій та інш. [132].

Всі три зазначених напрями замикаються на розроблення методичного забезпечення аналізу безпеки – сукупності методів, методик і програмних засобів, що дозволяють всебічно описати АС РК й оцінити пов'язані з ними ризики. Розроблення нових вдосконалених методик аналізу ризиків потрібне для підвищення точності результатів дослідження безпеки РК, і, як наслідок, для підвищення ефективності заходів забезпечення безпеки.

Методичні аспекти під час створення сучасних РК в ДП «КБ «Південне» мають охоплювати такі напрями:

- встановлення критеріїв «прийнятного ризику» для розроблюваних РК;
- розроблення методик і прикладного програмного забезпечення для моделювання АС та їх аналізу;
- оцінювання збитку від аварій РК на різних етапах експлуатації;
- розроблення математичного апарату для розрахунку ризиків;
- розвиток інформаційної бази і методів збирання й аналізу даних про ПШС, АС та аварії РК на всіх етапах експлуатації.

Організаційні аспекти

Важливість організаційних аспектів зумовлена тим, що організаційна робота значною мірою визначає напрями для ефективного попередження АС і забезпечення безпеки. Основним організаційно-технічним документом з

безпеки відповідно до УРКТ [127] є Програма забезпечення безпеки (ПЗБ). ПЗБ повинна містити перелік заходів щодо забезпечення безпеки, план їх реалізації на всіх стадіях створення і експлуатації РК, спрямованих на реалізацію та контроль виконання заданих вимог до безпеки, а також виконавців та форми звітності. ПЗБ тісно пов'язана з Програмою забезпечення надійності (ПЗН), яка є вихідною і необхідною частиною робіт щодо забезпечення безпеки. Заходи ПЗБ реалізуються шляхом включення їх до Комплексної програми експериментального відпрацювання (КПЕВ).

Незважаючи на те, що в багатьох нормативних документах (див., наприклад, УРКТ-01.01, РК-98 КТ, ОТТ 11.1.4 – 88 (частина 6)) визначено заходи, які повинні містити ПЗБ, проте спеціалізованого ДСТУ (або ГОСТ) для ПЗБ (за аналогією до ДСТУ 2863-94 або ГОСТ В 15.206-84 для ПЗН) на цей час не існує. Це призводить до того, що різні розробники на власний розсуд визначають роботи щодо забезпечення безпеки, які слід проводити на різних етапах розроблення РК.

До організаційних аспектів належить узагальнення досвіду забезпечення безпеки у вигляді стандартів, регламентів, інших нормативно-технічних документів. При цьому розроблювані нормативні документи повинні узагальнювати не тільки досвід створення і експлуатації виробів РКТ, але й інших технічних систем в авіації, атомній енергетиці, використовувати досвід зарубіжних розробників РКТ, зокрема, стандарти з безпеки міжнародних систем ISO, ECSS. На підприємстві безпосередньо під керівництвом автора розроблено СТП 155.1.14.063 «Порядок обеспечения безопасности объектов ракетно-космической техники и их основных частей. Общие положения», який регламентує роботи щодо забезпечення безпеки створюваних РК.

Важливою складовою частиною ПЗБ є розроблення відповідної системи інформації (баз даних з безпеки), яка на цей час має розрізнений характер.

Вирішення проблеми безпеки також повинно супроводжуватися зміною організаційної структури підприємства. Наприклад, з досвіду роботи з компаніями США: Boeing, Sea Launch, Orbital, одним із заступників керівника під час розроблення проектів є заступник з якості, надійності і безпеки, який очолює відповідну службу, і до якої належать спеціалізовані відділи та лабораторії.

Технічні аспекти

Під технічними аспектами безпеки РК мають на увазі питання, пов'язані із забезпеченням безпеки проектно-конструкторськими рішеннями, що закладаються під час проектування, розроблення конструкторської і експлуатаційної документації.

Для підвищення безпеки використовують традиційні способи підвищення надійності, спрямовані на виключення відмов. Це, перш за все, резервування та інші принципи надмірності (включаючи коефіцієнт безпеки). Так, апаратуру системи керування РН(БР) виконують за мажоритованою схемою, акумуляторні батареї дубльовані, задубльовані система наддування і деякі елементи системи живлення, рушійних установок і рульових приводів, є значні резерви щодо міцності конструкції, робочого тіла (газу наддування), керуючих зусиль.

Крім рішень, що безпосередньо впливають з теорії надійності, під час проектування РК мають застосовуватися відомі в техніці традиційні рішення, що забезпечують безпеку. Наприклад, використання запобіжних пристроїв (клапанів) для паливних ємностей із внутрішнім тиском, обдування дренажних клапанів азотом для виключення їх обмерзання в кріогенних системах, застосування закілювання в гідравлічних магістралях для виключення гідроудару, використання в конструкціях безпечних і сумісних матеріалів та ін.

Проблема убезпечення таких СТС як РН(БР), викликала потребу у створення принципово нових систем, які є частиною основної системи, – систем безпеки польоту (СБП) та систем порятунку. СБП використовують для діагностування аварійного стану, формування команди «Аварія», розгортання аварійних циклограм, зокрема залучення виконавчих органів для відбивання або локалізації АС, а також задіяння системи порятунку обраних об'єктів. Система порятунку забезпечує евакуацію об'єктів, що рятуються (наприклад, шляхом катапультування), або їх захист.

В процесі розроблення окремих частин СБП виникає багато проблемних питань проектно-конструкторського характеру, наприклад, створення малоінерційних та високоінформативних датчиків, яким властива висока надійність і відсутність «хибних» спрацювань (адаптація телеметричних систем до ПШС та АС, дивись [72]), розміщення датчиків з позицій раннього виявлення АС. Як виконавчі органи СБП можуть використовуватися штатні системи і вузли, що забезпечують припинення польоту та відокремлення верхнього ступеня.

Розвиток ЕОМ та експериментальної бази відкрили великі можливості для моделювання процесів функціонування РК у разі виникнення позаштатних та аварійних ситуацій, пошуку оптимальних шляхів виходу з них з використанням системи безпеки.

Виробничо-технологічні аспекти

Виробничо-технологічні аспекти проблеми безпеки РК, перш за все, повинні бути спрямовані на

- розроблення і впровадження прогресивних технологій, спрямованих на виконання вимог щодо забезпечення надійності та безпеки (включаючи механізацію й автоматизацію виробничих процесів);
- оснащення виробництва сучасним обладнанням, пристроями, інструментом;
- впровадження сучасної системи виробничого контролю (вхідного, операційного, стабільності параметрів і ін.).

Під час розроблення технологічної документації має бути приділено серйозну увагу контролю вихідних матеріалів, операційний контроль деталей і складань, якості зварних швів, контролю герметичності з'єднань, перевірці цілісності електричних ланцюгів і правильності їх підключення, достатності опору ізоляції та захищеності кабелів і приладів від наведень електромагнітних полів і т.п.

Принциповими також є організація системи інформації щодо якості продукції у виробництві для відслідковування небезпечних тенденцій.

Експлуатаційні аспекти

Під час уведення РК (КРК) в експлуатацію виконують остаточне стикування окремих складових частин, розроблених різними організаціями, відбувається передача техніки від заводів-виробників службам експлуатації. За великої кількості підрядників і служб експлуатації необхідно мати єдиний документ з питань безпеки. Таким документом має бути ПЗБ.

Етап експлуатації РК найбільше пов'язаний із впливом на безпеку людського чинника. Тому експлуатаційні аспекти забезпечення безпеки впливають з розгляду РК як системи «людина-машина». Врахування впливу людського чинника повинно починатися від моменту створення експлуатаційної документації, яку мають розробляти виходячи з принципу, що обслуговуючий персонал не повинен припускати помилок, які призводять до АС. Особливу увагу треба приділяти розробленню документації щодо виходу з ПШС та АС.

Необхідною умовою забезпечення безпеки під час експлуатації РК є добір і підготовка обслуговуючого персоналу. Виходячи з умов експлуатації конкретного типу РК, розробляють критерії відбору обслуговуючого персоналу і методи його підготовки із застосуванням тренажерних засобів.

Крім зазначених факторів, безпека експлуатації РК значною мірою залежить від науково обґрунтованої системи регламентно-профілактичних заходів. Основними питаннями під час розробки такої системи є визначення періодичності та видів регламентів, обсягу і глибини перевірок для кожного виду регламенту з урахуванням ресурсу вузлів і агрегатів, а також вимог з безпеки. Виходячи з обраної системи регламентно-профілактичних заходів,

визначають чисельність обслуговуючого персоналу, обсяги запасних інструментів і приладдя та іншого матеріально-технічного забезпечення.

Вирішення проблеми безпеки РК у процесі експлуатації вимагає вдосконалення існуючої системи інформації. Насамперед, це пов'язано з оперативним обробленням даних з безпеки та їх аналізом для своєчасного коригувального впливу на процеси експлуатації та запобігання виникнення АС. Отриману інформацію під час експлуатації одних РК мають використовувати в процесі створення комплексів-аналогів, що дозволить попередити ПШС/АС та розробити ефективні методи їх усунення. При цьому повинні бути передбачені всі запобіжні заходи для обслуговуючого персоналу і дорогої техніки. Безпека і надійність як властивості РК у процесі експлуатації «витрачаються». Тому до початку експлуатації слід розробити методики розрахунку характеристик безпеки РК з урахуванням його тривалої експлуатації.

1.3.2 Роботи щодо забезпечення безпеки під час створення і експлуатації РК

Забезпечення безпеки, як і надійності, здійснюється протягом усього життєвого циклу РК, охоплюючи етапи проектування, експериментального відпрацювання, експлуатації та зняття з експлуатації (утилізації). Нижче в таблиці 1.1 наведено перелік типових робіт щодо забезпечення безпеки, який узагальнює рекомендації УРКТ-01.01, ОТТ 11.1.4-88 (частина 6), РК-98КТ, [5], а також досвід створення РК в ДП «КБ «Південне» і рекомендується для включення в ПЗБ для розроблюваних РК.

Таблиця 1.1

Заходи щодо забезпечення безпеки, що проводять на етапах створення і експлуатації РК

Етап	Перелік робіт
Пропозиції технічні	Аналіз вимог технічного завдання (ТЗ), керівних і нормативно-технічних документів щодо забезпечення безпеки; аналіз досвіду забезпечення безпеки і оцінювання досягнутого рівня безпеки РК-аналогів; порівняльний аналіз і оцінювання варіантів побудови РК і його систем з урахуванням безпеки; розроблення концепції, основних принципів і способів забезпечення безпеки РК; визначення найкращих схемних рішень для забезпечення безпеки РК
Ескізний проект	Встановлення спеціальних вимог з безпеки і їх включення до ТЗ на розроблення складових частин, систем, агрегатів, апаратури, обладнання; вибір схемних і конструктивних рішень, що забезпечують запобігання або мінімізацію потенційних небезпек; проведення попереднього аналізу видів, наслідків та критичності відмов(АВНКВ), розроблення заходів для запобігання відмов;

Продовження таблиці 1.1

Етап	Перелік робіт
Ескізний проект (продовження)	Ідентифікація та формування попереднього переліку ПШС/АС, вибір і призначення засобів їх попередження, заходів щодо виходу із них; розроблення методик визначення показників безпеки; оцінювання показників безпеки в процесі експлуатації РК; визначення видів і обсягів випробувань для забезпечення і підтвердження безпеки; попередній вибір і обґрунтування схеми експлуатації з урахуванням забезпечення безпеки; розроблення ПЗБ.
Розробка робочої конструкторської документації	Розроблення КД і ЕД складових частин РК з урахуванням заходів щодо забезпечення безпеки, які закладаються під час проектування; уточнення АВНKB; випуск переліку ПШС/АС і виявлення критичних за критерієм безпеки елементів, агрегатів і систем (для яких перевищені допустимі рівні ризику); розроблення програм і методик автономних та комплексних випробувань з урахуванням підтвердження вимог з безпеки; реалізація в ЕД обраної схеми експлуатації, порядку проведення технічного обслуговування і ремонту, що забезпечує необхідний рівень безпеки; визначення переліку небезпечних операцій
Виготовлення дослідних зразків, проведення автономних, комплексних та льотних випробувань	Авторський нагляд у процесі виготовлення дослідних зразків, аналіз достатності видів і обсягів контролю, контроль й аналіз виявлених невідповідностей; експериментальна перевірка працездатності систем, агрегатів, апаратури, обладнання в умовах, що максимально наближаються до реальних експлуатаційних, та під час виникнення ПШС, підтвердження виконання вимог з безпеки; аналіз виявлених у процесі експериментального відпрацювання аномалій/відмов, розслідування причин їх виникнення, розроблення і реалізація заходів, спрямованих на запобігання їх повторної появи; аналіз правильності обраної схеми експлуатації та порядку проведення технічного обслуговування, усунення несправностей; уточнення переліку ПШС/АС, критичних за критерієм безпеки елементів, небезпечних операцій; контроль виконання програми навчання персоналу (зокрема дій персоналу під час виникнення ПШС та АС)
Експлуатація	Авторський нагляд у процесі виготовлення штатних зразків, контроль і аналіз виявлених невідповідностей – відхилень і відступів від КД; відстеження критичних за критерієм безпеки елементів, агрегатів і систем; контроль виконання небезпечних операцій; розслідування ПШС/АС/аварій, розроблення і реалізація заходів, спрямованих на запобігання їх повторної появи; дослідження питань безпеки, пов'язаних з небезпечними тенденціями й аномаліями

Аналіз заходів, наведених в таблиці 1.1, підкреслює важливість для забезпечення безпеки РК етапу проектування, де фактично закладається рівень безпеки створюваного РК і плануються основні заходи щодо його забезпечення на наступних етапах. Серед принципів заходів для забезпечення безпеки на етапі проектування слід відзначити:

- вибір схемних і конструктивних рішень, що забезпечують запобігання або мінімізацію потенційних небезпек;
- проведення АВНKB, розроблення заходів щодо запобігання відмов;
- ідентифікація ПШС/АС, розроблення способів попередження і виходу з них;
- розроблення методик оцінювання і контролю показників безпеки (ризиків);
- кількісне оцінювання ризиків;
- визначення видів і обсягів випробувань для підтвердження безпеки;
- вибір схеми експлуатації з урахуванням забезпечення безпеки.

Роботи, які здійснюють на наступних етапах створення РК, здебільшого передбачають уточнення і розширення зазначених заходів.

Для РК сутність аналізу безпеки полягає в побудові різних сценаріїв (моделей) виникнення і розвитку АС, наслідків зумовлених аваріями, а також в оцінюванні частоти і масштабів збитку у разі можливої реалізації кожного з цих сценаріїв. На стадії проектування виявляються найбільш істотні, з погляду наслідків, АС, що дозволяє заздалегідь внести необхідні зміни в проект. У кінцевому підсумку це приводить до зниження вартості РК і досягнення прийнятного рівня безпеки. Важливість етапу проектування підкреслюють слова академіка Б.Є. Патона: «... В больших системах авария, как правило, лишь завершение более или менее длинной цепочки вытекающих друг из друга событий. А в начале этой цепочки лежит то или иное малозаметное нарушение нормального режима работы, и задача проектанта – заранее изучить все такие последовательности и для каждой предусмотреть обязательный разрыв цепи. И тогда, с чего бы ни начиналась авария, она не приведет к трагедии».

1.3.3 Основні напрями забезпечення безпеки РК

1.3.3.1 Наземна і польотна безпека

Проблему забезпечення безпеки РК зазвичай поділяють на дві великі частини відповідно до двох основних фаз(етапів) його експлуатації:

- забезпечення безпеки в процесі наземної експлуатації (етап наземної підготовки) РН(БР);

– забезпечення польотної безпеки (починається від моменту відриву РН(БР) від пускового пристрою).

Наведений поділ простежується у всіх міжнародних і національних нормативних документах з безпеки (див., наприклад, [137, 147, 151, 162, 163, 164]). Зазначені фази експлуатації РК суттєво відрізняються з погляду об'єктів можливого ураження, методів забезпечення та оцінювання безпеки (рис. 1.2).

Визначальною відмінністю етапу наземної підготовки РН(БР) є наявність обслуговуючого персоналу, який забезпечує складання РН(БР), перевірки її систем та інше обслуговування. Рівень безпеки технологічних процесів підготовки РН(БР) на технічному комплексі (ТК) та СК залежить як від надійності наземного технологічного устаткування (НТУ), так і значно більшою мірою від рівня організації робіт, підготовленості обслуговуючого персоналу, наявності різних систем контролю (наприклад, контролю загазованості), організації робіт з техніки безпеки та ін. Більш того, як свідчать статистичні дані [6], під час проведення робіт на НК головним винуватцем у більшості (більше половини) нещасних випадків є не техніка, а сам об'єкт безпеки – людина (персонал).

Об'єктами ураження на етапі наземної підготовки РН(БР), по-перше є обслуговуючий персонал (для нього встановлено найвищий пріоритет безпеки), а також НТУ, РН(БР) з корисним вантажем, об'єкти НК і навколишнє природне середовище. Незначною мірою небезпека може загрожувати населенню та об'єктам за межами космодрому, оскільки зона можливої небезпеки для більшості АС обмежується межами об'єкта НК, у деяких випадках може бути територією всього НК або космодрому.

Вихід з небезпечних ситуацій на етапі наземної підготовки РН(БР) здійснює обслуговуючий персонал за допомогою їх локалізації або ліквідації. Відповідно до цього розробляють плани дій персоналу в разі виникнення ПШС і АС, а на НК створюються спеціальні аварійно-рятувальні групи і т.п.

Отже, безпека в процесі наземної експлуатації забезпечується розробленням безпечної технології робіт, яка дозволяє зводити до мінімуму ймовірність виникнення небезпечних ситуацій, а також розробленням організаційних заходів (дії обслуговуючого персоналу у разі виникнення ПШС і АС, використання засобів захисту та ін.). Забезпечення безпеки в процесі наземної експлуатації РК цілком збігається із завданнями щодо забезпечення безпеки на небезпечних промислових об'єктах (власне РК і є небезпечним промисловим об'єктом).

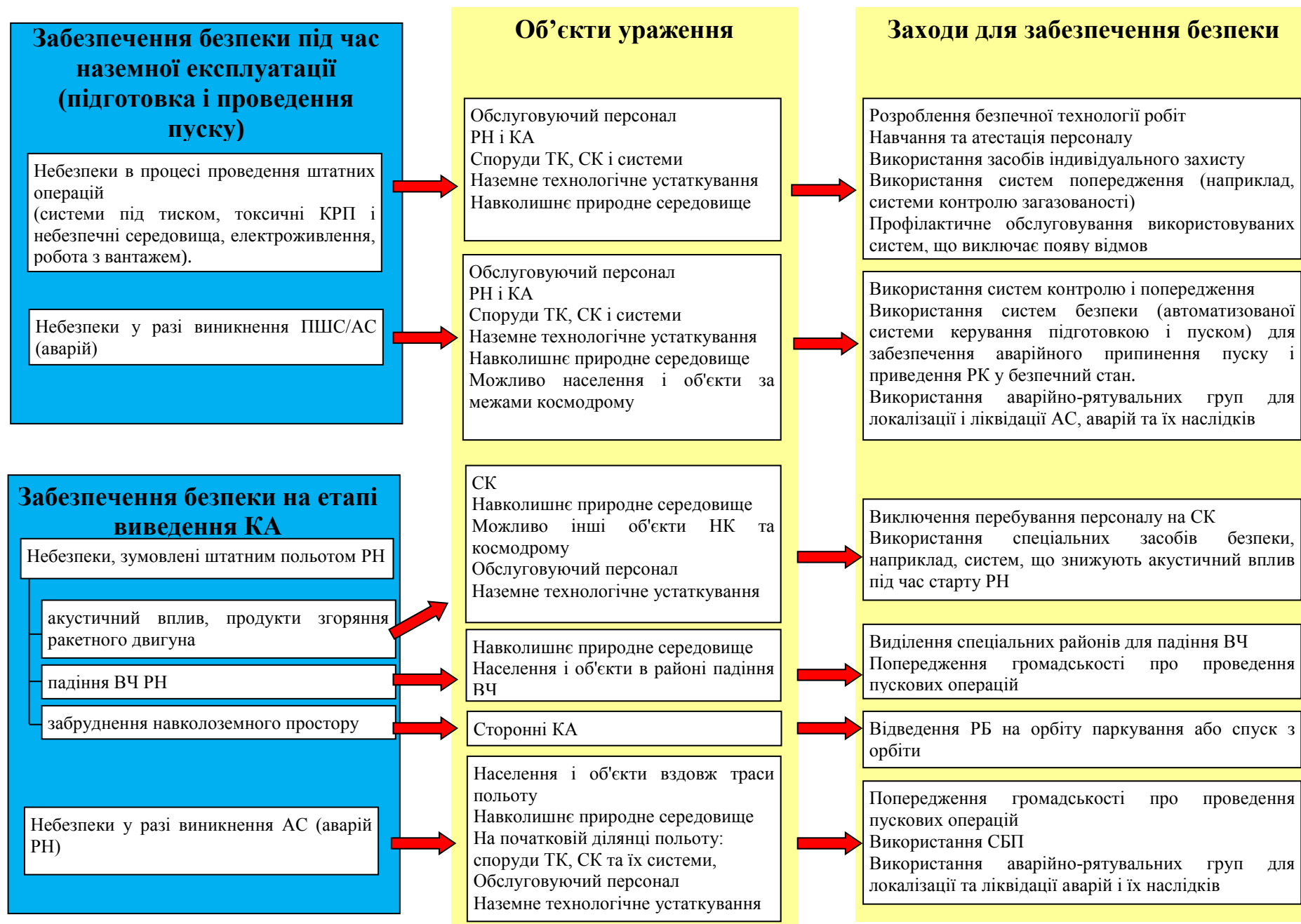


Рис. 1.2 – Забезпечення безпеки КРК

Окремо на етапі наземної експлуатації КРК слід виділити роботи з підготовки РН на СК після встановлення її на стартовий стіл. На цьому етапі всі технологічні процеси (перевірки, заправлення КРП і стисненими газами) проводять в автоматичному режимі, а основним завданням персоналу є дистанційний контроль виконуваних процесів. На цьому етапі передбачається автоматичний контроль стану систем РН та НТУ і аварійне припинення пуску в разі виникнення потенційно небезпечних ПШС.

Для етапу виведення КА на відміну від наземної експлуатації РН основним об'єктом безпеки є населення і різні об'єкти, що розташовані вздовж траси пуску і не пов'язані з пусковою місією, а також навколишнє природне середовище. Ураження наземних об'єктів може бути зумовлено, по-перше, наявністю ВЧ (відпрацьованих ступенів, головного аеродинамічного обтічника та інших елементів), і, по-друге, можливими аваріями РН на активній ділянці траєкторії. Небезпека для персоналу і об'єктів НК виникає лише у випадку аварії РН на початковій ділянці траєкторії польоту. Оскільки політ РН проходить в автоматичному режимі, головна причина виникнення аварій на її борту – це відмови систем. Виходячи з цього, основним напрямом забезпечення польотної безпеки РН є підвищення надійності її систем і агрегатів.

1.3.3.2 Забезпечення польотної безпеки ракетних систем і КРК

Створення артилерійських і ракетних систем, яке передбачає проведення випробувальних стрільб (пусків), завжди супроводжували питання забезпечення безпеки. За невеликих відстаней польоту снарядів і ракетних систем безпека, насамперед, забезпечувалася проведенням випробувань на спеціальних полігонах. У складі керованих ракет для виключення їх виходу за межі випробувального полігону також використовували спеціальну систему самоліквідації (систему аварійного підриву ракети).

Зі збільшенням дальності польоту БР (тактичних, оперативно-тактичних і особливо балістичних) можливості полігонів виявляються істотно обмеженими. Для забезпечення безпеки під час відпрацювання таких ракет траси польоту прокладалися по незаселеним (малозаселеним) територіям, а для падіння відпрацьованих ступенів багатоступеневих БР знадобилося виділення спеціальних районів. Крім того, балістичні ракети оснащують системами самоліквідації, а також системами АВД, які дозволяють обмежити зону можливого падіння аварійних ракет уздовж траси польоту. Такий підхід надалі було використано і для забезпечення польотної безпеки ракет-носіїв безпілотних КА, тим більше, що більшість сучасних РН створено на основі бойового аналога (БР).

Велика робота проводилася щодо забезпечення безпеки після кожного пуску БР, а згодом і РН. Для кожного успішного пуску визначалися і документувалися точки падіння ВЧ і їх фрагментів, а також характеристики фрагментів ВЧ. Для аварійних пусків проводилося розслідування причини аварій, що включали дослідження причини виникнення і процесу розвитку АС, а також визначалися точки падіння фрагментів аварійної БР(РН) і оцінювалися характеристики фрагментів. Водночас проводили комплекс заходів, спрямованих на виключення відмови, що призвела до аварії БР(РН), надалі.

Окремо проблему безпеки вирішували стосовно пілотованих програм, для яких головним пріоритетом і об'єктом порятунку був екіпаж космічного корабля.

1.3.3.3 Підвищення рівня польотної безпеки РН шляхом використання спеціальних систем безпеки

Враховуючи те, що РН на етапі польоту становлять системи підвищеної небезпеки, їх обладнують СБП. За принципом функціонування СБП може бути автоматичною або комбінованою в поєднанні з радіокерованою системою типу «борт – земля». Останній випадок є характерним для західних розробників РКТ.

У загальному випадку СБП складається з діагностичної і виконавчої частин і призначена для вирішення таких завдань:

- контролю процесів, що відбуваються на борту РН, і виявлення АС, що виникають;
- визначення причин виникнення АС (розпізнавання АС);
- відбивання АС після її ідентифікації, тобто ліквідація причин виникнення АС і спроба за рахунок можливостей системи продовжити процес виведення КА (можливо навіть шляхом виведення КА на нештатну орбіту);
- нейтралізації аварійної РН, тобто зменшення наслідків її падіння в разі, якщо відбити АС, яка виникла на борту РН, не вдається (зокрема, якщо АС не розпізнано). Для цього може використовуватися АВД (з метою звуження зони падіння аварійної РН та її фрагментів), скидання тиску з ємностей із стисненими газами, розтин баків для викиду і розпилення компонентів ракетного палива(КРП), що залишилися на борту.

Для виявлення і розпізнавання АС на борту РН у процесі польоту здійснюється контроль низки основних функціональних параметрів (так званих контрольованих параметрів). У випадку виходу значень контрольованих параметрів за допустимі межі, СБП формує команду «Аварія» та реалізує аварійні циклограми, спрямовані на відбивання АС, що виникла, або локалізацію наслідків падіння аварійної РН.

На РН «Циклон», «Зеніт» та «Дніпро», розроблених в ДП «КБ «Південне», функції СБП здебільшого обмежуються локалізацією можливих наслідків аварій. СБП у разі виявлення АС забезпечує припинення польоту шляхом реалізації АВД, що приводить до обмеження районів можливого падіння аварійних РН та її фрагментів. Додатково в разі аварії для РКП «Циклон-4» опрацьовували варіанти щодо її нейтралізації шляхом пасивації фрагментів, що досягають поверхні Землі (скидання тиску з баків і балонів високого тиску, примусова фрагментація баків).

Контроль стану РН, що розроблені в ДП «КБ «Південне», здійснюється за двома основними функціональними параметрами:

- втрата керованості РН (втрата стійкості польоту РН);
- відмова БЦОК.

Контроль втрати керованості РН здійснюється на основі кутових непогодженостей у каналах тангажа, рискання або крену, які не повинні перевищувати гранично допустимі значення. Останні, зазвичай, визначаються виходячи з ефективності роботи органів керування РН і міцності її конструкції. Контроль функціонування БЦОК здійснюється за алгоритмами самоперевірки, шляхом безперервної паралельної прогонки тестових завдань.

Фактично єдиним способом відбивання пов'язаних із втратою керованості АС для РН, що розроблені в ДП «КБ «Південне» (РКП «Циклон-4», що розроблялася, та експлуатовані РКП «Зеніт-3SL», «Зеніт-3SLB»), є використання так званого функціонала Fe. Виявляється, що ближче до кінця роботи кожного ступеня отримані параметри руху дозволяють вирішити задачу виведення КА за рахунок енергетичних можливостей верхніх ступенів. Отже, після отримання РН певних значень параметрів руху (функціонала Fe) в разі виникнення АС, пов'язаної із втратою керованості, замість команди на АВД виконується команда на відокремлення і запуск верхнього ступеня РН.

1.3.4 Огляд літератури щодо забезпечення та оцінювання безпеки ракетно-космічних систем

На сьогодні є велика кількість нормативної літератури, яка регламентує питання безпеки під час створення і експлуатації сучасної РКТ. У нормативних документах [137, 147, 151, 162, 163, 164, 172] містяться міжнародні і національні вимоги до безпеки (здебільшого організаційні та технічні) для РКС, які розробляють або експлуатують.

У США стандартною практикою під час створення нових РН є імовірнісний аналіз ризиків на всіх етапах розроблення [175]. Цей підхід передбачає аналіз ймовірних відмов в процесі функціонування та побудову

діаграм послідовностей подій, що призводять до аварій і катастроф (так звану побудову логічних майстер-діаграм) [179], і, зокрема, його використано в процесі створення американських РН ARES I, ARES V і SLS.

Документ Федерального агентства з транспортування (FAA) [151] містить американські національні вимоги щодо забезпечення наземної і польотної безпеки КРК, а також методичні положення, які використовують в НАСА для оцінювання безпеки на етапах наземної експлуатації РН та виведення КА. Тут наведено основні розрахункові співвідношення для визначення ймовірності ураження наземних об'єктів. Серйозну увагу приділено питанням визначення зон ураження різних об'єктів.

Різні питання забезпечення і оцінювання безпеки КРК, що здебільшого стосуються пілотованих програм, розглянуто в [5, 54, 96]. Тут висвітлено питання життєзабезпечення космонавтів, зокрема оцінювання ризиків для екіпажу на різних етапах польоту.

У роботах [14, 15] розглянуто питання забезпечення і оцінювання безпеки бойових РК під час наземної експлуатації. Переважно оцінювання безпеки стосується робіт, що виконуються у період бойового чергування (безпеку виконання технологічних процесів РК). Аналогічні питання надійності і безпеки робіт з НТУ на технічній позиції і СК, визначення характеристик безпеки експлуатації РК персоналом, питання збитку від аварій РК розглянуто в [6].

Піонером застосування концепції «прийнятного ризику» в ракетно-космічній галузі колишнього СРСР слід вважати д-ра техн. наук Я.Т. Шатрова, який заснував у ЦНДІмаші наукову школу безпеки. У своїй кандидатській дисертації [128] на початку 80-х років Я.Т. Шатров наголошує, що в РКТ не набула належного поширення концепція «прийнятного ризику». Вперше її застосували для порівняльного аналізу розмірів наявних зон відчуження для РН «Союз» і «Протон» уздовж трас виведення і в районах падіння ВЧ з метою їх зменшення. Такий підхід вимагав упровадження в практику проектування РН показників польотної безпеки у вигляді ймовірності ураження людей і наземних об'єктів, а водночас з цим задання і обґрунтування допустимого рівня ризику, розробки інженерних методик оцінювання ризиків та ін. Під керівництвом Я.Т. Шатрова були розроблені перші методичні положення кількісного оцінювання ризику ураження наземних об'єктів під час пусків РН як для штатного польоту, так і у випадку аварії РН [105]. На їх основі з використанням критерію «прийнятного ризику» було проведено роботи щодо вибору трас запуску РН і розмірів районів падіння ВЧ. Зокрема вони були застосовані під час вибору трас пусків і розрахунку польотної безпеки РН «Зеніт-2». Як наслідок, було показано, що прийняття певного допустимого рівня ризику для людей і

об'єктів дозволяє скоротити райони відчуження, і цим забезпечити економічний ефект від їх використання у народному господарстві.

Пізніше розроблені в ЦНДІмаші методичні положення щодо оцінювання польотної безпеки з урахуванням [109] стали основою для розроблення методики розрахунку показників польотної безпеки [77]. Цю методику російські фахівці широко використовують для розрахунку показників польотної безпеки експлуатованих РН сімейства «Союз», «Протон», «Рокот» і «Ангара».

В ДП «КБ «Південне» роботи з оцінювання ризиків для наземних об'єктів, розташованих уздовж траси виведення, зокрема і індивідуальних ризиків для людей, розпочалися в середині 90-х років минулого століття. Ці роботи були ініційовані можливістю використання РН «Зеніт-2» для комерційних пусків з іноземними компаніями і розпочатою розробкою міжнародного проекту КРК «Циклон-4». На даний час найбільш повне розв'язання задачі оцінювання польотної безпеки проведено для РКП «Циклон-4» (дивись, наприклад, [106, 107]), де зокрема використовувалися розроблені автором моделі.

Питання безпеки, пов'язані з аваріями РН на етапі виведення КА, ретельно вивчалися на кафедрі проектування і конструкцій Дніпровського національного університету. Тут розглядалися питання побудови математичних моделей для показника безпеки – ймовірності відсутності аварії на борту РН, яку оснащено штатною СБП для виявлення і відбиття АС. Остаточне вирішення зазначені питання отримали в роботах [44, 45].

У роботі [136] розглянуто питання екологічного впливу під час експлуатації об'єктів РКТ, зокрема і у випадку аварій.

1.4 Показники польотної безпеки

1.4.1 Терміни та визначення безпеки стосовно РКТ

Під терміном «безпека» в широкому сенсі мають на увазі систему заходів щодо захисту від небезпек, можливість керування небезпеками, вміння попереджати та запобігати небезпечним ситуаціям. Стосовно техніки безпека – це властивість СТС не завдавати небезпеки людям (обслуговуючому персоналу і населенню), об'єктам, що з ними сполучаються, і навколишньому природному середовищу. Розрізняють власне безпеку техніки і безпеку процесу її використання.

Аналіз міжнародних і національних (США, Європи, Бразилії, Росії) нормативних документів з безпеки в ракетно-космічній галузі свідчить, що відсутнє єдине тлумачення основних визначень. Більш того, в УРКТ 01.01 [127], який є основним міжгалузевим документом і регламентує процес розроблення, виготовлення і експлуатації об'єктів РКТ, визначення мають

розмитий характер. Наприклад, відсутня чітка різниця між поняттями аварії і катастрофи. З огляду на це в рамках дисертації будемо використовувати таке трактування основних термінів безпеки.

Під безпекою РК розуміється властивість ракетного комплексу і його складових частин не створювати загрози здоров'ю й життю обслуговуючого персоналу, елементам РК та пов'язаних з ним об'єктів, а також навколишньому природному середовищу.

Відмова, що виникла в СТС під час функціонування, переводить її в стан порушення працездатності. Таким чином виникає й розвивається позаштатна ситуація (ПШС) – стан СТС в процесі її експлуатації, не передбачений програмою штатного функціонування. Причинами виникнення ПШС під час експлуатації СТС, крім відмов її складових частин, підсистем і агрегатів, також можуть бути помилкові дії персоналу або непередбачений вплив зовнішнього середовища (наприклад, вітру, опадів тощо). ПШС бувають двох видів: безпечна (незагрозлива) і небезпечна (тобто аварійна ситуація – АС) (рис. 1.3). Наслідком (завершенням) процесу розвитку АС є аварія – подія, що полягає в порушенні нормального функціонування СТС, пов'язана з повним або частковим її руйнуванням, і призводить до заподіяння шкоди здоров'ю людей, громадській та приватній власності, навколишньому природному середовищу. Для РН, що функціонує на етапі виведення КА в автоматичному режимі, всі ПШС та АС зумовлені відмовами її складових частин, підсистем і агрегатів. Під аварією РН на етапі польоту будемо розуміти припинення штатного процесу виведення КА, що супроводжується некерованим польотом РН (або польотом зі зниженими можливостями, що стосується керування) і падінням аварійної РН (її фрагментів).

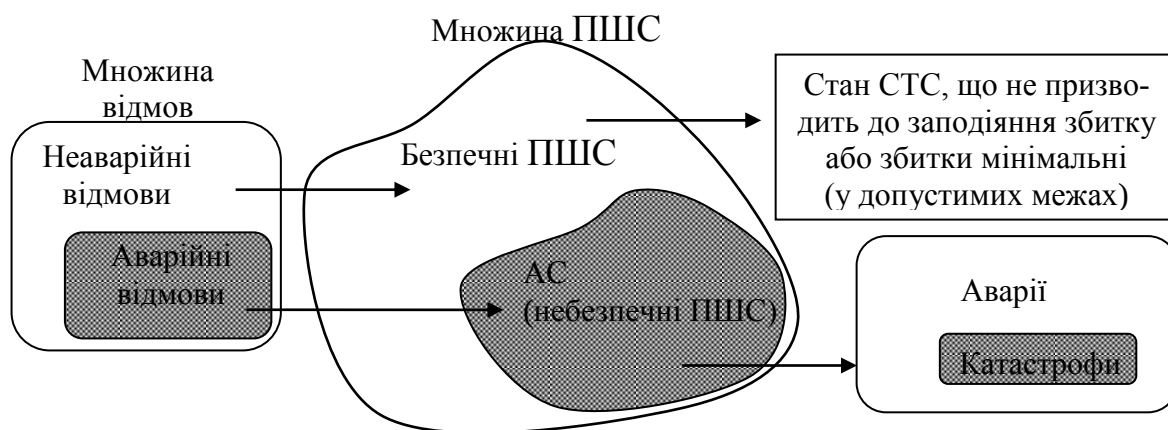


Рис. 1.3 – Основні поняття теорії безпеки

Катастрофа – це аварія з катастрофічними наслідками, що супроводжується загибеллю людей, великими матеріальними втратами,

значним екологічним забрудненням. Отже, не кожна аварія призводить до катастрофи, проте причиною практично всіх катастроф є аварії. Треба зауважити, що аналогом терміну катастрофа в закордонних нормативно-технічних документах з РКТ (див., наприклад, 147, 162)) є надзвичайна подія – подія, пов'язана з космічною діяльністю, яка призвела до загибелі людей або нанесення їм тяжких тілесних ушкоджень, а також до знищення майна громадян, підприємств, установ та організацій, або заподіяння непоправної шкоди навколишньому природному середовищу.

Оскільки наслідком аварії РН на етапі польоту є її падіння, для польотної безпеки вводять ще низку понять. Під аварійною зоною траси пуску (інші назви – зона падіння аварійних РН, польотний коридор) мають на увазі зону (фігуру) на поверхні Землі, видовжену уздовж траси і обмежену максимальним бічним розкидом точок падіння аварійних РН, одержаними для деякої довірчої ймовірності (зазвичай 0,997, що відповідає $\pm 3\sigma$). Фактично аварійна зона являє собою обвідну еліпсів розсіювання точок падіння аварійних РН для різних моментів АВД (може окремо розглядатися для різних АВ). Під аварійною трасою пуску розуміють лінію на поверхні Землі, утворену точками центрів еліпсів розсіювання під час падіння аварійних РН (її фрагментів) для різних моментів АВД. Якщо розглядається кілька АВ, як аварійну трасу розглядають лінію на поверхні Землі, утворену точками падіння аварійною РН після вимкнення двигуна для номінальної траєкторії польоту.

1.4.2. Показники польотної безпеки під час пусків РН(БР) та вимоги до них

Основним показником безпеки є ризик, який визначається як математичне сподівання величини збитку від потенційно небезпечних подій (ПШС або АС) [11, 68, 131]

$$R = \sum_{i=1}^n p_i m_i, \quad (1.1)$$

де p_i – ймовірність настання i -тої небезпечної події, пов'язаної зі збитком; m_i – величина заподіяної під час настання зазначеної небезпечної події збитків, n – кількість можливих небезпечних подій.

У випадку, коли розглядають конкретні наслідки аварії, наприклад, катастрофічна подія, пов'язана із загибеллю людини, під ризиком розуміють ймовірність настання небажаних подій, що призводять до загибелі індивідуума

$$R = \sum p_i. \quad (1.2)$$

У більшості галузей, пов'язаних з небезпечними виробництвами (атомна енергетика, хімічна промисловість), використовують власні

показники безпеки відповідно до специфіки використовуваних небезпечних систем і процесів. Наприклад, в основному нормативному документі з безпеки АЕС [85] безпека визначається як властивість АЕС за нормальних умов експлуатації та в разі аварій обмежувати радіаційний вплив на персонал, населення і навколишнє середовище встановленими межами. У цьому визначенні шкідливий вплив АЕС обмежено лише радіаційними чинниками (основний вид збитку, пов'язаний з експлуатацією АЕС – радіаційний вплив). Для хімічних підприємств це вибухи та отруйні викиди.

Для кількісного оцінювання безпеки небезпечних промислових об'єктів відповідно до [109], використовують такі показники безпеки (ризик):

- технічний ризик – ймовірність відмови СТС з наслідками певної категорії (класу);
- індивідуальний ризик – ймовірність ураження окремої людини в результаті впливу негативних чинників аварії;
- потенційний територіальний ризик – частота реалізації уражальних чинників аварії в даній точці простору;
- колективний ризик – очікувана кількість уражених в результаті можливих аварій за певний період.

Дамо стислу характеристику кожному із зазначених типів ризику. Технічний ризик пов'язаний з відмовами СТС, тобто з самими об'єктами небезпеки. Для його визначення використовують відповідні методи теорії надійності, зокрема для цього може бути використано процедуру АВНКВ [53].

Індивідуальний ризик визначає ймовірність (частоту виникнення) уражальних впливів певного типу (смерть, травма або захворювання) для індивідуума, які виникають під час реалізації певних небезпек, у місці, де перебуває індивідуум. Розрахунок індивідуального ризику вимагає, по-перше, ймовірності знаходження індивідуума в зоні впливу негативних факторів (у певній точці) і, по-друге, ймовірності ураження людини для характерної інтенсивності та загального часу дії на нього негативних факторів. Значення індивідуального ризику використовують для кількісного оцінювання небезпеки конкретного робочого місця, виду діяльності, робочої зони тощо.

Потенційний територіальний ризик – ймовірність (частота виникнення) уражальних впливів певного типу (смерть, травма, захворювання) для індивідуума, що виникають під час реалізації певних небезпек у певній точці простору, де потенційно може знаходитися індивідуум. Потенційний територіальний ризик не залежить від факту перебування об'єкта впливу (людини) у цьому місці простору; передбачається, що умовна ймовірність перебування об'єкта впливу дорівнює одиниці.

Показник колективного ризику використовують для характеристики масштабу впливу аварії, наприклад, інтегрального кількісного оцінювання небезпечних виробничих об'єктів.

Для РК на етапі наземної підготовки РН(БР) можуть бути використано всі зазначені ризики, оскільки в цьому випадку РК може розглядатися як небезпечний виробничий об'єкт. Для етапу польоту РН(БР) найбільш доцільним є використання потенційного територіального ризику і колективного ризику. В західній нормативній документації з РКТ [151] потенційний територіальний ризик носить назву «індивідуальний ризик – ймовірність ураження аварійною РН людини, що перебуває в аварійній зоні траси пуску в точці з координатами (x, z) від точки старту». Надалі в дисертації додержуватимемося саме цього визначення індивідуального ризику. Потенційний територіальний ризик будемо застосовувати у разі, якщо йдеться про поле індивідуальних ризиків на певній території. Поле потенційного територіального ризику $R(x, z)$ дозволяє оцінити загальний фон небезпеки вздовж траси виведення. З ним пов'язана задача побудови небезпечної зони, де величини індивідуального ризику для людини перевищують допустимі рівні. Окремо може розглядатися максимальний потенційний індивідуальний ризик – максимальна імовірність ураження аварійною РН людини у випадку її перебування в точках аварійної траси (тобто $R_{\max}(x) = R(x, 0)$).

Щодо джерел небезпеки оцінювання ризику передбачає розмежування нормального штатного режиму функціонування СТС і аварійних ситуацій. У більшості випадків ризик, пов'язаний з нормальною експлуатацією СТС, значно нижче, ніж у випадку аварії, тому цією складовою у більшості випадків нехтують. Особливістю сучасних багатоступеневих РН(БР) є те, що під час штатного польоту передбачено відокремлення і падіння на поверхню Землі ВЧ (відпрацьованих I і II ступенів, стулок головного обтічника (СГО)), які створюють підвищений фон небезпеки у районі падіння, який може значно перевищувати рівень ризику у разі аварії РН на етапі польоту.

У більшості галузей промисловості показники безпеки розглядаються відповідно до певного періоду (інтервалу) часу – наприклад, імовірність загибелі людини (отримання значних травм) протягом року. Наприклад, у [85] вимоги встановлено для наступних показників безпеки АЕС: імовірності тяжкого пошкодження або розплавлення під час запроектованих аварій активної зони реактора на рік або ймовірності граничного аварійного викиду (радіоактивних речовин) на реактор за рік. В авіації як основні показники безпеки авіаційної техніки використовують середній наліт на одну льотну пригоду; кількість льотних пригод на 10^6 годин нальоту або кількість жертв на 1 пасажиро-кілометр. Водночас як самостійний показник безпеки в авіації

використовують ймовірність відсутності льотних пригод під час одного польоту [123]. Для РН, враховуючи їх одноразовість і незначну тривалість польоту під час виведення на орбіту КА, показники польотної безпеки для РН логічно визначати відповідно до одного пуску. Зауважимо, що якщо відома програма запусків РН протягом певного часу (наприклад, року), нескладно оцінити показники безпеки, для цього періоду.

У загальному випадку для КРК, призначених для виведення автоматичних КА, безпеку як складну комплексну властивість розглядають для таких об'єктів:

- обслуговуючого персоналу КРК;
- об'єктів НК і НТУ;
- населення;
- об'єктів державної і приватної власності, не пов'язаних з космічними програмами;
- навколишнього природного середовища.

Для людей під час пусків РН окремо розрізняють небезпеки для персоналу (ризик для персоналу) і населення (ризик для населення). На СК під час проведення пуску РН персонал відсутній, тому відсутня можливість його ураження. Проте ураження персоналу можливе під час падіння і влучання аварійної РН в інші об'єкти інфраструктури космодрому, наприклад, у ТК або командний пункт.

В якості основних показників безпеки зазвичай використовують показники безпеки, пов'язані із загибеллю людей під час одного пуску РН:

- потенційний територіальний ризик $R(x, z)$, що складається з індивідуальних ризиків у точках аварійної зони траси пуску;
- колективний ризик на певній території (для населених пунктів може окремо розглядатися ймовірність падіння аварійної РН (її фрагментів) на територію населених пунктів).

Колективний ризик або середня кількість загиблих на певній території для одного пуску РН визначають так:

$$E_c = \bar{N}_{zag} = \iint_S \lambda(x, z) R(x, z) dx dz,$$

де $\lambda(x, z)$ – густина населення в межах елементарної площі $dx \times dz$ з центром у точці (x, z) . У випадку сталості густоти населення в межах розглянутої території $\lambda(x, z) = \lambda = const$ маємо

$$\bar{N}_{zag} = \lambda \iint_S R(x, z) dx dz.$$

Для наземних об'єктів, розташованих уздовж траси пуску РН, в якості показника безпеки використовують ризик ураження об'єкта, наприклад, ймовірність ураження СК або ТК. Під ризиком ураження наземного об'єкта

мають на увазі ймовірність влучення ВЧ або аварійної РН(БР) або їх фрагментів у зону, в якій вплив уражального(их) фактора(ів) призводить до ураження об'єкта.

Для РН, обладнаної штатною СБП, яка забезпечує відбивання АС в польоті як самостійний показник безпеки може розглядатися ймовірність відсутності аварії на борту РН.

Іноді в якості об'єкта порятунку може бути КА, що виводиться. Вартість КА може істотно перевищувати вартість самої РН, тому як показник безпеки може бути використано ймовірність порятунку (втрати) КА у випадку аварії РН.

Слід зазначити, що для пілотованих РН концепцію забезпечення безпеки, передусім, визначає відсутність шкідливого впливу на екіпаж і його вдале повернення на Землю [5].

Під час розроблення КРК з урахуванням концепції «прийнятного ризику» принциповим є встановлення допустимого рівня для показників безпеки в процесі експлуатації КРК. Кожну ПШС/АС, що виникає в процесі експлуатації КРК, повинно бути оцінено з використанням показника (1.1), що містить дві складові: збиток і частоту виникнення. Зрозуміло, що чим вище ступінь небезпеки ПШС/АС, тим меншою має бути допустима ймовірність (частота) її виникнення. Зазвичай з метою обґрунтування допустимих рівнів ризику використовують метод економічного аналізу безпеки, що базується на врахуванні можливих втрат, а також витрат на забезпечення безпеки [131].

Оскільки пріоритетним під час аналізу безпеки є людське життя, показники безпеки (ризик), передусім, визначають для катастрофічних наслідків, пов'язаних із загибеллю людей. Загальновизнаних гранично допустимих значень індивідуальних ризиків для тих чи інших небезпечних об'єктів на цей час не існує. Прийнятні значення індивідуального ризику варіюються в досить широкому інтервалі від 10^{-8} до 10^{-4} на рік [68], залежно від особливостей небезпечного виробничого об'єкта, рівня аварійності, рівня економічного розвитку. Індивідуальний ризик, що перевищує рівень 10^{-4} на рік, повсюди визнається неприйнятним. На цей час згідно з міжнародними домовленостями прийнято вважати, що дія техногенних небезпек має перебувати в межах від 10^{-7} до 10^{-6} смертельних випадків $\text{люд}^{-1} \cdot \text{рік}^{-1}$, а значення 10^{-6} є допустимим (прийнятним) рівнем індивідуального ризику.

Визначаючи вимоги до польотної безпеки, розробники РН зазвичай орієнтуються на вимоги Федерального авіаційного управління (FAA) США і вимоги безпеки Східного і Західного полігонів США [137, 151]. Для польотної безпеки прийнято такі гранично допустимі рівні ризику під час одного пуску РН:

- для населення (людей, що не пов'язані з пускової кампанією) ризик загибелі не повинен перевищувати 10^{-6} ;
- для персоналу допустимий ризик, пов'язаний із загибеллю або нанесенням тяжких травм (тяжких каліцтв), становить 10^{-5} ;
- колективний ризик для населених територій (пунктів) не повинен перевищувати $30 \cdot 10^{-6}$ (окремо може бути задано вимоги до ймовірності падіння аварійної РН або її фрагментів на територію населених пунктів, яка не має перевищувати 10^{-5});
- для суден ймовірність ураження не повинна перевищувати 10^{-5} ;
- для інших наземних об'єктів державної і приватної власності ймовірність ураження не повинна перевищувати 10^{-6} ;

На зазначені рівні ризику орієнтуються і під час розроблення РКС в ДП «КБ «Південне», проте в деяких проектах ці вимоги можуть бути більш жорсткими (наприклад, для КРК «Циклон-4»).

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

1. Проаналізовано історичні аспекти виникнення безпеки як окремого наукового напрямку. Об'єктивна необхідність формування теорії безпеки пов'язана з розвитком поняття відмови в теорії надійності і, насамперед, оцінюванням наслідків відмов. Це призвело до виокремлення в структурі дослідження надійності особливого класу відмов СТС, що призводять до нанесення значної шкоди людям, об'єктам і техніці, а також навколишньому природному середовищу (так званих АВ), і формування основ безпеки. Становленню безпеки сприяли роботи в різних галузях промисловості: авіації, атомній енергетиці, а також у нафтохімічній і газовій промисловості.

2. Вирішення завдань безпеки СТС в атомній енергетиці, хімічній і нафтогазовій промисловості, авіації, а також РКТ, на цей час базується на концепції «прийнятного ризику». Ця концепція виходить з того, що СТС повинна мати такий рівень небезпеки, який економічно обґрунтований і прийнятий суспільством. Використання концепції «прийнятного ризику» в РКТ потребує вирішення низки принципів задачі: задання вимог до рівня безпеки; оцінювання і аналіз ризиків (основних показників безпеки), породжуваних експлуатацією РКС; керування ризиками та їх зниження до прийнятного рівня.

3. Забезпечення безпеки в РКТ засновано на системному підході. Виділено та проаналізовано основні аспекти проблематики забезпечення безпеки під час розроблення РКТ. Найбільш актуальними є організаційні та методичні аспекти. Організаційні аспекти передбачають розроблення і реалізацію під час створення РК ПЗБ. У розділі сформульовано перелік основних заходів (типових робіт), які мають бути включено до

розроблюваних ПЗБ під час створення РК для забезпечення виконання вимог з безпеки. Методичні аспекти, насамперед, передбачають створення більш досконалих розрахункових моделей для показників безпеки РК (бойових і космічних). Кількісні показники безпеки є основою для прийняття організаційних рішень, що стосуються безпеки. Принциповим з погляду прийняття основних рішень для забезпечення безпеки КРК є етап проектування.

4. Показано, що проблема забезпечення безпеки бойових ракетних і ракетно-космічних комплексів поділяється на дві частини: забезпечення безпеки під час наземної експлуатації РК і забезпечення безпеки на етапі польоту РН(БР). Перша фактично являє собою завдання забезпечення безпеки небезпечного виробничого об'єкта. В процесі наземної експлуатації КРК небезпеки локалізовані межами космодрому; об'єктами небезпеки є персонал і складові частини КРК, а для забезпечення безпеки застосовуються підходи, пов'язані з охороною праці та оцінюванням ризику небезпечних виробничих об'єктів. Забезпечення польотної безпеки має істотну відмінність, оскільки пов'язане з СТС (РН або БР), що функціонує в автоматичному режимі, і повинне бути спрямована на зниження ризиків для об'єктів, які непов'язані з космічними програмами і розташовані вздовж траси пуску РН(БР), яка може становити кілька тисяч кілометрів.

5. Проаналізовано способи забезпечення польотної безпеки під час пусків бойових ракет і РН. Показано, що для РН і БР основними способами забезпечення польотної безпеки є висока надійність, виділення спеціальних районів для падіння ВЧ (бойового оснащення БР), а також використання на борту спеціальних СБП. Сформульовано загальні завдання, які повинні вирішуватися СБП РН, і показано, що для РН розробки ДП «КБ «Південне» функції СБП, загалом, обмежуються локалізацією наслідків аварій шляхом реалізації АВД після виявлення на борту аварійного стану.

6. Проаналізовано показники безпеки, які використовують для СТС і небезпечних промислових об'єктів у різних галузях. Виходячи з особливостей польоту РН(БР), обґрунтовано перелік основних показників польотної безпеки. Це, передусім, ймовірність ураження об'єктів, індивідуальний ризик для людини, потенційний територіальний і колективний ризики.

РОЗДІЛ 2

ОСНОВНІ ЗАВДАННЯ ПРОБЛЕМИ ОЦІНЮВАННЯ ПОЛЬотної БЕЗПЕКИ РАКЕТНИХ СИСТЕМ

Сучасний рівень розвитку РКТ потребує більш точного прогнозування рівня польотної безпеки РН. Це зумовлено низкою обставин. Глобалізація сучасного світу призводить до того, що території, через які прокладають траси виведення КА, в останні десятиліття інтенсивно розвиваються. Результатом цього стає збільшення розмірів сучасних міст і виникнення нових населених пунктів; розвиваються елементи інфраструктури та промисловості; більш напруженими стають траси судноплавства і зони польоту авіації. Останнім часом перед людством гостро постали питання екології.

З іншого боку, під час забезпечення безпеки небезпечних СТС, таких як РН, на цей час виходять з концепції «прийнятного ризику». Тепер факт потрапляння будь-яких об'єктів або населених пунктів (населених територій) в аварійну зону траси пуску РН вже не є критерієм порушення безпеки. Так, перебування населених територій в аварійній зоні траси пуску допустимо, якщо рівень індивідуального і колективного ризиків на їх території в разі падіння аварійної РН не перевищує гранично допустимого значення [151].

Останнім часом Україна намагається розробити національний оперативно-тактичний ракетний комплекс (ОТРК). Його створення також передбачає вирішення питань безпеки під час проведення випробувальних пусків, і, насамперед, у разі аварії тактичної або оперативно-тактичної ракети (далі – ТР(ОТР)) на етапі польоту. Крім того, для штатного польоту ТР(ОТР) виникає потреба у забезпеченні безпеки в районах падіння бойового оснащення. При цьому бажано враховувати можливості наявних полігонів і фактичні труднощі під час пусків таких ракет на максимальні дальності 120 – 300 км.

Вищезазначене вимагає вдосконалення математичних моделей і методик розрахунку показників польотної безпеки, врахування більшої кількості чинників, які впливають на безпеку. Отримання більш точних оцінок показників польотної безпеки дозволить підвищити ефективність заходів щодо забезпечення безпеки людей і об'єктів уздовж трас польоту РН та бойових ракет, мінімізувавши витрати на ці цілі.

2.1 Завдання забезпечення та оцінювання польотної безпеки

Траси пусків РН і прилеглі до них території є зонами підвищеної небезпеки. Під час пуску РН негативний вплив на людей, наземні об'єкти та навколишнє природне середовище вздовж трас польоту зумовлено:

- падінням ВЧ РН (відпрацьовані ступені, СГО тощо);

– аварією РН і подальшим її падінням (її фрагментів) на поверхню Землі.

Зазначені чинники суттєво відрізняються з точки зору появи та можливого негативного впливу на об'єкти, розташовані вздовж траси польоту РН. Для багатоступеневих РН падіння ВЧ передбачено штатним процесом виведення КА. Відповідно до цього високий рівень небезпеки для наземних об'єктів слід очікувати під час кожного пуску виключно в районах падіння ВЧ. На відміну від ВЧ, можливість аварії РН на будь-якій ділянці польоту визначає потенційну небезпеку для наземних об'єктів уздовж усієї траси виведення. Основна причина аварій РН на етапі виведення КА – виникнення відмов її підсистем і агрегатів.

Для забезпечення безпеки під час пусків РН необхідно вирішити низку принципових питань:

- вибір (прокладання) трас пусків РН таким чином, щоб вони проходили через найменш заселені території, а в районах падіння ВЧ були відсутні населені пункти і об'єкти, яким може бути заподіяно шкоди;
- оцінювання потенційної небезпеки (у вигляді ризиків) для людей і різних об'єктів, які потрапляють в аварійну зону траси пуску РН;
- розроблення, обґрунтування та оптимізація організаційно-технічних заходів щодо зниження ризиків для населення і об'єктів, розташованих уздовж траси польоту РН (наприклад, організація зон відчуження та евакуації населення під час пуску, введення блокувань АВД тощо);
- планування заходів з ліквідації наслідків падіння ВЧ і аварійних РН.

Для забезпечення безпеки під час штатної експлуатації РН уздовж траси польоту спеціально передбачають (виділяють) райони для падіння ВЧ. Залежно від точки старту РН, орбіти і схеми виведення КА їх розташовують на суходолі або в океані. На суходолі райони для падіння ВЧ являють собою відчужені території, на яких постійно не мешкають люди, відсутні будь-які господарські об'єкти і не здійснюється господарська діяльність. Крім того, в цих районах здійснюють екологічний моніторинг і виконують комплекс заходів щодо пошуку ВЧ (їх фрагментів), що впали, для подальшої утилізації, а, у разі потреби, дезактивації місцевості. В океані райони для падіння ВЧ намагаються вибирати в нейтральних водах подалі від трас судноплавства і зон рибальства.

Традиційно розмір району, що виділяється для падіння ВЧ, вибирають виходячи з розмірів зон можливого падіння ВЧ (їх фрагментів). При цьому територія виділеного району вважається небезпечною. Використовуючи концепцію «прийнятного ризику», вважати небезпечною повністю всю територію виділеного для падіння ВЧ району (тим більше відчужувати) є недоцільним. Небезпечною для людей або суден (якщо зона падіння ВЧ

розташована в океані) повинна вважатися лише зона, де ризики для зазначених об'єктів перевищують допустимі рівні. Для таких небезпечних зон, насамперед, і повинні плануватися заходи щодо забезпечення безпеки. У разі потреби також слід брати до уваги ймовірності падіння ВЧ або їх фрагментів на територію населених пунктів або інші об'єкти, які можуть бути поблизу району можливого падіння ВЧ.

На цей час відомі моделі оцінювання ризику в районах падіння ВЧ не достатньою мірою враховують особливості фрагментації ВЧ на ділянці пасивного падіння, зокрема наявну невизначеність висоти початкового руйнування.

Для випадку аварії РН на етапі виведення КА можливо виокремити три основні завдання оцінювання безпеки:

- побудова поля територіального ризику, визначення розмірів і конфігурації небезпечних зон уздовж траси виведення, де ризики для людей (або суден, якщо траса проходить над морською поверхнею) перевищують допустимий рівень;
- визначення колективного ризику для населених територій (населених пунктів), ризиків падіння аварійної РН (її фрагментів) на населені пункти, які потрапляють в аварійну зону траси пуску;
- визначення ризиків (ймовірності ураження) для різних наземних об'єктів (природних і господарських), які потрапляють в аварійну зону траси пуску.

Окремим принципово важливим питанням є встановлення кількісних рівнів для критеріїв аварійності (ознак аварійного стану РН). Для РН розробки ДП «КБ «Південне», обладнаних СБП, що реалізує АВД, це, насамперед, вибір граничних значень кутів стабілізації руху, які визначають критерій втрати керованості (втрати стабільності руху). Вирішення цього питання ґрунтується на пошуку компромісу між рівнями ризику для людей і наземних об'єктів, розташованих уздовж обраної траси пуску, і можливостями органів керування РН відпрацювати отримані збурення, а також міцності конструкції РН.

Спільне вирішення зазначених вище завдань безпеки для штатного польоту і випадку аварії РН, з одного боку, дозволяє оцінювати й порівнювати небезпеки, що виникають під час пусків РН за єдиними показниками, а з іншого боку, вони є основою для реалізації практичних рішень і процедур попередження та/або зменшення небезпек під час падіння ВЧ або аварійної РН. Для зменшення і зміни положення небезпечної зони для людей, наприклад, можливо проведення зміни азимута пуску РН і коригування траєкторії виведення КА, зміни граничних значень параметрів,

що визначають аварійний стан (критеріїв аварійного стану), введення в циклограму роботи СБП додаткових тимчасових блокувань АВД тощо.

Зауважимо, що в процесі прокладання нових трас пусків РН (наприклад, програми «Циклон-4», «Дніпро») розробникам довелося вирішувати досить складну оптимізаційну задачу. Траєкторії виведення КА традиційно будують таким чином, щоб забезпечити максимум енергетики РН (тобто максимум ваги корисного вантажу, що виводиться на навколоземну орбіту). Проте в процесі побудови траєкторій додатково доводиться враховувати обмеження, пов'язані з розміщенням районів падіння ВЧ і забезпеченням безпеки людей та наземних об'єктів уздовж траси виведення.

Питання забезпечення безпеки є також актуальними під час проведення випробувальних пусків ОТР оскільки полігони, які є в Україні, не дозволяють випробовувати ракети на максимальну дальність (120 – 300 км). Насамперед, небезпеку під час пусків таких ракет становить бойове оснащення. Для штатного польоту необхідно знати зони небезпеки в районі падіння бойового оснащення, і, що, особливо актуально, для касетної бойової частини. Крім цього, потрібно враховувати чинник бойового оснащення і у випадку аварії ОТР у польоті.

Основу всіх завдань, пов'язаних із забезпеченням польотної безпеки РН, становить визначення ризиків для людей, наземних об'єктів і суден, які розташовані уздовж траси виведення. Математичних моделей, що використовуються в даний час для оцінювання ризику ураження наземних об'єктів у разі аварії РН [66, 77, 151], притаманний один суттєвий недолік: вони не дозволяють повною мірою врахувати всі особливості, пов'язані з використанням на борту РН штатної СБП, яка реалізує АВД. Передусім, в розрахунках ігнорується процес розвитку АС до моменту припинення активного польоту шляхом реалізації АВД, а також введення часових блокувань АВД, що використовують для підвищення безпеки наземних об'єктів.

2.2 Основні положення оцінювання польотної безпеки

2.2.1 Об'єкти ураження, що розташовані уздовж траси пуску

Початковим пунктом розв'язання завдань польотної безпеки РН є вивчення траси польоту, районів для падіння ВЧ і аварійної зони траси пуску з метою виявлення об'єктів можливого ураження, а також аналіз характеристик вибраних об'єктів можливого ураження: конфігурація, розміри, рівень стійкості до вражаючих факторів ВЧ/аварійної РН.

В якості наземних об'єктів, яким може бути завдано негативного впливу під час падіння ВЧ або аварійних РН, прийнято розглядати:

- населені пункти;

- об'єкти промислової інфраструктури (заводи, фабрики, гідроелектростанції, залізничні вузли, трубопроводи, лінії електропередачі та ін.);
- природні об'єкти (озера, річки, заповідники, національні парки, а також косяки риби, стада тварин).

Як об'єкти ураження під час дослідження безпеки розглядають також окремих людей (задача оцінювання поля потенційного територіального ризику), окремі судна та літаки (задача побудови небезпечних зон для суден і літаків).

Для виявлення об'єктів можливого ураження аварійну зону траси пуску РН поділяють на ряд ділянок (регіонів), наприклад, за територіальною приналежністю до тієї чи іншої країни, а далі – відповідно до адміністративного територіального поділу. Для виділених регіонів досліджують розташування населених пунктів, промислових, природних та інших об'єктів, основних транспортних потоків, а також інфраструктуру та розподіл населення. Для цього розробники РН можуть скористатися електронними картами, наприклад, електронними картами Google Maps або Яндекс.

Наступний крок передбачає проведення ідентифікації і вибір пріоритетних, з точки зору подальшого аналізу безпеки, об'єктів. Для цього всі об'єкти можливого ураження ранжують за ступенем небезпеки наслідків у разі їх ураження аварійною РН. Пріоритетом є люди і населені пункти, а також об'єкти, ураження яких може призвести до значного матеріального або екологічного збитку (наприклад, трубопроводи, електростанції і ін.).

Всі об'єкти, що розташовані у зоні можливого падіння аварійних РН, можуть бути умовно поділені на дві категорії. До першої категорії належать нерухомі об'єкти, такі як населені пункти, у тому числі окремі житлові будинки, виробничі об'єкти, природні об'єкти (озера, річки, заповідники тощо). Розміри таких об'єктів і їх розташування по відношенню до точки старту і напрямку пуску РН заздалегідь відомі.

Другу категорію становлять рухомі об'єкти, розташування яких на час проведення пуску РН достеменно невідомо. До таких об'єктів належать окремі люди, судна, що плывуть, а також рухомі природні об'єкти, наприклад, косяки риби, стада тварин і т.п. Для таких об'єктів слід говорити лише про потенційну небезпеку залежно від їх розташування відносно точки старту. З метою аналізу та забезпечення безпеки таких об'єктів (насамперед, людей) використовується поняття поля потенційного територіального ризику.

Для розглянутих категорій об'єктів можливого ураження істотно відрізняються заходи щодо забезпечення безпеки. Підвищення безпеки стаціонарних об'єктів здійснюється шляхом збільшення ступеня їх захищеності щодо уражальних факторів аварійної РН (її фрагментів). Такий

засіб підвищення безпеки є найбільш прийнятним для наявних (існуючих) об'єктів космодрому. Для об'єктів космодрому, що будуються, спочатку може вирішуватися більш складне завдання забезпечення безпеки шляхом вибору місця розташування об'єкта та ступеня його захищеності з урахуванням допустимого рівня ризику ураження. Проте в більшості випадків підвищення захищеності вже існуючих об'єктів проблематично або неможливо (наприклад, для природних об'єктів), тому зниження ризику їх ураження забезпечується іншими способами. По-перше, можлива зміна азимута на певній ділянці траєкторії виведення, чим забезпечується обліт об'єктів можливого ураження. При цьому необхідно врахувати можливу втрату енергетики РН. Іще одним способом зниження ризику для наземних об'єктів є зменшення зони можливого падіння аварійних РН за допомогою введення примусового вимкнення двигуна (АВД). Таким чином може бути виключено перебування об'єкта в аварійній зоні траси пуску. У разі використання АВД у випадку аварії РН, навпаки, можливе введення тимчасових блокувань АВД для підвищення безпеки окремих об'єктів. У такому випадку ми даємо змогу аварійній РН перелетіти об'єкт можливого ураження.

Для рухомих об'єктів основним способом забезпечення безпеки є виключення їх перебування в небезпечній зоні, де ризики перевищують допустимий рівень, наприклад, створенням зон відчуження або шляхом евакуації населення або суден із небезпечного району. Отже, завдання забезпечення безпеки таких об'єктів, насамперед, полягає у визначенні небезпечних зон для людей (суден).

Крім того, для траси пуску аналізують і узагальнюють інформацію щодо географії і метеорології. У зв'язку з цим доцільно всю зазначену інформацію з досліджуваних трас запуску РН подати у вигляді відповідної бази даних.

2.2.2 Зона ураження об'єкта

2.2.2.1 Уражальні фактори під час падіння ВЧ/аварійної РН

Під час падіння ВЧ або аварійної РН негативний вплив на людей і наземні об'єкти може бути зумовлений:

- вибухом під час удару об поверхню Землі ВЧ/аварійної РН із залишками компонентів ракетного палива (КРП), що супроводжується утворенням вибухової ударної хвилі, «вогняної кулі», розлітанням фрагментів, а також подальшою пожежею;
- динамічним впливом фрагментів ВЧ/аварійної РН (пряме влучання);
- токсичним впливом внаслідок викиду (випаровування) токсичних залишків КРП.

Перші два фактори ураження є факторами безпосередньої дії. Вони чинять негативний вплив на всі розглянуті типи наземних об'єктів. Третій

фактор ураження розглядається виключно стосовно людей, у разі використання на борту РН високотоксичної пари КРП на основі азотного тетраоксиду (АТ) і несиметричного диметилгідразину (НДМГ). Падіння ВЧ або аварійної РН, що містить АТ і НДМГ, може супроводжуватися утворенням зони хімічного зараження, в межах якої є уражальна концентрація одного з КРП (токсикант). Визначаючи токсичний вплив на людей, потрібно враховувати часову складову, оскільки для отримання певного ступеня ураження індивідуума необхідно отримати певну токсодозу. Інші КРП, зокрема «кисень-гас» (найпоширеніша в РКТ пара), мають низький рівень токсичності і токсичним впливом у разі падіння ВЧ або аварійних РН з цими КРП нехтують.

Стислу інформацію щодо кількісного оцінювання розглянутих негативних факторів у разі падіння ВЧ або аварійної РН наведено в Додатку А.

2.2.2.2 Вплив цілісності корпусу ВЧ/аварійної РН на характер уражальних факторів

Характер уражальних факторів у разі падіння ВЧ або аварійної РН повністю залежить від цілісності корпусу ВЧ/аварійної РН на ділянці пасивного падіння. У випадку падіння на земну поверхню незруйнованої ВЧ або аварійної РН, ураження наземних об'єктів буде зумовлено уражальними факторами, що утворюються в результаті вибуху. У випадку використання на борту компонентів АТ + НДМГ частина компонентів, що не прореагувала, може бути викинута, що призведе до токсичного забруднення приземного шару атмосфери. Аналогічні уражальні фактори слід очікувати в результаті руйнування аварійної РН на ділянці пасивного падіння, коли окремі фрагменти являють собою незруйновані ступені з КРП.

Якщо руйнування ВЧ або аварійної РН відбувається таким чином, що утворювані фрагменти являють собою незруйновані паливні баки із залишками токсичних КРП, основним уражальним фактором буде токсичний вплив. Принциповими у цьому випадку є цілісність баків і незмішування КРП, як наслідок, відсутність вибуху і пожежі. Зауважимо, що реалізація сценарію аварії, коли відбувається падіння окремих незруйнованих паливних баків ВЧ або аварійної РН із залишками палива, вкрай малоймовірна.

Якщо фрагменти ВЧ або аварійної РН, що утворилися на ділянці пасивного падіння, не містять КРП, основним фактором ураження наземних об'єктів є динамічний вплив (влучання фрагмента).

Конструкції ступенів РН розробляють так, щоб вони не руйнувалися під дією зовнішніх і внутрішніх навантажень на всіх етапах штатної експлуатації (в процесі транспортування РН, підготовки її до запуску, на активній ділянці траєкторії польоту). Ділянка пасивного падіння ВЧ після її

відокремлення, хоча і може розглядатися як частина штатного процесу експлуатації, проте розробники РН не переймаються забезпеченням міцності конструкції ВЧ на цій ділянці польоту. Як наслідок, на ділянці пасивного падіння конструкція ВЧ може зруйнуватися внаслідок перевантажень, аеродинамічного та теплового впливів. Можливість такого руйнування, з одного боку, визначається характером траєкторії, висотою і параметрами руху на момент розділення ступенів РН, а з іншого – процесами, які відбуваються в баках, і міцністю конструкції ступеня. Для ВЧ I ступеня руйнування є випадковою подією. Для ВЧ другого і наступних ступенів, з імовірністю, близькою до одиниці (достовірна подія), можна прогнозувати руйнування корпусу на ділянці пасивного падіння. Це зумовлено тим, що відокремлення зазначених складових частин РН відбувається на значних висотах, що гарантовано призводить до руйнування їх конструкції, інтенсивної деформації, обгорання і випаровування фрагментів.

У випадку аварії РН уражальні фактори також мають досить чітку диференціацію відповідно до ділянок роботи ступенів. Найбільш складною, виходячи з можливих сценаріїв аварії РН, є ділянка польоту I ступеня. Це зумовлено тим, що у випадку аварії руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння має імовірнісний характер. Для значної ділянки польоту I ступеня РН у випадку аварії найбільш ймовірно падіння на поверхню Землі незруйнованої аварійної РН із залишками палива на борту. До того ж аварії РН на початковій ділянці польоту I ступеня є найбільш тяжкими за своїми наслідками, бо падіння аварійної РН з практично повними запасами КРП на борту супроводжуватимуться потужним вибухом, сильною пожежею, як наслідок, тепловим впливом, а також можливим хімічним зараженням. Внаслідок цього найбільшої небезпеки зазнаватимуть люди і різні наземні об'єкти на космодромі та поблизу нього.

У випадку аварії РН на етапі польоту I ступеня, починаючи з деякого моменту аварійного припинення польоту, слід очікувати фрагментації РН на ділянці пасивного падіння. Момент аварії РН визначає траєкторію подальшого пасивного руху аварійної РН і, відповідно, характер і ступінь впливу на неї нерозрахованих навантажень. З огляду на випадковий характер факторів, що діють на корпус аварійної РН в процесі падіння, її міцнісної здатності, а також випадкового характеру процесів, що відбуваються у баках РН, неможливо однозначно вказати час аварійного припинення польоту, починаючи з якого буде відбуватися руйнування корпусу аварійної РН (має випадковий характер). На рис. 2.1 показано гіпотетичну криву ймовірності початкового руйнування корпусу аварійної РН $P_{руй}(t_A)$ на ділянці пасивного падіння залежно від часу аварії РН. Для побудови математичних моделей у подальшому будемо використовувати ступінчасту залежність (пунктирна

лінія на рис. 2.1), відповідно до якої, починаючи з деякого моменту аварії – t_* , відбувається руйнування конструкції РН на ділянці пасивного падіння.

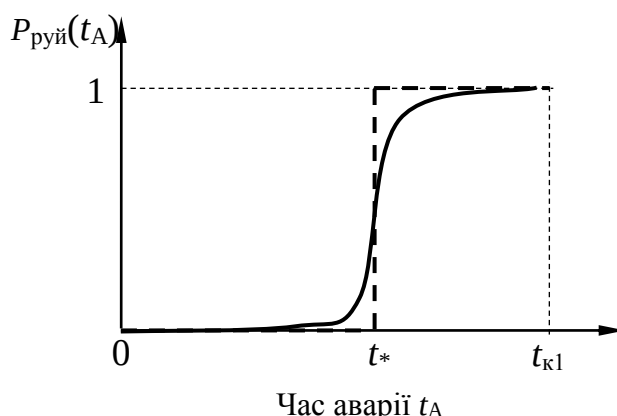


Рис. 2.1 – Імовірність руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння залежно від часу аварії

У загальному випадку характер фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння (у вигляді усередненої кількості фрагментів, що досягають поверхні Землі залежно від часу аварії (аварійного припинення польоту) для триступеневої РН може бути наближено описано з використанням моделі, показаної на рис. 2.2. Такий характер фрагментації притаманний триступневим РН типу «Циклон», «Дніпро», «Зеніт».

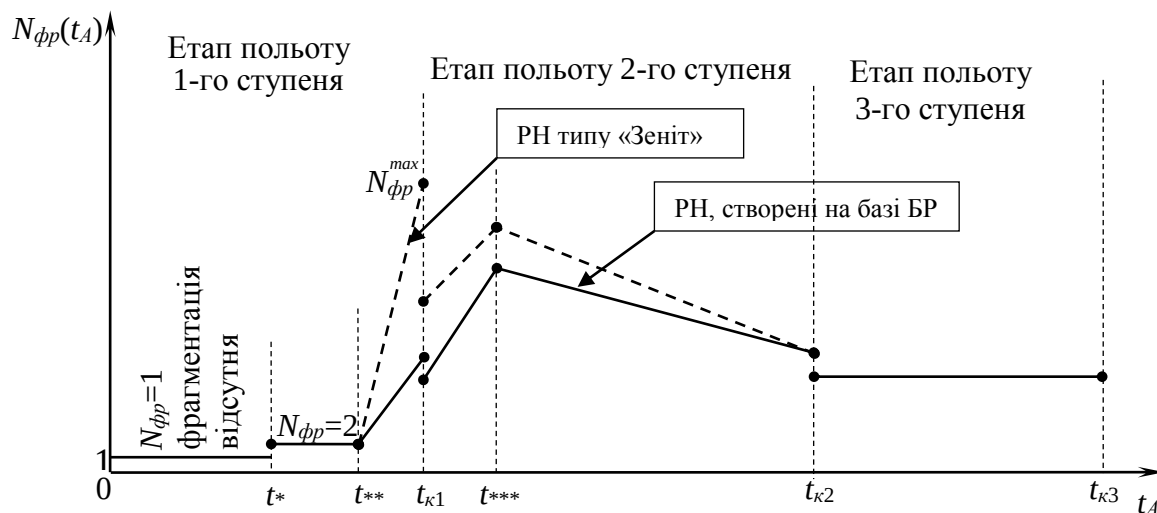


Рис. 2.2 – Кількість фрагментів аварійної РН, що досягають поверхні Землі

У випадку аварії РН після моменту t_* фрагментація аварійної РН на ділянці пасивного падіння внаслідок нерозрахованих механічних навантажень має досить регулярний характер і відбуватиметься за лініями технологічного членування. Отже, аварійна РН руйнуватиметься на великі фрагменти. Так, для РКП «Циклон-4» [70] і РН «Дніпро» [108] розрахунки свідчать, що для аварій після моменту t_* (відрізок $[t_*, t_{**}]$) аварійна РН на

ділянці пасивного падіння руйнується на два фрагменти: ВЧ I ступеня і II ступінь. Далі зазначені фрагменти досягають поверхні Землі без руйнування. При цьому обидва зазначені фрагменти аварійної РН містять КРП. Наприклад, для РКП «Циклон-4» у разі аварії до ~60 – 70 с польоту аварійна РКП на ділянці пасивного падіння не руйнується. Після цього в разі аварії в межах наступних 10 – 20 с польоту на ділянці пасивного падіння відбуватиметься руйнування аварійної РН на два великі фрагменти: ВЧ I ступеня і II ступінь.

В разі аварії на етапі польоту I ступеня, починаючи з моменту t_{**} (відрізок $[t_{**}, t_{к1}]$), процес фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння має більш складний характер: спочатку аварійна РН руйнується на два великі фрагменти (ВЧ I ступеня і II ступінь), а далі відбувається їх нагрівання і подальше руйнування внаслідок підвищення внутрішнього тиску в баках. Тут можливі два варіанти. Для РН, створених на базі БР, кількість фрагментів, які утворюються, може бути відносно невеликою і досягати від чотирьох до десяти штук (утворюються великі фрагменти). Для РН типу «Зеніт» характер руйнування показано на рис. 2.2 пунктиром: у разі аварії в кінці роботи I ступеня слід очікувати максимальної кількості фрагментів. На підставі наявних даних про аварії РН максимальна сумарна кількість фрагментів аварійної РН може становити від 100 до 200 і більше штук. При цьому зазначені фрагменти з ймовірністю близькою до одиниці не міститимуть КРП.

У випадку аварії РН на ділянках роботи другого і наступних ступенів руйнування конструкції аварійної РН на ділянці пасивного падіння є достовірною подією. Отже, динамічний вплив фрагментів аварійної РН, що досягають поверхні Землі, є фактично єдиним фактором ураження для наземних об'єктів. Можливість вибуху або токсичного впливу КРП у приземному шарі виключається.

Фрагментація корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння у випадку аварії РН на етапі польоту верхніх ступенів має нерегулярний характер. Кількість і характеристики фрагментів аварійної РН, що досягають поверхні Землі, є випадковими. Спочатку аварійна РН руйнується на великі фрагменти, які згодом під дією теплових та інерційних навантажень руйнуються на більш дрібні частини. При цьому зі збільшенням кількості фрагментів зменшується їх маса, швидкість падіння і, як наслідок, уражальна здатність кожного окремого фрагмента. Основну кількість складатимуть фрагменти невеликого розміру. Виходячи з цього, реальну небезпеку для наземних об'єктів становить тільки незначна кількість фрагментів, що матимуть значну кінетичну енергію. Кількість середніх і великих фрагментів,

які становлять найбільшу небезпеку для наземних об'єктів, є незначною (не більше $\sim 10 - 30$ штук).

Починаючи з певного моменту часу аварійного припинення польоту t^{***} , кількість фрагментів аварійної РН, що досягають поверхні Землі, має тенденцію до зменшення. Значна кількість дрібних і середніх фрагментів, виконаних з алюмінієвих сплавів, згорає у щільних шарах атмосфери. Поверхні Землі досягають лише елементи конструкції, що містять жароміцні сплави (камери згоряння РУ, турбонасосний агрегат (ТНА), кулебалони, сильфони, газовідбивачі та інші), а також окремі елементи шпангоутів, обичайок та інш. Кількість таких фрагментів незначна і, зазвичай, не перевищує десяти штук.

Характерні часові точки аварії t^{**} , t^{***} , що визначають процес руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння, за аналогією з t^* , є випадковими функціями параметрів руху РН, характеристик атмосфери і різноманітних інших факторів. Проте для побудови моделей оцінювання безпеки будемо вважати їх детермінованими.

Зауважимо, що у документі із забезпечення безпеки [151] рекомендують оцінювати кількість фрагментів, що досягають поверхні Землі, їх приблизну масу, габарити і тип, а також класифікувати фрагменти за кінетичною енергією під час зустрічі з поверхнею Землі. Розв'язання зазначеної задачі за природної (випадкової) фрагментації на цей час є надзвичайно складним. Значного спрощення можливо досягти, якщо СБП забезпечує примусове руйнування корпусу аварійної РН з утворенням прогнозованих фрагментів. Для РН розробки ДП «КБ «Південне» в разі аварії відбувається природне (випадкове) руйнування корпусу аварійної РН під дією аеродинамічних і теплових навантажень.

2.2.2.3 Побудова зони ураження об'єктів

Для побудови математичних моделей оцінювання безпеки введемо поняття зони ураження об'єкта (ЗУО) – області, потрапляння в яку ВЧ або аварійної РН, у тому числі і їх фрагментів, призводить до ураження наземного об'єкта.

У випадку аварії РН на ділянці польоту першого ступеня, коли відбувається падіння незруйнованої РН (аналогічно під час падіння незруйнованої ВЧ першого ступеня), зона ураження наземних площинних об'єктів, таких як населені пункти, об'єкти промисловості та ін., що розташовані вздовж траси польоту, утворюється додаванням до контуру зони об'єкта так званої буферної зони, розмір якої відповідає радіусу ураження R_y (рис. 2.3). З геометричної точки зору наземний об'єкт у разі падінні ВЧ/аварійної РН буде уражено, якщо відбудеться перетин (хоча б частковий) зони об'єкта і зони ураження ВЧ/аварійної РН. Остання визначається дією

ударної хвилі, теплового та динамічного впливів. Для населених пунктів таким же способом може бути побудовано зону ураження у разі токсичного впливу.

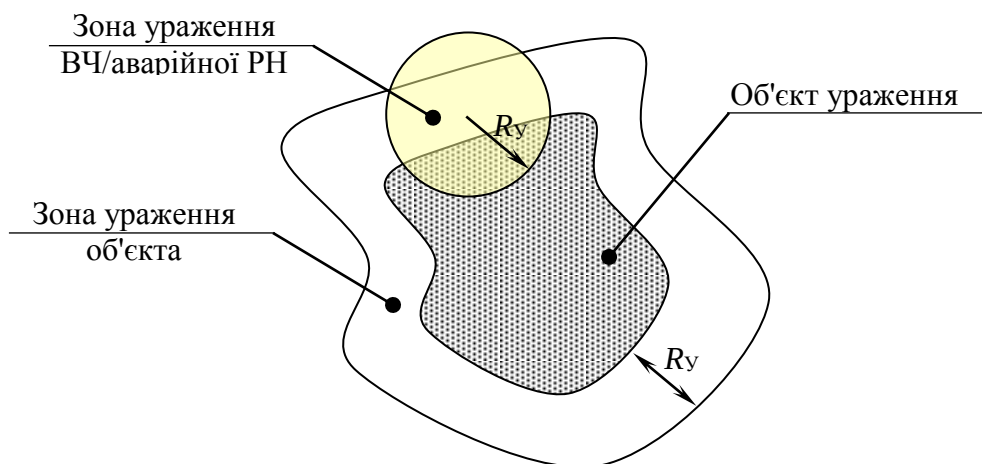


Рис. 2.3 – Зона ураження площинного об'єкта

Радіус ураження R_y для наземних об'єктів визначається, з одного боку, характером і рівнем негативних факторів, що утворюються в процесі падіння ВЧ/аварійної РН, а з іншого – допустимим рівнем ураження об'єкта і ступенем його стійкості до уражальних факторів. Питання розрахунку радіусів ураження у разі падінні ВЧ/аварійної РН розглянуто в Додатку А.

Зауважимо, що зона ураження площинних об'єктів може визначатися контурами самого об'єкта, наприклад, для об'єктів гідросфери (озер, ставків). У такий же спосіб визначатиметься ЗУО і у випадку, коли розміри наземного площинного об'єкта набагато перевищують радіуси ураження ВЧ або аварійної РН. Остання ситуація характерна для наземних об'єктів, яким може бути заподіяно шкоди у разі виникнення аварії РН на етапі польоту другого ступеня. У цьому випадку на ділянці пасивного падіння відбувається фрагментація аварійної РН; при цьому фрагменти, що досягають поверхні Землі, не містять КРП, а їх розміри набагато менше розмірів об'єктів можливого ураження, наприклад, населених пунктів. Остання ситуація може розглядатися як гранична, коли $R_y \rightarrow 0$.

Принциповим для оцінювання безпеки розташованих уздовж траси пуску РН наземних площинних об'єктів (населених пунктів, об'єктів промисловості, у тому числі об'єктів НК, природних об'єктів і т.д.) є математичний опис їх зон ураження. Від коректності такого опису істотно залежить точність одержуваних оцінок показників безпеки.

Традиційно для опису ЗУО прийнято використовувати типові фігури – прямокутники або кола [126, 151]. Наприклад, зведення ЗУО до ортогонального рівновеликого прямокутника є досить універсальним і, як буде показано нижче, дозволяє досить просто отримати кінцеві математичні співвідношення. У першому наближенні у вигляді прямокутника або сукупності прямокутників може бути зображено більшість ЗУО будь-якої конфігурації (рис. 2.4).

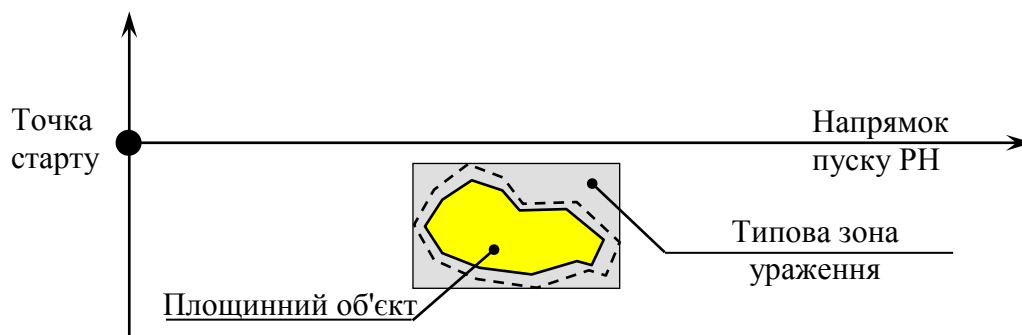


Рис. 2.4 – Геометрична модель типової ЗУО

Для об'єктів складної конфігурації, які мають значні розміри, перехід до типового прямокутника або кола, зрозуміло, може призвести до значного збільшення зони ураження, і, як наслідок, похибки під час визначення ймовірності їх ураження. В такому випадку ЗУО доцільно зобразити у вигляді іншої більш універсальної фігури, наближеної до первічної зони об'єкту ураження.

У загальному випадку зону будь-якого наземного об'єкта, розташованого в межах аварійної зони траси пуску, може бути з достатнім ступенем точності зображено у вигляді одного або кількох опуклих багатокутників [28, 35]. Для прикладу, на рис. 2.5 у вигляді одного опуклого багатокутника зображено сельбищну територію населеного пункту, що потрапив в аварійну зону траси пуску РН «Дніпро», а на рис. 2.6 у вигляді сукупності опуклих багатокутників показано зображення озера Байкал (потрапляє в зону падіння аварійних РКП «Зеніт-2SLБ» і РКП «Зеніт-3SLБ»).

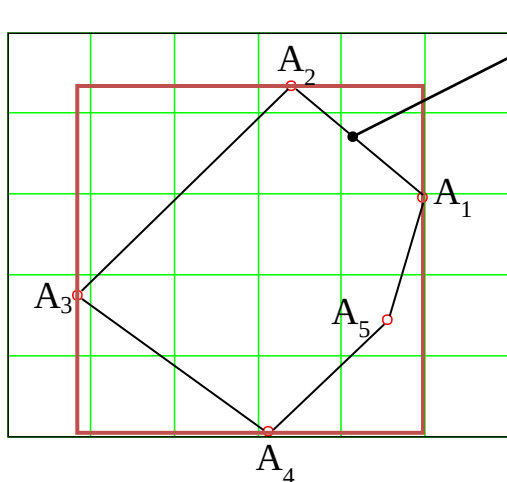


а



б

Зона сельбищної території НП



в

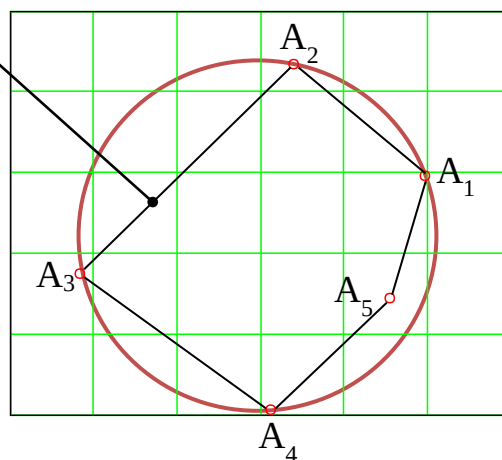
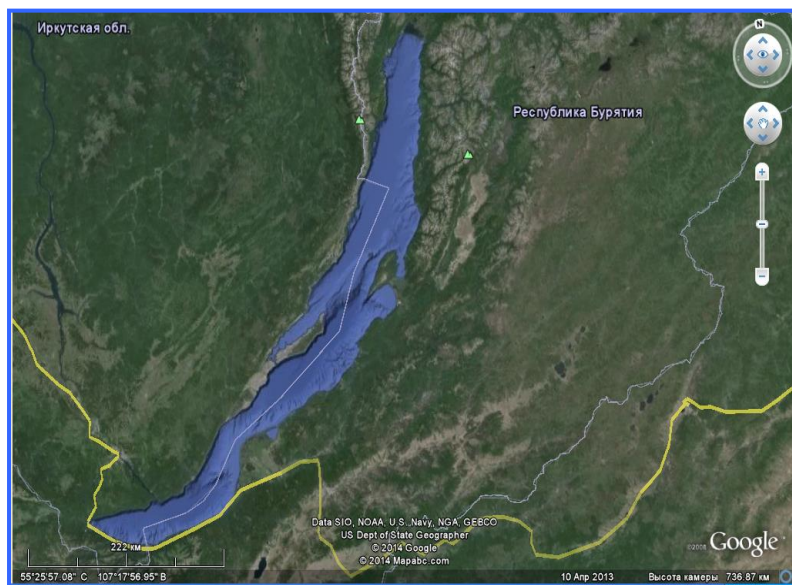
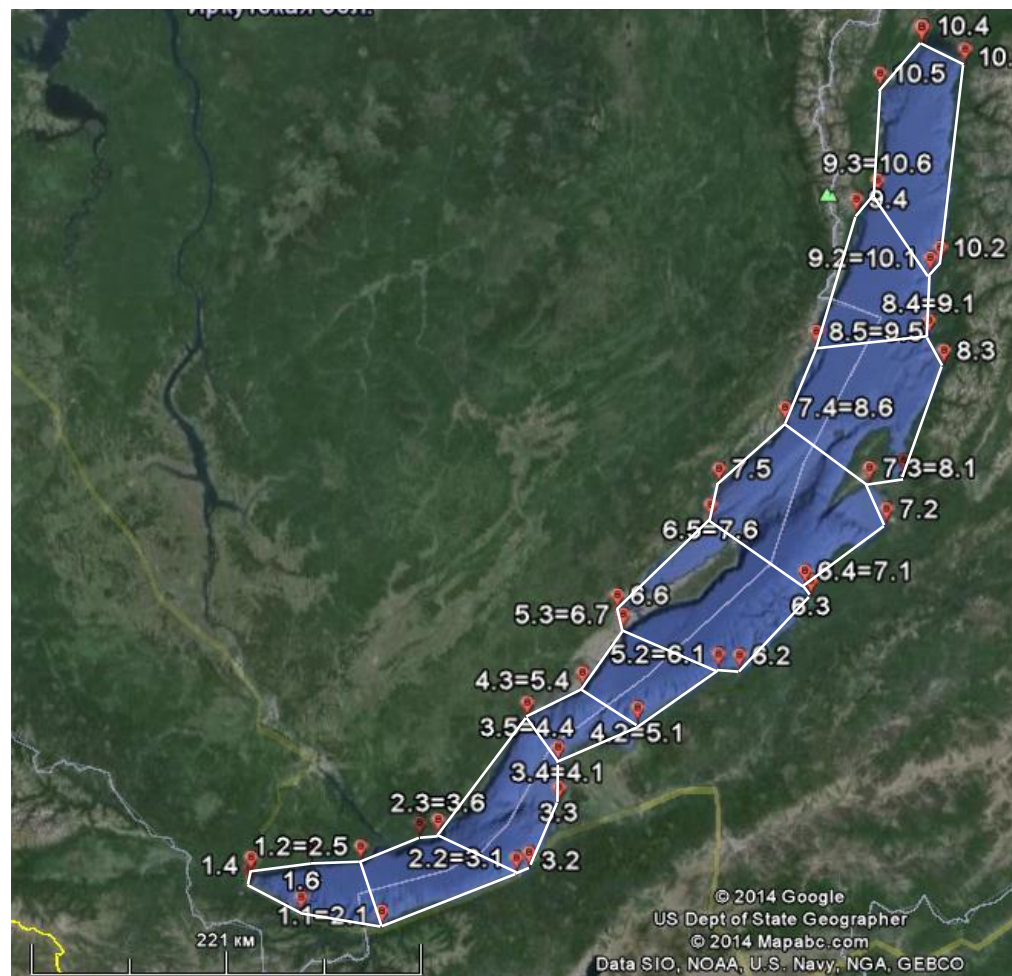


Рис. 2.5 – Зображення населеного пункту у вигляді багатокутника:
а – вихідне зображення; б – оброблене зображення; в – зображення зони НП у вигляді типових фігур



Вихідне зображення



Оброблене зображення

Рис. 2.6 – Зображення о. Байкал у вигляді сукупності опуклих багатокутників

На поверхні Землі координати вершин багатокутника зони об'єкта ураження, що розглядається, задають у вигляді широти і довготи (φ, λ) . Останні можуть бути отримані з використанням електронних атласів, наприклад, електронного атласу Google Earth. Наступним кроком є перехід до необхідної для подальших розрахунків безпеки системи координат.

У випадку штатного польоту для об'єкта, розташованого у зоні падіння ВЧ, необхідно виконати перехід до системи координат із центром у центрі району падіння і осями, що відповідають головним осям розсіювання (x, z) .

Для об'єктів, що перебувають у межах аварійної зони траси пуску, необхідний перехід до стартової системи координат з початком у точці старту РН і віссю X , спрямованою в напрямку пуску, що співпадає із аварійною трасою, тобто у вигляді дальності від точки старту (x) і віддалення від аварійної траси (z) . Отже, в загальному випадку необхідно здійснити перехід

$$(\varphi_i, \lambda_i) \rightarrow (x_i, z_i) \text{ для } i = \overline{1, N_O}, \quad (2.1)$$

де N_O – кількість вершин багатокутника, що описує зону об'єкта можливого ураження. В розділах 3 та 4 будуть отримані співвідношення для здійснення зазначеного переходу.

Тепер отримаємо математичний опис ЗУО. Нехай координати вершин багатокутника зони об'єкта відносно точки старту мають координати $A_i(x_i, z_i)$ $i = \overline{1, N_O}$. ЗУО, яка утворюється унаслідок додавання буферної зони, може бути описано двома способами. У першому випадку її може бути зображено у вигляді подібного багатокутника, у якого сторони зміщені на відстань R_y від початкового контуру об'єкта (рис. 2.7 а). Математично точнішим буде зображення ЗУО у вигляді подібного багатокутника із заокругленими вершинами (показано на рис. 2.7 б). У кутах такої фігури розташовуватимуться кругові сектори, радіус яких відповідає радіусу ураження (R_y) .

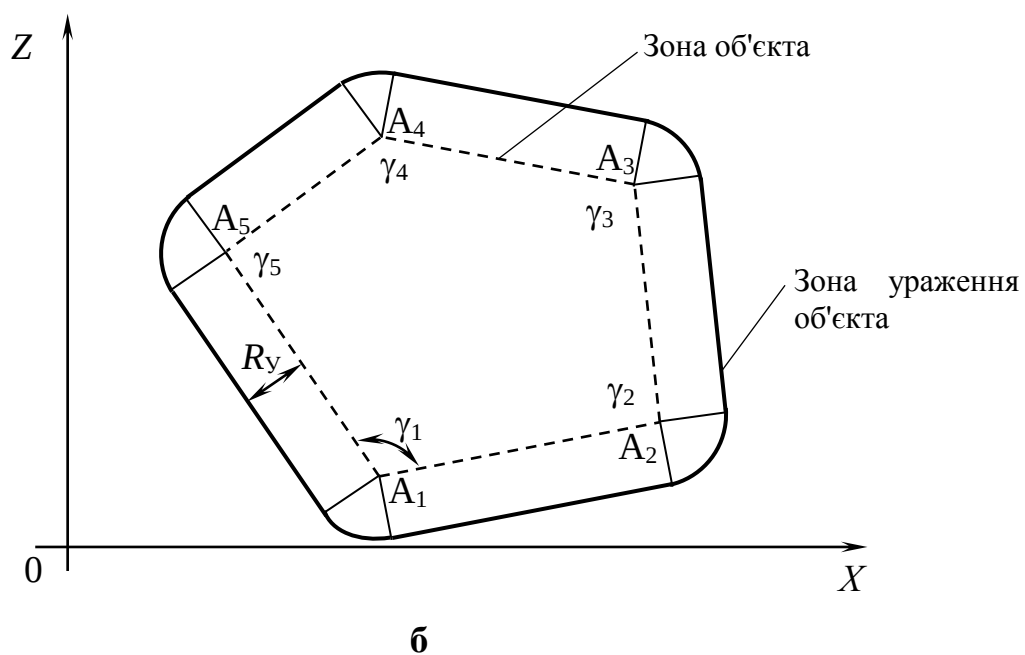
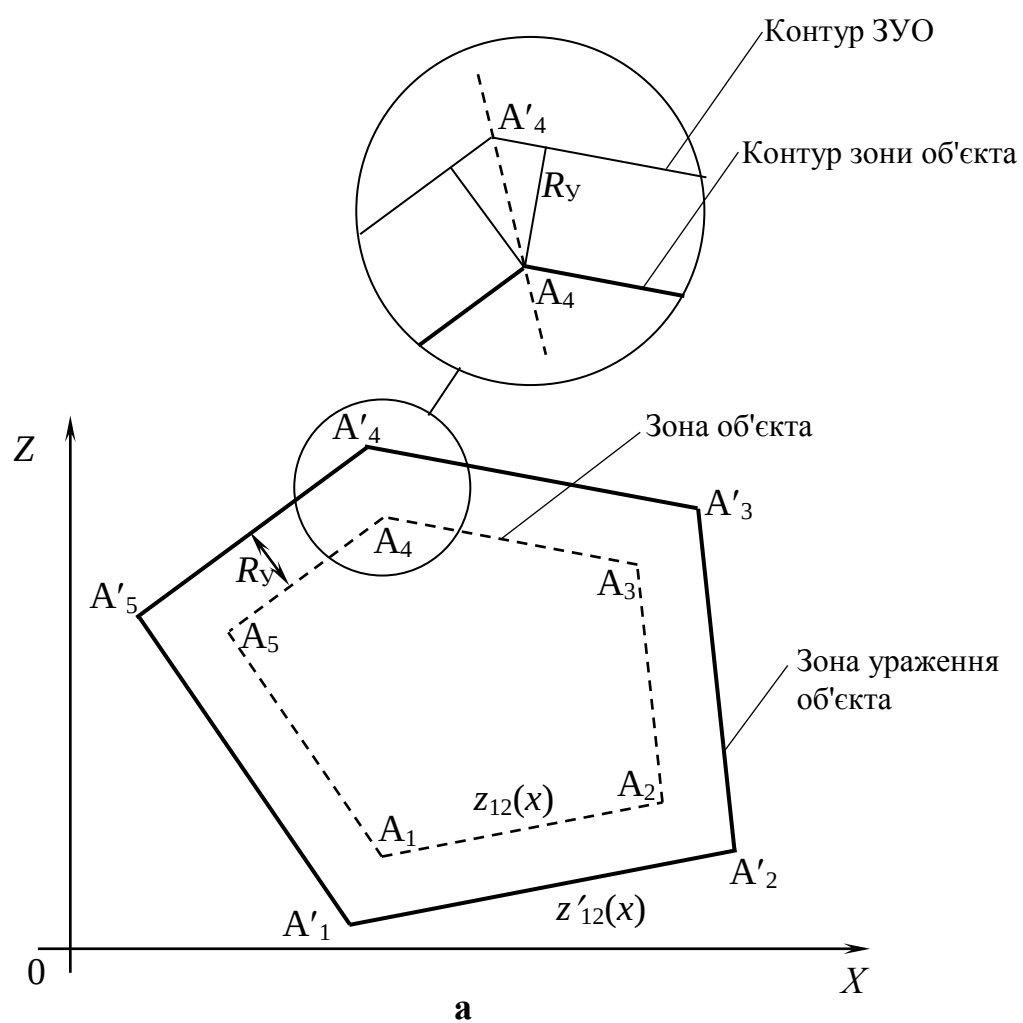


Рис. 2.7 – Можливі зображення ЗУО:

а – подібний багатокутник;

б – подібний багатокутник із заокругленими вершинами

У випадку, якщо ЗУО подається у вигляді подібного багатокутника (див. рис. 2.7 а), для подальшого аналізу безпеки необхідно визначити координати його вершин A'_i . Для їх отримання треба записати рівняння прямих, що містять сторони подібного багатокутника $A'_1A'_2...A'_n$. Рівняння прямої, яка паралельна прямій, що проходить через дві точки (x_1, z_1) та (x_2, z_2) , і лежить від неї на відстані d , записують у такий спосіб [95]:

$$z_{12}(x) = \frac{z_2 - z_1}{x_2 - x_1}(x - x_1) + z_1 \pm d \sqrt{1 + \left(\frac{z_2 - z_1}{x_2 - x_1}\right)^2},$$

де знак біля d у формулі визначається тим, в який бік від багатокутника зони об'єкта повинна бути зміщена паралельна пряма і з якого боку при цьому перебуває початок координат. Отже, розглядаючи пари прямих для відповідних суміжних сторін і визначаючи точки їх перетину, отримуємо координати вершин подібного багатокутника $A'_i(x'_i, z'_i)$. Автором розроблено процедуру MathCAD для отримання координат вершин подібного багатокутника, що описує ЗУО, лістинг (роздрук) якої наведено на рис. 2.8.

Зауважимо, що з плином часу польоту у разі виникнення аварії і падіння аварійної РН значення радіуса ураження R_y зменшується а, відтак, зменшуватиметься і розмір ЗУО, наближаючись до контуру зони самого об'єкта. Насправді існує певне граничне (нижнє) значення R_y^* , зумовлене моментом аварії РН, після якого на ділянці пасивного падіння корпус РН починає руйнуватися. Легко довести, що у разі зменшення R_y вершини подібного багатокутника, що описує ЗУО, будуть розташовані на прямих, які є бісектрисами кутів початкового багатокутника (рис. 2.7 а).

У підсумку отриманий таким способом багатокутник ЗУО може бути безпосередньо використано для визначення ймовірності ураження наземного об'єкта. Також зауважимо, і це буде використано нами надалі, що площу багатокутника може бути визначено як суму складових його трикутників наступним чином

$$S_{\diamond} = \frac{1}{2} \left(\begin{vmatrix} x_1 & z_1 & 1 \\ x_2 & z_2 & 1 \\ x_3 & z_3 & 1 \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} x_1 & z_1 & 1 \\ x_3 & z_3 & 1 \\ x_4 & z_4 & 1 \end{vmatrix} + \dots + \begin{vmatrix} x_1 & z_1 & 1 \\ x_{n-1} & z_{n-1} & 1 \\ x_n & z_n & 1 \end{vmatrix} \right). \quad (2.2)$$

```

coordinate (X,Z,d) :=
  N ← last(X)
  for i ∈ 1..N - 1
    |
    |  $k_i \leftarrow \frac{Z_{i+1} - Z_i}{X_{i+1} - X_i}$ 
    |  $b_i \leftarrow -\frac{Z_{i+1} - Z_i}{X_{i+1} - X_i} \cdot X_i + Z_i$ 
    |
  k_N ←  $\frac{Z_1 - Z_N}{X_1 - X_N}$ 
  b_N ←  $-\frac{Z_1 - Z_N}{X_1 - X_N} \cdot X_N + Z_N$ 
  for i ∈ 1..N - 2
    znak_i ← -sign(b_i)·if[sign[(k_i·X_{i+2} + b_i) - Z_{i+2}] = sign(b_i), -1, 1]
  znak_{N-1} ← -sign(b_{N-1})·if[sign[(k_{N-1}·X_1 + b_{N-1}) - Z_1] = sign(b_{N-1}), -1, 1]
  znak_N ← -sign(b_N)·if[sign[(k_N·X_2 + b_N) - Z_2] = sign(b_N), -1, 1]
  for i ∈ 1..N - 1
    b'_i ← b_i + znak_i·d· $\sqrt{1 + \left(\frac{Z_{i+1} - Z_i}{X_{i+1} - X_i}\right)^2}$ 
  b'_N ← b_N + znak_N·d· $\sqrt{1 + \left(\frac{Z_1 - Z_N}{X_1 - X_N}\right)^2}$ 
  for i ∈ 2..N
    |
    |  $x'_i \leftarrow \frac{b'_i - b'_{i-1}}{k_{i-1} - k_i}$ 
    |  $z'_i \leftarrow k_{i-1} \cdot x'_i + b'_{i-1}$ 
    |
  x'_1 ←  $\frac{b'_1 - b'_N}{k_N - k_1}$ 
  z'_1 ← k_N·x'_1 + b'_N
  for i ∈ 1..N
    |
    | coordinate_{i,1} ← x'_i
    | coordinate_{i,2} ← z'_i
    |
  coordinate

```

Рис. 2.8 – Лістинг MathCAD документа визначення координат вершин багатокутника ЗУО

У разі, якщо ЗУО подано у вигляді багатокутника із заокругленими вершинами, описати у простий спосіб отриману фігуру досить складно. Значного спрощення можна досягти, якщо таку ЗУО звести до рівновеликого прямокутника, сторони якого паралельні головним осям розсіювання (ортогонально орієнтованого). Для такого зображення необхідно визначити площу ЗУО, яка буде розраховуватися наступним чином:

$$S_{ЗУО} = S_O + P_O \cdot R_Y + \sum_{N_O} S_{ci}, \quad (2.3)$$

де S_O – площа зони об'єкта (площа багатокутника, яку визначаємо згідно з (2.2)); P_O – периметр зони об'єкта; R_Y – радіус ураження; S_c – площа кругового сектора з радіусом R_Y . Площу кругового сектора при вершині багатокутника визначаємо за формулою

$$S_{ci} = \frac{1}{2} R_Y^2 \cdot (\pi - \gamma_i),$$

де γ_i – i -тий кут багатокутника.

Для суми в (2.3) записуємо

$$\sum_n S_{ci} = \frac{1}{2} R_Y^2 \sum_{N_O} (\pi - \gamma_i) = \frac{1}{2} R_Y^2 \left[N_O \pi - \sum_{N_O} \gamma_i \right].$$

Для опуклого багатокутника сума всіх кутів дорівнює $\pi(N_O - 2)$, відповідно, отримуємо

$$\sum_{N_O} S_{ci} = \frac{1}{2} R_Y^2 [N_O \pi - (N_O - 2)\pi] = \pi R_Y^2.$$

В підсумку отримуємо формулу для визначення площі ЗУО

$$S_{ЗУО} = S_O + P_O \cdot R_Y + \pi R_Y^2.$$

Тепер, для зображення ЗУО у вигляді рівновеликого прямокутника для початкової зони об'єкта визначимо граничні значення для кожної з координат:

$$x_{\max} = \max_{1 \leq i \leq N_O} (x_i),$$

$$x_{\min} = \min_{1 \leq i \leq N_O} (x_i),$$

$$z_{\max} = \max_{1 \leq i \leq N_O} (z_i),$$

$$z_{\min} = \min_{1 \leq i \leq N_O} (z_i)$$

Площа прямокутника, утвореного лініями $x_{\min}$, $x_{\max}$, $z_{\min}$, $z_{\max}$ (рис. 2.9), $S_{\max} = (x_{\max} - x_{\min})(z_{\max} - z_{\min})$ буде оцінкою зверху для площі зони об'єкта. Для отримання рівновеликого прямокутника ЗУО потрібно кожну зі сторін прямокутника площею $S_{\max}$ пропорційно зменшити на величину

$$k = \sqrt{\frac{S_{\max}}{S_{ЗУО}}}.$$

Координати сторін розрахункового рівновеликого прямокутника площі ЗПО визначаємо так:

$$X_0 = \frac{x_{\min} + x_{\max}}{2} - \frac{k(x_{\min} - x_{\max})}{2};$$

$$X_1 = \frac{x_{\min} + x_{\max}}{2} + \frac{k(x_{\min} - x_{\max})}{2};$$

$$Z_0 = \frac{z_{\min} + z_{\max}}{2} - \frac{k(z_{\min} - z_{\max})}{2};$$

$$Z_1 = \frac{z_{\min} + z_{\max}}{2} + \frac{k(z_{\min} - z_{\max})}{2}.$$

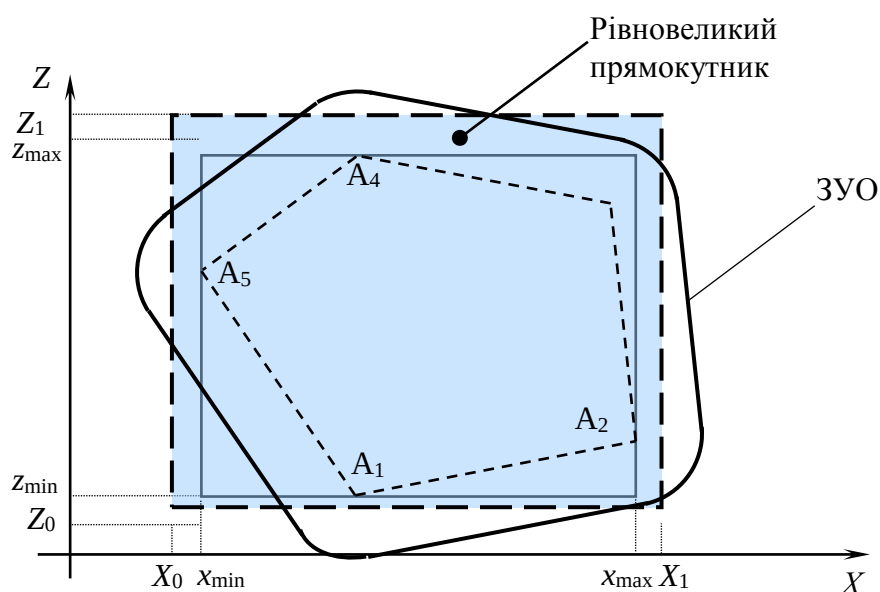


Рис. 2.9 – Зображення ЗУО у вигляді типового прямокутника

Під час визначення індивідуальних ризиків (ймовірності ураження людини, яка перебуває в певній точці (x, z) відносно точки старту РН) окрему людину розглядають як точковий об'єкт, оскільки її розміри значно менше радіусів ураження аварійної РН (навіть для фрагментів аварійної РН). Зона ураження окремої людини являє собою коло радіуса R_y . Радіус ураження R_y визначається дією вибухової ударної хвилі, а також тепловим і токсичним (при використанні компонентів палива АТ + НДМГ) впливами. Для спрощення розрахунків коло ураження людини може бути подано рівновеликим квадратом зі стороною $\sqrt{\pi}R_y$. Зауважимо, що в разі токсичного впливу зона ураження індивідуума може формуватися і більш складним способом, оскільки процес її формування залежить від часу, швидкості вітру і стану атмосфери. Побудову такої зони хімічного ураження індивідуума розглянуто в Додатку А.

У багатьох випадках траси пусків РН намагаються прокладати повз океан, де основними об'єктами ураження є кораблі. У розрахунках судно зображають у вигляді прямокутника розміром $L_c \times Z_c$, а його зона ураження також являтиме собою прямокутник, як показано на рис. 2.10.

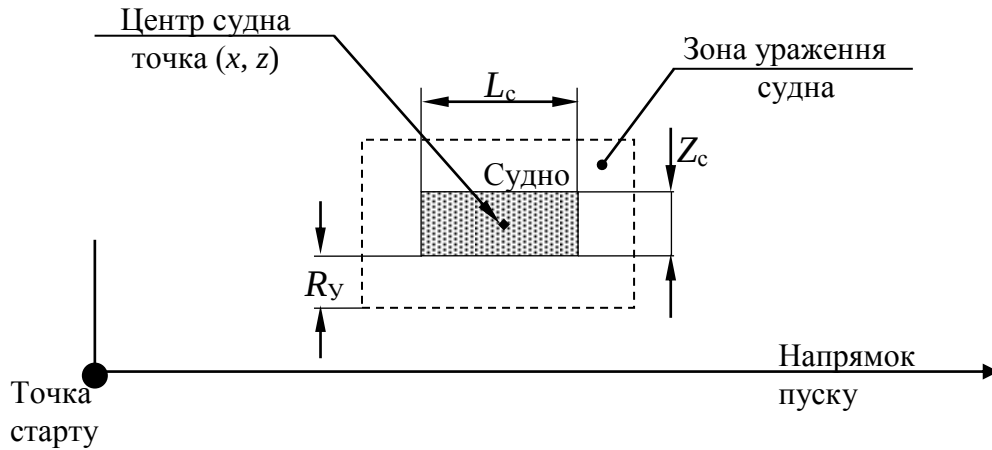


Рис. 2.10 – Зона ураження корабля

2.3 Надійність – основний чинник забезпечення польотної безпеки РН

Причинами аварій РН на етапі виведення КА, як зазначено вище, є відмови її підсистем і агрегатів, тому їх надійність та надійність РН у цілому безпосередньо визначають рівень польотної безпеки. Тісний зв'язок показників надійності і безпеки для одноразової невідновлювальної СТС, якою на етапі польоту є РН, продемонструємо в такий спосіб. Припустимо, що СТС, яку розглядаємо, містить у своєму складі n елементів A , кожен з яких може перебувати тільки в двох станах: працездатному (A_i) і стані відмови ($\bar{A}_i$) відповідно з імовірностями $P(A_i) = p_i$ і $P(\bar{A}_i) = 1 - p_i$. Тоді СТС у будь-який момент часу може перебувати в одному з $N = 2^n$ станів, які зручно зображувати у вигляді матриці

$$\begin{array}{cccccc|c}
 A_1 & A_2 & A_3 & \dots & A_n & & B_1 \\
 \bar{A}_1 & A_2 & A_3 & \dots & A_n & & B_2 \\
 \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & & \dots \\
 A_1 & \bar{A}_2 & A_3 & \dots & \bar{A}_n & & B_{n+1} \\
 \bar{A}_1 & \bar{A}_2 & A_3 & \dots & A_n & & B_{n+2} \\
 \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & & \dots \\
 \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & & \dots \\
 \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & & \dots \\
 \bar{A}_1 & \bar{A}_2 & \bar{A}_3 & \dots & \bar{A}_n & & B_N
 \end{array} \quad (2.4)$$

де B_j ($j = \overline{1, N}$) – стани СТС.

У матриці (2.4) можна виділити такі характерні стани СТС: жодної відмови елементів, по одній відмові, по дві, по три і т.д. Кожна група станів містить C_n^k рядків (тут k – кількість елементів, що відмовили), отже, загальна кількість станів СТС дорівнює $N = 2^n = \sum_{k=0}^n C_n^k$. У сукупності всі стани B_j утворюють повну групу несумісних подій і відповідно

$$\sum_{j=1}^N P(B_j) = 1.$$

Стан B_1 є особливим, адже в цьому випадку в системі відсутні відмови (СТС повністю працездатна і $P(B_1) = P_c$), інші стани містять як мінімум по одній відмові складових частин (підсистем, агрегатів і вузлів) СТС. Відповідно стани $B_2 - B_N$ зумовлюють виникнення і розвиток ПШС.

Детальний аналіз станів $B_2 - B_N$ показує, що частина з них приводить до безпечних ПШС (не є аварійними). Позначимо такі стани B'_j , а їх кількість N_1 . Інша частина станів, позначимо їх B''_j , а їх кількість – N_2 , призводить до аварії, тобто є аварійними. Зауважимо, що $N_1 + N_2 + 1 = N$. У результаті ймовірність того, що аварії СТС не відбудеться (подія $\bar{D}$), визначатиметься так:

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N_1} P(B'_j). \quad (2.5)$$

Із формули (2.5) випливає, що рівень безаварійності СТС перевищує рівень безвідмовності за рахунок наявності відмов, що призводять до безпечних ПШС (друга складова в (2.5)). Для таких систем як РН на етапі польоту кількість безпечних ПШС досить незначна ($N_1 \ll N_2$), і в більшості випадків відмови складових частин РН зумовлюють аварію, отже, друга складова в (2.5) є малою. У граничному випадку, коли всі стани СТС з відмовами є аварійними, безаварійність стає тотожна надійності

$$P(\bar{D}) = P(B_1) = P_c.$$

Іншим граничним випадком є ситуація, коли всі відмови є неаварійними, тоді ймовірність відсутності аварії наближається до одиниці.

Отже, якщо не враховувати зовнішні причини появи аварії, то значення ймовірності відсутності аварії СТС перебуває у межах

$$P_c \leq P(\bar{D}) \leq 1.$$

Звідси випливає головна рекомендація, пов'язана з безпекою РН, а саме: для підвищення рівня безпеки ракет-носіїв необхідно, насамперед, підвищувати їх безвідмовність.

Рівень безаварійності СТС може бути підвищено, якщо до її складу ввести спеціальну систему безпеки, яка в змозі відбити частину АС, що виникають у процесі функціонування. Методичні аспекти оцінювання

ймовірності відсутності аварії СТС, у складі яких є спеціальна система запобігання аварій, і зокрема РН, розглянуто у розділі 6.

Отже, оскільки для РН(БР) польотна безпека, насамперед, визначається рівнем безвідмовності її систем, відповідно підвищення точності одержуваних оцінок надійності систем РН(БР) дозволяє підвищити точність прогнозу рівня її польотної безпеки. Для розрахунку польотної безпеки потрібні оцінки надійності функціонування систем та агрегатів РН і ступенів у цілому.

2.3.1 Завдання оцінювання надійності систем РН

Домінуючими у структурі ступенів РН є механічні системи (МС):

- несучі конструкції (паливні баки, «сухі» відсіки, корпуси ракетних двигунів твердого палива (РДТП), обтічники, ферми, рами та ін.);
- вузли пневмоавтоматики рідинних ракетних двигунів (РРД) і пневмогідравлічних систем подачі палива (редуктори, електропневмоклапани, пневмоклапани, піроклапани, заправно-зливні клапани, запірні, зворотні клапани, дроселі, жиклери та ін.);
- рухомі механічні системи (гідравлічні приводи, системи розділення ступенів, соплові блоки РДТП, елементи скидання СГО та ін.).

Виходячи з цього, насамперед, повинні вдосконалюватися методи оцінювання надійності МС РН. На етапі проектування надійність підсистем і агрегатів РН визначається з використанням розрахункових (аналітичних) методів. Нормальне функціонування МС може бути описано сукупністю нерівностей (система умов працездатності), які відображають відсутність відмов, що описують суть фізичних процесів у МС [84, 91]. У загальному вигляді таку систему умов працездатності (СУП) може бути записано так:

$$Z_j = \varphi_j(X_1, X_2, \dots, X_n) > 0 \quad (j = \overline{1, m}), \quad (2.6)$$

де $\varphi_j(\bullet)$ – формалізовані умови відсутності відмов (наприклад, відсутність втрати міцності або стійкості конструкції, кавітації в насосах тощо); $Z_1, Z_2, \dots, Z_m$ – вектор вихідних параметрів (змінних стану); $X_1, X_2, \dots, X_n$ – вектор первинних (вхідних) параметрів.

Система (2.6) для конкретної МС формується виходячи з особливостей процесу функціонування. При цьому вона будується тільки для найбільш "небезпечних" перерізів (фіксованих точок або перерізів розглянутої МС з найбільш небезпечними умовами функціонування) і моментів часу, для яких у "небезпечних" перерізах системи навантаження (вплив) може досягати одного з граничних станів. Останнє дозволяє умови працездатності (2.6) записувати в термінах випадкових величин.

Як показник безвідмовності МС використовують ймовірність спільного виконання всіх нерівностей СУП (2.6)

$$P = \Pr\{Z_j = \varphi_j(X_1, X_2, \dots, X_n) > 0 \quad \forall j = \overline{1, m}\}. \quad (2.7)$$

Зазначену ймовірність може бути визначено з використанням одного з двох співвідношень, що впливають із (2.7):

$$P = \int_{\bar{\varphi}(\bar{X}) > 0} \dots \int f(\bar{x}) dx_1 \dots dx_n \quad (2.8)$$

або

$$P = \int_0^\infty \dots \int_0^\infty g(\bar{z}) dz_1 \dots dz_m, \quad (2.9)$$

де $f(\bar{x})$, $g(\bar{z})$ – відповідно функції спільних щільностей розподілів первинних змінних і змінних стану.

Отже, для отримання більш точних оцінок надійності МС на етапі проектування необхідне вдосконалення параметричних моделей, пов'язане з використанням розподілів, що більш точно описують поведінку первинних змінних і змінних стану.

На етапі наземного експериментального відпрацювання (НЕВ) надійність підсистем і агрегатів РН визначають з використанням статистичних методів [3, 52, 74]. В останні роки маємо тенденцію зниження витрат на проведення НЕВ, що зумовлює скорочення обсягів проведених випробувань. Як наслідок, відсутня можливість накопичення достатніх обсягів експериментальних даних, необхідних для ефективного використання статистичних методів оцінювання надійності. Враховуючи це, на етапі НЕВ для визначення показника безвідмовності широкого поширення набули байєсовські методи, які дозволяють врахувати наявну апіорну (переддослідну) інформацію і об'єднати її з результатами експерименту. Насамперед, для визначення надійності систем (підсистем і агрегатів) на етапі НЕВ необхідно врахувати дані, отримані на етапі проектування: використовувані під час проектування коефіцієнти безпеки і проектні оцінки надійності.

2.3.2 Особливості оцінювання польотної надійності ступенів РН на етапах проектування і відпрацювання

На етапі проектування надійність підсистем і агрегатів РН визначається з використанням параметричних методів. Оскільки ступінь РН, за невеликим винятком, є нерезервованою невідновлювальною системою, в якій можливі лише повні незалежні відмови складових, її можна подати у вигляді послідовного з'єднання елементів (рис. 2.11).

Отже, надійність ступеня РН може бути визначено з використанням формули оцінювання показника безвідмовності послідовного з'єднання елементів

$$P_c = \prod_{j=1}^n P(A_j), \quad (2.10)$$

де $P(A_j) = \Pr\{\varphi_k^{(j)} > 0; k = \overline{1, m_j}\}$, m_j – кількість умов працездатності, які описують нормальне функціонування j -тої складової частини; n – кількість складових частин ступеня РН (підсистем і агрегатів).

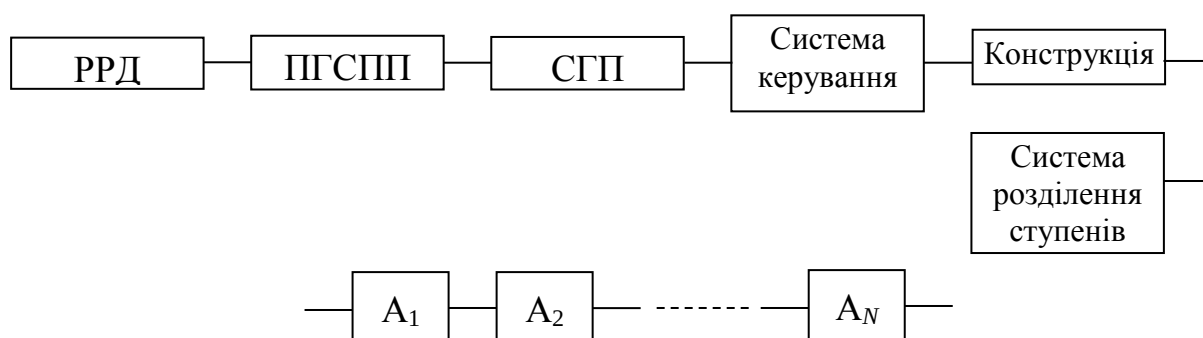


Рис. 2.11 – Структурна схема надійності ступеня РН у вигляді послідовного з'єднання елементів

Такий підхід має недолік, бо існує можливість багаторазового урахування в розрахунках надійності факту порушення працездатності деякої складової частини. Наприклад, нерозрахований режим роботи газогенераторів системи наддування призводить до порушення роботи пневмогідравлічної системи подачі палива (ПГСПП) і РРД ступеня. Отже, відмова газогенератора може фігурувати в СУП ПГСПП, РРД і системі розділення ступенів. Крім того, припущення щодо незалежності функціонування окремих елементів у викладеному підході зменшує точність оцінки надійності.

В реальності схема функціонування ступеня виявляється більш складною, оскільки потрібно врахувати зв'язки між її окремими елементами (підсистемами і агрегатами). Приклад такої схеми із зазначенням елементів, вхідних і вихідних параметрів показано на рис. 2.12, де $\bar{X}_i$ – вектор вхідних параметрів i -того елемента; $\bar{Z}_i$ – вектор вихідних параметрів i -того елемента; $\bar{U}_j$ – вектор зовнішніх збурень. На підставі такої загальної схеми функціонування ступеня складається загальна система умов працездатності виду (2.6), що об'єднує СУП кожного елемента (при цьому з СУП елементів вибираються лише ті умови, невиконання яких призводить до відмови всієї системи) і рівняння зв'язку між ними. Цей взаємозв'язок виявляється у тому, що вихідні параметри одних елементів можуть бути вхідними для інших. Такий підхід позбавлено зазначених недоліків попереднього підходу, оскільки в ньому за коректної побудови СУП ступеня автоматично враховуються різні зв'язки між елементами.

Таким чином, у розробників РН виникає необхідність вдосконалення методів оцінювання параметричної надійності.

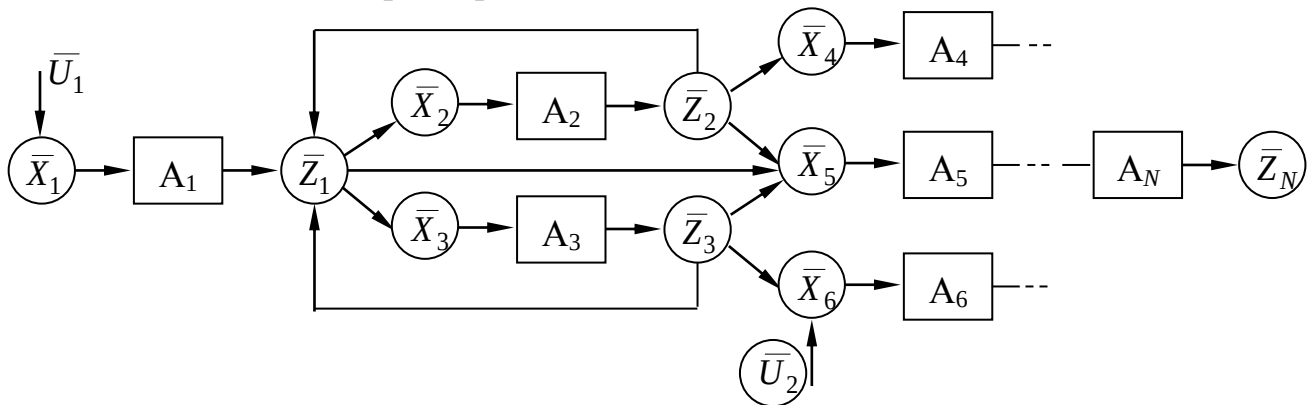


Рис. 2.12 – Загальна схема функціонування ступеня РН

На етапі НЕВ з'являються дані про надійність підсистем і агрегатів РН, отримані за результатами випробувань. Надійність ступеня РН визначаємо з використанням методів структурної надійності і для послідовного з'єднання елементів маємо

$$P_{cm} = \prod_{i=1}^n \hat{P}_i,$$

де $\hat{P}_i$ – оцінка ІБР i -тої складової частини ступеня РН, отримана за результатами НЕВ; n – кількість складових частин ступеня РН.

В реальності схема функціонування ступеня РН є більш складною, оскільки вихідні параметри окремих підсистем ступеня можуть визначати її працездатність у цілому. Наприклад, нормальне функціонування системи наддування передбачає подачу в бак газу наддування з необхідними рівнями тиску, температури і витрати. Відповідно до цього співвідношення для оцінювання надійності ступеня має містити параметричну частину, що описує працездатність окремих складових і ступеня в цілому

$$P_{cm} = \prod_{i=1}^n \hat{P}_i \prod_{j=1}^m \Pr\{Z_j > 0\},$$

де $Z_j > 0$ – формалізована умова, що визначає працездатність ступеня РН; m – кількість умов працездатності.

На етапі автономного і комплексного відпрацювання окремих підсистем і агрегатів, а також в процесі льотних випробувань (ЛВ) РН (а далі і в процесі її експлуатації) розрахунок надійності окремих складових і ступенів РН здійснюють з використанням статистичних методів. Особливість етапу відпрацювання та експлуатації РН полягає в тому, що для виключення відмов, які виникли, проводять доопрацювання. Отже, виникає задача уточнення моделей оцінювання надійності окремих підсистем і агрегатів, а також ступенів РН в умовах проведення доопрацювань.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2

У розділі проведено аналіз загальної проблеми оцінювання польотної безпеки РН(БР), виділено основні завдання, які потребують вирішення, та наведено вихідні положення щодо побудови математичних моделей безпеки.

1. Удосконалення існуючих та побудова нових математичних моделей оцінювання польотної безпеки РН(БР) має охоплювати два напрями випадок штатного польоту і випадок аварійного результату пуску. Для першого напрямку основними задачами є оцінювання ризиків для об'єктів в районах падіння ВЧ або бойового оснащення, побудова небезпечних зон для людей та суден; для другого – визначення ризиків для населення (індивідуального та колективного ризику), ризиків для різних промислових і природних об'єктів, побудові небезпечних зон для людей та суден. Показано, що вихідною і основною складовою частиною зазначених задач польотної безпеки є оцінювання ризику для окремих людей і площинних об'єктів.

2. Проаналізовано основні уражальні фактори у разі падіння ВЧ і аварійної РН. Зазначено, що характер уражальних факторів, пов'язаних з дією ударної хвилі, динамічного, теплового і токсичного впливу безпосередньо залежить від цілісності корпусу ВЧ/аварійної РН на ділянці пасивного падіння. Для ВЧ I ступеня руйнування на ділянці пасивного падіння є випадковою подією, яка визначається, з одного боку, характером траєкторії, висотою і параметрами руху на момент розділення ступенів РН, а з іншого – процесами, які відбуваються в баках, і міцністю конструкції ступеня. Для ВЧ другого і наступних ступенів руйнування корпусу на ділянці пасивного падіння є достовірною подією. Детально проаналізовано можливу фрагментацію аварійної РН на ділянці пасивного падіння і виділено характерні відрізки часу аварії.

3. Показано, що найбільшу складність для розрахунків безпеки становить район падіння ВЧ I ступеня, оскільки руйнування останньої на ділянці пасивного падіння має випадковий характер. В разі аварії РН на етапі польоту I ступеня слід очікувати як найбільшої кількості небезпечних факторів, так і найбільш високого рівня їх впливу. Це зумовлено відсутністю руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння та значними запасами КРП на борту під час падіння. Отже, основну увагу під час проведення аналізу польотної безпеки слід зосередити на аваріях, що виникають на етапі польоту I ступеня. Для верхніх ступенів фрагментація РН на ділянці пасивного падіння є достовірною подією, як наслідок, основний вражаючий фактор динамічний вплив падаючих фрагментів.

4. Основу математичних моделей оцінювання польотної безпеки становить зображення зони ураження об'єкта (ЗУО). Для традиційних моделей визначення польотної безпеки характерним є подання ЗУО у вигляді типових

фігур: прямокутників або кіл. Для об'єктів складної форми подібне зображення ЗУО може призводити до значних похибок під час розрахунків показників безпеки. Більш коректним і універсальним в процесі побудови ЗУО є підхід, згідно з яким зону об'єкта, якому може бути завдано шкоди, зображено у вигляді опуклого багатокутника. Виходячи з цього розроблено два способи подальшого зображення ЗУО. В першому випадку у разі зображення ЗУО у вигляді подібного багатокутника розроблено алгоритм для отримання координат його вершин. В другому випадку показано перехід від ЗУО у вигляді багатокутника з заокругленими вершинами до типової фігури – ортогонально орієнтованого прямокутника.

5. Показано тісний зв'язок польотної безпеки і надійності РН(БР), яка є одноразовою невідновлювальною системою. Підвищення рівня безвідмовності РН(БР) однозначно приводить до підвищення рівня польотної безпеки. Водночас отримання більш коректних значень показників безпеки неможливо без підвищення точності прогнозу рівня польотної надійності РН(БР). Отже, вдосконалення математичних моделей оцінювання польотної безпеки, неможливо без вдосконалення підходів до розрахунку польотної надійності. Визначено основні напрями вдосконалення математичних моделей оцінювання надійності систем РН і її ступенів на різних етапах розробки. Це, насамперед, вдосконалення параметричних моделей надійності, а також статистичних методів оцінювання надійності з урахуванням різної додаткової інформації і доопрацювань, які виконуються після відмов.

РОЗДІЛ 3

МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ОЦІНЮВАННЯ БЕЗПЕКИ

ПІД ЧАС ШТАТНОГО ПОЛЬОТУ РАКЕТИ

Традиційно вважається, що рівень небезпеки в процесі експлуатації СТС, яка функціонує в штатному режимі, передбаченому проектною та експлуатаційною документацією, значно нижче за рівень небезпеки в разі аварії. Специфіка РН полягає в тому, що в процесі штатного виведення КА (штатної експлуатації) утворюється високий локальний рівень ризику, зумовлений наявністю у складі РН відокремлюваних частин (ВЧ).

На цей час для виведення в навколоземний простір КА використовують багатоступеневі РН, що складаються із двох або більше ступенів. Ступені РН, що виробили паливо, відокремлюються і в разі, якщо на момент відокремлення не сформовано замкненої орбіти, падають на поверхню Землі. Крім того, в процесі польоту деякі конструктивні елементи РН після використання скидаються. До таких елементів зокрема належить головний аеродинамічний обтічник, який захищає КА від потоку, що набігає, і скидається після проходження РН щільних шарів атмосфери. Отже, в разі штатного польоту РН небезпеку для наземних об'єктів, насамперед, становлять ВЧ РН: відпрацьовані ступені, стулки головного обтічника (СГО), які досягають поверхні Землі. При цьому високий рівень небезпеки очікується виключно в районах падіння ВЧ.

Для бойових ракет також може передбачатися наявність ВЧ, які становитимуть небезпеку, насамперед, під час проведення льотних випробувань (ЛВ). Так, для розроблюваного в Україні оперативно-тактичного ракетного комплексу (ОТРК) «Сапсан», що поєднував у своєму складі ТР і ОТР, для кожної із ракет розглядали конструктивну схему з відокремленням ракетної частини, яка під час проведення ЛВ становила б загрозу для наземних об'єктів. Надалі будемо вести мову про ВЧ РН, розуміючи, що отримані положення та співвідношення цілком придатні і для бойових ракет.

Для бойових тактичних і оперативно-тактичних ракетних комплексів під час проведення ЛВ загрозу також становитимуть райони падіння бойового оснащення (або його еквівалентів).

3.1 Математичні моделі оцінювання ризику (ймовірності ураження) для наземного об'єкта з урахуванням фрагментації ВЧ на ділянці пасивного падіння

3.1.1 Загальні моделі оцінювання ризику для наземних об'єктів у районі падіння ВЧ

Під час побудови математичних моделей оцінювання безпеки для рідинних РН у випадку штатного польоту окремо розглянемо ВЧ I ступеня. По-

перше, для району падіння ВЧ I ступеня характерні більш високі рівні небезпеки, а, по-друге, математичні моделі оцінювання ймовірності ураження наземних об'єктів за методикою є більш складними. Зазначені обставини зумовлені, насамперед тим, що руйнування ВЧ I ступеня на ділянці пасивного падіння є випадковою подією. Тобто в окремих випадках ВЧ може досягати поверхні Землі незруйнованою, а в інших – у вигляді фрагментів, руйнуючись на ділянці пасивного падіння.

Можливість руйнування ВЧ I ступеня на траєкторії пасивного падіння, з одного боку, визначається характером траєкторії, висотою і параметрами руху РН на момент розділення, а з другого – процесами, що протікають у баках, і міцністю конструкції ступеня. Висота розділення ступенів визначає характер аеродинамічного і теплового впливів, рівень навантажень на ВЧ, а також інтенсивність процесів усередині баків, пов'язаних із рухом залишків палива, їх нагріванням і випаровуванням. Статистичні дані з пусків РН розробки ДП «КБ «Південне» свідчать, що відсутність руйнування ВЧ I ступеня є притаманною РН, які були створені на основі бойових балістичних ракет. Для них істотна міцність конструкції приводить до того, що ВЧ першого ступеня на ділянці пасивного падіння, зазвичай, не руйнуються.

Слід відзначити, що чим вище починається процес руйнування ВЧ, тим більша кількість фрагментів утворюється і, відповідно, розширюється зона їх розлітання. Це характерно як для ВЧ першого, так і для верхніх ступенів РН. Виходячи з цього, на ступенях деяких РН (характерно для РН сімейства «Зеніт») почали використовувати систему пасивації ВЧ, яка дозволяє зменшити тиск у баках на ділянці пасивного падіння і виключити цей чинник руйнування, знижуючи цим висоту початкового руйнування і, як наслідок, зменшуючи зону розлітання фрагментів, що утворилися.

У випадку падіння незруйнованої ВЧ I ступеня найбільшу небезпеку становить вибух, пов'язаний з детонацією залишків палива під час удару ВЧ об поверхню Землі, а також можливе зараження місцевості і приземного шару атмосфери у разі використання на борту токсичних КРП. Якщо на ділянці пасивного падіння відбувається руйнування ВЧ I ступеня, основним уражальним фактором для наземних об'єктів є динамічний вплив фрагментів, що падають. Міру впливу зазначених уражальних факторів в районі падіння ВЧ I ступеня продемонструємо на прикладі оцінювання індивідуального ризику. Для випадку фрагментації ВЧ першого ступеня припустимо таке:

- ВЧ зруйнувалася на певну кількість фрагментів $N_{\text{фр}}$, які не містять залишків КРП;
- фрагменти ВЧ, що досягають поверхні Землі, мають однаковий максимальний розмір проекції – радіус ураження R_y ;

- місце перебування індивідуума збігається із центром розсіювання точок падіння для кожного фрагмента;
- закон розсіювання точок падіння фрагментів – круговий, тобто відхилення в поздовжньому і бічному напрямках однакові $\sigma_x = \sigma_z = \sigma$.

Виходячи зі зроблених припущень, ймовірність того, що хоча б один із фрагментів ВЧ потрапить у зону ураження людини (коло з радіусом R_y), може бути визначена за формулою

$$R_{\phi p} = 1 - \exp\left(-\frac{N_{\phi p} \cdot R_y^2}{2\sigma^2}\right).$$

Рівні індивідуального ризику для різної кількості фрагментів і максимальної довжини проекції кожного із них $R_y = 5$ м залежно від середнього квадратичного відхилення, що характеризує розсіювання точок падіння фрагментів, показано на рис. 3.1.

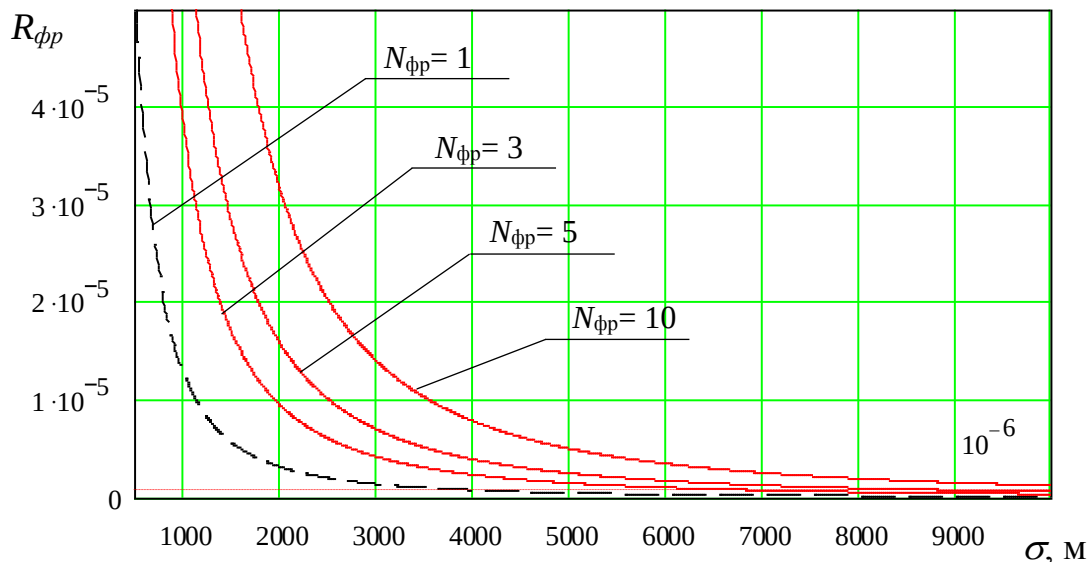


Рис. 3.1 – Ризик для людини у випадку падіння зруйнованої ВЧ I ступеня

Далі на рис. 3.2 показано ймовірність ураження людини вибуховою ударною хвилею ($R_{\text{виб}}$) у разі падіння незруйнованої ВЧ I ступеня, що містить КРП типу « O_2 + гас». Розрахунок проведено для двох варіантів невикористаних залишків КРП ($M_{\text{зал}}$): 2500 і 1000 кг. Рівень уражального тиску для людей у фронті ударної хвилі, що утворюється під час вибуху, дорівнював $0,1 \text{ кгс/см}^2$. Радіус ураження людини вибуховою хвилею розраховувався відповідно до формул (А.1), (А.2) у Додатку А.

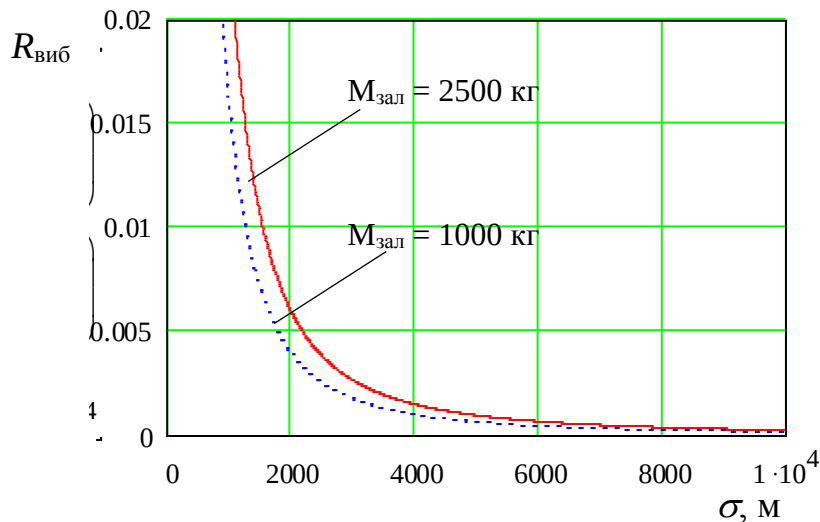


Рис. 3.2 – Ризик для людини у випадку падіння незруйнованої ВЧ I ступеня із залишками КРП

Спільний аналіз кривих індивідуального ризику на рис. 3.1 і 3.2 доводить, що більш небезпечним є падіння незруйнованої ВЧ у порівнянні з можливою фрагментацією. Крім того, треба зауважити, що в реальності центри групування точок падіння окремих фрагментів не збігаються, отже, слід очікувати значно менших рівнів індивідуального ризику в околі точок падіння фрагментів ВЧ.

Для побудови математичної моделі оцінювання ймовірності ураження об'єкта у районі падіння ВЧ I ступеня запишемо відповідну подію як

$$\mathbf{B}_{\text{ВЧ}} = \mathbf{A}_1 \cap [(\bar{\mathbf{A}}_2 \cap \mathbf{A}'_3) \cup (\mathbf{A}_2 \cap \mathbf{A}''_3)], \quad (3.1)$$

де $\mathbf{B}_{\text{ВЧ}}$ – подія ураження наземного об'єкта у разі падіння ВЧ I ступеня; $\mathbf{A}_1$ – подія нормального функціонування РН на ділянці польоту I ступеня до моменту відокремлення і в процесі відокремлення ВЧ; $\mathbf{A}_2$ – руйнування ВЧ I ступеня на ділянці пасивного падіння; $\mathbf{A}'_3$ – подія ураження наземного об'єкта у випадку неруйнування ВЧ на ділянці пасивного падіння; $\mathbf{A}''_3$ – подія ураження наземного об'єкта фрагментами ВЧ I ступеня у випадку її руйнування на ділянці пасивного падіння.

Виходячи з (3.1), ймовірність ураження об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ I ступеня, визначаємо за формулою

$$R = P_1 \{ (1 - P_{\text{руй}}) \Delta R_{\text{неруй}} + P_{\text{руй}} \Delta R_{\text{руй}} \}, \quad (3.2)$$

де P_1 – ІБР РН на етапі польоту I ступеня і в процесі відокремлення ВЧ; $P_{\text{руй}}$ – ймовірність руйнування ВЧ I ступеня на ділянці пасивного падіння; $\Delta R_{\text{неруй}}$ – умовна ймовірність ураження об'єкта незруйнованою ВЧ I ступеня (влучання незруйнованої ВЧ у ЗУО); $\Delta R_{\text{руй}}$ – умовна ймовірність ураження об'єкта фрагментами зруйнованої ВЧ I ступеня (потрапляння хоча б одного фрагмента зруйнованої ВЧ у ЗУО).

Імовірність $P_{руй}$ для I ступеня зазвичай визначають з використанням статистичних даних про падіння ступенів експлуатованих РН (наприклад, для РН сімейств «Зеніт», «Циклон», «Дніпро»).

Визначення ймовірності влучання незруйнованої ВЧ у ЗУО ($\Delta R_{неруй}$) з методичної точки зору не викликає труднощів. Для відомого спільного розподілу розсіювання точок падіння ВЧ у поздовжньому і бічному напрямках оцінювання ймовірності $\Delta R_{неруй}$ тотожно розв'язанню традиційної задачі влучання двовимірної ВВ у ЗУО:

$$\Delta R_{неруй} = \iint_{S_{ЗУО}} f_{X,Z}(x, z) dx dz,$$

де $f_{X,Z}(x, z)$ – спільна щільність розподілу точок падіння ВЧ у поздовжньому і бічному напрямках; $S_{ЗУО}$ – площа ЗУО.

Зазвичай розсіювання точок падіння ВЧ у поздовжньому і бічному напрямках є незалежними, тобто спільну щільність $f_{X,Z}(x, z)$ може бути подано у вигляді добутку

$$f_{X,Z}(x, z) = f_X(x) \cdot f_Z(z),$$

де $f_X(x)$, $f_Z(z)$ – щільності розподілу точок падіння ВЧ у поздовжньому і бічному напрямках відповідно.

Для нормального розподілу, який зазвичай використовують для опису ВВ розсіювання точок падіння ВЧ у поздовжньому і бічному напрямках X і Z , а також прямокутної області ЗУО (як показано на рис. 3.3) умовна ймовірність ураження наземного об'єкта може бути визначена так:

$$\Delta R_{неруй} = \left[\Phi\left(\frac{X'_1 - m_X}{\sigma_X}\right) - \Phi\left(\frac{X'_0 - m_X}{\sigma_X}\right) \right] \times \left[\Phi\left(\frac{Z'_1 - m_Z}{\sigma_Z}\right) - \Phi\left(\frac{Z'_0 - m_Z}{\sigma_Z}\right) \right], \quad (3.3)$$

де $\Phi(\bullet)$ – функція Лапласа (функція нормального розподілу); $X'_1 = x_o + 0,5L_{ЗУО}$, $X'_0 = x_o - 0,5L_{ЗУО}$, $Z'_1 = z_o + 0,5B_{ЗУО}$, $Z'_0 = z_o - 0,5B_{ЗУО}$; m_X , m_Z – координати центру групування точок падіння ВЧ у поздовжньому і бічному напрямках відносно центру виділеного району падіння; σ_X , σ_Z – середні квадратичні відхилення в поздовжньому і бічному напрямках, що характеризують розсіювання точок падіння незруйнованої ВЧ. Значення $L_{ЗУО}$ і $B_{ЗУО}$ визначають з урахуванням факторів вибуху незруйнованої ВЧ з КРП (і, насамперед, вибухової ударної хвилі).

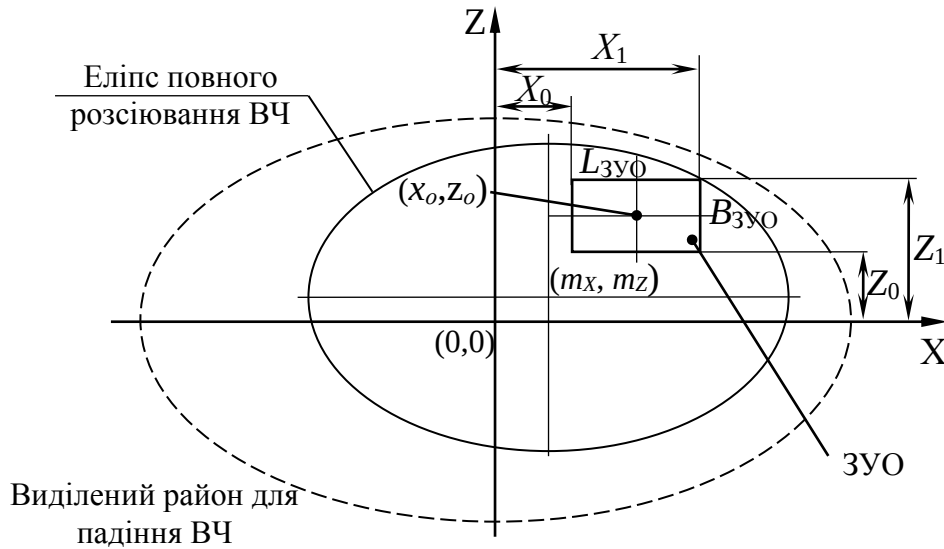


Рис. 3.3 – Геометрична модель для оцінювання ризику для об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ

Складову ΔR_{pyi} для відомої кількості фрагментів $N_{фр}$, що утворилися під час падіння ВЧ, може бути визначено так:

$$\Delta R_{pyi} = 1 - \prod_{i=1}^{N_{фр}} (1 - \Delta R_{фpi}), \quad (3.4)$$

де $\Delta R_{фpi}$ – ймовірність влучання i -того фрагмента в ЗУО.

Ймовірність ураження наземного об'єкта для кожного фрагмента визначатиметься за аналогією до (3.3) так:

$$\Delta R_{фpi} = \left[\Phi\left(\frac{X_1'' - m_{Xi}}{\sigma_{Xi}}\right) - \Phi\left(\frac{X_0'' - m_{Xi}}{\sigma_{Xi}}\right) \right] \times \left[\Phi\left(\frac{Z_1'' - m_{Zi}}{\sigma_{Zi}}\right) - \Phi\left(\frac{Z_0'' - m_{Zi}}{\sigma_{Zi}}\right) \right], \quad (3.5)$$

де m_{Xi} , m_{Zi} – координати центру групування точок падіння i -того фрагмента ВЧ у поздовжньому і бічному напрямках відносно центру району падіння ВЧ; σ_{Xi} , σ_{Zi} – середні квадратичні відхилення в поздовжньому і бічному напрямках, що характеризують розсіювання точок падіння i -того фрагмента ВЧ. Значення X_1'' , X_0'' , Z_1'' , Z_0'' визначаються розмірами самого об'єкта або з урахуванням радіуса ураження, що відповідає максимальному розміру фрагмента.

Під час проведення практичних розрахунків згідно з (3.3) і (3.5) зазвичай приймається, що центри групування точок падіння незруйнованої ВЧ та її фрагментів збігаються з центром виділеного району таким чином, що $m_X = m_Z = m_{Xi} = m_{Zi} = 0$, а їх розсіювання прив'язане до отриманого загального еліпса розсіювання таким чином, що $\sigma_X = \sigma_{Xi} = \frac{a}{3}$; $\sigma_Z = \sigma_{Zi} = \frac{b}{3}$, де a , b – велика і мала півосі еліпса розсіювання. Зазначений підхід приводить до

консервативного прогнозу щодо ризику для об'єкта і відповідно йде в запас безпеки.

Для ВЧ другого і наступних ступенів, а також для СГО руйнування на ділянці пасивного падіння є достовірною подією. Це зумовлено тим, що відокремлення зазначених складових частин РН відбувається на значних висотах, що гарантовано призводить до їх руйнування, інтенсивної деформації, обгорання і випаровування фрагментів, що утворилися. Отже, основним уражальним фактором у районах падіння ВЧ другого ступеня і СГО є динамічний вплив фрагментів. Виходячи з цього, ризик для наземних об'єктів може бути розраховано так:

$$R = P_{cm} \cdot \Delta R_{руй}, \quad (3.6)$$

де P_{cm} – ІБР верхнього ступеня (враховує надійність функціонування нижніх ступенів). Для визначення $\Delta R_{руй}$ використовують співвідношення (3.4) і (3.5).

3.1.2 Модель оцінювання ризику для об'єктів у районі падіння ВЧ РН з урахуванням невизначеності висоти її руйнування

На цей час оцінювання фрагментації ВЧ на ділянці пасивного падіння щодо кількості та характеристик фрагментів, що утворюються, викликає суттєві труднощі у розробників РН. Для забезпечення безпеки принципове значення має висота початкового руйнування ВЧ на ділянці пасивного падіння. З одного боку, вона визначає розміри району падіння утворюваних фрагментів і місце його розташування. Так, у випадку руйнування ВЧ ступеня на значних висотах зона розлітання фрагментів збільшується, а її центр зміщується в бік точки старту (в неоліт), і, навпаки, під час зменшення висоти початкового руйнування центр області розсіювання фрагментів ВЧ зміщується в протилежну сторону, а її розміри зменшуються (рис. 3.4). З другого боку, залежно від висоти початкового руйнування ВЧ буде відрізнятися кількість утворюваних фрагментів, що досягають поверхні Землі: чим вище сталося руйнування, тим більша кількість фрагментів утворюється.

Для забезпечення безпеки виділений для падіння ВЧ район повинен вибиратися таким чином, щоб незалежно від реалізованої висоти початкового руйнування ВЧ область розсіювання фрагментів повністю перебувала в його межах. Робиться це в такий спосіб. Для різних висот руйнування ВЧ внаслідок теплових і аеродинамічних навантажень моделюють значення характеристик фрагментів, що утворилися: балістичного коефіцієнта і коефіцієнта аеродинамічної якості. Зазначені величини розподілені всередині деяких інтервалів, наприклад, для балістичного коефіцієнта фрагментів приймається діапазон варіювання $0,001-0,050 \text{ м}^2/\text{кгс}$ [151]. Зону можливого падіння фрагментів ВЧ для кожної висоти початкового руйнування зображують у вигляді еліпсу розміром $a \times b$, який є обвідною, що описує змодельовані точки

падіння можливих фрагментів ВЧ. Далі, виходячи з отриманих зон, формують виділений для падіння ВЧ район, як загальну обвідну. Врахуємо цей факт і, дотримуючись [32], побудуємо математичну модель оцінювання ймовірності ураження наземного об'єкта з урахуванням невизначеності висоти початкового руйнування ВЧ.

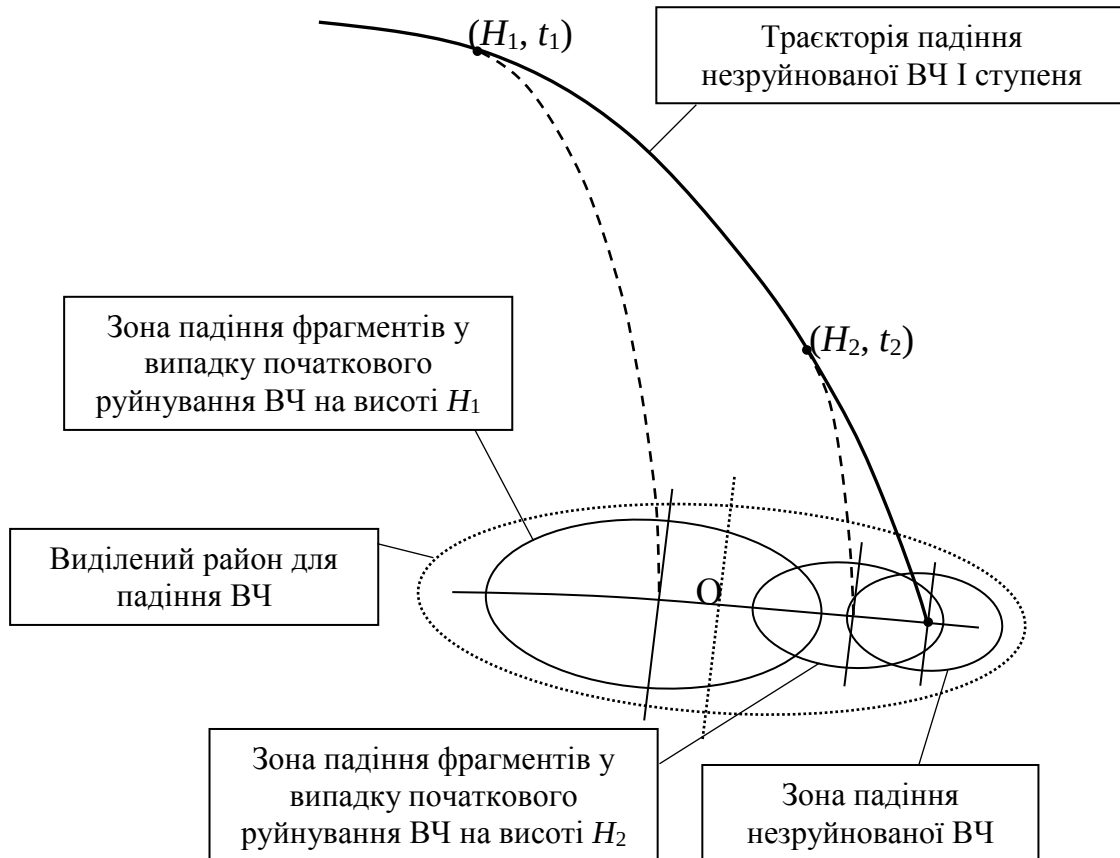


Рис. 3.4 – Зони падіння фрагментів ВЧ залежно від висоти початкового руйнування і виділений район для падіння ВЧ

Перепишемо формулу (3.1) для визначення ймовірності ураження наземного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ I ступеня, в такий спосіб:

$$R = P_I (R_{руй} + R_{неруй}), \quad (3.7)$$

де $R_{руй}$ – умовна ймовірність ураження об'єкта у випадку руйнування ВЧ I ступеня на ділянці пасивного падіння; $R_{неруй}$ – умовна ймовірність ураження об'єкта якщо руйнування ВЧ I ступеня не відбулося.

Оскільки на ділянці пасивного падіння зовнішній вплив на ВЧ і несуча здатність її конструкції мають випадковий характер, в процесі визначення $R_{руй}$ слід використовувати ймовірнісне трактування висоти початкового руйнування ВЧ. Для цього будемо використовувати функцію ймовірності руйнування ВЧ I ступеня залежно від висоти польоту $P_{руй}(h)$. З її допомогою ймовірність ураження об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ I ступеня, у випадку фрагментації ВЧ на ділянці пасивного падіння може бути визначено так:

$$R_{руй} = \frac{1}{h_*} \int_0^{h_*} P_{руй}(h) \cdot \Delta R_{руй}(h) dh,$$

де h_* – початкова висота, починаючи з якої можливе руйнування ВЧ I ступеня; $P_{руй}(h)$ – ймовірність руйнування ВЧ I ступеня на висоті h ; $\Delta R_{руй}(h)$ – ймовірність влучання хоча б одного фрагмента ВЧ у ЗУО в разі фрагментації ВЧ на висоті h .

Враховуючи зростаючий характер навантажень на ВЧ під час її падіння, ймовірність початкового руйнування ВЧ I ступеня при зменшенні висоти польоту має зростати. Якісний вид такої залежності зображено на рис. 3.5. Для отримання функції $P_{руй}(h)$ потрібно для атмосферної ділянки пасивного падіння ВЧ виконати розрахунки ймовірності її руйнування. Для цього можуть бути залучені параметричні моделі розділів 9 та 10. Зазначена задача фактично протилежна задачі розрахунку міцнісної надійності конструкції ВЧ ступеня таким чином, що

$$P_{руй}(h) = 1 - \Pr\{R(l, h) - S(l, h) > 0\}, \quad (3.8)$$

де $R(l, h)$, $S(l, h)$ – несуча здатність конструкції ВЧ I ступеня і навантаження, що діє на неї, в перерізі l для висоти польоту h .

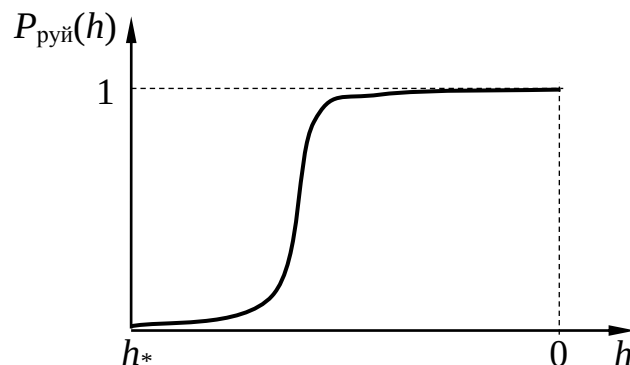


Рис. 3.5 – Ймовірність руйнування ВЧ першого ступеня

Для побудови функції $P_{руй}(h)$ потрібно визначити значення ймовірності руйнування ВЧ для різних висот на ділянці пасивного падіння ВЧ I ступеня згідно з (3.8). Далі з використанням отриманих значень будується апроксимація $P_{руй}(h)$. Зауважимо, що як висоту h_* , починаючи з якої можливе руйнування ВЧ, можна прийняти висоту, для якої ймовірність $P_{руй}(h_*)$ нехтовно мала, наприклад, дорівнює 10^{-3} .

Функція $\Delta R_{руй}(h)$ у загальному випадку залежить від розміру району розсіювання фрагментів і його положення, а також від кількості фрагментів і їх характеристик. В процесі визначення $\Delta R_{руй}(h)$, як і вище, логічно прийняти, що центр розсіювання кожного фрагмента збігається з центром району розсіювання фрагментів для висоти початкового руйнування h , а середні квадратичні відхилення відповідають еліпсу розсіювання. У цьому випадку

ймовірність ураження об'єкта фрагментами ВЧ може бути визначено за формулою

$$\Delta R_{руй}(h) = 1 - \prod_{N_{\Phi p}} (1 - \Delta R_{\Phi p}^{(i)}) \approx \sum_{N_{\Phi p}} \Delta R_{\Phi p}^{(i)} = N_{\Phi p} \cdot \Delta R_{\Phi p},$$

де $\Delta R_{\Phi p}$ для типової ЗУО у вигляді прямокутника (рис. 3.3) визначаємо згідно з (3.5), де центр групування точок падіння фрагментів ВЧ m_x , m_z і середні квадратичні відхилення σ_x , σ_z характеризують розсіювання фрагментів і відповідають висоті початкового руйнування ВЧ h .

Для практичних розрахунків може бути використано кусково-неперервну апроксимацію функції $P_{руй}(h)$. При цьому ймовірність руйнування ВЧ у межах кожного інтервалу може бути прийнята постійною. Отже, складова $R_{руй}$ з урахуванням невизначеності висоти початкового руйнування може бути визначена як

$$R_{руй} = \sum_{i=1}^{N_{\Delta h}} P_{руй_i} \cdot \frac{1}{h_*} \int_{h_i}^{h_{i+1}} \Delta R_{руй}(h) dh, \quad (3.9)$$

де $N_{\Delta h}$ – кількість інтервалів розбиття висоти польоту ВЧ І ступеня, де можливе її руйнування; $P_{руй_i}$ – ймовірність руйнування ВЧ І ступеня для інтервалу висоти польоту $[h_i, h_{i+1}]$.

В процесі проведення практичних розрахунків $\Delta R_{руй}(h)$ для розглянутих інтервалів висот початкового руйнування в (3.9) варто прийняти деяку максимальну кількість фрагментів ВЧ, що утворилися.

Друга складова $R_{неруй}$ в (3.7) у випадку відсутності фрагментації ВЧ І ступеня на ділянці пасивного падіння визначається за аналогією до (3.2) так:

$$R_{неруй} = P_{неруй} \cdot \Delta R_{неруй}.$$

При цьому ймовірність $\Delta R_{неруй}$ розраховуємо згідно з (3.3), а ймовірність неруйнування ВЧ І ступеня на ділянці пасивного падіння таким чином

$$P_{неруй} = 1 - \frac{1}{h_*} \int_0^{h_*} P_{руй}(h) dh.$$

З використанням запропонованої математичної моделі отримаємо небезпечну зону для людей у районі падіння ВЧ І ступеня (як аналог узятю ВЧ І ступеня РКП типу «Зеніт»). Будемо вважати, що руйнування ВЧ І ступеня РН може статися, починаючи з висоти 30 км. Ймовірності початкового руйнування ВЧ І ступеня в інтервалах висот, а також максимальні кількості фрагментів, які становлять небезпеку для наземних об'єктів, наведено в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1

Характеристики процесу руйнування ВЧ першого ступеня

Висота початкового руйнування ВЧ (Δh), км	Ймовірність руйнування ВЧ	Кількість фрагментів, шт.	Максимальна довжина фрагмента, ($l_{\text{фр}}$), м
30 – 20	0,1	30	4
20 – 10	0,3	20	
10 – 0	0,5	10	

Характеристики розсіювання фрагментів відносно центру виділеного району (точки О на рис. 3.4) наведено в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2

Характеристики районів падіння фрагментів ВЧ першого ступеня для різних висот початкового руйнування

Висота початкового руйнування ВЧ (h), км	m_x , км	m_z , км	σ_x , км	σ_z , км
30	-2,5	0	6	4,5
20	5,0	0	5	3,2
10	12,5	0	4	1,8

Відповідно до даних, наведених у таблиці 3.2, ймовірність неруйнування ВЧ I ступеня на ділянці пасивного падіння становить $P_{\text{неруй}} = 0,1$. У випадку падіння незруйнованої ВЧ характеристики розсіювання точок падіння становлять $m_x = 14$ км; $m_z = 0$ км; $\sigma_x = 3$ км; $\sigma_z = 1,5$ км.

Зони падіння фрагментів ВЧ для різних висот початкового руйнування і межі виділеного району для падіння ВЧ першого ступеня, отриманого традиційним способом, показано на рис. 3.6. Розміри такого району становлять 25 км на 14,5 км.

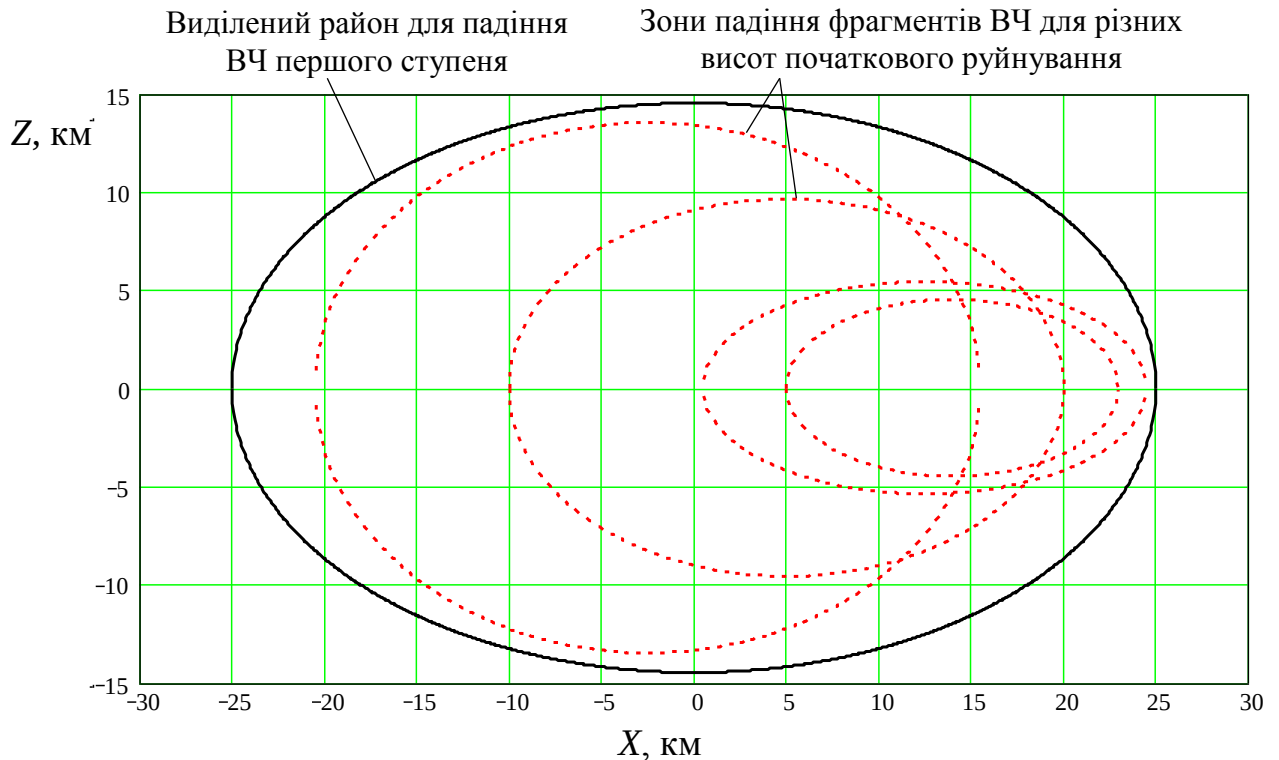


Рис. 3.6 – Зони падіння фрагментів ВЧ і виділений район для падіння ВЧ першого ступеня

Додатково припустимо, що на борту незруйнованої ВЧ першого ступеня залишається ~ 1500 кг КРП типу « O_2 + гас».

Для району падіння ВЧ I ступеня побудуємо сітку з кроком 100 м (твірні сітки в поздовжньому і поперечному напрямках паралельні осям OX та OZ) і визначимо індивідуальний ризик згідно з (3.7) у вузлах сітки. Зона ураження окремої людини представлялася у вигляді квадрата зі стороною $2R_y$, де R_y – радіус ураження людини. Радіус ураження R_y під час падіння пасивного фрагмента в розрахунках дорівнював 4 м (таблиця 3.1); у випадку падіння незруйнованої ВЧ I ступеня він визначався для рівня уражального тиску $0,1 \text{ кгс/см}^2$ (див. співвідношення (A.7)). Далі, використовуючи отримані значення індивідуального ризику у вузлах сітки, за аналогією до процедури підрозділу 5.1, визначаємо небезпечну зону для людей, обмежену кривою, для точок якої ризик відповідає допустимому рівню 10^{-6} . Отриману таким чином небезпечну зону для людей наведено на рис. 3.7.

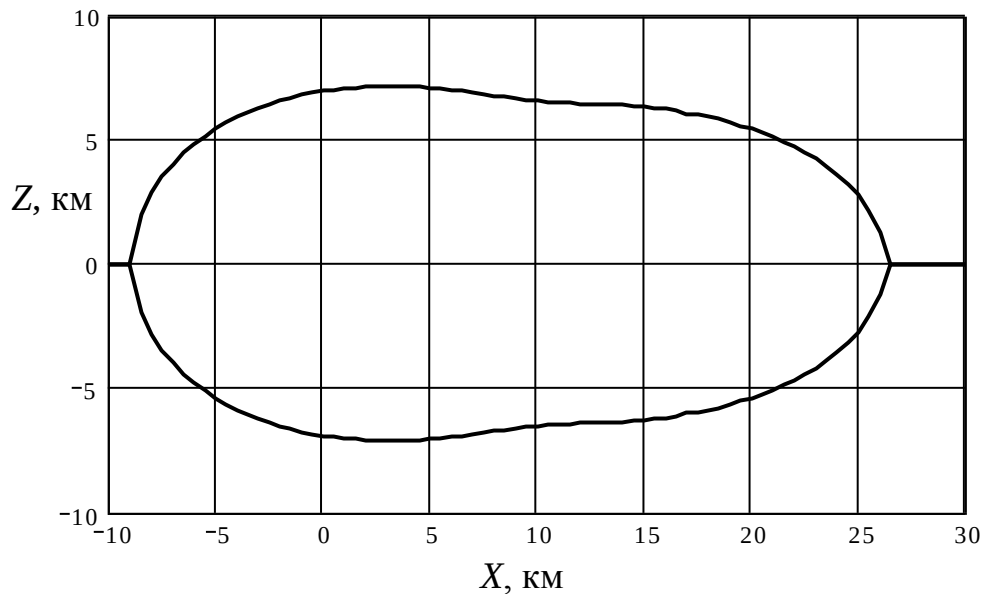


Рис. 3.7 – Небезпечна зона для людей у районі падіння ВЧ I ступеня

Порівняння зон, показаних на рис. 3.6 і 3.7, доводить, що розміри небезпечної зони значно менше за виділений район для падіння ВЧ I ступеня. При цьому небезпечна зона виходить за межі виділеного району, отже, необхідна організація додаткових заходів щодо забезпечення безпеки. З іншого боку, значна частина виділеного для падіння ВЧ району не становить небезпеки для людей.

Зауважимо, що співвідношення (3.9) може бути використано для визначення ризику ураження об'єктів і людей у разі падіння ВЧ верхніх ступенів і СГО.

3.1.3 Використання інженерного підходу до фрагментації ВЧ для оцінювання ризику для наземних об'єктів

Як зазначалось раніше, точно спрогнозувати характеристики фрагментів ВЧ (у разі її фрагментації), які досягають поверхні Землі, практично неможливо. У той же час принциповим в процесі падіння ВЧ є те, що момент відокремлення ВЧ від РН відомий – він визначається циклограмою штатного польоту. Відповідно до цього розробник має досить точну інформацію щодо висоти відокремлення ВЧ і початкових параметрів її руху, зокрема збурень, отриманих ВЧ у процесі відокремлення. До того ж для незруйнованої ВЧ відомими є аеродинамічні характеристики. Все це дозволяє з достатньою точністю прогнозувати подальший рух незруйнованої ВЧ. У зв'язку з цим для оцінювання ймовірності ураження наземних об'єктів можливо використовувати інженерний підхід, який дозволяє для конкретного КА і траєкторії його виведення на підставі детермінованих розрахунків (або інших апріорних

припущень, наприклад, за результатами пусків РН-аналогів) прогнозувати характер руйнування ВЧ на пасивній ділянці і визначити фрагменти, що досягають поверхні Землі.

Процес руйнування ВЧ рідинних РН на ділянці пасивного падіння може бути описано так. На атмосферній ділянці траєкторії пасивного руху на ВЧ діють теплові та аеродинамічні навантаження, а у баках за рахунок нагрівання і випаровування залишків КРП спостерігається підвищення внутрішнього тиску. Спочатку в процесі руйнування ВЧ утворюються великі фрагменти. Під дією теплових і аеродинамічних навантажень на етапі подальшого падіння великі фрагменти, що утворилися, можуть руйнуватися на дрібніші частини. При цьому частина дрібних фрагментів згоратиме в атмосфері, не досягаючи поверхні Землі. Відповідно до цього загальну процедуру оцінювання безпеки для об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ, може бути зображено у вигляді схеми (рис. 3.8). Ризики для наземних об'єктів визначаємо згідно з формулами (3.4) – (3.6).

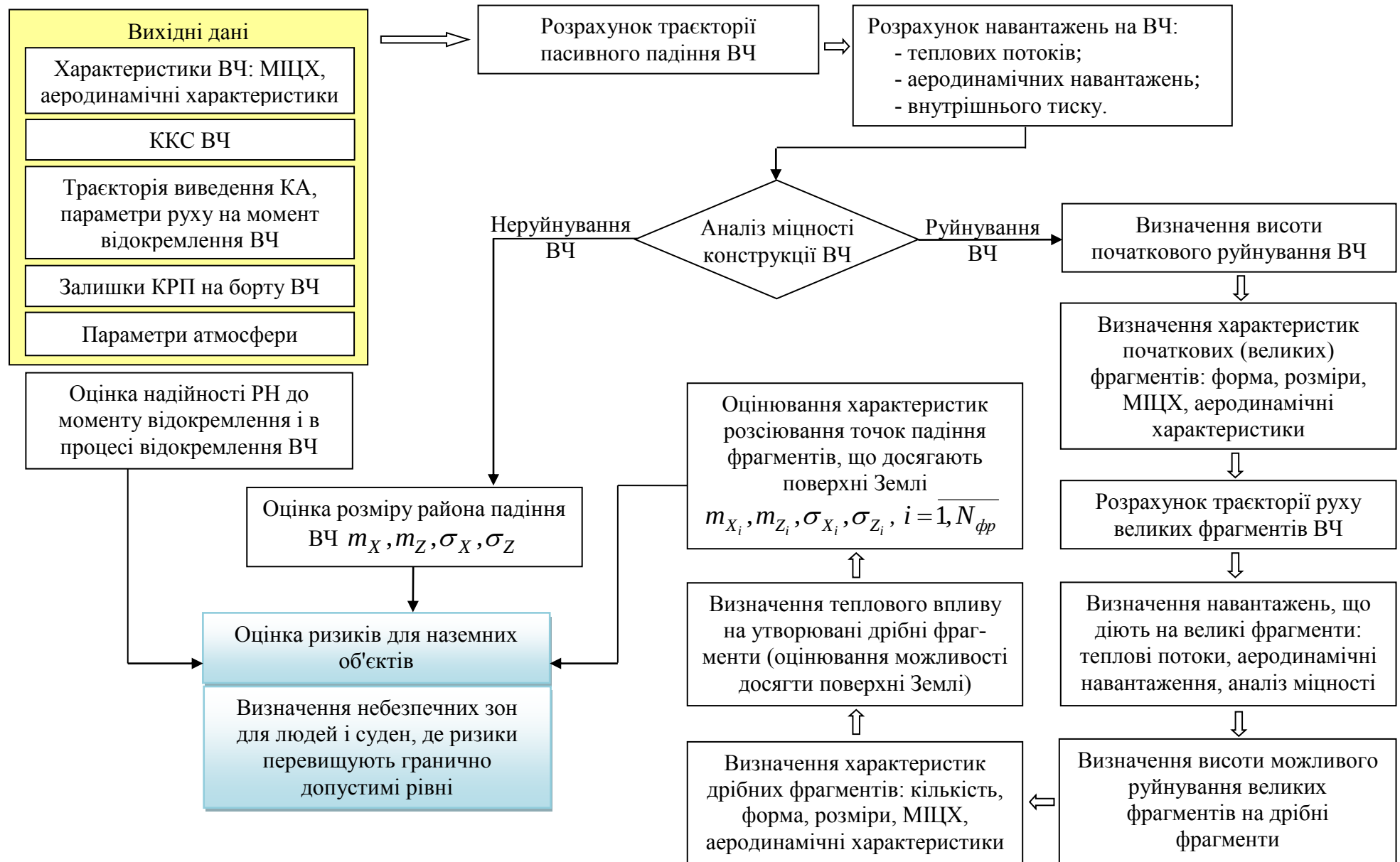


Рис. 3.8 – Розрахункова схема оцінювання ризиків для наземних об'єктів у районі падіння ВЧ

Практичне використання розглянутої процедури продемонструємо на прикладі оцінювання безпеки в районі падіння ВЧ I ступеня для РН «Антарес» (основну конструкцію першого ступеня РН «Антарес» розроблено ДП «КБ «Південне» спільно з компанією Orbital). Для типової траєкторії польоту і КА максимальної маси було зроблено детермінований прогноз фрагментації ВЧ I ступеня на етапі пасивного падіння. Основну небезпеку під час падіння ВЧ становитимуть приблизно 13 типів фрагментів, що досягають поверхні Землі і мають достатню кінетичну енергію [110]:

- магістральний трубопровід;
- нижнє днище бака пального з частиною хвостового відсіку;
- верхнє днище бака пального з частиною нижньої юбки бака окисника;
- нижнє днище бака окисника з другою частиною нижньої юбки бака окисника і частиною обичайки бака окисника;
- шпангоут бака окисника з частиною обичайки бака окисника;
- верхнє днище бака окисника з верхньою юбкою бака окисника;
- фрагмент обичайки бака окисника;
- кулебалон;
- камера згоряння;
- турбонасосний агрегат;
- силове кільце;
- торцевий шпангоут (нижній);
- торцевий шпангоут (верхній).

Характеристики розсіювання точок падіння зазначених фрагментів ВЧ наведено в таблиці 3.3. У таблиці позначено: m_x , m_z – координати центру групування точок падіння фрагмента відносно центру району; ΔX , ΔZ – граничні розміри зони падіння в поздовжньому і бічному напрямках, що відповідають ймовірності 0,997 ($\pm 3\sigma$).

Таблиця 3.3

**Характеристики розсіювання точок падіння фрагментів ВЧ,
що досягають поверхні Землі**

Фрагменти ВЧ	m_X , км	m_Z , км	ΔX , км	ΔZ , км
Магістральний трубопровід	38,9	1,8	13,4	5,4
Нижнє днище бака пального з частиною хвостового відсіку	9,1	-0,1	12,2	8,1
Верхнє днище бака пального з частиною нижньої юбки бака окисника	-4,3	-0,5	11,1	4,8
Нижнє днище бака окисника з другою частиною нижньої юбки бака окисника і частиною обичайки бака окисника	8,6	-0,04	12,1	9,8
Шпангоут бака окисника з частиною обичайки бака окисника	24,0	0,7	8,7	4,9
Верхнє днище бака окисника з верхньою юбкою бака окисника	-4,1	-0,3	6,1	5,0
Фрагмент обичайки бака окисника	-5,1	-0,4	14,7	11,2
Кулебалон	8,8	0,1	12,0	6,0
Камера згоряння	7,2	0,4	3,3	3,0
Турбонасосний агрегат	8,0	0,9	10,1	9,2
Силове кільце	2,2	0,1	4,0	3,5
Торцевий шпангоут (нижній)	0,9	0,02	3,7	3,3
Торцевий шпангоут (верхній)	1,7	0,01	3,8	3,4

Район падіння ВЧ I ступеня РН «Антарес» розташований в океані, тому основну небезпеку утворювані фрагменти становлять для суден. Розмір району згідно з [110] становить ± 70 км у поздовжньому напрямку (за дальністю) і ± 35 км у поперечному (бічному) напрямку. Зазначений район для суден розглядався розробником РН (компанією Orbital) як небезпечний.

В процесі визначення ризиків для суден використовувалися такі вихідні дані:

- максимальний розмір корабля відповідно до рекомендацій [151] становить 180 м $\times$ 60 м;
- надійність функціонування першого ступеня РН «Антарес» (з урахуванням системи розділення ступенів) – 0,98;
- радіус ураження кожного фрагмента не перевищує 2 м;
- допустимий рівень ризику для суден становить 10^{-5} (див. пункт 1.4.2).

Ризики для судна в різних точках його розташування в районі падіння ВЧ визначаємо з використанням формули (3.4). Розрахункова небезпечна зона для кораблів у районі падіння ВЧ I ступеня показана на рис. 3.9.

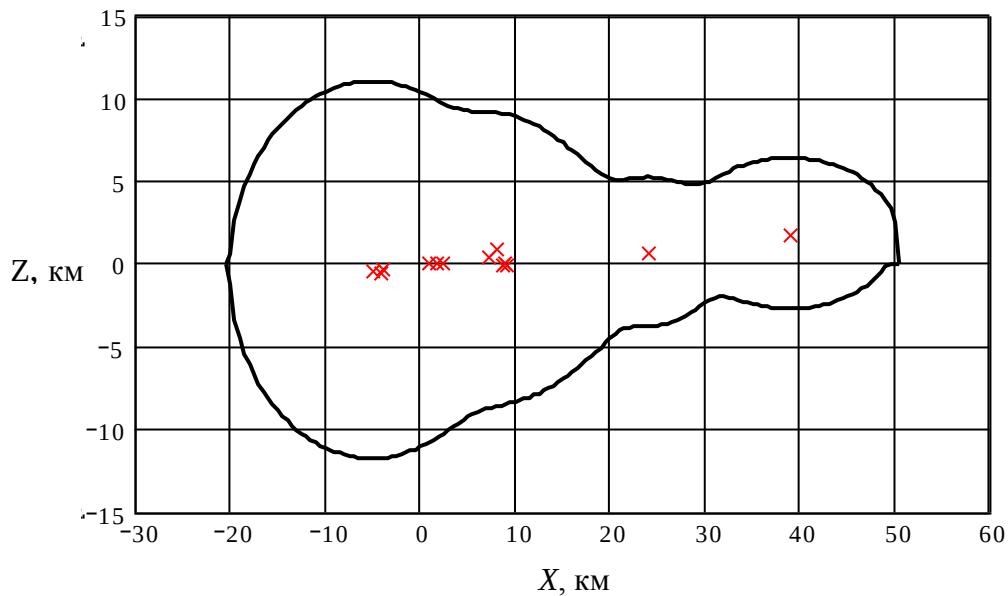


Рис. 3.9 – Небезпечна зона для кораблів у районі падіння фрагментів ВЧ І ступеня РН «Антарес»: $\times$ – центри падіння фрагментів ВЧ

Отримана небезпечна зона для кораблів, виходячи з критерію «прийнятної ризику», становить: у напрямку пуску від -20 до +51 км; у бічному напрямку – до 15 км з кожного боку. Отже, зона, в якій необхідно обмежити перебування суден на момент проведення пуску РН, значно менша за площу виділеного району, і відповідно є можливість більш ефективно організувати процес її моніторингу.

В реальності процеси руйнування ВЧ, утворення великих і дрібних фрагментів, їх деформація та обгорання є досить складними і мають випадковий характер, як наслідок, однозначно визначити фрагменти, що досягають поверхні Землі, є не зовсім коректним. У зв'язку з цим документ НАСА з оцінювання польотної безпеки [151] радить оцінювати ймовірності виникнення різних класів фрагментів та їх кількість, що також є досить проблематичним.

Насамкінець відзначимо, що в найбільш загальному випадку розв'язання задачі оцінювання безпеки під час падіння ВЧ вимагає побудови математичної моделі руйнування ВЧ на ділянці пасивного падіння. При цьому подібна модель, що охоплює процеси фрагментації ВЧ, руху фрагментів, їх подальшу деформацію, руйнування та обгорання (як показано на рис. 3.8), повинна будуватися в випадковій постановці. Оскільки руйнування ВЧ в процесі кожного падіння має випадковий характер, необхідно моделювати процес руйнування ВЧ із залученням методів статистичного моделювання і далі оцінювати реалізацію події, пов'язаної з ураженням наземного об'єкта – влучанням хоча б одного фрагмента в ЗУО. В підсумку ймовірність $\Delta R_{\text{руй}}$ визначиться як відношення

де R_3 – середній радіус Землі (6371 км); (φ, λ) – широта і довгота вершини багатокутника зони об'єкта.

Далі координати вершин багатокутника зони об'єкта в системі координат XOZ розрахуємо шляхом такого переходу:

$$\begin{aligned} x &= x_{NE} \cdot \cos(\alpha) + z_{NE} \cdot \sin(\alpha); \\ z &= -x_{NE} \cdot \sin(\alpha) + z_{NE} \cdot \cos(\alpha), \end{aligned} \quad (3.11)$$

де $\alpha = A_{ВЧ} - \pi/2$ ($A_{ВЧ}$ – азимут великої півосі еліпса зони падіння ВЧ).

Щоб отримати координати вершин подібного багатокутника ЗУО (з урахуванням радіуса ураження R_y), необхідно скористатися методикою підрозділу 2.3.

Для оцінювання ризику багатокутник, що описує ЗУО, насамперед, потрібно подати у вигляді сукупності елементарних фігур. Тоді ймовірності $\Delta R_{неруй}$ (аналогічно для $\Delta R_{фрi}$) може бути записано у вигляді суми відповідних ймовірностей для всіх елементарних фігур – складових вихідного багатокутника ЗУО. Найбільш раціональним видається розбиття багатокутника ЗУО на складові трикутники (рис. 3.11). Кількість трикутників, що складають багатокутник, дорівнюватиме $N_0 - 2$ (N_0 – кількість вершин багатокутника ЗУО). Отже, ймовірність ураження об'єкта визначатимемо так:

$$R_O = \sum_{N_0-2} R_{\Delta i}. \quad (3.12)$$

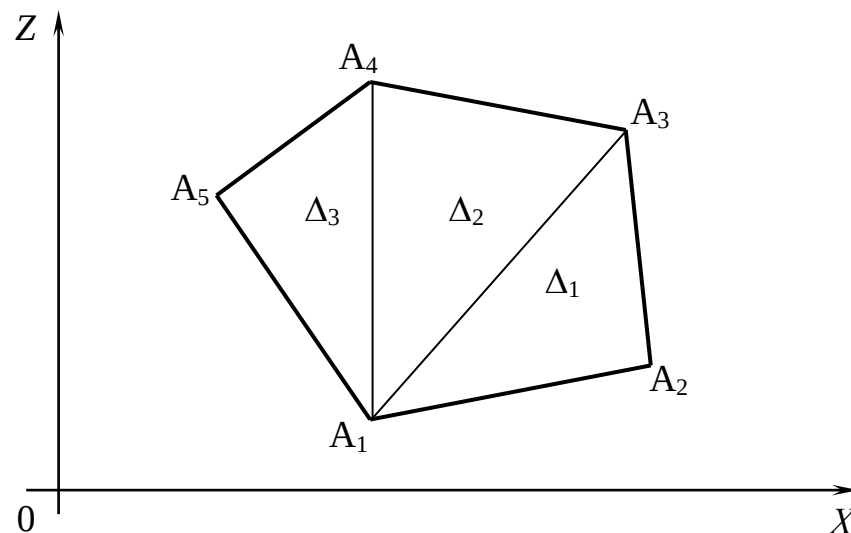


Рис. 3.11 – Подання багатокутника ЗУО у вигляді сукупності елементарних трикутників

У підсумку, задача оцінювання ризику ураження об'єкта звелася до визначення ймовірності потрапляння ВВ в область, яка описується кожним трикутником. Для подальших суджень розглянемо деякий трикутник $\Delta A_1 A_2 A_3$ (рис. 3.12).

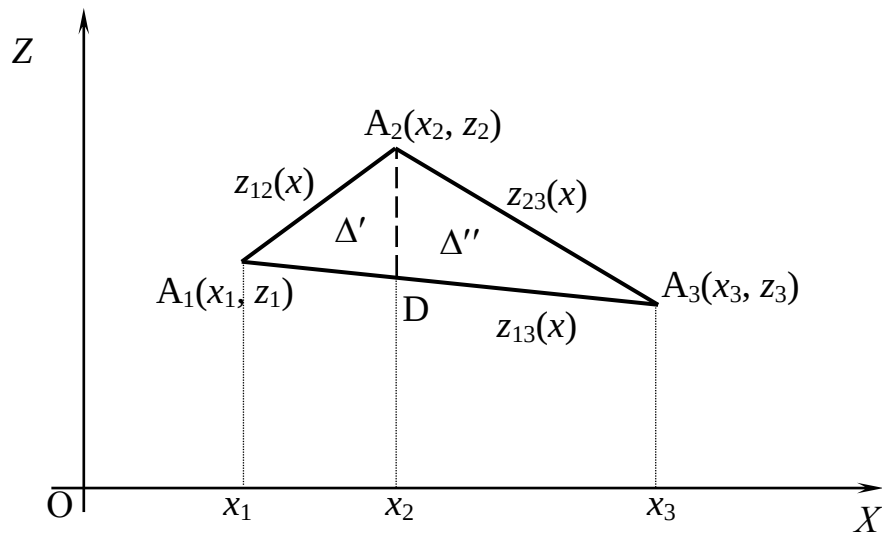


Рис. 3.12 – Елементарний трикутник ЗУО

Ймовірність влучання ВЧ або її фрагментів для нього запишемо так:

$$R_{\Delta} = \iint_{\Delta} f_{X,Z}(x, z; m_X, m_Z, \sigma_X, \sigma_Z) dx dz. \quad (3.13)$$

де $f_{X,Z}(x, z; \bullet)$ – функція щільності ВВ точок падіння ВЧ.

Для обчислення інтеграла (3.13) розіб'ємо область інтегрування – трикутник $\Delta A_1 A_2 A_3$ – на два складові трикутники, для чого проведемо з його вершини пряму, паралельну одній з осей. На рис. 3.12 проведено відрізок $A_2 D$ паралельний осі OZ . Тепер загальний інтеграл (3.13) може бути подано у вигляді суми

$$R_{\Delta} = \iint_{\Delta} f_{X,Z}(x, z; \bullet) dx dz = \iint_{\Delta'} + \iint_{\Delta''} (f_{X,Z}(x, z; \bullet) dx dz), \quad (3.14)$$

де Δ' і Δ'' – відповідно перший і другий трикутники – складові початкового трикутника $\Delta A_1 A_2 A_3$.

Вираз для визначення першого подвійного інтеграла має вигляд

$$\begin{aligned} \iint_{\Delta'} f_{X,Z}(x, z; m_X, m_Z, \sigma_X, \sigma_Z) dx dz &= \int_{x_1}^{x_2} f(x; m_X, \sigma_X) \left[\int_{z_{13}(x)}^{z_{12}(x)} f(z; m_Z, \sigma_Z) dz \right] dx = \\ &= \int_{x_1}^{x_2} f(x; m_X, \sigma_X) \left[\Phi\left(\frac{z_{12}(x) - m_Z}{\sigma_Z}\right) - \Phi\left(\frac{z_{13}(x) - m_Z}{\sigma_Z}\right) \right] dx = \\ &= \int_{\frac{x_2 - m_X}{\sigma_X}}^{\frac{x_2 - m_X}{\sigma_X}} f(x) \left[\Phi\left(\frac{z_{12}\left(\frac{x - m_X}{\sigma_X}\right) - m_Z}{\sigma_Z}\right) - \Phi\left(\frac{z_{13}\left(\frac{x - m_X}{\sigma_X}\right) - m_Z}{\sigma_Z}\right) \right] dx, \end{aligned} \quad (3.15)$$

де $z_{12}(x)$ і $z_{13}(x)$ – рівняння прямих, що містять сторони трикутника A_1A_2 і A_1A_3 відповідно; $f(x)$ – функція щільності нормованого нормального закону розподілу; $\Phi(\bullet)$ – функція Лапласа.

Розв'язок для другого інтеграла в (3.14) виходить аналогічним чином. Для визначення отриманих інтегралів потрібно використовувати числові методи, наприклад, пакет математичних обчислень MathCAD.

Таким чином визначаються ймовірності $R_{\Delta i}$ і, у підсумку, ризик ураження наземного об'єкта згідно з (3.12). Підсумовуючи, можна стверджувати, що зазначена процедура для багатокутника є досить універсальною, а з погляду розрахунки показників безпеки трикутник може розглядатися як найбільш універсальна елементарна фігура для опису зон ураження наземних об'єктів.

3.2 Використання геометричних ймовірностей і параметричних моделей для оцінювання ймовірності ураження групи об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ

В деяких випадках потрібно оцінити ризик ураження для кількох випадкових площинних об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ (аналог колективного ризику). Під випадковим площинним об'єктом будемо розуміти об'єкт з випадковими характеристиками (конфігурацією і площею), який випадковим чином розташований у зоні падіння ВЧ. Задача, насамперед, актуальна для ВЧ перших ступенів РН, які не руйнуються на ділянці пасивного падіння, і, відповідно, утворюється значна за розмірами зона ураження. Наприклад, для РКП «Зеніт-3SL» (проект «Морський старт») і РКП «Циклон-4», ВЧ перших ступенів на ділянці пасивного падіння в більшості випадків не руйнуються. При цьому такі райони падіння ВЧ I ступеня розташовані в океані і у разі вибуху ВЧ під час занурення у воду можливе ураження суден. Розв'язок задачі наведено в роботі автора [31, 40].

Під час побудови розрахункових співвідношень припустимо таке:

- ВЧ першого ступеня не руйнується на ділянці пасивного падіння;
- кількість площинних об'єктів у районі падіння ВЧ I ступеня визначається середньою щільністю об'єктів у зазначеному районі.

В загальному випадку задача розрахунку ймовірності ураження площинних об'єктів, що перебувають в районі падіння ВЧ, споріднена із задачею про перекриття геометричних фігур, випадковим чином розташованих на площині. Для її розв'язання скористаємося апаратом геометричних ймовірностей і розглянемо таку геометричну модель (рис. 3.13). Незруйнована ВЧ під час падіння вражає певну площу (зона ураження), яку зобразимо у вигляді кола відомого радіуса R_y (детермінована величина) з центром у точці O . Розсіювання точок падіння ВЧ характеризується еліпсом повного розсіювання (відповідає ймовірності влучання в неї ВЧ 0,997).

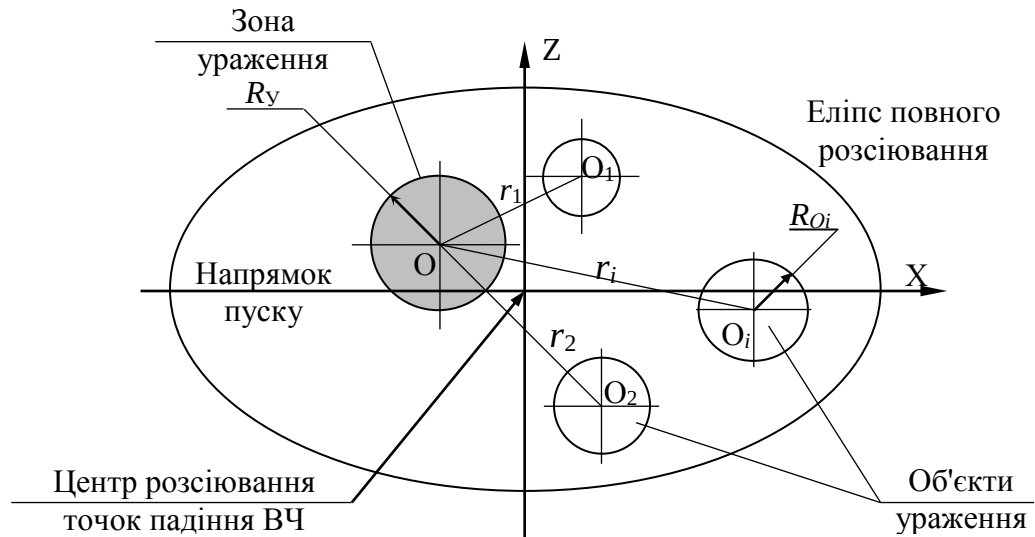


Рис. 3.13 – Геометрична модель ураження об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ

Випадкові площинні об'єкти, розташовані в районі падіння ВЧ, також зобразимо у вигляді кіл, через те що достеменно невідома їхня форма. В загальному випадку радіуси таких кіл розрізняються, позначимо їх R_{O_i} , $i = \overline{1, n}$ (n – кількість об'єктів ураження в районі падіння ВЧ). Центри об'єктів ураження (точки O_i) розташовані у випадкових точках, які описуються пуассоновим полем зі щільністю λ [10]. Для пуассонового поля ймовірність потрапити в елементарну область для двох або більшої кількості точок нехтовно мала у порівнянні із ймовірністю влучання в неї однієї точки, це виключає перетин зон двох і більше об'єктів ураження. Кількість об'єктів ураження n у районі падіння ВЧ визначаємо так:

$$n = \lambda \cdot F,$$

де F – площа еліпса повного розсіювання.

Відстань від точки O до центра O_1 першого найближчого об'єкта ураження позначимо r_1 . Відповідно $r_2, r_3, \dots, r_n$ – відстані від точки O до центрів зон найближчих другого, третього і т.д. n -ого об'єктів. Ураження об'єкта в зоні падіння ВЧ відбудеться, якщо його зона перетнеться із зоною ураження ВЧ. У загальному випадку подія B , згідно з якою жоден із n об'єктів не потрапив в зону ураження, становить складну подію

$$B = A_1 \cap A_2 \cap \dots \cap A_n, \quad (3.16)$$

де A_i – подія, яка полягає в тому, що зона i -того об'єкта не перетнулася із зоною ураження ВЧ. Співвідношення (3.16) має суттєву загальність і дозволяє охопити ситуації, коли об'єкт, що розташований далі, ніж найближчий від точки падіння ВЧ, але має більші розміри, потрапить у зону ураження. Протилежна подія, полягає в тому, що хоча б один об'єкт у зоні можливого падіння ВЧ був уражений.

За умови незалежності подій A_i ймовірність $P(B)$ визначимо наступним чином

$$P(B) = \prod_{i=1}^n p_i,$$

де $p_i = P(A_i)$ – ймовірність відсутності перетину i -того об'єкта із зоною ураження ВЧ. Імовірність

$$P(\bar{B}) = 1 - \prod_{i=1}^n p_i \quad (3.17)$$

становить ризик ураження хоча б одного площинного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ.

У підсумку задача звелася до визначення ймовірностей p_i . У свою чергу подія A_i еквівалентна виконанню такої нерівності $r_i - (R_Y + R_O) > 0$, звідки

$$p_i = \Pr\{r_i - (R_Y + R_O) > 0\}. \quad (3.18)$$

Розглянемо окремі випадки визначення імовірності p_i .

1. Припустимо, що радіуси зон об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ, є детермінованими й дорівнюють R_O . Таким чином, випадковими є виключно відстані до об'єктів ураження r_i ($i = \overline{1, n}$). Для r_i щільність розподілу має вигляд [10]

$$g_i(r_i) = \begin{cases} \frac{(\pi\lambda r_i^2)^{i-1} \exp\{-\pi\lambda r_i^2\} 2\pi\lambda r_i}{(i-1)!}, & r_i \geq 0 \\ 0, & r_i < 0 \end{cases} \quad (3.19)$$

Імовірність p_i згідно з (3.18) визначаємо так:

$$p_i = \int_{R_Y + R_O}^{\infty} g_i(r_i) dr_i = 1 - G_i(R_Y + R_O),$$

де $G_i(r_i)$ – функція розподілу ВВ r_i , яка для (3.19) має вигляд

$$G_i(r_i) = 1 - \sum_{k=0}^{i-1} \frac{(\pi\lambda r_i^2)^k \exp\{-\pi\lambda r_i^2\}}{k!}.$$

Таким чином, для p_i отримуємо

$$p_i = \exp\{-\pi\lambda (R_Y + R_O)^2\} \sum_{k=0}^{i-1} \frac{(\pi\lambda (R_Y + R_O)^2)^k}{k!}.$$

Відповідно вираз для ймовірності ураження хоча б одного об'єкта, розташованого в зоні падіння ВЧ, матиме вигляд

$$P(\bar{B}) = 1 - \exp\{-n\pi\lambda (R_Y + R_O)^2\} \prod_{i=1}^n \sum_{k=0}^{i-1} \frac{(\pi\lambda (R_Y + R_O)^2)^k}{k!}. \quad (3.20)$$

Зауважимо, що в розглянутій постановці для відсутності негативного впливу на об'єкти, які перебувають у районі падіння ВЧ, достатньо, щоб у коло

радіуса $R_Y + R_O$ із центром у точці O не потрапило жодного центру об'єкта ураження. Використовуючи розподіл Пуассона для опису місць розташування центрів об'єктів ураження, можна отримати наступну формулу для оцінювання ризику:

$$P(\bar{B}) = 1 - P(n = 0) = 1 - \exp\left\{-\pi\lambda(R_Y + R_O)^2\right\}, \quad (3.21)$$

де $P(n = 0)$ – ймовірність того, що в даній зоні (колі з радіусом $R_Y + R_O$) не опиниться жодного центру об'єкта ураження. Якщо додатково припустити, що $R_O \rightarrow 0$, тоді одержуємо відому формулу

$$P(\bar{B}) = 1 - \exp\left\{-\pi\lambda(R_Y)^2\right\} = 1 - \exp(-N_Y),$$

де N_Y – кількість об'єктів, що перебувають у зоні ураження.

Розрахунки свідчать, що ймовірності, одержувані згідно з (3.20) та (3.21) фактично збігаються.

2. У більшості випадків достовірна інформація про реальні розміри об'єктів ураження, розташованих у районі падіння ВЧ, відсутня. Врахувати різні розміри об'єктів у означеному районі можна шляхом використання одного і того ж розміру для всіх об'єктів, який відповідає найбільшому з них. У цьому випадку для визначення $P(\bar{B})$ можна використати (3.20) або (3.21), проте адекватність такої моделі знижується. Тому більш коректним буде розглядати розміри об'єктів ураження в імовірнісному сенсі. Виходячи з цього, розміри об'єктів ураження в районі падіння ВЧ будемо описувати деяким законом розподілу $f(R_O)$. В такому випадку для визначення ймовірності p_i згідно з (3.18) необхідно обчислити інтеграл

$$p_i = \iint_D f(r_i, R_O) dr_i dR_O,$$

де $f(r_i, R_O)$ – функція щільності спільного розподілу ВВ r_i і R_O ; D – область інтегрування, в якій справедлива нерівність $r_i - R_O > R_Y$. Область D у декартовій системі координат $r_i O R_O$ (рис. 3.14) розташовується між віссю $O r_i$ і прямою $r_i = R_O + R_Y$. Математично вона записується так:

$$D = \{0 < R_O; R_Y + R_O < r_i\}.$$

Вважаючи ВВ r_i і R_O незалежними, записуємо

$$p_i = \int_0^\infty \int_{R_Y + R_O}^\infty g(r_i) f(R_O) dr_i dR_O = \int_0^\infty f(r_i) [1 - G(R_Y + R_O)] dR_O.$$

Підставляючи вираз для $G_i(r_i)$ в інтеграл, одержимо

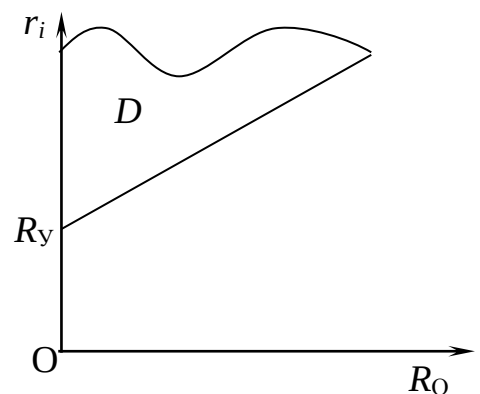


Рис. 3.14 - Зона інтегрування D

$$p_i = \sum_{k=0}^{i-1} \frac{(\pi\lambda)^k}{k!} \int_0^{\infty} (R_O + R_Y)^{2k} \exp\{-\pi\lambda(R_Y + R_O)^2\} f(R_O) dR_O. \quad (3.22)$$

Для отримання значень p_i необхідно задати функцію щільності для розміру об'єктів ураження $f(R_O)$. Припустимо, що радіуси об'єктів ураження підпорядковані рівномірному закону розподілу

$$f(R_O) = \frac{1}{R_O^{\max}} \text{ для } 0 < R_O \leq R_O^{\max},$$

де $R_O^{\max}$ – деякий максимально можливий радіус об'єкта ураження.

У такому випадку для ймовірності p_i згідно з (3.22) отримаємо

$$p_i = \sum_{k=0}^{i-1} \frac{(\pi\lambda)^k}{k! R_O^{\max}} \int_0^{R_O^{\max}} (R_Y + R_O)^{2k} \exp\{-\pi\lambda(R_Y + R_O)^2\} dR_O. \quad (3.23)$$

На практиці виявляється, що переважну частину об'єктів ураження становлять об'єкти з меншим радіусом. З цією метою для опису R_O використаємо гамма-розподіл

$$f(R_O) = \frac{\beta^\alpha}{\Gamma(\alpha)} R_O^{\alpha-1} \exp\{-\beta R_O\} \text{ для } R_O > 0,$$

де α, β – параметри розподілу.

Тоді для p_i запишемо остаточний вираз

$$p_i = \sum_{k=0}^{i-1} \sum_{m=0}^{2k} \frac{\beta^\alpha (\pi\lambda)^k C_{2k}^m R_{II}^{2k-m} \exp(-\pi\lambda R_Y^2)}{k! \Gamma(\alpha)} \cdot \int_0^{\infty} R_O^{\alpha+m-1} \exp(-\pi\lambda R_O^2 - (\beta + 2\pi\lambda R_Y) R_O) dR_O. \quad (3.24)$$

Розглянемо такий приклад. Нехай район падіння ВЧ I ступеня в океані має розмір $\pm 25 \times \pm 15$ км, що відповідає площі еліпсу $S = 1178$ км². Щільність суден в означеному районі становить $\lambda = 2 \cdot 10^{-3}$ км⁻². Отже, в районі падіння ВЧ у середньому може перебувати $\lambda \cdot S \approx 3$ судна. Радіус зони ураження під час падіння незруйнованої ВЧ у воду прийемо $R_Y = 0,05$ км (з урахуванням можливого вибуху), а радіуси об'єктів – $R_C = 0,02$ км. Значення ймовірності $P(\bar{B})$, отримане з використанням (3.20), становить $3,079 \cdot 10^{-5}$. Прийнявши максимальний радіус об'єкта $R_C^{\max} = 0,02$ км, з використанням (3.23) отримуємо $P(\bar{B}) = 2,283 \cdot 10^{-5}$, що менше отриманої раніше ймовірності.

В умовах розглянутого прикладу, якщо прийняти для гамма-розподілу $\alpha = 3,0$, $\beta = 195,5$, що відповідає $m_{R_C} = 0,015$ км і $\sigma_{R_C} \approx 0,001$ км, з використанням (3.24) одержимо таке значення ймовірності ураження суден, розташованих в районі падіння ВЧ, $\sim 2,732 \cdot 10^{-5}$.

На закінчення слід зазначити, що побудовану модель може бути використано для оцінювання безпеки природних площинних об'єктів, таких як косяки риб в океані, стада тварин на суходолі.

3.3 Математична модель оцінювання безпеки в районі падіння елементів бойового оснащення під час відпрацювання ОТРК

Касетні бойові частини (КБЧ) на основі некерованих уламково-фугасних бойових елементів (БЕ) є одним з основних видів бойового оснащення сучасних тактичних (ТР) і оперативно-тактичних ракет (ОТР), які широко використовуються для ураження групових цілей. Розкриття КБЧ на заданій висоті забезпечує розлітання і накриття БЕ певної площі. Досягаючи поверхні Землі, БЕ підриваються і уламками вражають елементи групової цілі. Для оперативно-тактичного комплексу «Сапсан» (розроблявся в варіантах з ТР і ОТР) і ОТРК «Грім-2» передбачалися КБЧ на основі некерованих уламково-фугасних БЕ.

Значна увага у процесі створення касетного бойового оснащення ТР і ОТР приділяється експериментальному відпрацюванню (наземним і льотним випробуванням). ЛВ дозволяють безпосередньо оцінити і підтвердити характеристики КБЧ: розміри зони накриття, точки падіння окремих БЕ, групове та індивідуальне розсіювання БЕ та інші. Під час проведення льотних випробувань БЕ можуть замінюватися габаритно-ваговими макетами. Для розроблюваних ОТРК зазначені питання передбачається вирішувати на полігоні Міністерства оборони (МО) України, де пуски ракет планували здійснювати в акваторію Чорного моря. Отже, в процесі натурного відпрацювання ОТРК існує небезпека ураження об'єктів (суден) БЕ або їх еквівалентами. У зв'язку з цим важливим є питання: яка зона акваторії Чорного моря становить реальну небезпеку під час льотних випробувань ТР(ОТР) з КБЧ? Для цього побудуємо моделі оцінювання ризику для суден під час падіння елементів КБЧ [29].

Ураження судна під час льотних випробувань ОТР(ТР) з КБЧ буде подією влучання в нього хоча б одного БЕ. Відповідно до підпункту 2.2.2.3 припустимо, що судно має розміри $L_c \times B_c$ і розташоване таким чином, що його геометричний центр розміщено у точці (x_c, z_c) відносно точки прицілювання, а велика сторона паралельна площині стрільби.

Для оцінювання безпеки під час ЛВ залежно від етапу створення ОТРК може використовуватися кілька моделей, які виходять з наявних на момент розроблення вихідних даних. Під час побудови першої математичної моделі припустимо, що відомими є розмір зони накриття і групове розсіювання сукупності БЕ. В межах зони накриття БЕ розподіляються рівномірно зі щільністю

$$\lambda_{BE} = \frac{N_{BE}}{S_{накр}},$$

де N_{BE} – кількість БЕ; $S_{накр}$ – площа зони накриття КБЧ. Подібна модель характерна для початкового етапу проектування, коли конструктивна реалізація відсіку касетного бойового оснащення та схема кидання БЕ не отримали остаточного завершення.

У припущенні рівномірного розподілу БЕ у межах площі накриття, ймовірність влучання в судно хоча б одного БЕ визначають за формулою

$$R_c = 1 - e^{-\lambda_{BE} S}, \quad (3.25)$$

де S – накрита площа судна, яка являє собою площу перетину зони накриття КБЧ і площі проекції судна.

Зазвичай зона накриття КБЧ (виходячи з наявних схем кидання) має форму кола, проте для зручності отримання аналітичного рішення зобразимо її у вигляді квадрата, розмір якого відповідає розрахунковій площі накриття. Сторону квадрата площі накриття позначимо a , при цьому $S_{накр} = a^2$. Також будемо вважати, що розмір квадрата зони накриття БЕ більше від площі судна таким чином, що $a > L_c$ і $a > B_c$. У такому випадку величина накритої площі судна S змінюватиметься від 0, коли перетин зони судна і площі накриття КБЧ відсутній, до максимального значення $S_{max} = L_c \cdot B_c$, що відповідає цілковитому потраплянню судна в зону накриття. Таким чином, S є ВВ мішаного типу, яка може приймати два фіксовані (дискретні) значення 0 або S_{max} з певними ймовірностями, а також випадкові значення із інтервалу $(0; S_{max})$. Реалізації ВВ накритої площі судна, які відповідають різним варіантам геометричного перекриття площ (рис. 3.15), подамо наступним чином:

$$S = \begin{cases} 0 \\ u_X \cdot u_Z \\ L_c \cdot u_Z \\ u_X \cdot B_c \\ L_c \cdot B_c \end{cases}, \quad (3.26)$$

де u_X , u_Z – відрізки, що визначають перекриття площі судна в поздовжньому і поперечному напрямках $0 < u_X < L_c$, $0 < u_Z < B_c$. Для зручності подальших суджень під час визначення ВВ S у (3.26) виокремлено стани, для яких одна зі сторін судна цілком потрапляє в зону накриття КБЧ.

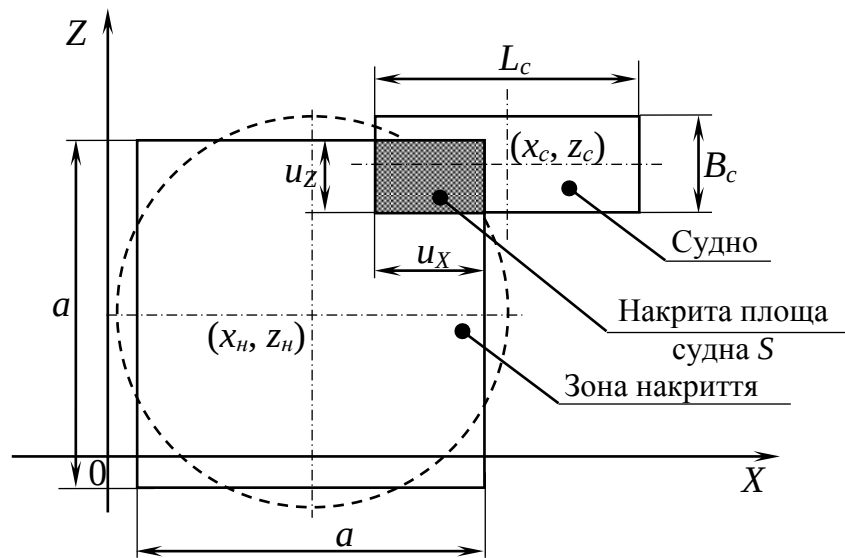


Рис. 3.15 – Геометрична модель ураження судна

Ймовірність ураження судна відповідно до (3.25) і (3.26) запишемо у такий спосіб:

$$\begin{aligned}
 R_c = & P_{LB}(1 - \exp(-\lambda_{BE} L_c B_c)) + \\
 & + P_L \int_0^{B_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} L_c u_z)) f(u_z) du_z + P_B \int_0^{L_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} u_x B_c)) f(u_x) du_x + \\
 & + \int_0^{L_c} \int_0^{B_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} u_x u_z)) f(u_x) f(u_z) du_x du_z, \quad (3.27)
 \end{aligned}$$

де P_{LB} – ймовірність того, що судно повністю потрапило в зону накриття КБЧ; P_L і P_B – відповідно ймовірності того, що одна зі сторін судна повністю потрапила в зону накриття; $f(u_x)$, $f(u_z)$ – щільності розподілу ВВ U_x , U_z відповідно.

Визначимо P_{LB} . Виходячи з геометричної моделі, показаної на рис. 3.15, судно цілком опиниться в зоні накриття КБЧ, якщо центр зони накриття (x_n, z_n) перебуватиме в межах

$$x_c + \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} \leq x_n \leq x_c - \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2} \cap z_c + \frac{B_c}{2} - \frac{a}{2} \leq z_n \leq z_c - \frac{B_c}{2} + \frac{a}{2}.$$

Оскільки розсіювання центру зони накриття в поздовжньому і бічному напрямках зазвичай є незалежними нормальними величинами з центром у точці прицілювання, ймовірність того, що судно цілком потрапить у зону накриття КБЧ, дорівнюватиме

$$\begin{aligned}
 P_{LB} = & \left[\Phi\left(\frac{1}{\sigma_x} \left(x_c - \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2}\right)\right) - \Phi\left(\frac{1}{\sigma_x} \left(x_c + \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2}\right)\right) \right] \times \\
 & \times \left[\Phi\left(\frac{1}{\sigma_z} \left(z_c - \frac{B_c}{2} + \frac{a}{2}\right)\right) - \Phi\left(\frac{1}{\sigma_z} \left(z_c + \frac{B_c}{2} - \frac{a}{2}\right)\right) \right],
 \end{aligned}$$

де σ_X , σ_Z – середні квадратичні відхилення, що характеризують групове розсівання сукупності БЕ в поздовжньому і бічному напрямках відповідно.

Окремі співмножники в P_{LB} являють собою ймовірності P_L і P_B відповідно, таким чином $P_{LB} = P_L \cdot P_B$.

Перетин зони накриття і площі судна, що відповідає в поздовжньому напрямку величині u_X , буде реалізовано, якщо

$$x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} \leq x_n \leq x_c + \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} \text{ (ліворуч)}$$

$$\text{або } x_c - \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2} < x_n < x_c + \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2} \text{ (праворуч)}.$$

Для бічного напрямку (u_Z) аналогічно

$$z_c - \frac{B_c}{2} - \frac{a}{2} \leq z_n \leq z_c + \frac{B_c}{2} - \frac{a}{2} \text{ (знизу)}$$

$$\text{або } z_c - \frac{B_c}{2} + \frac{a}{2} < z_n < z_c + \frac{B_c}{2} + \frac{a}{2} \text{ (зверху)}.$$

Для замкненості суджень слід також відзначити, що перетину площі накриття КБЧ і площі судна не відбудеться, якщо центр зони накриття (x_n, z_n) перебуватиме в межах інтервалів

$$x_n < x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} \cup x_n > x_c + \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2};$$

$$\text{і } z_n < z_c - \frac{B_c}{2} - \frac{a}{2} \cup z_n > z_c + \frac{B_c}{2} + \frac{a}{2}.$$

Побудуємо закон розподілу для ВВ U_X

$$F_{U_X}(u_X) = \Pr\{U_X \leq u_X\} = \Pr\left\{\left(x_n \in \left(-\infty; x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} + u_X\right)\right) \cup \right. \\ \left. \cup \left(x_n \in \left(x_c + \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2} - u_X; +\infty\right)\right)\right\} = \\ = \Phi\left(\frac{1}{\sigma_X}\left(x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} + u_X\right)\right) + \left[1 - \Phi\left(\frac{1}{\sigma_X}\left(x_c + \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2} - u_X\right)\right)\right].$$

Щільність розподілу $f(u_X)$ отримуємо шляхом диференціювання останнього виразу

$$f(u_X) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_X} \exp\left\{-\frac{1}{2\sigma_X^2}\left(x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} + u_X\right)^2\right\} + \\ + \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_X} \exp\left\{-\frac{1}{2\sigma_X^2}\left(x_c + \frac{L_c}{2} + \frac{a}{2} - u_X\right)^2\right\}.$$

Тепер отриману функцію щільності $f(u_X)$ необхідно підставити в інтеграл третього доданка (3.27). Розбиваючи підінтегральну функцію на дві складові, для першої із них отримуємо

$$\begin{aligned}
& \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_X} \int_0^{L_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} u_X B_c)) \exp\left\{-\frac{1}{2\sigma_X^2} \left(x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2} + u_X\right)^2\right\} du_X = \\
& = \left[\Phi\left(\frac{1}{\sigma_X} \left(x_c + \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2}\right)\right) - \Phi\left(\frac{1}{\sigma_X} \left(x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2}\right)\right) \right] - \\
& - \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_X} \int_0^{L_c} \exp\left\{-\frac{1}{2} \left(\frac{u_X^2}{\sigma_X^2} + 2\left(\frac{d_X}{\sigma_X^2} - \lambda_{BE} B_c\right) u_X + \frac{d_X^2}{\sigma_X^2}\right)\right\} du_X,
\end{aligned}$$

де в інтегралі позначено $d_X = x_c - \frac{L_c}{2} - \frac{a}{2}$. Другий доданок в останньому виразі може бути визначено з використанням табличного інтеграла

$$\begin{aligned}
& \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_a^b \exp\left[-\frac{1}{2}(Ax^2 \pm 2Bx + C)\right] dx = \\
& = \frac{1}{\sqrt{A}} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(C - \frac{B^2}{A}\right)\right] \left[\Phi\left(\frac{Ab \pm B}{\sqrt{A}}\right) - \Phi\left(\frac{Aa \pm B}{\sqrt{A}}\right) \right]. \quad (3.28)
\end{aligned}$$

В нашому випадку $A = \frac{1}{\sigma_X^2}$, $B = \frac{d_X}{\sigma_X^2} - \lambda_{BE} B_c$, $C = \frac{d_X^2}{\sigma_X^2}$.

Для другої складової функції щільності $f(u_X)$ кінцевий вираз одержуємо аналогічним чином.

Аналогічно визначаємо інтеграл, що входить у другий доданок виразу (3.27) і містить функцію щільності $f(u_Z)$.

Останній інтеграл у формулі ризику ураження судна (3.27)

$$\int_0^{L_c B_c} \int_0^{L_c B_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} u_X u_Z)) f(u_X) f(u_Z) du_X du_Z$$

з використанням аналітичних перетворень і табличного інтеграла (3.28) зводиться до одновимірного інтеграла, який може бути визначено чисельно. Отже, в результаті визначаємо R_c .

У процесі подальшого розроблення ОТРК з'являється конструктивно-компонувальна схема КБЧ, а разом з нею визначається схема кидання БЕ і номінальні точки падіння БЕ m_{X_i} , m_{Z_i} ($i = \overline{1, N_{BE}}$), а також їх індивідуальні розсіювання. В конструкціях, що розроблялися, БЕ кидаються таким чином, що за відсутності збурень (у номіналі) вони рівномірним чином розташовуються на кількох концентричних колах. При цьому кількість кіл кидання, радіус кожного з них, а також кількість БЕ на кожному з кіл відомі (визначаються схемою кидання). Геометричну модель для трьох кіл кидання БЕ показано на рис.3.16.

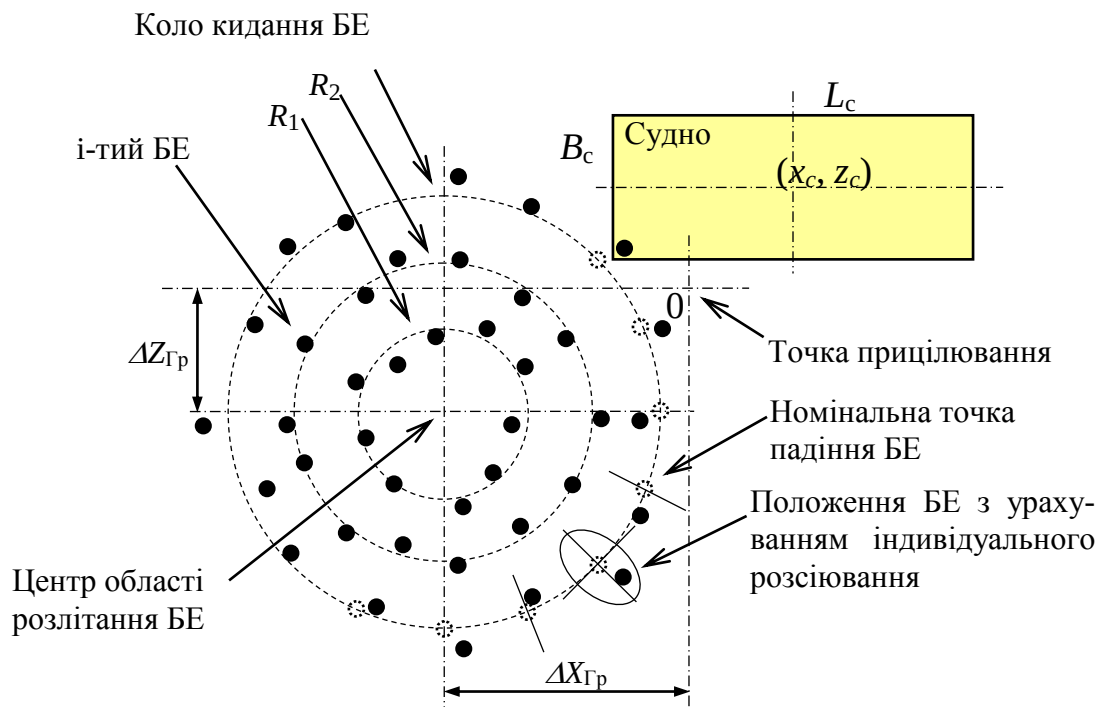


Рис. 3.16 – Геометрична модель для оцінювання безпеки в районі падіння БЕ

Зауважимо, що цей розрахунковий випадок аналогічний випадку розрахунку ризику під час фрагментації ВЧ. Різниця полягає в тому, що кількість БЕ фіксована, і номінальні точки їх падіння визначаються схемою кидання. За аналогією з (3.4) ймовірність того, що хоча б один з БЕ влучив у судно, можна визначити так:

$$R_c = 1 - \prod_{i=1}^{N_{BE}} (1 - R_{BE_i}(x_c, z_c)), \quad (3.29)$$

де $R_{BE_i}(x_c, z_c)$ – ймовірність влучання i -того БЕ в судно, центр якого розташований у точці (x_c, z_c) .

Визначимо $R_{BE_i}(x_c, z_c)$. Кутове положення кожного БЕ відносно площини стрільби, з огляду на рівномірне розташування БЕ на кожному з кіл кидання, визначається наступним чином:

$$\alpha_i = \alpha_0 + \frac{2\pi}{N_k} (i - 1), \quad i = \overline{1, N_k}$$

де α_0 – початковий кут розташування БЕ відносно площини стрільби (визначається конструктивно-компонувальною схемою КБЧ), N_k – кількість БЕ на розглядуваному (в даному випадку k -тому) колі кидання.

Номінальні точки падіння БЕ відносно центру області розсіювання (див. рис. 3.16) для кожного кола кидання визначаються за формулами

$$\begin{aligned} X_i &= R_k \cos \alpha_i, \\ Z_i &= R_k \sin \alpha_i \text{ для } i = \overline{1, N_k}, \end{aligned} \quad (3.30)$$

де R_k – радіус k -того кола кидання.

Для визначення ймовірності влучання БЕ в судно необхідно для кожного БЕ побудувати закон розподілу точок падіння. Для цього проведемо композицію двох нормальних законів на площині, що визначаються груповим та індивідуальним розсіюваннями, кожен з яких задано у своїй системі координат, тобто має свої головні осі розсіювання. Групове розсіювання БЕ задається в системі координат XOZ (відносно точки прицілювання), а індивідуальне розсіювання (рис. 3.17) – у системі координат, що пов'язана з номінальною точкою падіння БЕ і поверненою на кут α_i відносно осі OX (R і N – осі в радіальному і дотичному напрямках).

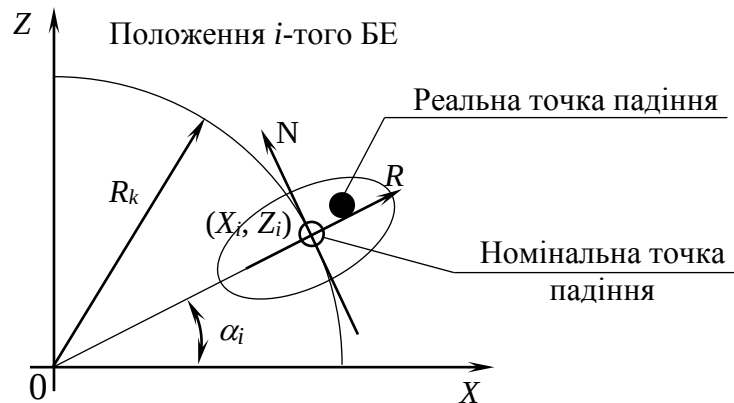


Рис. 3.17 – Індивідуальне розсіювання БЕ

Для індивідуального розсіювання у разі переходу до системи координат XOZ маємо

$$\begin{aligned} \sigma_{X_{ind i}}^2 &= \left(\sigma_{R_i}^{(ind)} \right)^2 \cos^2 \alpha_i + \left(\sigma_{N_i}^{(ind)} \right)^2 \sin^2 \alpha_i, \\ \sigma_{Z_{ind i}}^2 &= \left(\sigma_{R_i}^{(ind)} \right)^2 \sin^2 \alpha_i + \left(\sigma_{N_i}^{(ind)} \right)^2 \cos^2 \alpha_i, \end{aligned}$$

де $\sigma_{R_i}^{(ind)}$, $\sigma_{N_i}^{(ind)}$ – середні квадратичні відхилення в радіальному і дотичному напрямках, що характеризують індивідуальне розсіювання i -того БЕ.

ВВ $X_{ind i}$ і $Z_{ind i}$ є залежними, і коефіцієнт лінійної кореляції між ними визначається наступним чином

$$\rho_{X_{ind i}, Z_{ind i}} = \frac{\operatorname{tg} 2\alpha_i \cdot (\sigma_{X_{ind i}}^2 - \sigma_{Z_{ind i}}^2)}{2\sigma_{X_{ind i}} \cdot \sigma_{Z_{ind i}}}.$$

Середні квадратичні відхилення, що характеризують сумарне розсіювання точок падіння БЕ в поздовжньому і бічному напрямках для кожного БЕ, а також коефіцієнт лінійної кореляції між ними визначаються як

$$\sigma_{X_{\Sigma i}} = \sqrt{\sigma_X^2 + \left(\sigma_{X_i}^{(ind)} \right)^2};$$

$$\sigma_{Z_{\Sigma i}} = \sqrt{\sigma_Z^2 + \left(\sigma_{Z_i}^{(ind)}\right)^2};$$

$$\rho_{X_{\Sigma i}, Z_{\Sigma i}} = \frac{\rho_{X_{ind i}, Z_{ind i}} \cdot \sigma_{X_{ind i}} \cdot \sigma_{Z_{ind i}}}{\sigma_{X_{\Sigma i}} \cdot \sigma_{Z_{\Sigma i}}}.$$

В результаті ймовірність $R_{BE_i}(x_c, z_c)$ визначаємо шляхом інтегрування

$$R_{BE_i}(x_c, z_c) = \int_{x_c - \frac{L_c}{2}}^{x_c + \frac{L_c}{2}} \int_{z_c - \frac{B_c}{2}}^{z_c + \frac{B_c}{2}} f(x, z; X_i, Z_i, \sigma_{X_{\Sigma i}}, \sigma_{Z_{\Sigma i}}, \rho_{X_{\Sigma i}, Z_{\Sigma i}}) dx dz,$$

де $f(x, z; \bullet)$ – щільність двовимірного нормального розподілу.

Визначення подвійного інтеграла можна провести з використанням пакета математичних обчислень MathCAD.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3

У розділі розроблено більш досконалі математичні моделі оцінювання безпеки наземних об'єктів у районах падіння ВЧ і бойового оснащення (для бойових ракетних комплексів) для випадку штатного польоту РН(БР).

1. Проаналізовано загальний підхід до визначення ймовірності ураження (ризик) наземного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ. Показано, що більш небезпечним є падіння незруйнованого відпрацьованого ступеня РН (характерно для ВЧ I ступеня) із залишками КРП з подальшим вибухом під час удару його об землю. Фрагментація ВЧ (характерна як для ВЧ першого ступеня, так ВЧ верхніх ступенів) призводить до розширення району падіння ВЧ і одночасно до зниження ризику для наземних об'єктів у районі падіння ВЧ.

2. Процес фрагментації ВЧ на ділянці пасивного падіння має випадковий характер, що створює значні труднощі в процесі побудови математичних моделей оцінювання безпеки. Розроблено математичну модель оцінювання ризику ураження наземних об'єктів у районі падіння ВЧ I ступеня з урахуванням невизначеності висоти її початкового руйнування. Модель дозволяє врахувати розміри зон падіння фрагментів і їх кількість для різних висот руйнування ВЧ. Отримувані з використанням запропонованої моделі в рамках концепції «прийнятного ризику» зони небезпеки дозволяють більш коректно сформулювати заходи для забезпечення безпеки в спеціально виділених районах для падіння ВЧ.

3. На основі інженерного підходу до фрагментації ВЧ розроблено просту процедуру визначення ризику для наземних об'єктів і побудови небезпечних зон. Так, для розробленої РН «Антарес» розрахунковий розмір району падіння ВЧ першого ступеня, який розташований в океані і розглядається як небезпечний (під час пуску РН в зазначеному районі виключається перебування

суден), становить $\pm 70 \times \pm 35$ км. Водночас, одержана для суден зона небезпеки в межах зазначеного району має розміри $-20 \text{ км} \div 51 \text{ км}$ у напрямку пуску і ± 15 км в бічному напрямку. Останнє дозволяє значно зменшити акваторію, в якій необхідно виключити перебування суден під час пусків РН «Антарес».

4. Вперше розроблено математичну модель оцінювання безпеки в районі падіння ВЧ, для якої ЗУО запропоновано подавати у вигляді опуклого багатокутника. Подібне зображення ЗУО є найбільш універсальним. При проведенні практичних розрахунків щодо визначення ризиків ураження наземних об'єктів багатокутники ЗУО запропоновано поділяти на елементарні фігури – трикутники, які для розрахунків безпеки можна розглядати як найбільш універсальні елементарні фігури в порівнянні з колами і прямокутниками.

5. З використанням геометричних ймовірностей і параметричних моделей розроблено математичну модель визначення ймовірності ураження хоча б одного випадкового площинного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ (може розглядатися як аналог показника колективного ризику). Отримано рішення для різних способів задання розмірів випадкових площинних об'єктів.

6. Розроблено математичні моделі оцінювання ризику для об'єктів (суден) під час проведення ЛВ касетного бойового оснащення ОТРК. Побудовано дві математичні моделі, які дозволяють прив'язатися до даних, які є у розробника на різних етапах розроблення комплексу. Перша модель характерна для початкового етапу розроблення, коли відомою є лише площа накриття КБЧ. Друга дає можливість оцінити ризики для об'єктів у випадку, коли вже відомі конструктивно-компонувальна схема КБЧ і характеристики процесу кидання БЕ. Розроблені моделі були використані для побудови небезпечних зон для суден і формування рекомендацій щодо забезпечення безпеки під час відпрацювання касетного бойового оснащення в рамках проектів «Сапсан» та «Грім-2».

РОЗДІЛ 4

МАТЕМАТИЧНІ МОДЕЛІ ОЦІНЮВАННЯ РИЗИКУ ДЛЯ НАЗЕМНИХ ОБ'ЄКТІВ У ВИПАДКУ АВАРІЇ РАКЕТИ, ОБЛАДНАНОЇ СИСТЕМОЮ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ, ЩО РЕАЛІЗУЄ АВАРІЙНЕ ВИМКНЕННЯ ДВИГУНА

4.1 Аналіз наявних підходів до визначення ризику для наземних об'єктів у випадку аварії ракети на етапі польоту

Математичні моделі і методики, які зараз використовуються для оцінювання безпеки у випадку аварій РН(БР) на етапі польоту, дозволяють визначати ризики для наземних об'єктів стосовно ділянки польоту кожного ступеня і поєднують аналітичні підходи та статистичне моделювання. Можливості окремого застосування кожного із зазначених способів для розв'язання задач польотної безпеки обмежені. Під час використання аналітичних моделей для визначення ризиків у випадку аварії РН на етапі польоту необхідно отримати аналітичний опис процесів розвитку можливих АС для будь-якого моменту часу виникнення АВ і подальшого падіння аварійної РН, зокрема враховувати можливу фрагментацію. Подібний опис вимагає побудови складних систем диференційних рівнянь і одночасно формування величезного масиву вихідних даних для проведення розрахунків. У підсумку, отримати у кінцевому вигляді вираз для визначення ймовірності ураження наземного об'єкта і провести розрахунки неможливо.

Статистичне моделювання дозволяє для вибраних моментів часу змодельовати процеси розвитку АС і отримати поле розсіювання точок падіння аварійних РН(БР) або їх фрагментів. Проведення досить великої кількості експериментів дозволяє безпосередньо оцінювати ймовірність ураження розглянутих наземних об'єктів (за кількістю точок, що влучили в ЗУО) або побудувати спільний закон розподілу точок падіння аварійних ракет залежно від відстані до точки старту (для фрагментів побудувати можливо лише у випадку, якщо фрагменти відомі). Зокрема такий підхід було реалізовано у програмному комплексі [152, 185], який розроблявся для аналізу безпеки випробувальних пусків тактичних і оперативно-тактичних ракет. Проте, як зазначають самі автори цих робіт, навіть для незначних дальностей польоту бойових ракет (40 – 60 км) потрібен значний (більше місяця) час розрахунків і величезний (понад 40 штук) парк сучасних ЕОМ. Для ракет-носіїв аварійна траса розтягнута на декілька тисяч кілометрів, і, відповідно, створити уздовж неї достатню для практичних розрахунків щільність точок падіння аварійних РН виключно тільки за допомогою методів статистичного моделювання, проблематично. До того ж у випадку аварії РН(БР) розробки ДП «КБ

«Південне» на ділянці пасивного падіння слід очікувати нерегулярної (випадкової) фрагментації.

Отже, для оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів у випадку аварії РН найбільш раціональним є поєднання аналітичних методів і статистичного моделювання. При цьому статистичне моделювання використовують для моделювання процесу розвитку АС на борту РН і подальшого пасивного руху аварійної РН, зокрема її руйнування під час падіння. Аналітичні моделі використовують безпосередньо для визначення ризику за отриманими у результаті моделювання статистичними даними.

Відомі процедури оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів у випадку аварії РН будують наступним чином (див. [151]). На основі аналізу можливих відмов РН на етапі польоту (використовують процедуру АВНКВ) формується сукупність (множина) розрахункових АВ. Час роботи ступеня розбивається на інтервали, у межах яких можлива поява обраних АВ. Для кінців зазначених інтервалів з використанням статистичного моделювання визначають характеристики розсіювання точок падіння аварійних РН. Межі часових інтервалів (вузлові точки) зазвичай прив'язують до деяких характерних подій відповідно до циклограми роботи ступеня РН (форсування / дроселювання двигуна, або вимкнення двигуна тощо) і можливих точок падіння аварійної РН уздовж траси польоту, наприклад, вони повинні враховувати наявність в аварійній зоні траси пуску об'єктів можливого ураження. У документі [151] зазначено, що межі інтервалів необхідно вибирати таким чином, щоб відстані між відповідними точками аварійної траси не перевищували половини середнього квадратичного відхилення за дальністю.

Подія ураження наземного об'єкта для кожного інтервалу часу виникнення АВ РН розглядається як результат розвитку такого ланцюжка подій:

$$\mathbf{B}_{\Delta t}^{(i)} = \mathbf{A}_{Q_i} \cap \mathbf{A}_{\Delta t} \cap \mathbf{A}_R, \quad (4.1)$$

де $\mathbf{B}_{\Delta t}^{(i)}$ – подія ураження наземного об'єкта у результаті виникнення АВ i -того типу, що призводить до аварії РН, у інтервалі часу Δt ; $\mathbf{A}_{Q_i}$ – подія, яка полягає в тому, що на етапі польоту ступеня трапляється АВ i -того типу; $\mathbf{A}_{\Delta t}$ – подія, яка полягає в тому, що ця АВ відбудеться в інтервалі часу Δt ; $\mathbf{A}_R$ – подія, яка полягає в тому, що у випадку виникнення АВ у інтервалі часу Δt аварійна РН потрапить у ЗУО.

Припускаючи в (4.1) незалежність подій $\mathbf{A}_{Q_i}$, $\mathbf{A}_{\Delta t}$, $\mathbf{A}_R$, ризик ураження об'єкта у випадку виникнення АВ i -того типу визначається так:

$$R^{(i)} = Q^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t j} \cdot \Delta R_{3yOj}, \quad (4.2)$$

де $Q^{(i)}$ – ймовірність виникнення АВ i -того типу на ділянці польоту розглядуваного ступеня РН; $N_{\Delta t}$ – кількість інтервалів розбиття часу польоту ступеня; $P_{\Delta t j}$ – ймовірність виникнення АВ ступеня РН у j -тому інтервалі часу; $\Delta R_{3УО j}$ – ймовірність потрапляння аварійної РН у ЗУО у випадку виникнення АВ i -того типу в j -тому інтервалі часу.

Сумарний ризик ураження наземного об'єкта з урахуванням всієї сукупності АВ РН визначиться наступним чином

$$R = \sum_{i=1}^{N_Q} R^{(i)}, \quad (4.3)$$

де N_Q – загальна кількість розрахункових АВ. Формула (4.3) виходить із того, що ймовірність появи поодиноких відмов, що призводять до аварії РН, набагато більша ймовірності одночасної появи двох і більше відмов.

Розрахункову модель, основу якої становлять формули (4.2) і (4.3), використовують у ДП «КБ «Південне» для визначення ризиків ураження наземних об'єктів у випадку аварії РН, обладнаної СБП, що реалізує АВД. В процесі її застосуванні виходять із наступних припущень:

- всі АВ на етапі польоту розглядуваного ступеня РН призводять до АВД, що зумовлені втратою керованості польоту (отже, кожний АВ відповідає максимальна зона можливого падіння аварійної РН);
- моменти АВ і АВД тотожні (по суті одна і та ж подія).

У підсумку ризик для наземного об'єкта визначається в такий спосіб

$$R = Q \sum_j P_{\Delta t j} \cdot \Delta R_{3УО j}, \quad (4.4)$$

де Q – ймовірність відмови РН ($Q = 1 - P$).

Подібна розрахункова модель під керівництвом автора використовувалася для вирішення таких задач:

1. Визначення ризику падіння аварійної РН «Дніпро» на сельбищну територію населеного пункту Домбаровський під час обґрунтування нової траси виведення (в південному напрямку) з пускової бази Ясний [37].
2. Побудови небезпечної зони для РКП «Зеніт-М» проекту «Наземний старт» [126].

Надамо певні міркування щодо співвідношення (4.2), які використаємо надалі. У разі зменшення інтервалів Δt в (4.1) вираз для ризику зводиться до інтеграла

$$R^{(i)} = \Pr \left\{ \bigcup_{\Delta t} \mathbf{B}_{\Delta t}^{(i)} \right\} = Q^{(i)} \frac{1}{t_k} \int_0^{t_k} P_{\text{в}i\text{д}}^{(i)}(t) \cdot \Delta R^{(i)}(t) dt, \quad (4.5)$$

де t_k – повний час функціонування ступеня; $P_{eid}^{(i)}(t)$ – ймовірність виникнення АВ i -того типу у момент часу t (точніше – в інтервалі dt в околі точки t); $\Delta R^{(i)}(t)$ – ймовірність потрапляння аварійної РН у ЗУО.

Отримати безперервні функції $P_{eid}^{(i)}(t)$, $\Delta R^{(i)}(t)$ протягом часу польоту ступеня досить складно, тому будемо використовувати їх апроксимації. Використовуючи кусково-неперервну апроксимацію функцій $P_{eid}^{(i)}(t)$ і $\Delta R^{(i)}(t)$ для інтервалів розбиття часу польоту ступеня РН Δt , інтеграл (4.5) може бути подано у вигляді суми

$$R^{(i)} = Q^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} \frac{1}{t_k} \int_{t_{j-1}}^{t_j} P_{eid}^{(i)}(t) \cdot \Delta R^{(i)}(t) dt. \quad (4.6)$$

Нехай на інтервалах $[t_{j-1}, t_j]$ ймовірності виникнення АВ постійні і дорівнюють $P_{\Delta t_j}^{(i)}$ ($j = \overline{1, N_{\Delta t}}$), при цьому $\sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} = 1$. Виходячи з цього,

$$\frac{1}{t_k} \int_{t_{j-1}}^{t_j} P_{eid}^{(i)}(t) dt = P_{\Delta t_j}^{(i)}.$$

За аналогією, припускаючи сталість $P_{eid}^{(i)}(t)$ на кожному інтервалі $[t_{j-1}, t_j]$, отримуємо

$$P_{eid}^{(i)}(\Delta t_j) \frac{\Delta t_j}{t_k} = P_{\Delta t_j}^{(i)},$$

де $\Delta t_j = t_j - t_{j-1}$ ($t_0 = 0$; $t_{N_{\Delta t}} = t_k$), звідки $P_{eid}^{(i)}(\Delta t_j) = P_{\Delta t_j}^{(i)} \frac{t_k}{\Delta t_j}$.

Отже, формула для оцінювання ризику ураження об'єкта набуває остаточного вигляду, який фактично тотожний (4.2)

$$R^{(i)} = Q^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \Delta R^{(i)}(t) dt. \quad (4.7)$$

З останнього співвідношення, зокрема, випливає, що ймовірність потрапляння аварійної РН у ЗУО у випадку виникнення АВ в інтервалі Δt визначатиметься як

$$\Delta R_{ЗУО_j} = \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \Delta R^{(i)}(t) dt. \quad (4.8)$$

Слід відзначити, що у [77] (дивись також [66]) фахівцями ЦНДІмашу розроблено методику з використанням (4.5), в якій час виникнення АВ і поле точок падіння аварійних РН, одержаних з використанням статистичного моделювання, зв'язуються шляхом переходу від щільності розподілу відмов РН

за часом польоту ступеня $\lambda(\tau)$ до щільності розподілу розрахункових дальностей падіння аварійних РН $\lambda(l)$. Далі, з використанням отриманої щільності $\lambda(l)$, оцінюють ймовірність потрапляння аварійної РН у ЗУО. Для такої розрахункової схеми є певні складнощі отримання зв'язку між щільністю точок падіння аварійних РН і часом виникнення АВ, оскільки сукупності точок для кожної дальності складатимуть точки падіння аварійних РН, які належать різним моментам виникнення АВ. В рамках такої методики ЗУО зображається на мапі дискретним набором точок, точніше елементарних площинок, що дає змогу виключити процедуру інтегрування при визначенні $\Delta R_{ЗУОj}$. Проте таке дискретне зображення ЗУО значно ускладнює процедуру оцінювання ризику (особливо у випадку аварій РН на ділянці польоту першого ступеня), оскільки різним моментам часу відповідатиме відмінний набір точок, що визначає ЗУО, адже змінюється R_y . До того ж розрахункова модель будується виходячи з припущення, що ризик ураження об'єкта у випадку аварії РН слабо залежить від параметрів розсіювання РН або її фрагментів у продольному напрямку, а визначається насамперед, розподілом відмов РН за часом польоту і параметрами розсіювання в бічному напрямку (вважаються слабо залежними від дальності падіння аварійної РН). Враховуючи, що певні об'єкти, які розташовані в зоні падіння аварійної РН, можуть мати значні розміри (зокрема, і бути істотно розтягнутими за дальністю), зазначені припущення викликать погрішності в процесі розрахунку ризику їх ураження.

В цілому треба відзначити, що відомим моделям оцінювання безпеки у разі аварії РН притаманний один суттєвий недолік: вони не дозволяють повною мірою врахувати всі особливості, пов'язані з виникненням відмов на борту РН і використанням у її складі штатної СБП, що реалізує АВД. По-перше, відомі математичні моделі безпосередньо поєднують час виникнення АВ і поле розсіювання точок падіння аварійних РН (мається на увазі, що відмова негайно призводить до АВД і припинення штатного польоту РН). Таким чином, процес розвитку АС від моменту виникнення відмови до моменту припинення активного польоту внаслідок реалізації АВД детально не розглядають. Насправді, для АВ, пов'язаних із втратою керованості, від моменту виникнення відмови до реалізації АВД може минути чимало часу. По-друге, відомі методики не дозволяють врахувати можливі блокування АВД, що використовують для підвищення безпеки наземних об'єктів, наприклад, блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня (застосовують на всіх керованих ракетах ДП «КБ «Південне»).

Побудуємо більш коректні математичні моделі для визначення ризиків ураження наземних об'єктів у випадку аварії РН, оснащеної штатної СБП, що реалізує АВД.

4.2 Класифікація позаштатних ситуацій, які виникають на борту РН у процесі польоту

Аварії РН на етапі виведення КА, як зазначалось раніше, зумовлені відмовами її підсистем і агрегатів. Відмови, що виникають на етапі польоту, сприяють розвитку ПШС, які у свою чергу можуть призводити до аварії (аварійного припинення польоту).

Відмови РН, виходячи з подальшого розвитку ПШС і можливих наслідків, а також реакції на них СБП, умовно поділимо на дві групи [46, 157]. До першої групи віднесемо відмови, виникнення яких практично миттєво призводить до припинення нормального (штатного) польоту – обнуління (зникання) тяги двигуна і падіння аварійної РН (рис. 4.1). Такі відмови первісно є аварійними, а породжувані ними ПШС – небезпечними ПШС або АС. До аварійних відмов першої групи належать: відмова РРД (зокрема припинення роботи всіх РРД), відмова ПГСПП, руйнування конструкції корпусу РН тощо. Стрімкий розвиток ПШС, зумовлених відмовами першої групи, і переростання їх у аварію призводять до того, що падіння аварійної РН (або її фрагментів) відбуватиметься у порівняно вузькій смузі уздовж аварійної траси польоту.

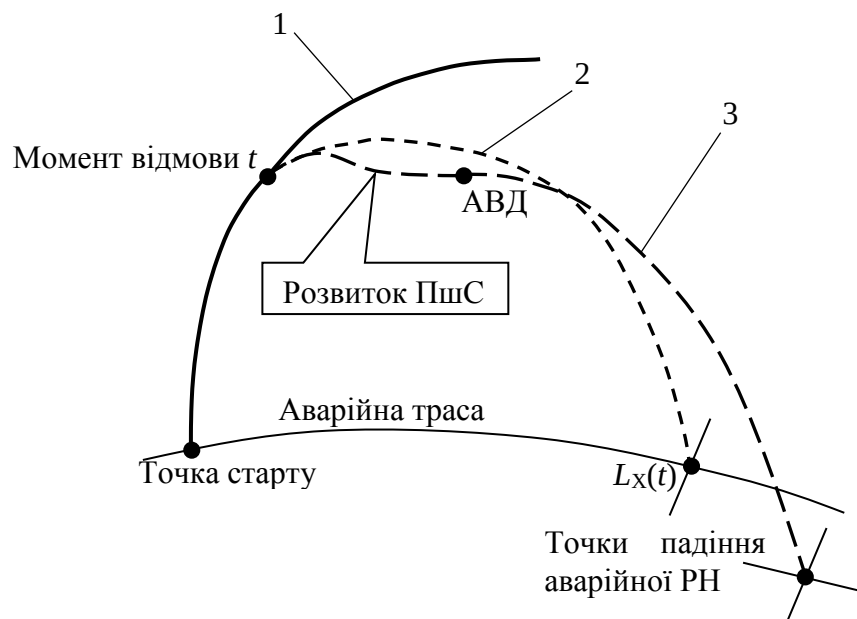


Рис. 4.1. Розвиток ПШС, зумовлених відмовами першої та другої груп:

- 1 – штатна траєкторія польоту РН;
- 2 – траєкторія пасивного падіння аварійної РН у випадку виникнення АВ (відмови першої групи);
- 3 – траєкторія руху РН у випадку виникнення на борту РН відмови другої групи, що призводить до втрати керованості і реалізації АВД

До другої групи належать відмови підсистем і агрегатів РН, виникнення яких зумовлює втрату керованості та відхилення ракети-носія від штатної траєкторії виведення КА (виходу РН із «трубки стрільби»). До таких наслідків можуть призвести відмови рульового двигуна, одного або декількох гідро-(електро)приводів рульових органів, відмова частини РРД, а також відмови, що призводять до зменшення тяги РРД. Головною особливістю ПШС, зумовлених відмовами другої групи, є можливість тривалого розвитку, допоки значення одного (або кількох) контрольованих параметрів не вийде за допустимі межі. Внаслідок цього падіння аварійної РН або її фрагментів може статися на значній відстані від траси польоту (рис. 4.1), таким чином розширюється зона можливого ураження аварійною РН, в яку можуть потрапити населені пункти та інші об'єкти, яким може бути завдано шкоди. Звузити зону падіння аварійних ракет-носіїв (їх фрагментів) дозволяє застосування на борту РН СБП, що реалізує АВД у випадку втрати керованості. Проте одержувана область падіння аварійних РН все ж значно ширша в порівнянні із зоною падіння аварійної РН у випадку виникнення на борту відмов першої групи.

Тривалий характер процесу розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи, може сприяти тому, що значення контрольованих параметрів руху РН необов'язково залишать допустимі межі до закінчення роботи ступеня, отже втрати керованості РН не відбудеться. Крім того, необхідно враховувати факт існування в алгоритмі системи керування РН функціонала F_e , для якої в разі втрати керованості замість АВД формується команда на відокремлення верхнього ступеня з подальшим виконанням завдання щодо виведення КА штатно або позаштатно. Отже, існує відмінна від нуля ймовірність того, що відмова другої групи, яка виникла, не призведе до втрати керованості і реалізації АВД. У першу чергу це стосується ПШС другої групи, які виникають ближче до кінця роботи ступеня.

Для побудови математичних моделей розрахунку ймовірності ураження об'єктів у випадку аварії РН зобразимо процес розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи, у вигляді двох часових осей (рис. 4.2): на одній осі показано час виникнення відмови, на другій – час реалізації АВД. Таке зображення процесу розвитку ПШС дозволяє відобразити те, що момент відмови, яка спричиняє ПШС, і момент реалізації АВД можуть бути істотно віддалені один від одного за часом. При цьому моменти часу виникнення відмови і часу реалізації АВД є випадковими величинами (на рис. 4.2 показано умовні щільності розподілів тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД $f(t_{\text{ABD}}/t_{\text{від}})$ за умови, що відмова трапилася у момент часу $t_{\text{від}}$). Остання обставина викликає певні складнощі під час побудови математичних моделей оцінювання польотної безпеки РН і, на жаль, не враховується у відомих роботах і моделях. Загалом дослідження ВВ тривалості розвитку ПШС від моменту відмови до

реалізації АВД ($t_{\text{ABД}}$) залежно від типу відмови і часу її виникнення становить окрему важливу задачу (див. Додатки Б, Г). Треба також відзначити, що ВВ $t_{\text{ABД}}$ має обмежену область зміни ($t_{\text{ABД}}^{\min}, t_{\text{ABД}}^{\max}$), при цьому нижня межа $t_{\text{ABД}}$ близька до 0.

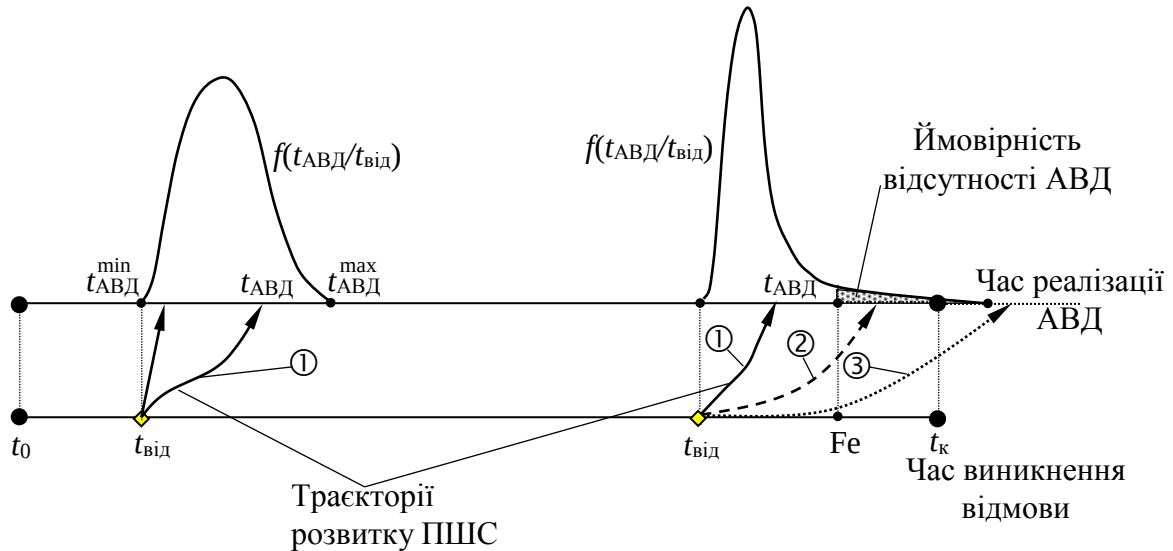


Рис. 4.2 – Процес розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи:

- 1 – ПШС, що призводять до АВД;
- 2 – ПШС, для яких вихід контрольованих параметрів за допустимі межі відбудеться після набору функціонала Fe і, відповідно, АВД не буде;
- 3 – ПШС, для яких вихід контрольованих параметрів за допустимі межі протягом часу роботи ступеня не відбудеться

Існує ще одна особливість, пов'язана з використанням у складі РН СБП, яка реалізує АВД у випадку виявлення АС. Звуження зони можливого падіння аварійних РН, яке забезпечує АВД у разі втрати керованості, навпаки, може сприяти збільшенню ризику ураження для окремих об'єктів, що потрапили в аварійну зону траси пуску. Зокрема, така проблема є актуальною для СК. Для підвищення безпеки таких об'єктів застосовують тимчасові блокування АВД. У разі втрати керованості РН таке блокування АВД дає можливість аварійній РН віддалитися від наземного об'єкта, якому може бути завдано шкоди. Для РН розроблення ДП «КБ «Південне» обов'язковим є блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня, що підвищує збереженість СК у разі аварії РН.

Впровадження інтервалів блокування АВД зумовлює деформацію розподілу ВВ тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД $f(t_{\text{ABД}}/t_{\text{від}})$ (рис. 4.3). Блокування АВД на початковій ділянці польоту РН змінює закон розподілу часу реалізації АВД $f(t_{\text{ABД}}/t_{\text{отк}})$, який стає мішаним: тепер він має дискретну частину – точку $t_{\text{Бл}}$ (момент скасування блокування) і безперервну частину в

інтервалі $(t_{\text{Бл}}, t_{\text{АВД}}^{\text{max}})$. Блокування АВД у середині часу роботи ступеня призводить до розриву функції щільності $f(t_{\text{АВД}}/t_{\text{Від}})$, і при цьому з'являється дискретна точка – час закінчення блокування. Отже, деформацію розподілу ВВ часу розвитку ПШС до реалізації АВД внаслідок введення інтервалів блокування АВД також необхідно коректно врахувати в процесі побудови математичних моделей оцінювання безпеки.

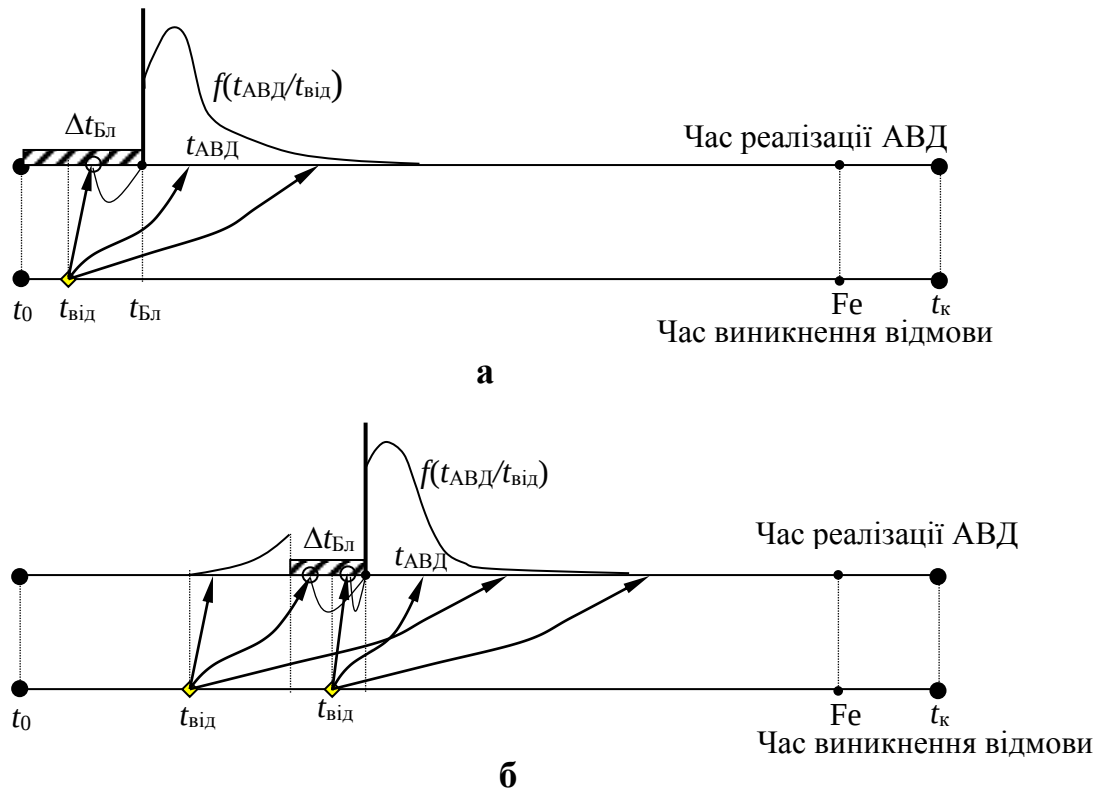


Рис. 4.3 – Зображення процесу розвитку ПШС, пов'язаних із втратою керованості, з урахуванням введення блокування АВД на різних ділянках роботи ступеня РН:

- а – блокування АВД на початковій ділянці польоту РН;
- б – блокування АВД в середині часу польоту ступеня РН

4.3 Математичні моделі оцінювання ризику для наземних об'єктів у разі аварії РН, обладнаної штатною СБП, що реалізує АВД

4.3.1 Ризик для наземного об'єкта у разі аварії РН за відсутності її руйнування на ділянці пасивного падіння

Побудуємо математичну модель оцінювання ризику для наземного об'єкта у випадку, коли руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння не відбувається. Такий випадок є характерним для аварій РН, які виникають на значній ділянці польоту I ступеня (див. підпункт 2.2.2.2) і становлять небезпеку насамперед тим, що реалізуються максимальні зони ураження.

У загальному випадку ймовірність ураження аварійної РН наземного об'єкта (ризик) з урахуванням поділу відмов, що призводять до аварійного припинення польоту, на дві групи може бути визначено наступним чином:

$$R = R_1 + R_2, \quad (4.9)$$

де R_1 – ризик ураження наземного об'єкта, зумовлений виникненням на борту РН відмов першої групи; R_2 – ризик, зумовлений виникненням на борту РН відмов другої групи, що призводять до втрати керованості і реалізації АВД.

Визначення складової R_1

У випадку виникнення на борту РН відмов першої групи для визначення ймовірності ураження об'єкта R_1 можуть бути використані співвідношення, що фактично збігаються з (4.2) – (4.4)

$$R_1 = \sum_{i=1}^{N_{Q_1}} R_1^{(i)}, \quad (4.10)$$

$$R_1^{(i)} = Q_1^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \Delta R^{(i)}(\Delta t_j), \quad (4.11)$$

де N_{Q_1} – кількість відмов першої групи; $Q_1^{(i)}$ – ймовірність виникнення i -тої відмови першої групи; $P_{\Delta t_j}^{(i)}$ – ймовірність виникнення i -тої відмови першої групи в j -тому інтервалі часу; $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$ – ймовірність влучання аварійної РН у ЗУО у випадку виникнення i -тої відмови першої групи в j -тому інтервалі часу.

Розглянемо детальніше визначення кожної зі складових $R_1^{(i)}$. Визначенню ймовірностей відмов підсистем РН присвячено розділи 7, 8, 9 дисертації. Для визначення $P_{\Delta t_j}^{(i)}$ у найпростішому випадку можна припустити рівномірний розподіл моментів виникнення АВ підсистем РН протягом часу польоту ступеня. Тоді

$$P_{\Delta t_j}^{(i)} = \Delta t_j / t_k \quad (j = \overline{1, N_{\Delta t}}). \quad (4.12)$$

Ймовірності $P_{\Delta t_j}^{(i)}$ також можуть бути визначені з використанням статистичних даних щодо часу виникнення відмов ступенів РН. Наприклад, може бути використано усереднену модель розподілу моментів виникнення відмов ступеня (див., наприклад, [107]), яку отримано на основі оброблення статистичних даних про відмови ступенів РН розроблення ДП «КБ «Південне». Відповідно до цієї статистичної моделі процес виникнення відмов за часом роботи ступеня описується так (рис. 4.4): на перших 5% часу польоту відбувається у середньому 25% відмов ступеня, на останніх 15% часу – приблизно 15% відмов, інші 60% відмов ступеня припадають на проміжний інтервал між 5 і 85% часом роботи ступеня. При цьому розподіл відмов на зазначених інтервалах часу приймається рівномірним.

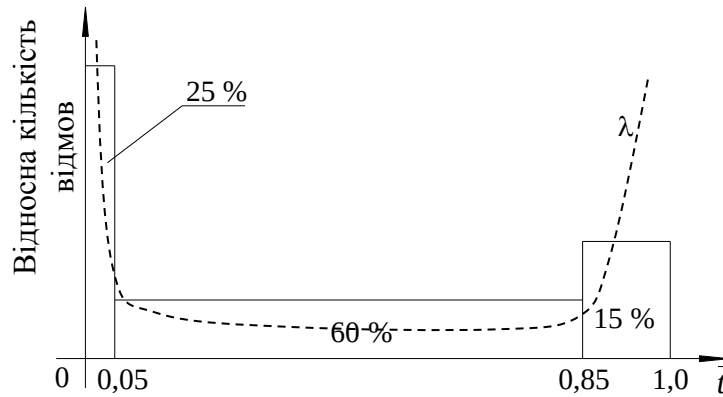


Рис. 4.4 – Розподіл відмов за часом роботи ступеня ($\bar{t}$ – відносний час польоту ступеня $\bar{t} = t/t_k$)

Зазначену статистичну закономірність розподілу відмов за часом роботи ступеня можна пояснити так. Значна кількість відмов на початку роботи зумовлена початком одночасного функціонування більшості підсистем і агрегатів ступеня, виходом їх на розрахункові режими роботи, початком комплексної взаємодії і взаємовпливу підсистем й агрегатів і т.п. (для верхніх ступенів, зокрема, запуском маршових РУ у польотних умовах). Зростання кількості відмов наприкінці роботи ступеня є наслідком зміни режимів функціонування підсистем й агрегатів, передчасного закінчення компонентів палива, відмов засобів поділу і т.п. Зазначена статистична закономірність значною мірою повторює відомий характер зміни λ характеристики.

Для визначення $P_{\Delta t_j}^{(i)}$ також може бути використано модель, засновану на реальній статистиці відмов ступенів РН-аналогів. Таку модель, наприклад, використовували для І ступеня РН «Дніпро» (див. [37]).

Зауважимо, що якщо розподіли часу виникнення для всіх відмов першої групи збігаються, для складової R_1 отримуємо

$$R_1 = Q_1 \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \cdot \Delta R(\Delta t_j),$$

де Q_1 – сумарна ймовірність виникнення відмов першої групи.

В загальному випадку ймовірності потрапляння аварійної РН у ЗУО визначаються в такий спосіб:

$$\Delta R^{(i)}(\Delta t_j) = \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \left[\iint_{S_{ЗУО}} f_{X,Z}(x, z; t) dx dz \right] dt,$$

де $f_{x,z}(x,z;t)$ – спільний закон розподілу точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках у випадку виникнення АВ в інтервалі часу dt ; $S_{3УО}$ – область інтегрування – площа ЗУО.

У більшості випадків передбачається незалежність розсіювання точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках та при цьому для їх опису використовують нормальні закони розподілу. Оскільки на інтервалах Δt_j характеристики розсіювання точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках змінюються, для їх опису будемо використовувати одновимірні нормальні закони розподілу зі змінними в часі математичними сподіваннями і середніми квадратичними відхиленнями [90]. В такому випадку ймовірність $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$ для кожного інтервалу часу Δt_j може бути визначено так:

$$\Delta R^{(i)}(\Delta t_j) = \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \left[\iint_{S_{3УО}} N(x; m_X(t), \sigma_X(t)) N(z; m_Z(t), \sigma_Z(t)) dx dz \right] dt, \quad (4.13)$$

де $N(\bullet)$ – щільність нормального розподілу; $m_X(t)$, $m_Z(t)$ – центри розсіювання точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках для моменту часу виникнення АВ t ($m_X(t)$ відповідає дальності падіння аварійної РН $L_X(t)$); $\sigma_X(t)$, $\sigma_Z(t)$ – середні квадратичні відхилення розсіювання точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках.

У найпростішому випадку, коли ЗУО зображено у вигляді типового прямокутника, сторони якого паралельні головним осям розсіювання, як показано на рис. 4.5, проводячи інтегрування у подвійному інтегралі (4.13), записуємо

$$\begin{aligned} \Delta R^{(i)}(\Delta t_j) = \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} & \left[\Phi\left(\frac{L_1 - m_X(t)}{\sigma_X(t)}\right) - \Phi\left(\frac{L_0 - m_X(t)}{\sigma_X(t)}\right) \right] \times \\ & \times \left[\Phi\left(\frac{Z_1 - m_Z(t)}{\sigma_Z(t)}\right) - \Phi\left(\frac{Z_0 - m_Z(t)}{\sigma_Z(t)}\right) \right] dt, \end{aligned} \quad (4.14)$$

де L_0 , L_1 – відстані за трасою польоту від точки старту до ближньої і дальньої сторін прямокутника у поздовжньому напрямку; Z_0 , Z_1 – відстані від траси до ближньої і дальньої сторін прямокутника; $\Phi(\bullet)$ – функція Лапласа.

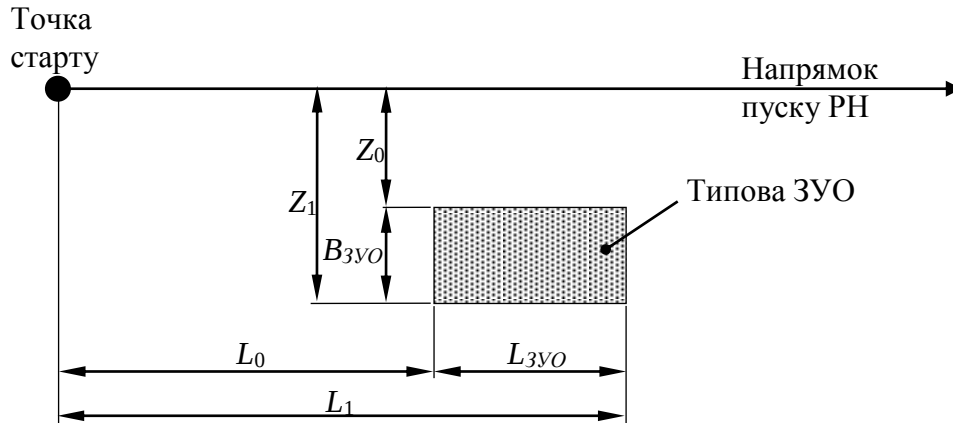


Рис. 4.5 – Геометрична модель типової ЗУО

Для АВ першої групи $m_Z(t) \approx 0$ і, відповідно, формула (4.14) спроститься

$$\Delta R^{(i)}(\Delta t_j) = \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \left[\Phi\left(\frac{L_1 - m_X(t)}{\sigma_X(t)}\right) - \Phi\left(\frac{L_0 - m_X(t)}{\sigma_X(t)}\right) \right] \times \\ \left[\Phi\left(\frac{Z_1}{\sigma_Z(t)}\right) - \Phi\left(\frac{Z_0}{\sigma_Z(t)}\right) \right] dt.$$

Більш коректним, як зазначено в розділі 2, є зображення ЗУО у вигляді опуклого багатокутника. Математичну модель визначення ризику ураження наземного об'єкта, зону ураження якого зображено у вигляді опуклого багатокутника, розглянуто в підрозділі 5.3.

У разі, якщо розміри ЗУО невеликі порівняно із середніми квадратичними відхиленнями (не перевищують половини середнього квадратичного відхилення) в напрямку відповідних осей, ймовірність влучення аварійної РН у ЗУО може бути наближено обчислена за формулою, яка не містить операцію інтегрування [9]. За теоремою про середнє маємо

$$\iint_{S_{ЗУО}} f(x, z) dx dz = f(x_0, z_0) \iint_{S_{ЗУО}} dx dz = f(x_0, z_0) S_{ЗУО},$$

де (x_0, z_0) – деяка точка всередині ЗУО. Отже, замість (4.13) маємо

$$\Delta R^{(i)}(\Delta t_j) = \frac{S_{ЗУО}}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \frac{1}{2\pi\sigma_X(t)\sigma_Z(t)} \exp\left\{-\frac{1}{2}\left[\left(\frac{x_0 - m_X(t)}{\sigma_X(t)}\right)^2 + \left(\frac{z_0 - m_Z(t)}{\sigma_Z(t)}\right)^2\right]\right\} dt. \quad (4.15)$$

Побудова функцій $m_X(t)$, $m_Z(t)$, $\sigma_X(t)$, $\sigma_Z(t)$ здійснюється так. Для моментів часу виникнення АВ t_j ($j = 0, N$), які відповідають межах інтервалів часу Δt_j , моделюються точки падіння аварійних РН. Далі визначаються числові характеристики сукупності точок падіння аварійних РН і будується

апроксимація функцій $m_X(t)$, $m_Z(t)$, $\sigma_X(t)$, $\sigma_Z(t)$. Наприклад, на інтервалах $[t_{j-1}, t_j]$ останні можуть апроксимуватися лінійними законами.

Визначення складової R_2

Складність побудови розрахункових співвідношень для складової ризику R_2 полягає в тому, що кожному моменту часу виникнення відмови t відповідає, як зазначалося раніше, ВВ тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД – $t_{\text{АВД}}$ (рис. 4.2). Для побудови розрахункової моделі оцінювання R_2 кожному моменту часу виникнення відмови РН t поставимо у відповідність математичне сподівання ВВ $t_{\text{АВД}} - \bar{t}_{\text{АВД}}$. Таким чином, момент відмови і характеристики розсіювання точок падіння аварійних РН після АВД поєднуються з використанням такого логічного ланцюжка (рис. 4.6).

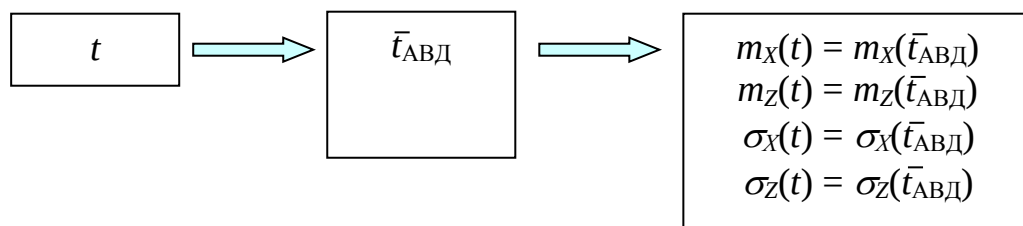


Рис. 4.6 – Зв'язок між часом виникнення відмови другої групи і характеристиками розсіювання точок падіння аварійних РН після АВД

Крім того, під час побудови розрахункових співвідношень для оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів необхідно врахувати те, що відмова другої групи, яка виникла, не завжди призводить до втрати керованості і, як наслідок, реалізації АВД до набору функціонала F_e . Логічну схему розвитку ПШС на борту РН з урахуванням функціонала F_e показано на рис. 4.7. Отже, кожному моменту відмови відповідає певна ймовірність реалізації АВД.

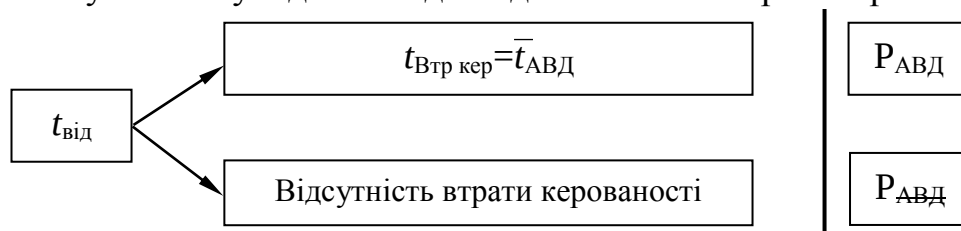


Рис. 4.7 – Схема розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи.

На рисунку:

$t_{\text{від}}$ – момент виникнення відмови (початок розвитку ПШС);

$t_{\text{Втр. кер}}$ – момент фіксації ознаки втрати керованості;

$P_{\text{АВД}}$ – ймовірність того, що відмова, яка трапилася, призведе до втрати керованості і реалізації АВД;

$P_{\text{АВД}}$ – ймовірність того, що відмова, яка трапилася, не призведе до втрати керованості до набору функціонала F_e ($P_{\text{АВД}} = 1 - P_{\text{АВД}}$)

У разі виникнення на борту РН відмови другої групи наземний об'єкт буде уражений, якщо буде реалізовано таку послідовність подій, пов'язану з інтервалом часу Δt :

$$\mathbf{B}_{\Delta t} = \mathbf{A}_Q \cap \mathbf{A}_{\Delta t} \cap \mathbf{A}_{ABD} \cap \mathbf{A}_R, \quad (4.16)$$

де $\mathbf{A}_Q$ – подія, яка полягає в тому, що станеться відмова другої групи; $\mathbf{A}_{\Delta t}$ – подія, яка полягає в тому, що відмова другої групи виникне в інтервалі часу Δt ; $\mathbf{A}_{ABD}$ – подія, яка полягає в тому, що відмова, яка виникла в розглянутому інтервалі часу, призведе до втрати керованості РН і реалізації АВД; $\mathbf{A}_R$ – подія, яка полягає в тому, що після АВД аварійна РН потрапить у ЗУО.

За аналогією до R_1 для складової ризику R_2 запишемо

$$R_2 = \sum_{i=1}^{N_{Q_2}} R_2^{(i)},$$

$$R_2^{(i)} = Q_2^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot P_{ABD_j}^{(i)} \cdot \Delta R^{(i)}(\Delta t_j), \quad (4.17)$$

де N_{Q_2} – кількість відмов другої групи; $Q_2^{(i)}$ – ймовірність виникнення i -тої відмови другої групи; $P_{\Delta t}^{(i)}$ – ймовірність виникнення i -тої відмови другої групи в j -тому інтервалі часу; $P_{ABD_j}^{(i)}$ – ймовірність того, що i -та відмова другої групи, яка виникла в j -тому інтервалі часу, призведе до втрати керованості і реалізації АВД до набору функціонала Fe ; $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$ – ймовірність влучання аварійної РН у ЗУО в разі виникнення i -тої відмови другої групи в j -тому інтервалі часу.

Функція ймовірності реалізації АВД $P_{ABD}^{(i)}(t)$ залежно від часу виникнення відмови має спадний характер: для початкових ділянок часу польоту ступеня у разі виникнення відмов другої групи ймовірність того, що ПШС завершиться АВД, близька до одиниці, а для кінця роботи ступеня зазначена ймовірність може наближатися до нуля. У межах кожного інтервалу часу виникнення відмови РН як $P_{ABD_j}^{(i)}$ може бути використано ймовірність, що відповідає початку часового інтервалу $P_{ABD}^{(i)}(t_{j-1})$. Отже, отримуємо східчасту функцію, гіпотетичний вигляд якої показано на рис. 4.8. Ймовірності $P_{ABD_j}^{(i)}$ визначають на основі оброблення результатів статистичного моделювання розвитку ПШС, породжуваних відмовами другої групи.

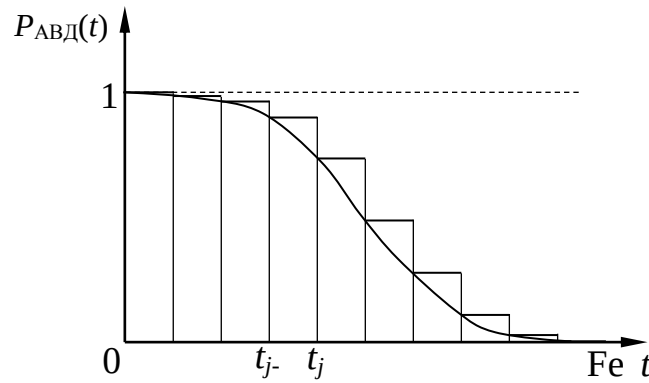


Рис. 4.8 – Східчасте зображення функції $P_{ABD}(t)$

Використання в процесі визначення $R_2^{(i)}$ середнього часу розвитку ПШС $\bar{t}_{ABD_j}$ дозволяє для розрахунку складової $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$ у формулі (4.17) використати співвідношення (4.14), (4.15) або (4.16). Апроксимація функцій $m_X(t)$, $m_Z(t)$, $\sigma_X(t)$, $\sigma_Z(t)$ здійснюється за значеннями $m_X(\bar{t}_{ABD_j})$, $m_Z(\bar{t}_{ABD_j})$, $\sigma_X(\bar{t}_{ABD_j})$, $\sigma_Z(\bar{t}_{ABD_j})$ ($j = \overline{0, N}$), що відповідають моментам відмов t_j . Для визначення останніх для моментів t_j здійснюється моделювання розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи та їх подальше оброблення відповідно до Додатка Б.

На закінчення слід зазначити, що використовувані на практиці співвідношення (4.2) і (4.3) і (4.4) можуть розглядатися як окремий випадок запропонованого в підрозділі підходу.

4.3.2 Ризик для наземного об'єкта у разі використання блокування АВД на початковій ділянці польоту першого ступеня РН

Визначення ризиків для об'єктів, розташованих в навколостартовій зоні та аварійній зоні траси, що відповідає початковій ділянці польоту РН, слід здійснювати з урахуванням блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня. Аналіз співвідношень (4.11) і (4.17) показує, що впровадження блокування АВД на початковій ділянці траєкторії польоту не впливає на процедуру визначення складової R_1 , проте змінює підхід до розрахунку R_2 . Це зумовлено тим, що частина ПШС, що виникли внаслідок відмов в інтервалі $[0, t_{БЛ}]$, призведуть до втрати керованості РН у зазначеному інтервалі і, відповідно, розвиватимуться до моменту скасування блокування АВД (рис. 4.5а). Виходячи з цього, у структурі складової ризику R_2 доцільно окремо розглядати часові інтервали виникнення відмов другої групи в межах проміжку часу блокування АВД $[0, t_{БЛ}]$. Логічну схему розвитку ПШС, зумовлених виникненням відмови другої групи в інтервалі $[0, t_{БЛ}]$, показано на рис. 4.9.



Рис. 4.9 – Логічна схема розвитку ПШС, породжуваної відмовою другої групи, з урахуванням блокування АВД на початковій ділянці польоту РН

На рисунку:

$t_{\text{від}}$ – момент виникнення відмови (початок розвитку ПШС);

$t_{\text{Втр. кер}}$ – момент фіксації ознаки втрати керованості (реалізація АВД);

$P'_{\text{АВД}}$ – ймовірність того, що відмова РН, яка виникла на початковій ділянці польоту, призведе до втрати керованості в інтервалі часу $[0, t_{\text{Бл}}]$ і реалізації АВД в момент скасування блокування;

$P''_{\text{АВД}}$ – ймовірність того, що відмова РН, яка трапився в інтервалі часу $[0, t_{\text{Бл}}]$, призведе до втрати керованості і АВД після моменту скасування блокування $t_{\text{Бл}}$;

$P_{\text{АВД}}$ – ймовірність того, що відмова РН, що трапилася до моменту скасування блокування, не призведе до реалізації АВД до набору функціоналу Fe

Отже, ймовірність ураження об'єкта, розташованого в навколостартовій зоні, може бути визначено так:

$$R = R_1 + R'_2 + R''_2, \quad (4.18)$$

де R_1 – як і раніше ризик, зумовлений виникненням на борту РН аварійних відмов, що призводять до обнуління тяги і падіння аварійної РН; R'_2 – ризик, зумовлений виникненням на борту РН відмов, що призводять до втрати керованості РН в інтервалі часу $[0, t_{\text{Бл}}]$, і, відповідно, до реалізації АВД в момент скасування блокування $t_{\text{Бл}}$; R''_2 – ризик, зумовлений виникненням на борту РН відмов, що призводять до втрати керованості і реалізації АВД після скасування блокування АВД, у тому числі з урахуванням відмов, що виникли в інтервалі $[0, t_{\text{Бл}}]$, які призводять до реалізації АВД після скасування блокування (рис. 4.9).

У методичному плані побудова співвідношень для складових R'_2 та R''_2 не відрізняється від способу отримання R_2 . В процесі їх побудови моментам відмов t_j поставимо у відповідність наступні часові проміжки виходу на АВД

(рис. 4.9): першій складовій R'_2 – інтервал від t_j до моменту скасування блокування АВД $t_{\text{Бл}}$; другій R''_2 – середній час розвитку ПШС до реалізації АВД ($\bar{t}_{\text{АВД}_j}$), який оцінюється виключно для моментів АВД, які перевищують $t_{\text{Бл}}$.

Для визначення R'_2 будемо використовувати таке співвідношення:

$$R'_2 = \sum_{i=1}^{N_{Q2}} Q_2^{(i)} \sum_{j=1}^{N'_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot P'_{\text{АВД}_j}{}^{(i)} \cdot \Delta R^{(i)}(\Delta t_j), \quad (4.19)$$

де $N'_{\Delta t}$ – кількість інтервалів часу виникнення відмови до моменту скасування блокування АВД; $P_{\text{АВД}_j}^{(i)}$ – ймовірність того, що відмова РН, яка трапилася на початковій ділянці польоту в j -тому інтервалі часу, призведе до втрати керованості в інтервалі часу $[0, t_{\text{Бл}}]$ і реалізації АВД в момент скасування блокування.

У виразах $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$, що входять у (4.19), функції $m_X(t)$, $m_Z(t)$, $\sigma_X(t)$, $\sigma_Z(t)$ характеризують розсіювання точок падіння аварійних РН для різних моментів часу виникнення відмов РН, які завершилися АВД в момент скасування блокування $t_{\text{Бл}}$. Під час побудови $m_X(t)$, $m_Z(t)$, $\sigma_X(t)$, $\sigma_Z(t)$ для моментів відмов t_j (меж інтервалів) в проміжку $[0, t_{\text{Бл}}]$ здійснюється моделювання розвитку ПШС другої групи, які закінчилися АВД в момент скасування блокування $t_{\text{Бл}}$.

Для визначення R''_2 треба використовувати співвідношення (4.17), в якому для ділянок часу до моменту скасування блокування АВД використовується середній час $\bar{t}_{\text{АВД}}$, отриманий для тривалостей розвитку ПШС, що перевищують $t_{\text{Бл}}$, і відповідні ймовірності виходу на АВД.

4.3.3 Математичні моделі оцінювання ризику для наземного об'єкта у випадку фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння

Фрагментація аварійної РН на ділянці пасивного падіння у загальному випадку значно ускладнює процедуру оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів. Враховуючи характер можливої фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння (підпункт 2.2.2.2), можуть бути побудовані дві можливі моделі для розрахунку ймовірності ураження наземних об'єктів. Перша модель придатна для аварій РН на етапі польоту I ступеня, коли під час пасивного падіння аварійної РН утворюється відома і незмінна (у межах певних часових інтервалів аварійного припинення польоту) кількість фрагментів з відомими характеристиками. Друга модель – більш загальна і, передусім, може бути застосована для етапу польоту верхніх ступенів РН у разі нерегулярної (випадкової) фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння.

Під час побудови математичних моделей оцінювання ризику для наземних об'єктів будемо спиратися на осереднену модель фрагментації, яку показано на рис. 2.2. Згідно з цією моделлю кількість утворюваних фрагментів аварійної РН залежить від часу аварії РН t_A . З урахуванням поділу відмов на дві

групи момент аварії (аварійного припинення польоту) для відмов першої групи фактично збігається із часом виникнення АВ, для відмов другої групи – це час реалізації АВД, отже,

$$t_A = \begin{cases} \approx t_{\text{від}}, & \text{для відмов першої групи;} \\ \bar{t}_{\text{АВД}}, & \text{для відмов другої групи.} \end{cases} \quad (4.20)$$

Для розглянутої моделі фрагментації будемо вважати, що характерні моменти часу t_* , t_{**} , t_{***} аварійного припинення польоту відомі.

4.3.3.1 Ризик для наземного об'єкта за відомої кількості фрагментів аварійної РН, що утворюються на ділянці пасивного падіння

Розглянемо випадок аварії РН на етапі польоту першого ступеня, коли на ділянці пасивного падіння утворюється відома і незмінна кількість фрагментів аварійної РН. Для визначеності, наприклад, можна прийняти таку модель фрагментації: в межах інтервалу часу аварійного припинення польоту $[0, t_*]$ відбувається падіння незруйнованої РН, для інтервалу $[t_*, t_{**}]$ слід розглядати – $N_{\text{фр}} = 2$ фрагменти (ВЧ I ступеня і другий ступінь); для інтервалу $[t_{**}, t_{\text{к1}}]$ – відповідно $N_{\text{фр}} = 7$ фрагментів. У цьому випадку для визначення складових ризику ураження наземного об'єкта R_1 і R_2 можуть бути використані співвідношення пункту 4.3.1.

З огляду на те, що для відмов першої групи (див. (4.20)) моменти виникнення відмови і аварії РН (аварійного припинення польоту) фактично збігаються, загальний вираз для розрахунку складової ризику $R_1^{(i)}$ може бути записано так:

$$R_1^{(i)} = Q_1^{(i)} \left[\sum_{j=1}^{N'_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \Delta R^{(i)}(\Delta t_j) + \sum_{j=1}^{N''_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j) + \sum_{j=1}^{N'''_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j) \right], \quad (4.21)$$

де $N'_{\Delta t}$, $N''_{\Delta t}$, $N'''_{\Delta t}$ – кількість ділянок розбиття інтервалів $[0, t_*]$, $[t_*, t_{**}]$ і $[t_{**}, t_{\text{к1}}]$ часу польоту ступеня відповідно.

Для інтервалів $[t_*, t_{**}]$ и $[t_{**}, t_{\text{к1}}]$, коли відбувається фрагментація аварійної РН на ділянці пасивного падіння, подія $\mathbf{A}_R$ (див. (4.1)) буде тотожною потраплянню в ЗУО хоча б одного фрагмента аварійної РН. Отже, вираз для $\Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j)$ матиме такий вигляд:

$$\Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j) = 1 - \prod_{N_{\text{фр}}} (1 - \Delta R_{\text{фр}}^{(i)}(\Delta t_j)) \approx \sum_{N_{\text{фр}}} \Delta R_{\text{фр}}^{(i)}(\Delta t_j), \quad (4.22)$$

де $\Delta R_{\text{фр}}^{(i)}(\Delta t_j)$ – ймовірність ураження об'єкта одним фрагментом аварійної РН після виникнення i -тої АВ в j -тому інтервалі часу; $N_{\text{фр}}$ – кількість фрагментів, що утворюються під час руйнування корпусу РН на інтервалі часу, що розглядається.

Для визначення ймовірностей $\Delta R_{\phi p}^{(i)}(\Delta t_j)$ слід скористатися формулами (4.13), (4.14). При цьому для кожного фрагмента аварійної РН потрібно враховувати свою ЗУО відповідно до радіуса ураження фрагмента.

Оскільки для ПШС, обумовлених відмовами другої групи, фактично будується залежність $\bar{t}_{ABD} = f(t_{eid})$, нескладно оцінити якому моменту часу виникнення відмови відповідає $\bar{t}_{ABD}$ і відповідно отримати зв'язок між часом виникнення відмови і кількістю фрагментів аварійної РН, що утворилися. У підсумку матимемо такий вираз для складової $R_2^{(i)}$

$$R_2^{(i)} = Q_2^{(i)} \left[\sum_{j=1}^{N'_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot P_{ABD_j}^{(i)} \cdot \Delta R^{(i)}(\Delta t_j) + \sum_{j=1}^{N''_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot P_{ABD_j}^{(i)} \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j) + \sum_{j=1}^{N'''_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot P_{ABD_j}^{(i)} \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j) \right]. \quad (4.23)$$

Під час практичного застосування (4.22), (4.23) необхідно для кожного моменту часу в межах часових інтервалів аварійного припинення польоту $[t_*, t_{**}]$, $[t_{**}, t_{k1}]$ оцінювати числові характеристики точок падіння відомих фрагментів $m_X(t_j)$, $m_Z(t_j)$, $\sigma_X(t_j)$, $\sigma_Z(t_j)$.

4.3.3.2 Ризик для наземного об'єкта в разі нерегулярної фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння

У випадку аварії РН на ділянках польоту другого і наступних ступенів фрагментація аварійного ракети-носія на ділянці пасивного падіння має нерегулярний (випадковий) характер щодо кількості та характеристик фрагментів, які досягають поверхні Землі (для деяких РН є характерним і для ділянки польоту першого ступеня). Останні величини істотно залежать від характеристик траєкторії виведення КА, типу АВ, часу аварійного припинення польоту і т.п. Для оцінювання ризику слід використовувати більш загальну розрахункову схему, виходячи із (4.7). Її суть полягає в тому, що залежно від часу виникнення відмови безпосередньо будується апроксимація функції ураження наземного об'єкта $\Delta R^{(i)}(t)$ (на відміну від методики, заснованої на побудові залежності числових характеристик точок падіння аварійних РН або відомих фрагментів від часу виникнення відмови). Під час побудови такої моделі будемо виходити з припущення, що для моменту аварії РН t_A поверхні Землі в середньому досягає $N_{\phi p}(t_A)$ фрагментів аварійної РН (рис. 2.2). Як розрахункову кількість фрагментів, які досягають поверхні Землі, для різних інтервалів часу аварії РН можна прийняти таке:

– для моменту часу $t_{***} - N_{\phi p} = N_{\phi p}^{\max}$ (максимальна кількість фрагментів, що досягає поверхні Землі, зазвичай від 100 до 200 штук);

– для кінця роботи другого ступеня (момент часу t_{k2}) – $N_{\text{фр}} = 10 - 12$ штук.

При цьому на ділянках $[t_{k1}, t_{***}]$ і $[t_{***}, t_{k2}]$ кількість фрагментів, що досягають поверхні Землі, змінюється за лінійними законами.

З використанням зроблених припущень для кожного моменту часу виникнення відмови першої або другої групи t_j (кінців відрізків розбиття часу польоту ступеня) будемо визначати ймовірності $\Delta R^{(i)}(t_j)$ і у підсумку побудуємо безперервну криву (рис. 4.10).

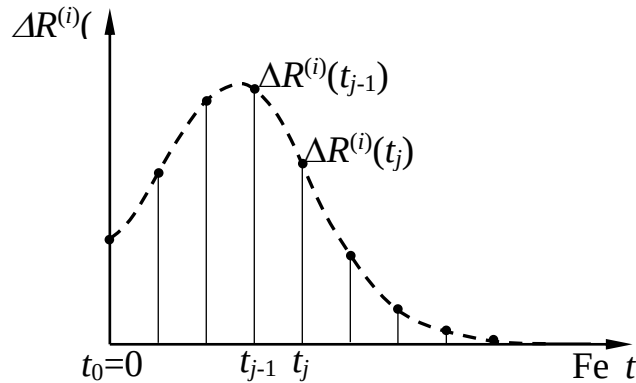


Рис. 4.10 – Імовірність влучання фрагментів аварійної РН у ЗУО залежно від часу виникнення відмови (для i -того типу відмови)

Для оцінювання ризику ураження наземного об'єкта аварійної РН безпосередньо скористаємося загальним співвідношенням (4.9). Для складових ризику $R_1^{(i)}$ і $R_2^{(i)}$, якщо функція $\Delta R^{(i)}(t)$ на кожному з часових інтервалів виникнення відмови $[t_{j-1}, t_j]$ апроксимується прямими, можуть бути записані такі вирази, що відповідають методу трапецій – чисельної процедури визначення інтегралів

$$R_1^{(i)} = Q^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \left[\frac{\Delta R_{\Sigma}^{(i)}(t_j) + \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(t_{j-1})}{2} \right]; \quad (4.24)$$

$$R_2^{(i)} = Q^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \left[\frac{P_{ABД}(t_{j-1}) \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(t_{j-1}) + P_{ABД}(t_j) \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(t_j)}{2} \right]. \quad (4.25)$$

Практичне використання співвідношень (4.24), (4.25) для розрахунку ризиків у разі нерегулярної фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння передбачає отримання великого обсягу вихідних даних, насамперед, характеристик фрагментів, що досягають поверхні Землі, і зон падіння кожного фрагмента. Для отримання зазначених вихідних даних у загальному випадку потрібне проведення статистичного моделювання процесу руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння. На цей час таку задачу стосовно РН(БР) не вирішено.

У ДП «КБ «Південне» для обраних моментів аварійного припинення польоту РН визначають зони, куди з деякою довірчою ймовірністю потраплять фрагменти аварійної РН (дивись, наприклад, [106, 108, 126]). Процедуру визначення таких зон у вигляді еліпсів засновано на застосуванні статистичного моделювання і вона цілком аналогічна випадку падіння ВЧ (див. пункт 3.1.2). Під час визначення ризиків ураження наземних об'єктів фрагментами аварійної РН на практиці приймається, що для розглянутих моментів аварії розсіювання кожного фрагмента характеризується однією і тією ж щільністю розподілу з центром у центрі району падіння і розсіюваннями, прив'язаними до еліпса розсіювання таким чином, що $\sigma_{X_i} = \sigma_X = \frac{a}{3}$, $\sigma_{Z_i} = \sigma_Z = \frac{b}{3}$ ($i = \overline{1, N_{\phi p}}$). У цьому випадку ризик ураження наземного об'єкта фрагментами аварійної РН для розглянутого моменту аварійного припинення польоту може бути визначено так:

$$\Delta R_{\Sigma} = 1 - \prod_{N_{\phi p}} (1 - \Delta R_{\phi p}^{(i)}) \approx \sum_{N_{\phi p}} \Delta R_{\phi p}^{(i)} = N_{\phi p} \cdot \Delta R_{\phi p}, \quad (4.26)$$

де $\Delta R_{\phi p}$ для типової ЗУО (рис. 4.5) має вигляд

$$\Delta R_{\phi p} = \left[\Phi\left(\frac{X_1}{\sigma_X}\right) - \Phi\left(\frac{X_0}{\sigma_X}\right) \right] \times \left[\Phi\left(\frac{Z_1}{\sigma_Z}\right) - \Phi\left(\frac{Z_0}{\sigma_Z}\right) \right].$$

Для деяких ПШС, зумовлених відмовами другої групи, інтервал часу реалізації АВД ($t_{ABD}^{\min}, t_{ABD}^{\max}$) може бути істотно розтягнутим. Як наслідок, різним моментам АВД відповідатиме різна кількість фрагментів аварійної РН, що утворилися на ділянці пасивного падіння (відповідно до моделі рис. 2.2). Виходячи з цього, може бути побудовано узагальнення останньої моделі. Для кожного моменту виникнення відмови будемо розглядати сукупність інтервалів часу реалізації АВД, на які поділяється область варіювання ВВ t_{ABD} . Отже, кожному моменту відмови $t_{від}$ відповідають кілька значень часу реалізації АВД, що є серединами інтервалів розбиття зі своєю тривалістю реалізації АВД (рис. 4.11). Оскільки тепер ВВ t_{ABD} замінюється набором характерних точок, для кожної з них може бути враховано відмінний характер фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння.

У підсумку в (4.25) треба використовувати таке співвідношення:

$$P_{ABD_j}^{(i)} \Delta R^{(i)}(t_j) = \sum_{k=1}^{N_{\Delta t}^{ABD}} P_{ABD_{jk}}^{(i)} \Delta R_{jk}'^{(i)}(\Delta t_k),$$

де $N_{\Delta t}^{ABD}$ – кількість інтервалів розбиття області варіювання ВВ t_{ABD} ($t_{ABD}^{\min}, t_{ABD}^{\max}$); $P_{ABD_{jk}}^{(i)}$ – ймовірність реалізації АВД у разі виникнення ПШС в

k -тому інтервалі часу; $\Delta R_{jk}^{(i)}(\Delta t_k)$ – ймовірність влучання аварійної РН або її фрагментів у ЗУО, що визначається відповідно до (4.26).

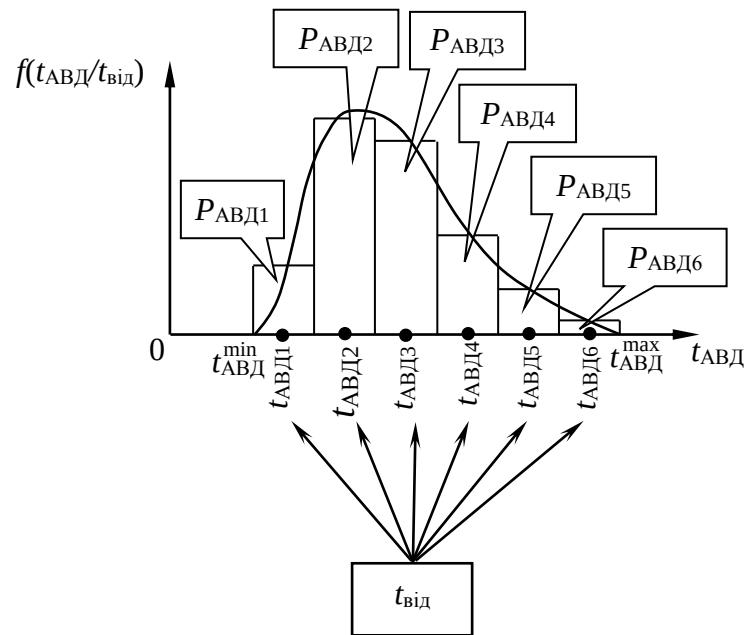


Рис. 4.11 – Інтервальне подання ВВ тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД

Насамкінець відзначимо, що співвідношення (4.24) і (4.25) мають істотну загальність і можуть використовуватися, зокрема і для оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів на ділянці польоту I ступеня.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 4

1. Проаналізовано використовувані на практиці математичні моделі оцінювання ризику для наземних об'єктів у випадку аварії РН на етапі польоту. Показано, що такі моделі розглядають виключно факт виникнення відмови, що призводить до аварії РН, і не враховують логіку роботи використовуваної на борту СБП.

2. Відмови підсистем і агрегатів РН, що виникають на етапі польоту, і зумовлені ними ПШС запропоновано ділити на дві групи: власне аварійні відмови (приводять до небезпечних ПШС або АС) і відмови, що призводять до втрати керованості РН. Процес розвитку ПШС, що призводять до втрати керованості і реалізації АВД, представлено у вигляді сукупності двох складових: часу виникнення відмови і тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД. Обидві величини є випадковими, що вимагає адекватного імовірнісного опису у рамках математичної моделі визначення ризику ураження наземного об'єкта. Окремий розгляд у структурі ризику ПШС, що призводять до втрати керованості, дозволяє врахувати, по-перше, те, що не всі з них призводять до

реалізації АВД і, по-друге, введення блокувань АВД, що використовуються для підвищення безпеки окремих наземних об'єктів.

3. З урахуванням поділу відмов, що виникають на етапі польоту РН, на дві групи розроблено нову математичну модель оцінювання ймовірності ураження наземного об'єкта у випадку виникнення аварії РН на етапі польоту I ступеня за відсутності руйнування її корпусу на ділянці пасивного падіння. Під час побудови розрахункових співвідношень для ПШС, що призводять до втрати керованості, запропоновано використовувати середній час розвитку ПШС до реалізації АВД. Такий підхід дозволяє коректно поєднати час відмови РН, що призводить до втрати керованості, і характеристики розсіювання точок падіння аварійних РН після реалізації АВД. Обґрунтовано необхідність окремого дослідження процесів розвитку ПШС, пов'язаних із втратою керованості, з метою визначення середнього часу розвитку ПШС до реалізації АВД, ймовірності реалізації АВД, а також характеристик розсіювання точок падіння аварійних РН після реалізації АВД.

4. Запропоновано узагальнення побудованої моделі оцінювання ризику для наземного об'єкта, яке дозволяє врахувати блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня. Для цього у структурі складової визначення ризику для ПШС, що призводять до втрати керованості, окремо виділено інтервали часу у межах часу блокування АВД.

5. Розроблено дві математичні моделі оцінювання ймовірності ураження наземних об'єктів у випадку фрагментації РН на ділянці пасивного падіння. Перша модель може бути застосована для випадку, коли кількість фрагментів аварійної РН, які утворюються в процесі її руйнування на ділянці пасивного падіння, є відомою (придатна для етапу польоту першого ступеня РН). Друга модель є більш загальною і її може бути застосовано у випадку нерегулярної фрагментації (актуальна, насамперед, для етапу польоту верхніх ступенів). На відміну від першої моделі, в якій пов'язуються час відмови і характеристики розсіювання точок падіння відомих фрагментів, остання модель пов'язує час відмови і ймовірність ураження наземного об'єкта фрагментами аварійної РН, що утворилися. Сформульовано основні задачі, які потребують розв'язання в процесі визначення ризику ураження наземного об'єкта у випадку нерегулярної фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння.

6. Розроблені математичні моделі є основою для розв'язання практичних задач оцінювання польотної безпеки, таких як побудова небезпечних зон для людей (суден) уздовж траси польоту, вибору часу блокування АВД та інших.

РОЗДІЛ 5

РОЗВ'ЯЗАННЯ ПРАКТИЧНИХ ЗАДАЧ ОЦІНЮВАННЯ ПОЛЬОТНОЇ БЕЗПЕКИ У ВИПАДКУ АВАРІЇ РАКЕТИ НА ЕТАПІ ПОЛЬОТУ

Розроблені у розділі 4 математичні моделі є основою для розв'язання низки практично важливих задач забезпечення безпеки в разі аварії РН на етапі польоту. Найбільші потенційні ризики під час пуску РН виникають для об'єктів і людей, що перебувають у навколостартовій зоні. Насамперед, це об'єкти НК: стартовий комплекс (СК), технічний комплекс (ТК), командний пункт (КП) та інші. На деяких із зазначених об'єктів НК під час пуску РН може перебувати обслуговуючий персонал. Крім того, існує небезпека ураження непов'язаних з космічними програмами об'єктів та населення, які можуть розташовуватися поблизу космодрому.

Високі ризики для об'єктів і людей, що перебувають у навколостартовій зоні, зумовлено, з одного боку, високою ймовірністю аварії РН на початковій ділянці польоту. Згідно зі статистичними даними (див. підрозділ 4.3) на перші 5% часу польоту I ступеня в середньому припадає від 20 до 25% відмов, що призводять до аварій. З другого боку, в разі аварії РН на початковій ділянці польоту аварійна РН в процесі падіння не втрачає цілісності, як наслідок, зіткнення з землею РН, що містить практично повний запас палива, супроводжується потужним вибухом і сильною пожежею. Утворені при цьому вибухова ударна хвиля і теплові потоки зумовлюють значні розміри зони ураження.

Таким чином, до задач польотної безпеки РН, які мають пріоритетне значення (згідно з розділом 2), належать оцінювання безпеки для об'єктів НК, побудова небезпечної зони для людей у випадку аварії РН на початковій ділянці польоту, а також оцінювання колективного ризику для населених пунктів (НП), які розташовані в аварійній зоні траєкторії пуску першого ступеня. Далі вздовж траєкторії польоту РН задача оцінювання безпеки здебільшого обмежується визначенням ймовірності ураження фрагментами аварійної РН окремих наземних об'єктів і колективного ризику для населених територій.

Найбільш досконале розв'язання задач безпеки для етапу польоту першого ступеня було отримано для розроблюваної РКП «Циклон-4» [46, 106, 107, 157]. Їх розв'язання будувалося виходячи із допустимих ризиків, визначених вимогами безпеки пускового центру Алкантара і Бразильського космічного агентства.

5.1 Побудова небезпечних зон для людей під час пусків РН

Побудова небезпечної зони для людей, у межах якої індивідуальні ризики в разі аварії РН перевищують допустимий рівень, є однією з найважливіших

задач аналізу польотної безпеки. Зазвичай, небезпечна зона для людей охоплює територію поблизу СК і зону, що прилягає до початкового відрізка траси польоту РН.

Побудову небезпечної зони для людей будемо здійснювати з використанням методу сіток. На поверхні землі вздовж аварійної траси (траси виведення) побудуємо сітку, яка утворюється перетином осей у поздовжньому і бічному напрямках, розташованих з певним кроком (рис. 5.1).

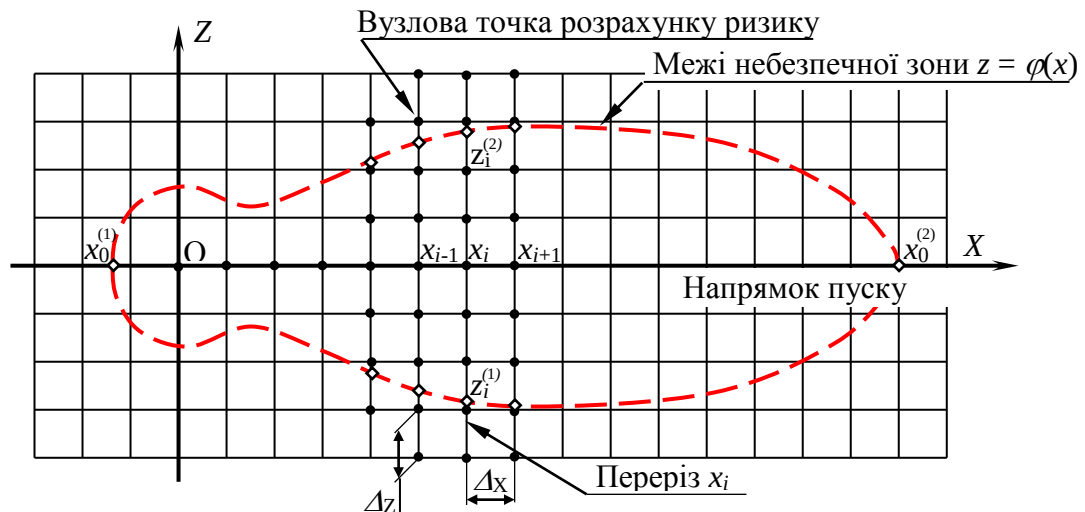


Рис. 5.1 – Побудова небезпечної зони для людей

Для кожної з вузлових точок сітки (точок перетину осей) оцінемо індивідуальні ризики для людей з використанням розробленої в підрозділі 4.3 методики. В процесі визначення індивідуального ризику люди розглядаються як точкові об'єкти згідно з підпунктом 2.2.2.3. Фактично таким чином будується поверхня ризиків – поле потенційного територіального ризику (приклад поверхні ризиків показано на рис. 5.2).

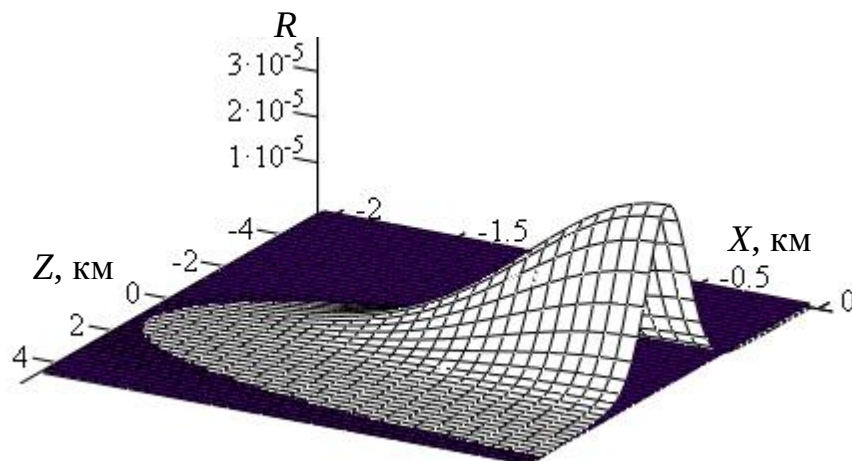


Рис. 5.2 – Поверхня індивідуальних ризиків у районі СК

Виходячи з одержаних значень індивідуальних ризиків у вузлах сітки, далі в стартовій системі координат XOZ (див. рис. 5.1), ось OX якої співпадає із

аварійною трасою, побудуємо плоску криву $z = \varphi(x)$, в точках якої рівень індивідуального ризику дорівнює $R_{\text{Доп}}$, таким чином

$$R(x, z) = R_{\text{Доп}}. \quad (5.1)$$

Для отримання такої кривої в кожному перерізі x_i будуємо функцію ризику (рис. 5.3), яку отримуємо в результаті апроксимації значень ризиків у вузлах сітки, що належать зазначеному перерізу. Далі шляхом вирішення рівняння

$$R(x_i, z) = R_{\text{Доп}},$$

визначаємо ординати $z_i^{(1)}$ і $z_i^{(2)}$ шуканої кривої, що обмежують небезпечну зону для людей.

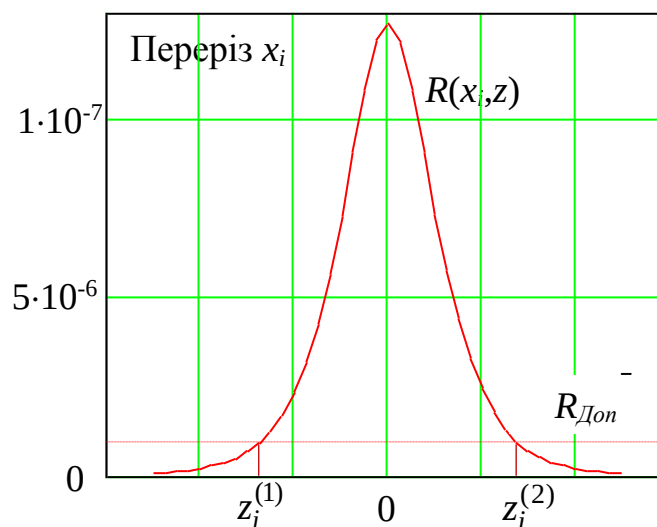


Рис. 5.3 – Визначення меж небезпечної зони в перерізі x_i

Для отримання замкнутої кривої, що обмежує небезпечну зону для людей, також необхідно визначити кінцеві точки на осі ОХ (точки $x_0^{(1)}$ і $x_0^{(2)}$ на рис. 5.1). Рівняння для визначення зазначених точок має вигляд

$$R(x, 0) = R_{\text{Доп}},$$

де $R(x, 0)$ – функція ризику в перерізі, що містить вісь ОХ.

Використовуючи зазначений алгоритм, будуються небезпечні зони для населення і персоналу КРК, які відповідають різним рівням $R_{\text{Доп}}$. Для отриманої небезпечної зони має бути розроблено заходи щодо евакуації персоналу і населення під час проведення пуску РН, а, у разі потреби, може розглядатися питання про створення зони відчуження.

Алгоритм було використано для побудови небезпечних зон для персоналу і населення в рамках проекту розроблення КРК «Циклон-4». З використанням РКП «Циклон-4» з території ФР Бразилія (пусковий центр Алкантара) КА передбачалося виводити на дві основні (базові) орбіти: сонячно-синхронну

(ССО) і екваторіальну (ЕО). Переважна частина кожної із зазначених траєкторій виведення КА проходила над Атлантичним океаном, тому можливі аварії РКП «Циклон-4» на етапі виведення здебільшого становили б небезпеку для суден. Проте, початкова ділянка кожної з траєкторій проходила над суходолом, становлячи загрозу в разі аварії РКП для наземних об'єктів (в основному об'єктів НК КРК «Циклон-4»), людей на космодромі і поблизу нього. Для персоналу рівень ризику катастрофічних наслідків (загибелі людей або тяжких каліцтв), як зазначено в розділі 1, не повинен перевищувати 10^{-5} , для населення – 10^{-6} , проте для КРК «Циклон-4» такі вимоги були більш жорсткими і становили: 10^{-6} – для персоналу і 10^{-7} – для населення [156].

Усю різноманітність можливих ПШС РКП «Циклон-4» на етапі польоту І ступеня було зведено до п'яти основних розрахункових ПШС, зумовлених відмовами однієї з підсистем(агрегатів) РКП верхнього рівня ієрархії [107]. Враховуючи особливості конструкції І ступеня РКП «Циклон-4», зокрема, зв'язку трьох маршових двигунів, наявності рульового двигуна та інших, як розрахункові розглядалися ПШС, зумовлені такими відмовами:

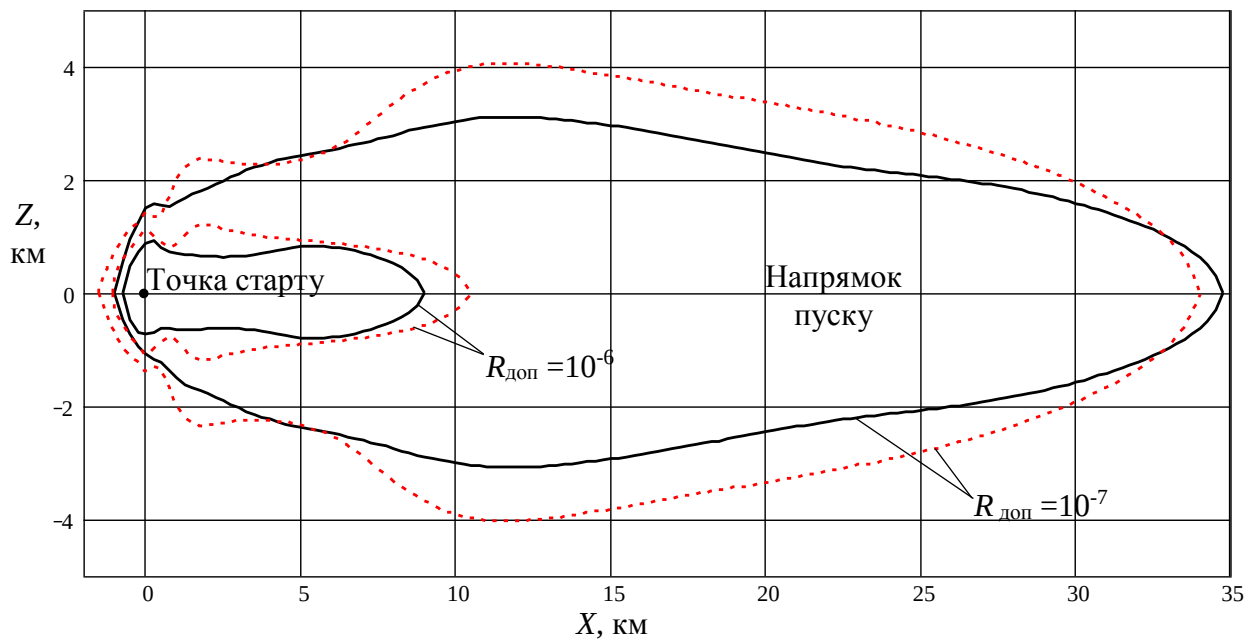
- відмова (самочинне вимикання) маршового двигуна І ступеня РКП;
- відмова системи керування;
- відмова рульового двигуна;
- відмова (заклинення) одного з рульових агрегатів;
- відмова (самочинне вимикання) одного з блоків маршового двигуна.

Вибрані відмови були класифіковані з точки зору належності їх до першої або другої групи. Належність першої відмови до першої групи є очевидною. Другу відмову також було віднесено до першої групи, оскільки стан системи керування безперервно контролює СБП і в разі фіксації ознаки «Відмова БЦОК», негайно реалізується АВД. Решта відмов призводять до втрати керованості РКП і вони склали другу групу. Аналіз зазначених ПШС І ступеня РКП «Циклон-4» наведено в Додатку Г. У Додатку наведено ймовірності появи відмов, а також результати аналізу моделювання розвитку ПШС другої групи: ймовірності реалізації АВД, характеристики розсіювання точок падіння аварійної РКП (зокрема, і для інтервалу блокування АВД). Показано, що розвиток ПШС, пов'язаних із втратою керованості, може бути як досить динамічним (відмова рульового двигуна, відмова одного з рульових агрегатів), так і мати відносно повільний характер, який у більшості випадків може і не призводити до реалізації АВД (відмова одного з блоків маршового двигуна).

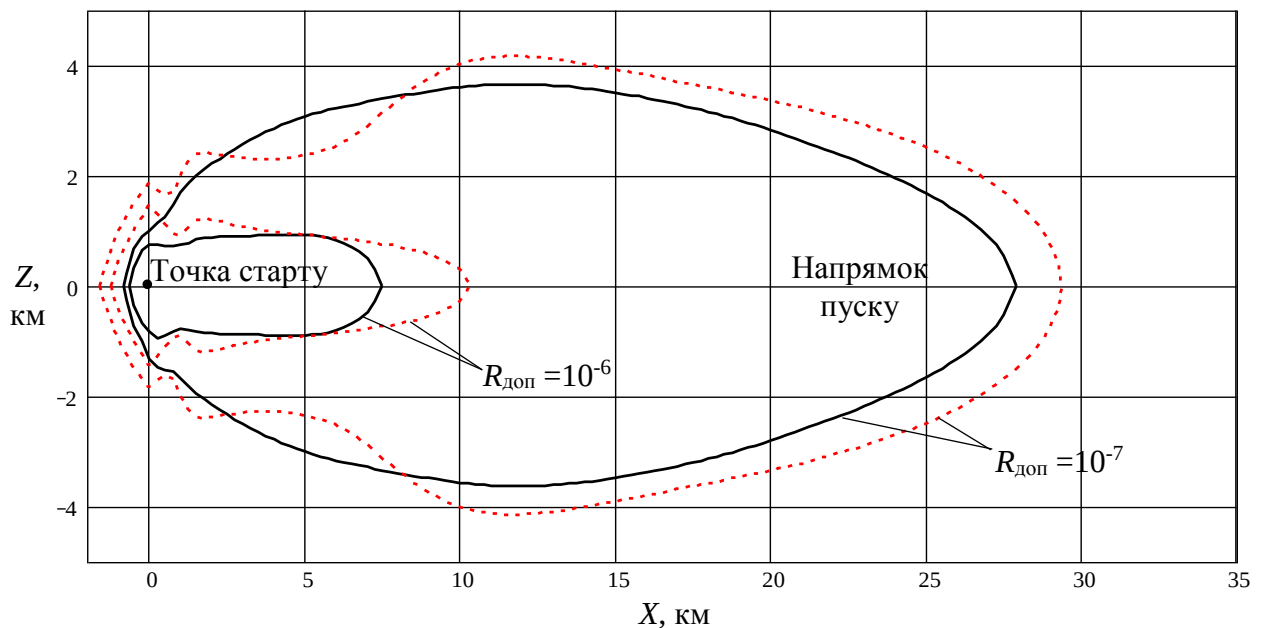
Для побудови небезпечної зони було використано сітку з кроком 250 м у поздовжньому і бічному напрямках. Індивідуальні ризики для людей у вузлах сітки оцінювалися з використанням співвідношення (4.18). Розрахунки виконувалися з використанням результатів аналізу ПШС І ступеня РКП «Циклон-4», що наведені в Додатку Г, а також тривалості блокування АВД

$\Delta t_{\text{Бл}} = 15 \text{ с}$, що убезпечує прилеглі до космодрому Алкантара селища (відповідно до підрозділу 5.2).

Лістинг MathCAD документа побудови небезпечних зон під час пуску РКП «Циклон-4» відповідно до математичних моделей розділу 4 наведено в Додатку В. Отримані небезпечні зони для персоналу (відповідають $R_{\text{доп}} = 10^{-6}$) і населення (відповідають $R_{\text{доп}} = 10^{-7}$) показано на рис. 5.4. Для порівняння також були визначено небезпечні зони у традиційний спосіб (коли не враховувалася класифікація відмов), які на рис. 5.4 показано пунктиром.



а



б

Рис. 5.4 – Небезпечні зони для людей під час пуску РКП «Циклон-4», що відповідають різним допустимим рівням індивідуального ризику:

а – траса виведення КА на ССО; б – траса виведення КА на ЕО

Порівняльний аналіз отриманих небезпечних зон рис. 5.4 демонструє, що виділення в структурі оцінювання ризику складових, зумовлених відмовами першої і другої груп, дозволяє уточнити конфігурацію і розміри небезпечних зон. Зокрема, запропонована в дисертації математична модель приводить до менших розмірів небезпечної зони в бічному напрямку. Це зумовлено тим, що для відмов першої групи зона можливого падіння аварійних РН вужча, ніж у випадку втрати керованості.

Отримані небезпечні зони для людей під час пуску РКП «Циклон-4» дозволили сформулювати заходи для убезпечення населення, що мешкає поблизу космодрому. Зокрема, з огляду на те, що в небезпечну зону під час виведення КА на ССО потрапляли невеликі НП за межами пускового центру Алкantara, було змінено початковий азимут пуску РКП з 358° на 17° і розроблено рекомендації для організації зон евакуації. На рис. 5.5 показано небезпечну зону під час пуску РКП «Циклон-4» на ССО з урахуванням повороту початкової ділянки траєкторії польоту.

Слід також зазначити, що аналогічно чином може бути побудовано небезпечну зону для суден різного класу, якщо початкова ділянка траєкторії польоту РН проходить над океаном.

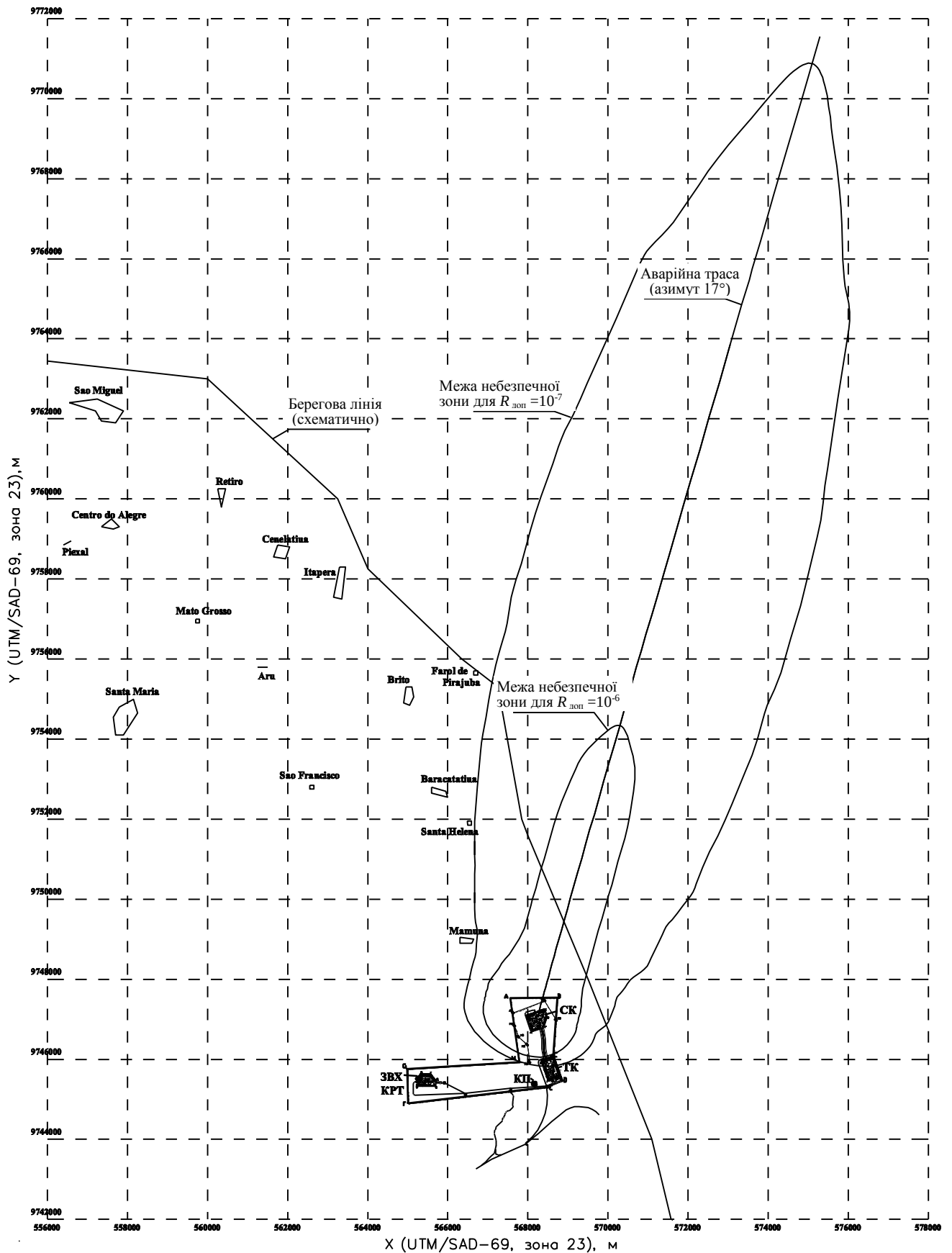


Рис. 5.5 – Небезпечна зона з урахуванням повороту початкової ділянки траєкторії під час виведення КА на ССО

5.2 Вибір тривалості блокування АВД на початковій ділянці траєкторії польоту РН

Для забезпечення об'єктів НК під час пусків РН, як зазначено у розділі 1, передбачається комплекс організаційних і технічних заходів. По-перше, в процесі створення КРК об'єкти НК територіально намагаються розташувати на достатніх відстанях від СК, щоб знизити ризик їх ураження у випадку аварії РН під час старту та на початковій ділянці польоту. При цьому враховують розміри космодрому і рельєф місцевості. По-друге, забезпечують певний рівень захищеності самих об'єктів НК щодо можливих уражальних факторів аварійної РН. По-третє, штучно обмежується зона можливого падіння аварійних РН шляхом використання на борту СБП, яка реалізує АВД у випадку виявлення АС. Зниження ризику для об'єктів НК також можна домогтися шляхом зміни азимута початкової ділянки траєкторії польоту РН (у цьому випадку доводиться рахуватися з певною втратою енергетики РН).

Зменшення зони можливого падіння аварійних РН за рахунок реалізації АВД, як зазначалося у підрозділі 4.2, сприяє підвищенню ризику для СК. Виходячи з цього, для підвищення збереження СК на початковій ділянці польоту I ступеня передбачається блокування АВД у межах певного інтервалу часу. Таке блокування у випадку втрати керованості РН дозволяє затримати АВД і, отже, дає можливість аварійній РН віддалитися від СК. У підсумку ймовірність ураження СК знижується. У той же час за рахунок розширення зони можливого падіння аварійних РН зростають ризики для інших об'єктів НК, а також розширюється небезпечна зона для людей, де індивідуальні ризики перевищують допустимий рівень. Отже, виникає задача вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту.

Якщо відомі розміри об'єктів НК, їх розташування відносно точки старту, а також стійкість до уражальних факторів аварійної РН (тиску у фронті ударної хвилі і теплового впливу), то задача вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня формулюється так [47, 48]: потрібно визначити інтервал часу блокування АВД, який одночасно дозволить знизити рівень ризику для СК і не перевищити допустиму ймовірність ураження для інших об'єктів НК. Математично зазначену задачу записуємо в такий спосіб:

$$R(S_{СК} / \Delta t_{Бл}) \rightarrow \min_{\arg \Delta t_{Бл}} \quad (5.2)$$

$$R(S_{НК_i} / \Delta t_{Бл}) \leq R_* \text{ для } i = \overline{1, N_{НК}}, \quad (5.3)$$

де $R(\bullet / \Delta t_{Бл})$ – ризик для об'єкта НК за умови, що тривалість блокування АВД на початковій ділянці польоту становить $\Delta t_{Бл}$; $S_{СК}$, $S_{НК_i}$ – зони ураження СК та інших об'єктів НК відповідно; $N_{НК}$ – кількість розглянутих об'єктів НК, виключаючи СК; R_* – допустимий ризик для об'єктів НК.

Розв'язання задачі вибору тривалості блокування АВД $\Delta t_{\text{Бл}}$ будується так: для кількох значень $\Delta t_{\text{Бл}}$ (отриманих із певним кроком) оцінюють ризики для об'єктів НК. Як розв'язок приймаємо значення $\Delta t_{\text{Бл}}$, для якого максимальний ризик серед усіх об'єктів НК (виключаючи СК) близький або збігається з гранично допустимим рівнем R^* . Графічне розв'язання зазначеної задачі показано на рис. 5.6.

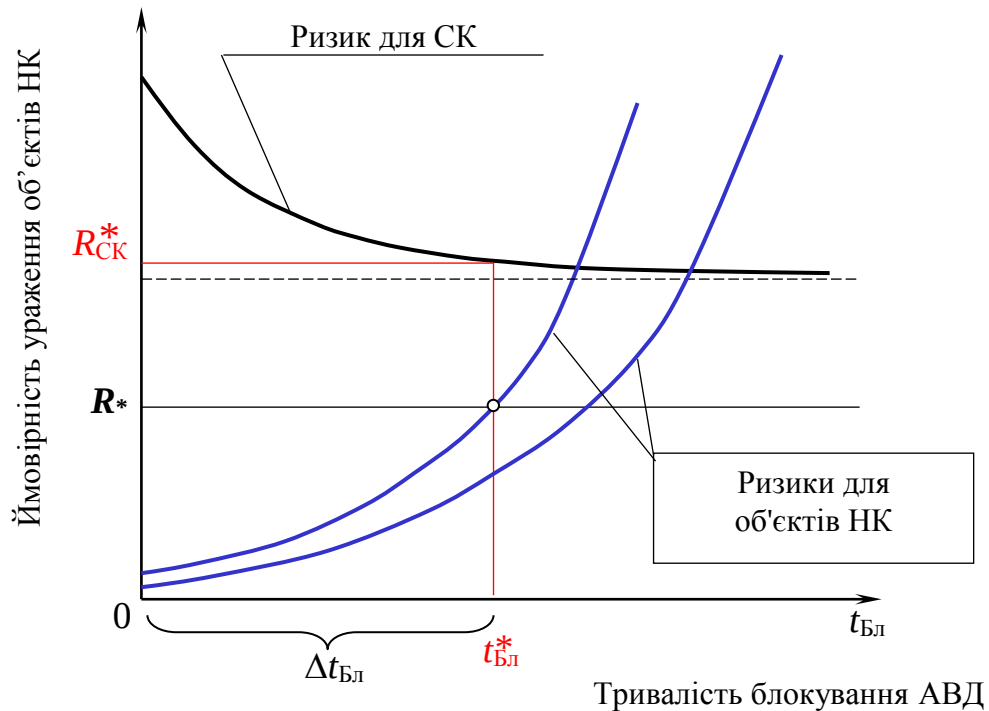


Рис. 5.6 – Графічне зображення розв'язання задачі вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці роботи I ступеня РН

Визначення ймовірності ураження об'єктів НК для кожного значення $\Delta t_{\text{Бл}}$ здійснюємо з використанням співвідношення (4.18). Його аналіз показує, що у разі збільшення тривалості блокування АВД ймовірність ураження СК зменшується за рахунок зменшення складових R'_2 і R''_2 , що зумовлено розширенням зони можливого падіння аварійних РН (тобто збільшенням $\sigma_x(t)$, $\sigma_z(t)$). У граничному випадку за необмеженого збільшення тривалості блокування АВД (до моменту t_{k1}), ризик для СК наблизитиметься до рівня R_1 .

У більшості випадків космодроми намагаються розташовувати на достатньому віддаленні від населених територій. Проте можливі ситуації, коли поблизу космодрому можуть бути розташовані невеликі НП. У цьому випадку в процесі вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту РН додатково слід враховувати можливе розширення небезпечної зони для людей. Вона не повинна перевищувати певні межі, наприклад, межі космодрому. Інакше навколо космодрому необхідне створення зон відчуження, або потрібно

проводити евакуацію населення на час проведення пуску. Отже, задача вибору тривалості блокування АВД ускладнюється, оскільки до наявного обмеження (5.3) необхідно додати ще одну умову такого вигляду

$$S_{НЗ}^{(люд)}(R_{Доп}/\Delta t_{Бл}) \leq S_{Доп}, \quad (5.4)$$

де $S_{НЗ}^{(люд)}(R_{Доп}/\Delta t_{Бл})$ – небезпечна зона для людей, де індивідуальні ризики перевищують допустимий рівень $R_{Доп}$ за умови, що тривалість блокування АВД складає $\Delta t_{Бл}$; $S_{Доп}$ – область, у межах якої дозволено перевищення допустимого рівня ризику для людей. Фактично це зона, де під час проведення пуску РН гарантовано буде відсутнє населення. Вона визначається межами космодрому, а також наявністю незаселених (у тому числі відчужених) територій навколо нього. Побудову небезпечної зони для людей у навколостартовій зоні слід виконувати відповідно до методики підрозділу 5.1.

Зауважимо, що розглянута задача повною мірою характерна для вже наявних КРК, наприклад, під час відкриття нових трас пусків. В процесі створення КРК для споруджуваних об'єктів НК може розв'язуватися зворотна, більш складна задача, а саме: мають бути визначені зони розміщення і характеристики захищеності об'єктів НК КРК виходячи з критерію допустимого (прийнятного) ризику, а також з урахуванням можливого введення блокування АВД на початковій ділянці польоту. В основі її розв'язання буде розроблена процедура.

Слід також вказати практично важливу рекомендацію щодо розв'язання задачі вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту І ступеня і побудови небезпечної зони для людей. Під час визначення ризиків для об'єктів і людей немає потреби використовувати інтервали для всього часу роботи І ступеня. Чим далі від моменту старту розглянутий інтервал часу, тим далі від навколостартової зони буде лежати точка можливого падіння аварійної РН (у тому числі і з урахуванням розсіювання). Отже, під час проведення практичних розрахунків, пов'язаних з оцінюванням ризиків для об'єктів і людей у навколостартовій зоні, у формулах (4.11), (4.17), (4.19), досить обмежитися певною кількістю перших часових інтервалів $N_{\Delta t}^{(розр)}$ ($N_{\Delta t}^{(розр)} > N'_{\Delta t}$).

Запропоновану модель було використано для вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту РКП «Циклон-4», що розроблялася. Розташування основних об'єктів НК у межах зони розміщення КРК «Циклон-4» на космодромі Алкантара згідно з Генеральним планом показано на рис. 5.7. Стійкість об'єктів НК (виключаючи СК) до ударної хвилі у розрахунках становила 0,1 кгс/см², для СК – 1,5 кгс/см².

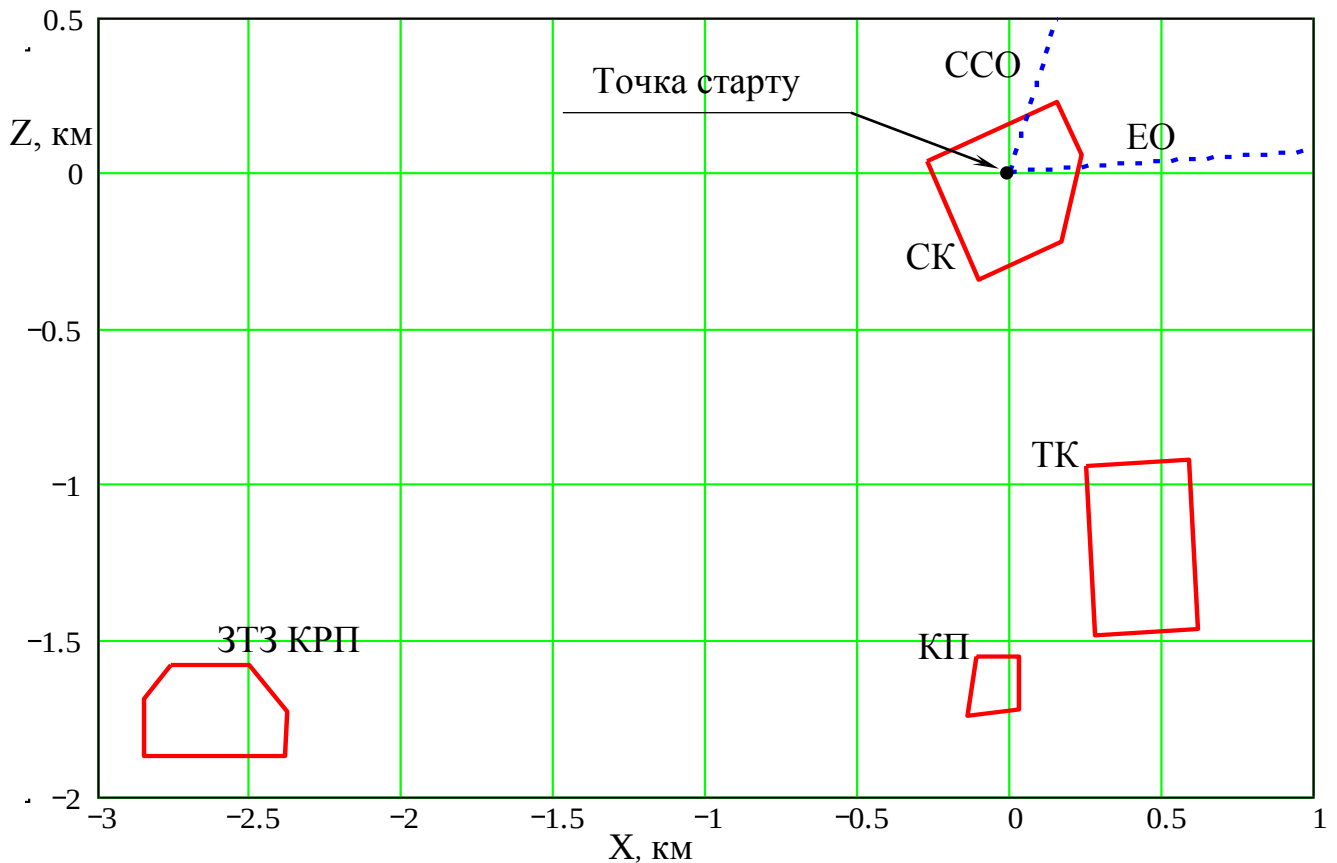


Рис. 5.7 – Схема розміщення об'єктів НК КРК «Циклон-4»
(згідно з Генеральним планом)

Відповідно до норм безпеки полігона Алкантара ризик для об'єктів, на яких під час пуску РКП відсутні люди, не повинен перевищувати значення $R_* = 3 \cdot 10^{-5}$, для об'єктів НК, на яких під час пуску РКП перебувають люди, допустимий рівень ризику становить 10^{-6} .

Проведені розрахунки показали, що з усіх об'єктів НК КРК «Циклон-4» у разі збільшення тривалості блокування АВД найшвидше зростає ризик для ТК (люди на ТК під час пуску РКП відсутні), який розташований найближче до СК і має значну площу (рис. 5.7). В таблиці 5.1 наведено розрахункові значення ризиків для СК і ТК для найбільш небезпечного напрямку пуску (виведення КА на ЕО) залежно від тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту І ступеня.

Таблиця 5.1

Ризики для СК і ТК КРК «Циклон-4» в залежності від тривалості блокування АВД

$\Delta t_{\text{Бл}}, \text{с}$	$R_{\text{СК}}$	$R_{\text{ТК}}$
12	$1,36 \cdot 10^{-3}$	$1,72 \cdot 10^{-6}$
15	$1,23 \cdot 10^{-3}$	$4,43 \cdot 10^{-6}$
18	$1,03 \cdot 10^{-3}$	$1,54 \cdot 10^{-5}$
25	$7,40 \cdot 10^{-4}$	$3,05 \cdot 10^{-5}$

Для інших об'єктів НК КРК – командного пункту (КП), зони тимчасового зберігання компонентів ракетного палива (ЗТЗ КРП), де під час пуску РКП мав перебувати персонал, ризики значно нижче допустимого рівня 10^{-6} .

Результати таблиці 5.1 показують, що, виходячи з допустимого рівня ризику для об'єктів НК, тривалість блокування АВД може становити до 25 с. Це дозволило б значно знизити ризик для СК у разі аварії РКП «Циклон-4» на початковій ділянці польоту (при цьому ризик для ТК не перевищуватиме допустимого рівня R_*).

З урахуванням того, що поблизу космодрому Алкантара розташовані невеликі селища (див. рис. 5.5), були визначені небезпечні зони для людей залежно від величини тривалості блокування АВД. Критичним виявився напрямок запуску КА на ССО. Проведені розрахунки свідчать, що для різної тривалості блокування АВД небезпечну зону в районі СК може бути наближено описано колом, яке розмикається і розходиться у напрямку пуску РКП. Радіуси небезпечних зон (умовних кіл) для людей залежно від величини тривалості блокування АВД для допустимого рівня ризику 10^{-7} наведено в таблиці 5.2.

Таблиця 5.2
Радіуси небезпечної зони для людей
(відповідають допустимому рівню ризику 10^{-7})
для різної тривалості блокування АВД

$\Delta t_{\text{Бл}}, \text{с}$	$R_{\text{НЗ}}^{(\text{люд})}, \text{км}$
12	0,8
15	1,4
18	1,9
25	2,8

Найближче селище лежить на відстані $\sim 1,5$ км від точки старту РКП. Отже, щоб в небезпечну зону, де індивідуальні ризики перевищують значення 10^{-7} , не потрапляли прилеглі до космодрому поселення, інтервал блокування АВД на початковій ділянці польоту для РКП «Циклон-4» має становити не більше 15 с. Останню величину було введено в циклограму роботи системи керування РКП, яка реалізує алгоритм СБП на етапі польоту. У цьому випадку ризик ураження СК зменшиться з $1,36 \cdot 10^{-3}$ до значення $1,23 \cdot 10^{-3}$.

5.3 Особливості оцінювання ризику ураження наземного об'єкта, зону ураження якого зображено у вигляді опуклого багатокутника

Як зазначено в розділі 2, зображення ЗУО у вигляді опуклого багатокутника є найбільш універсальним і коректним. Таке зображення ЗУО

змінить підхід до визначення $\Delta R(t)$ у формулах (4.11) і (4.17). Для розрахунку $\Delta R(t)$ для обраних моментів часу виникнення відмов необхідно визначити координати вершин багатокутника ЗУО (з урахуванням радіуса зони ураження під час падіння аварійної РН). Таку процедуру розроблено у підрозділі 2.3, проте для її реалізації необхідно мати координати вершин вихідного багатокутника, що описує зону об'єкта.

Координати вершин багатокутника зони об'єкта (наприклад, НП), розташованого в аварійній зоні траси пуску, можуть бути визначені з використанням аварійної траси [35]. Остання подається у вигляді точок на поверхні Землі в координатах широти і довготи, а також відповідної їм сферичної дальності від точки старту ($L_{\text{сф}}$).

Для кожної вершини багатокутника, що описує зону об'єкта (точка О на рис. 5.8), визначаємо відстані до точок аварійної траси E_i ($i = \overline{1, N}$) з використанням формули сферичної геометрії:

$$\Delta_i = \left| R_3 \cdot \arccos(\sin \varphi_{E_i} \cdot \sin \varphi_O + \cos \varphi_{E_i} \cdot \cos \varphi_O \cdot \cos(\lambda_{E_i} - \lambda_O)) \right|,$$

де φ_{E_i} , λ_{E_i} , φ_O , λ_O – широта і довгота i -тої точки аварійної траси, а також вершини багатокутника зони об'єкта відповідно; R_3 – середній радіус Землі.

Після цього знаходимо точку аварійної траси (E_i), до якої відстань від розглянутої вершини об'єкта є мінімальною

$$\overline{OE_i} = \Delta_i = \min.$$

Шляхом розв'язання плаского трикутника (розміри об'єкта можливого ураження і його видалення від аварійної траси є такими, що кривизною Землі в цьому випадку можна знехтувати), утвореного точкою О і двома суміжними з E_i точками аварійної траси E_{i-1} і E_{i+1} , визначаємо координати точки О (x_o , z_o). Висота трикутника ОВ (рис. 5.8) є координатою z_o . Дальність точки О від точки старту визначається як

$$x_o = L_{\text{сф}i-1} + \overline{BE_{i-1}}.$$

Для об'єктів НК запропонований алгоритм визначення координат зон об'єктів є непридатним, оскільки вони зазвичай розташовуються позаду точки старту РН у напрямку, протилежному напрямку пуску. Координати зон об'єктів НК у стартовій системі ХОЗ можуть бути отримані виходячи з Генерального Плану розміщення КРК. Для нього спочатку отримуємо координати зон об'єктів НК (x_{NE} , z_{NE}) у системі координат $X_{\text{NE}}OZ_{\text{NE}}$ (показано на рис. 5.9), центром якої є точка старту РН, вісь OX_{NE} спрямована на північ, вісь OZ_{NE} – на схід (Генеральний план розміщення КРК прив'язують до напрямку «північ–південь»).

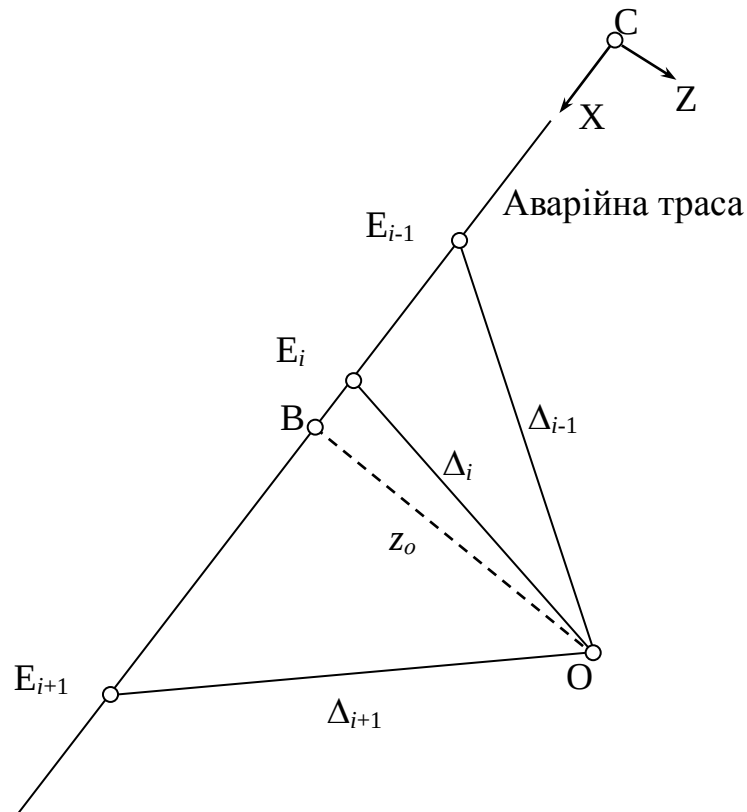


Рис. 5.8 – Геометрична модель для визначення координат вершин багатокутника зони об'єкта, розташованого в аварійній зоні траси пуску

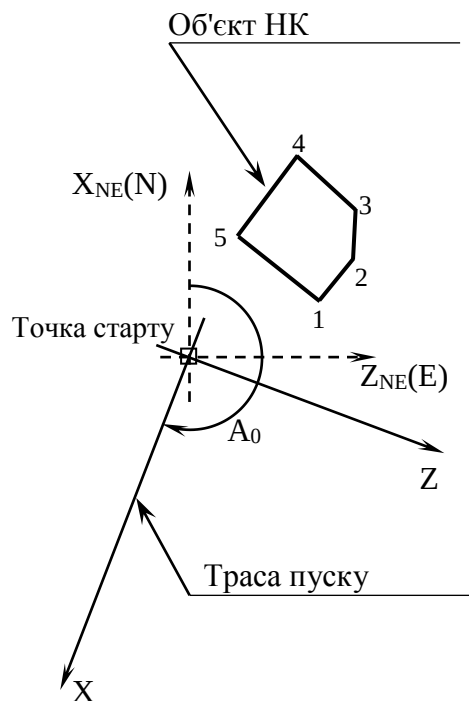


Рис. 5.9 – Геометрична модель для визначення координат об'єкта НК

Координати вершин багатокутника, що описує зону об'єкта НК, у стартовій системі координат одержуємо з використанням співвідношень:

$$x = x_{NE} \cdot \cos(\alpha) + z_{NE} \cdot \sin(\alpha);$$

$$z = -x_{NE} \cdot \sin(\alpha) + z_{NE} \cdot \cos(\alpha),$$

де $\alpha = A_0 - \pi/2$, A_0 – початковий азимут пуску РН.

Для визначення складової $\Delta R(t)$, що відповідає певному моменту часу t , скористаємося методикою пункту 3.1.4. Опуклий багатокутник, що описує ЗУО, подамо у вигляді сукупності елементарних трикутників, у результаті записуємо

$$\Delta R(t) = \sum_{N_O-2} R_{\Delta i},$$

де $R_{\Delta i}$ – ймовірність влучання аварійної РН в i -тий трикутник, що складає ЗУО. Ймовірності $R_{\Delta i}$ у свою чергу визначаємо за формулами (3.14) і (3.15).

З використанням розробленої моделі визначимо ймовірність падіння аварійної РН у зону ураження невеликого НП, який розташований в аварійній зоні траси пуску РН «Дніпро» (рис. 2.5). Сельбищну територію НП було отримано за допомогою електронного атласу Google Earth. Вона була зображена у вигляді п'ятикутника, координати вершин якого (широта φ і довгота λ) наведено в таблиці 5.3.

Таблиця 5.3

Координати вершин багатокутника зони сельбищної території НП

Точка об'єкта	φ , град пн.ш.	λ , град сх.д.	x , км	z , км
A ₁	50,847410	59,534226	19,195	3,190
A ₂	50,849391	59,539295	18,880	3,465
A ₃	50,855158	59,534392	18,368	2,948
A ₄	50,852137	59,527895	18,823	2,611
A ₅	50,848969	59,530441	19,108	2,885

Координати аварійної траси РН, отримані в результаті проведення балістичних розрахунків, наведено в таблиці 5.4. З використанням запропонованої процедури було визначено координати вершин сельбищної території НП (x , z) у стартовій системі координат (таблиця 5.3 та рис. 5.10).

Таблиця 5.4

Аварійна траса для першого ступеня РН «Дніпро»

t , с	φ , град пн.ш.	λ , град. сх.д.	$L_{сф}$, км
12,00	51,020504	59,570592	0,0
16,00	51,018580	59,569643	0,2
20,00	51,010948	59,565951	1,1

Продовження таблиці 5.4

$t, \text{с}$	$\varphi, \text{град}$ пн.ш.	$\lambda, \text{град.}$ сх.д.	$L_{\text{сф}}, \text{км}$
24,00	50,996619	59,559042	2,8
28,00	50,977393	59,549764	5,0
32,00	50,956773	59,539794	7,4
36,00	50,933502	59,528527	10,1
40,00	50,905654	59,515030	13,4
44,00	50,870033	59,497736	17,5
48,00	50,820908	59,473831	23,2
52,00	50,750847	59,439660	31,4
56,00	50,649978	59,390384	43,2
60,00	50,501545	59,317830	60,5
64,00	50,282361	59,210833	86,0

Площа сельбищної території НП згідно з (2.5) становить $0,378 \text{ км}^2$.

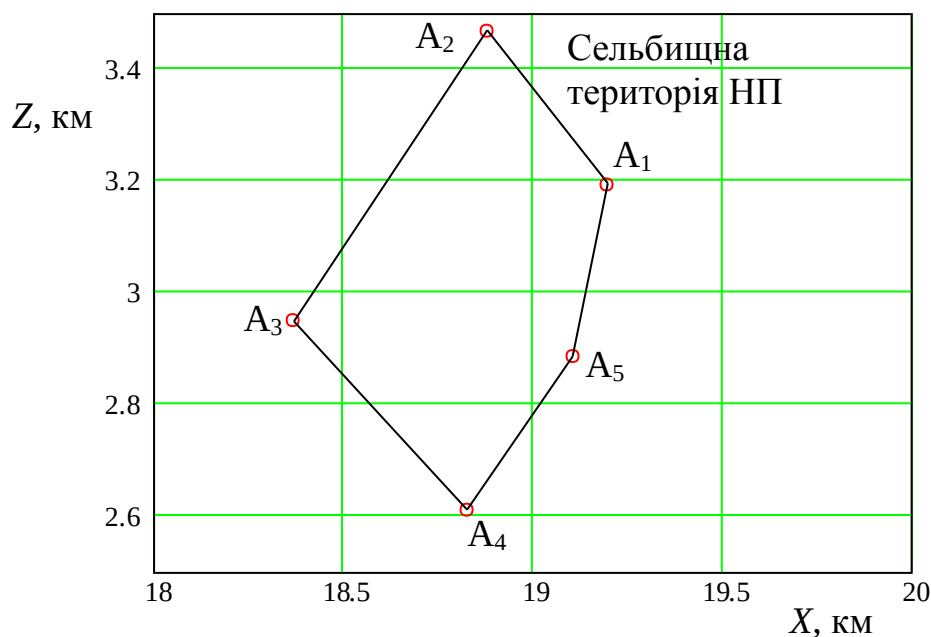


Рис. 5.10 – Геометричне зображення сельбищної території НП

Надійність РН «Дніпро» на ділянці польоту I ступеня становить 0,992. Для розрахунків було використано модель розподілу АВ за часом польоту першого ступеня РН, яку показано на рис. 4.5. Час роботи першого ступеня РН «Дніпро» становить 97 с, при цьому в разі виникнення аварії до 64 с аварійна РН, вірогідніше за все, досягатиме поверхні Землі без руйнування.

Характеристики розсіювання точок падіння аварійної РН залежно від часу виникнення АВ наведено в таблиці 5.5.

Таблиця 5.5

Характеристики розсіювання точок падіння аварійної РН

t_{AO}, c	$m_X, км$	$\sigma_X, км$	$\sigma_Z, км$
0	0,0	0,1	0,1
10	0,3	1,3	1,1
20	4,2	3,4	2,6
30	10,6	5,8	4,3
40	21,2	8,1	5,9
50	45,8	10,5	7,5
60	112,5	12,1	8,8

В якості уразливих факторів для людей, які мешкають у НП, розглядалися ударна хвиля і токсичний вплив, що утворюються під час падіння і вибуху КРП аварійної РН. На рис. 5.11 показано радіуси ураження як функції часу виникнення АВ РН до 64 с.

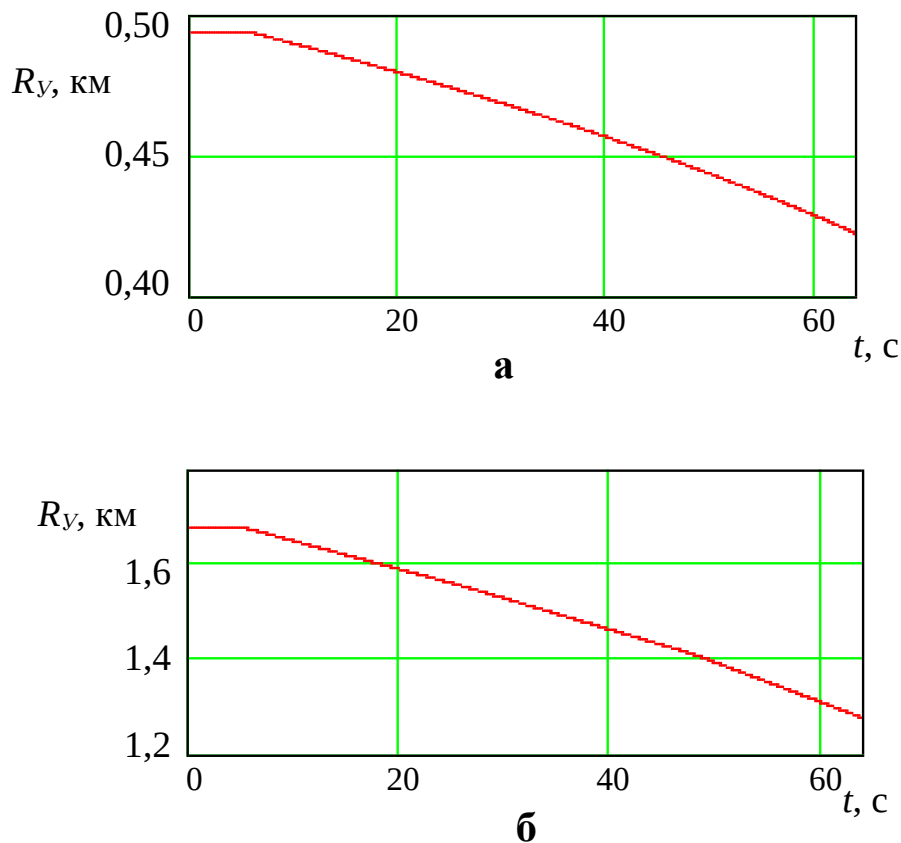


Рис. 5.11 – Радіуси ураження для людей під час падіння і вибуху аварійної РН:
 а – вибуховою ударною хвилею;
 б – токсичним впливом.

Використовуючи запропонований підхід, отримано значення ймовірності того, що територія НП опиниться у зоні ураження аварійної РН від дії ударної хвилі – $9,2 \cdot 10^{-7}$, токсичного впливу КРП – $5,1 \cdot 10^{-6}$. Для порівняння: у разі

зображення зони ураження НП у вигляді багатокутника з заокругленими вершинами зазначена ймовірність становить $9,7 \cdot 10^{-7}$ для ударної хвилі та $5,4 \cdot 10^{-6}$ у випадку токсичного впливу. Отримані значення є близькими.

З використанням запропонованої моделі також було визначено ймовірність падіння фрагментів аварійної РКП «Зеніт-3SLБ» з КА «Либідь» на води о. Байкал у разі її аварії на ділянці польоту другого ступеня [28]. Аварійна траса пуску РКП «Зеніт-3SLБ» з КА «Либідь» на ділянці польоту другого ступеня проходить у безпосередній близькості до о. Байкал (рис. 5.12).



Рис. 5.12 – Розташування аварійної траси пуску РКП «Зеніт-3SLБ» з КА «Либідь»

У розрахунках о. Байкал було умовно зображено у вигляді десяти опуклих багатокутників (рис. 2.6). Припускалося, що поверхні озера у середньому досягатиме від 50 до 70 фрагментів аварійної РКП, які не містять КРП.

Ризик для об'єкта складної конфігурації, поданого у вигляді сукупності типових фігур, у разі аварії РКП являтиме собою суму

$$R_{\Sigma} = \sum_{N_{T\Phi}} R_{T\Phi_i}, \quad (5.5)$$

де $R_{T\Phi_i}$ – ймовірність влучання аварійної РКП (її фрагментів) у площу i -тої типової фігури (опуклого багатокутника), що складає ЗУО; $N_{T\Phi}$ – кількість типових фігур – складових ЗУО.

Розрахунки показали, що основну небезпеку становить падіння фрагментів аварійної РКП у перший і другий багатокутники (див. рис. 2.6), що описують о. Байкал, і ризик для озера в цілому переважно визначається значеннями ймовірності влучання фрагментів аварійної РКП саме в ці складові. Для решти багатокутників ймовірності падіння фрагментів аварійної РКП нехтовно малі. Ймовірності падіння фрагментів аварійної РКП «Зеніт-3SLБ» у перші три багатокутники, що складають о. Байкал, наведено у таблиці 5.6.

Таблиця 5.6

**Ймовірності падіння фрагментів аварійної РКП «Зеніт-3SLБ»
з КА «Либідь» у випадку аварії на ділянці польоту другого ступеня**

Точка багатокутника (згідно з рис. 2.6)	Широта, град пн.ш.	Довгота, град сх.д.	Площа, тис. км ²	Імовірність влучання
Багатокутник 1				
1 ₁	51,456812	104,769121	1,733	7,65·10 ⁻⁷
1 ₂	51,788912	104,612582		
1 ₃	51,783549	104,210976		
1 ₄	51,727428	103,720871		
1 ₅	51,672160	103,709074		
1 ₆	51,526754	104,123716		
Багатокутник 2				
2 ₁	51,456812	104,769121	2,372	6,32·10 ⁻⁷
2 ₂	51,721434	105,856586		
2 ₃	51,921566	105,239193		
2 ₄	51,905868	105,090322		
2 ₅	51,788912	104,612582		
Багатокутник 3				
3 ₁	51,721434	105,856586	3,128	6,12·10 ⁻⁹
3 ₂	51,748308	105,958894		
3 ₃	52,073251	106,216947		
3 ₄	52,275656	106,221524		
3 ₅	52,505065	105,985926		
3 ₆	51,921566	105,239193		

У підсумку відповідно до формули (5.5) сумарна ймовірність падіння фрагментів аварійної РКП «Зеніт-3SLБ» на води о. Байкал у випадку аварії на етапі польоту не перевищує значення $1,5 \cdot 10^{-6}$, що може вважатися прийнятним, оскільки збитки здебільшого пов'язані із забрудненням озера металевими фрагментами (без будь-якого негативного впливу на навколишнє середовище).

5.4 Оцінювання колективного ризику для населеного пункту, територію якого зображено у вигляді багатокутника

Для населених територій, які потрапляють в аварійну зону траси пуску, згідно з міжнародними вимогами безпеки [137, 151, 162] потрібно оцінювати колективний ризик (E_c), що фактично являє середню кількість загиблих (див. пункт 1.4.2). Оскільки в межах населених територій переважна частина людей мешкає в населених пунктах (НП), для польотної безпеки інтерес, насамперед, має визначення колективного ризику для населених пунктів, які опиняються в зоні падіння аварійних РН. Розрахунок колективного ризику для людей у межах певної населеної території і, зокрема, для НП у [151] рекомендовано проводити з використанням загального співвідношення:

$$E_c = \sum_{N_{\text{фр}}} \sum_{N_{\Delta t}} P_{\text{НП}} \cdot S_{\text{ур}} \cdot \lambda, \quad (5.6)$$

де $N_{\text{фр}}$ – кількість фрагментів аварійної РН, які досягають поверхні Землі; $N_{\Delta t}$ – кількість інтервалів розбиття часу польоту ступеня РН (інтервали часу між моментами виникнення АВ); $P_{\text{НП}}$ – ймовірність падіння фрагмента в межі сельбищної території НП; $S_{\text{ур}}$ – площа ураження фрагмента, що досягає поверхні Землі; λ – густина населення в межах території розглянутого НП.

Процедурі визначення E_c з використанням формули (5.6) притаманні певні недоліки. По-перше, її рекомендовано використовувати незалежно від часу виникнення аварії РН (точніше часу виникнення АВ). Проте для аварій РН, які можуть статися на ділянці польоту першого ступеня, застосування (5.6) може давати певну похибку. Щоб продемонструвати це, вираз, що міститься у подвійній сумі (5.6), перепишемо у такий спосіб:

$$P_{\text{НП}} \cdot \frac{S_{\text{ур}}}{S_{\text{НП}}} \cdot N_{\text{меш}}, \quad (5.7)$$

де $S_{\text{НП}}$ – площа сельбищної території НП; $S_{\text{ур}}$ – площа ураження у разі падіння аварійної РН; $N_{\text{меш}}$ – кількість мешканців у НП.

Відношення площ $\frac{S_{\text{ур}}}{S_{\text{НП}}}$ у виразі (5.7) може розглядатися як умовна ймовірність загибелі/ураження однієї людини, яка випадковим чином розташована в межах розглянутого НП, за умови потрапляння на його сельбищну територію аварійної РН.

У випадку аварії на ділянці польоту I ступеня аварійна РН може досягати поверхні Землі без руйнування або руйнуючись на великі фрагменти, які являють собою окремі ступені. Зона ураження під час падіння незруйнованої аварійної РН (або її ступеня з КРП) має значні розміри і може бути порівнянна з площею сельбищної території НП (або навіть перевищувати її), особливо з огляду на те, що в аварійній зоні, найімовірніше, будуть розташовані невеликі

НП. Виходячи з цього, відношення $\frac{S_{yp}}{S_{НП}}$ може бути більшим за одиницю. При

цьому ураження людей у НП можливо і в тому випадку, коли точка падіння аварійної РН буде лежати поза межами сельбищної території (на відстані, що не перевищує радіус ураження). Враховуючи це, формула (5.7) і відповідна їй (5.6) даватимуть похибку. Отже, формулу (5.6) слід застосовувати лише тоді, коли площа сельбищної території НП значно більша за площу ураження під час падіння аварійної РН або її фрагмента. Подібна ситуація характерна для випадку руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння, коли поверхні Землі досягають інертні фрагменти, що не містять КРП.

По-друге, в процесі визначення імовірності $P_{НП}$ в (5.6) рекомендовано [151] сельбищну територію НП зображати типовою фігурою – колом або прямокутником, розміри якої завжди перевищуватимуть реальні розміри НП.

Тепер покажемо, як визначити E_c з урахуванням реальної конфігурації сельбищної території НП і можливих значних розмірів зони ураження у разі падіння аварійної РН або її фрагментів [26]. Будемо розглядати випадок аварії РН на ділянці польоту першого ступеня, коли відбувається падіння незруйнованої аварійної РН. Сельбищну територію НП, розташованого у межах зони падіння аварійної РН, зобразимо у вигляді опуклого багатокутника. Нехай координати вершин такого багатокутника у стартовій системі координат з початком у точці старту РН і віссю X , спрямованою у напрямку пуску (збігається з аварійною трасою), нам відомі $(x_{НПi}, z_{НПi})$ для $i = 1, N_{НП}$, де $N_{НП}$ – кількість вершин багатокутника.

За аналогією до формули для визначення ймовірності падіння аварійної РН у ЗУО (4.7) загальне співвідношення для оцінювання колективного ризику для людей у НП можна записати так:

$$E_c = Q \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} N_{заг}(t) dt, \quad (5.8)$$

де Q – ймовірність виникнення АВ на ділянці польоту першого ступеня; $P_{\Delta t_j}$ – ймовірність виникнення АВ у j -тому інтервалі часу польоту $[t_{j-1}, t_j]$; $N_{заг}(t)$ – кількість загиблих у НП у випадку аварії РН у момент часу t . Формула (5.8) легко узагальнюється на випадок, коли розглядається кілька типів відмов, що призводять до аварійного припинення польоту, зокрема і з урахуванням поділу їх на дві групи.

Для фіксованого моменту часу виникнення АВ кількість загиблих на території розглянутого НП може бути визначено в такий спосіб:

$$N_{заг} = \lambda \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} S_{yp}(x, z) f(x, z; m_X, m_Z, \sigma_X, \sigma_Z) dx dz, \quad (5.9)$$

де $S_{yp}(x, z)$ – уражена площа НП у випадку падіння аварійної РН у точці (x, z) (площа перетину зони ураження аварійної РН і сельбищної території НП); $m_x, m_z, \sigma_x, \sigma_z$ – центри розсіювання і СКВ точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках, які відповідають моменту виникнення АВ t . Оскільки відхилення точок падіння аварійної РН у поздовжньому і бічному напрямках у переважній більшості випадків вважаються незалежними, формулу (5.9) перепишемо у вигляді

$$N_{zag} = \lambda \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} S_{yp}(x, z) f_X(x; m_x, \sigma_x) f_Z(z; m_z, \sigma_z) dx dz, \quad (5.10)$$

де $f_X(x; m_x, \sigma_x)$ і $f_Z(z; m_z, \sigma_z)$ – щільності розподілу точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках відповідно, якими зазвичай обираються нормальні закони.

Практичне використання (5.9) або (5.10) у загальному випадку ускладнено, оскільки пов'язано з необхідністю побудови функції $S_{yp}(x, z)$. Варто відзначити, що подвійний інтеграл у (5.9) і (5.10) являє математичне сподівання ураженої площі НП.

Для визначення інтеграла (5.9) або (5.10) для будь-якого моменту часу виникнення АВ РН будемо використовувати метод статистичного моделювання.

Визначити площу перетину кола ураження і багатокутника НП для кожної реалізації точки падіння аварійної РН у загальному випадку проблематично, оскільки існує велика кількість варіантів їх взаємного перетину. Для розв'язання вказаної задачі розіб'ємо багатокутник НП на складові його трикутники (кількість таких трикутників, як зазначено раніше, дорівнюватиме $N_{\Delta} = N_{НП} - 2$). Тепер загальну площу перетину кола і багатокутника слід визначати як суму площ перетину кола і трикутників, що складають багатокутник (рис. 5.13).

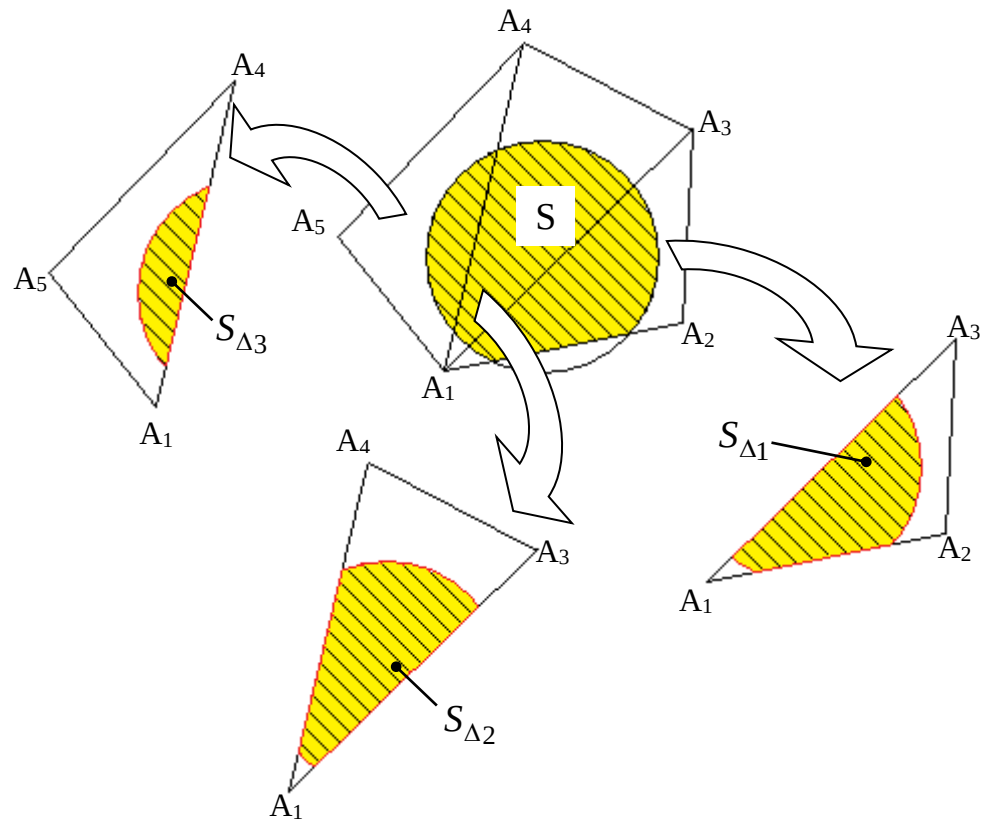


Рис. 5.13 – Отримання площі перетину кола і багатокутника

Отже, площу перетину кола і багатокутника отримуємо як суму

$$S = \sum_{i=1}^{N_{\Delta}} S_{\Delta i}, \quad (5.11)$$

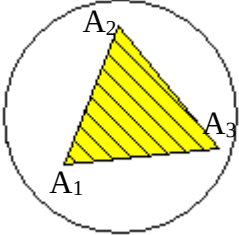
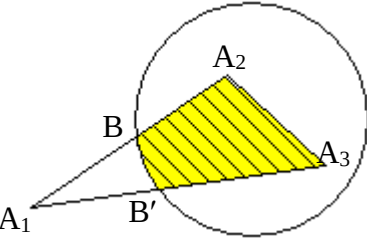
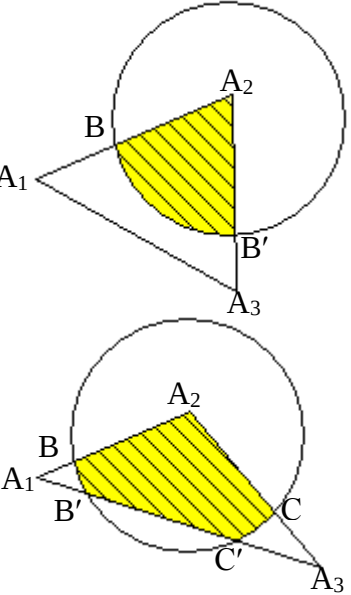
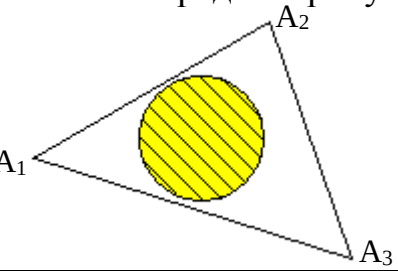
де $S_{\Delta i}$ – площа перетину кола та i -того трикутника, що складає багатокутник сельбищної території НП.

Запропонований підхід дозволяє звести задачу пошуку площі перетину кола і багатокутника до більш простої задачі перетину кола і трикутника, яка досить легко формалізується. Отримання площі перетину кола і трикутника залежно від їх взаємного розташування може бути зведено до декількох основних випадків, у залежності від кількості вершин трикутника, які розташовані всередині кола.

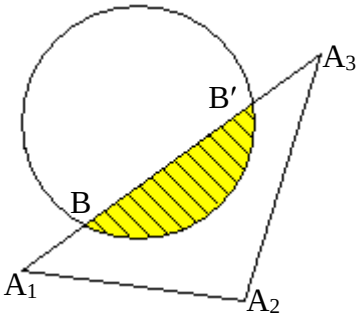
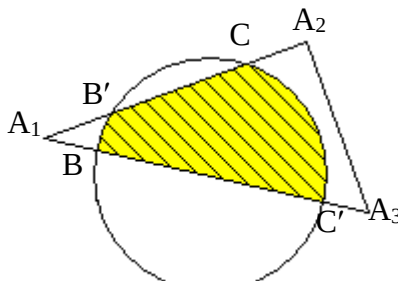
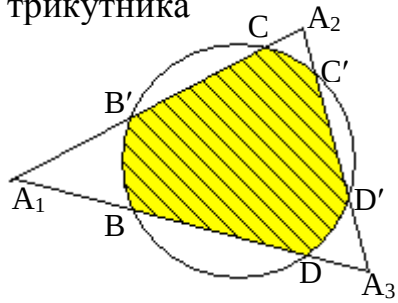
Для побудови стандартної процедури визначення площі перетину кола і трикутника попередньо вершини трикутника необхідно відповідним чином занумерувати. Обмежимося випадком, коли ліва точка трикутника має номер 1, найправіша – 3. Основні випадки перетину кола і трикутника, а також розрахункові співвідношення для оцінювання площі їх перетину наведено у таблиці 5.7.

Таблиця 5.7

Типові випадки перетину кола і трикутника

Випадок перетину кола і трикутника	Площа фігури перетину
1. Всі вершини трикутника всередині кола 	$S = S_{\Delta A_1 A_2 A_3}$
2. Всередині кола дві вершини трикутника 	$S = S_{\Delta A_1 A_2 A_3} - S_{\Delta A_1 B B'} + S_{Seg B B'}$
3. Всередині кола одна вершина трикутника 	$S = S_{\Delta B A_2 B'} + S_{Seg B B'}$ $S = S_{\Delta A_1 A_2 A_3} - S_{\Delta A_1 B B'} - S_{\Delta A_3 C C'} + S_{Seg B B'} + S_{Seg C C'}$
4. Вершини трикутника всередині кола відсутні 4.1 коло всередині трикутника 	$S = S_{кр}$

Продовження таблиці 5.7

Випадок перетину кола і трикутника	Площа фігури перетину
4.2 коло перетинає одну сторону трикутника 	$S = S_{SegBB'}$
4.3 коло перетинає дві сторони трикутника 	$S = S_{BB'CC'} + S_{SegBB'} + S_{SegCC'}$
4.4 коло перетинає три сторони трикутника 	$S = S_{\Delta A_1 A_2 A_3} - S_{\Delta A_1 B B'} - S_{\Delta A_2 C C'} - S_{\Delta A_3 D D'} + S_{SegBB'} + S_{SegCC'} + S_{SegDD'}$

Примітка. У таблиці прийнято позначення:

$S_{\Delta A_1 A_2 A_3}$ – площа трикутника $A_1 A_2 A_3$;

$S_{SegBB'}$ – площа сегмента, який відсікається хордою BB' ;

$S_{BB'CC'}$ – площа чотирикутника $BB'CC'$.

Для прикладу покажемо як визначається площа перетину кола і трикутника у випадку, коли дві його вершини (A_2 і A_3) перебувають всередині кола. В цьому випадку фігурою перетину буде криволінійна трапеція BA_2A_3B' (рис. 5.14). Її площу визначимо так

$$S = S_{\Delta A_1 A_2 A_3} - S_{\Delta A_1 B B'} + S_{SegBB'},$$

де $S_{\Delta A_1 A_2 A_3}$ – площа трикутника $A_1 A_2 A_3$; $S_{\Delta A_1 B B'}$ – площа трикутника $A_1 B B'$;

$S_{SegBB'}$ – площа сегмента, який відсікається хордою BB' .

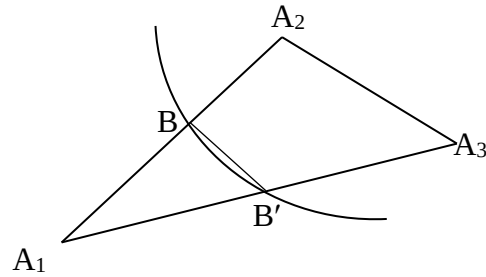


Рис. 5.14 – Визначення площі перетину кола і трикутника

Отже, для визначення N_{zag} згідно з (5.9) або (5.10) для певного моменту часу виникнення АВ РН (t_j) моделюються точки падіння аварійної РН і для кожної з них визначаємо площу перетину зони ураження РН та сельбищної території НП відповідно до запропонованої процедури. За результатами моделювання визначаємо середню кількість загиблих у НП, що відповідає розглянутому моменту часу виникнення АВ РН.

Для оцінювання колективного ризику у разі падіння аварійної РН безпосередньо скористаємося загальним співвідношенням (5.8), в якому для визначення інтеграла будемо використовувати метод трапецій (рис. 5.14)

$$E_c = Q \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \cdot \left[\frac{\bar{N}_{zag}(t_j) + \bar{N}_{zag}(t_{j-1})}{2} \right], \quad (5.12)$$

де $\bar{N}_{zag}(t_j)$ – середня кількість загиблих у НП у випадку виникнення АВ РН у момент часу t_j .

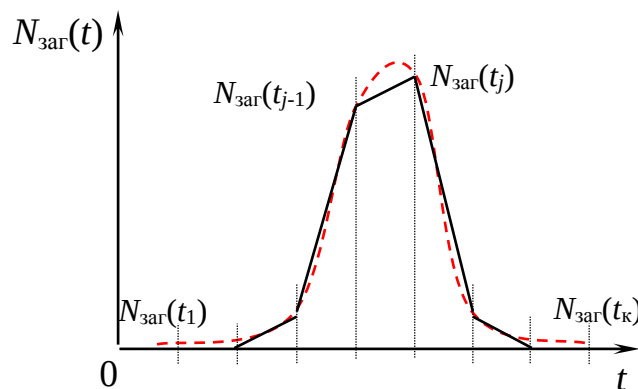


Рис. 5.14 – Середня кількість загиблих у НП залежно від часу виникнення аварійної відмови РН

Відповідну блок-схему загальної процедури визначення колективного ризику для НП, який потрапляє в зону падіння аварійної РН, зображено на рис. 5.15.

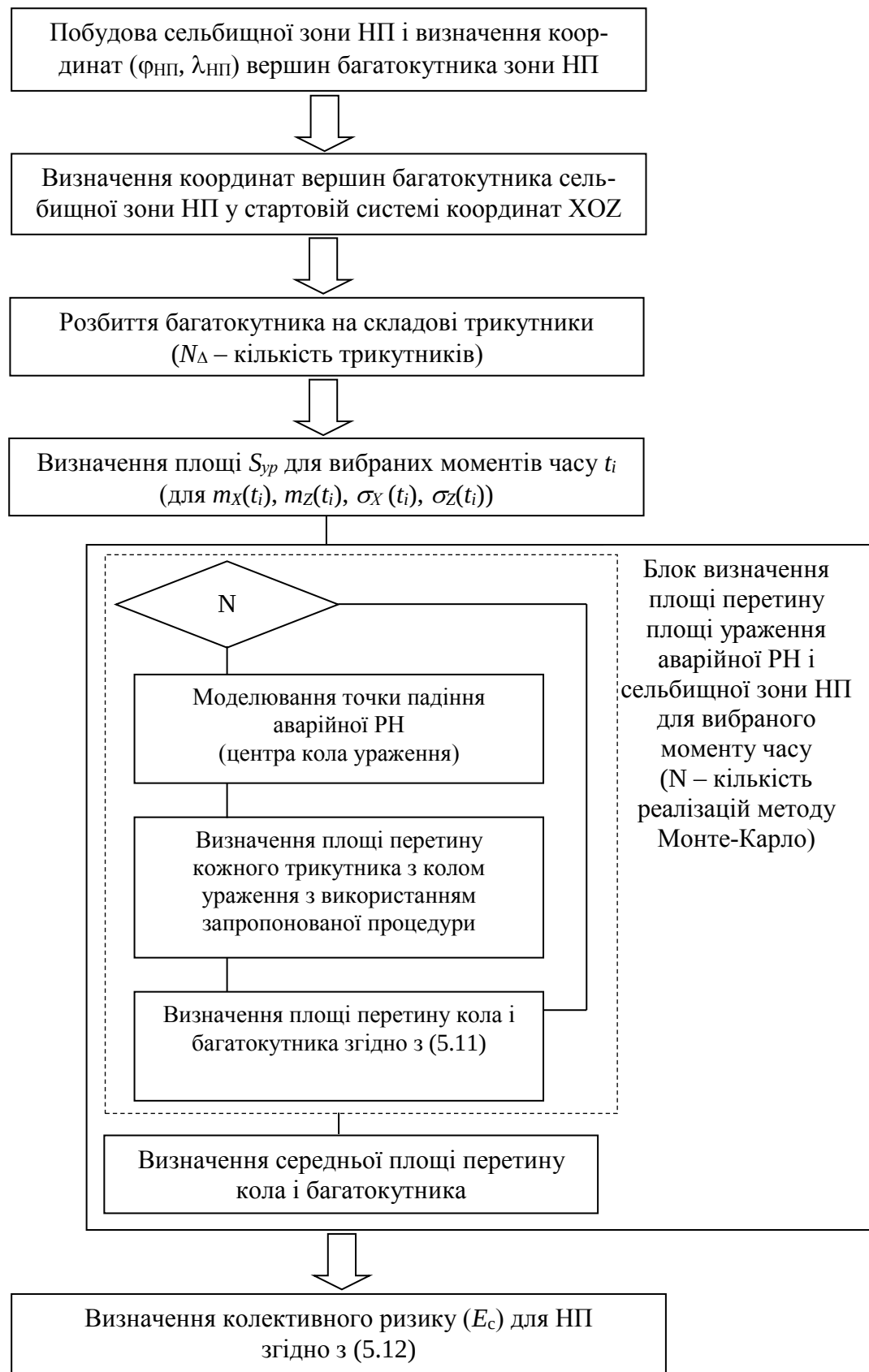


Рис. 5.15 – Блок-схема визначення колективного ризику (E_c) для НП, який розташований в аварійній зоні траси пуску РН

З використанням запропонованої процедури визначимо колективний ризик для НП, розташованого в аварійній зоні траси пуску РН «Дніпро» під час запуску КА з пускової бази Ясний в південному напрямку (на ССО). Координати вершин багатокутника, який описує сельбищну територію НП, наведено в таблиці 5.1. У населеному пункті живе 200 мешканців і, відповідно, густота населення становить $529,3$ чол/км². Як уражальний фактор у випадку падіння аварійної РН розглядалася вибухова ударна хвиля. Радіуси ураження для людей залежно від часу виникнення АВ РН показано на рис. 5.8.

Під час розрахунку площі перетину кола ураження і площі сельбищної території НП для кожного моменту часу виникнення АВ за методом Монте-Карло здійснювалося $N = 100000$ ітерацій.

Графік середньої кількості загиблих у розглянутому НП залежно від часу виникнення АВ РН показано на рис. 5.16.

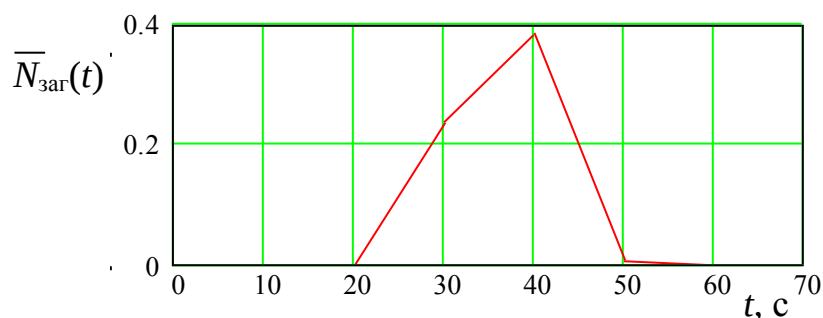


Рис. 5.16 – Середня кількість загиблих у НП

Відповідно до запропонованої процедури значення колективного ризику для розглянутого НП становить $3,9 \cdot 10^{-5}$. Виходячи з традиційного підходу, для якого сельбищну територію НП зображено у вигляді прямокутника, отримаємо значення колективного ризику $3,7 \cdot 10^{-5}$, яке менше за попереднє значення. З огляду на вимоги щодо колективного ризику маємо незначне перевищення рівня колективного ризику і необхідне застосування додаткових заходів щодо підвищення рівня безпеки для людей у НП під час пуску РН.

Зазначену модель також було використано для оцінювання колективного ризику в НП, розташованих в межах аварійної зони траси пуску, в рамках концептуального проекту розробки КРК [102].

На закінчення слід відзначити, що запропонована процедура є досить універсальною і може бути використана у разі фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння. В цьому випадку процедуру необхідно застосувати для кожного фрагмента, що утворюється під час падіння аварійної РН.

5.5 Оцінювання ризику для лінійного об'єкта у разі аварії РН на етапі польоту

В зонах можливого падіння аварійних РН можуть перебувати промислові об'єкти, руйнування (пошкодження) яких може спричинити серйозні, а в окремих випадках катастрофічні наслідки. Переважна більшість таких об'єктів – площинні. Проте в деяких випадках до аварійної зони траси пуску можуть потрапляти такі небезпечні об'єкти, як магістральні газогони або нафтогони. Наприклад, траса пуску РН «Дніпро» під час пусків з пускової бази Ясний в південному напрямку перетинала два магістральні газогони «Бухара-Урал» і «Середня Азія-Центр». Пошкодження (розрив) магістрального газогону призведе до витoku транспортованого під високим тиском газу з подальшим потужним вибухом і сильною пожежею.

З точки зору процедури оцінювання безпеки газо- і нафтогони є лінійними об'єктами (довжина трубопроводу набагато більша за його діаметр), які слід розглядати як окремий випадок площинного об'єкта. До лінійних об'єктів, яким може бути заподіяно шкоди у випадку аварії РН на етапі польоту, слід також віднести лінії електропередачі, залізничні шляхи, річки.

Для визначеності далі розглянемо визначення ймовірності ураження магістрального газогону. Для цього частину газогону (в загальному випадку трубопроводу) [30, 33], яка потрапляє в аварійну зону траси пуску, подамо у вигляді сукупності окремих прямолінійних ділянок (відрізків). В підсумку сумарний ризик для газогону(трубопроводу) може бути визначено так:

$$R_{mp} = \sum_{N_{mp}} R_i, \quad (5.13)$$

де $N_{тр}$ – кількість прямолінійних ділянок газогону(трубопроводу), що потрапили в аварійну зону траси пуску РН.

Ризик для кожної прямолінійної ділянки газогону(трубопроводу) за аналогією з площинним об'єктом може бути визначено за формулою

$$R = Q \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \Delta R_{mp}(t) dt, \quad (5.14)$$

де Q – ймовірність виникнення АВ на етапі польоту ступеня; $P_{\Delta t_j}$ – ймовірність виникнення АВ в j -тому інтервалі часу польоту $[t_{j-1}, t_j]$; $\Delta R_{mp}(t)$ – ймовірність влучання аварійної РН у зону ураження розглянутої прямолінійної ділянки газогону(трубопроводу) у випадку аварії в момент часу t .

Зауважимо, що формула (5.14) легко узагальнюється на випадок, коли окремо виділяються і розглядаються кілька типів відмов, що призводять до аварійного припинення польоту РН, зокрема і у випадку розподілу їх на дві групи згідно з підрозділом 4.2.

Пошкодження газогону, з огляду на його розташування на поверхні (або на незначному заглибленні), може викликати як пряме влучання аварійної РН, так і вплив вибухової ударної хвилі, що утворюється під час падіння і вибуху аварійної РН. Останній випадок є характерним у випадку падіння незруйнованої аварійної РН або її ступенів. Стійкість магістрального трубопроводу до впливу ударної хвилі визначається його діаметром, товщиною труби, а також глибиною його залягання. За оціночними даними стійкість трубопроводу до зовнішньої вибухової ударної хвилі може становити [1] від 0,25 до 1,5 кгс/см². Відповідна зона ураження прямолінійної ділянки трубопроводу показана на рис. 5.17. У випадку аварії РН в момент часу t ризик ураження однієї ділянки (відрізка) магістрального трубопроводу буде визначатися в такий спосіб:

$$\Delta R_{mp}(t) = \int_{z_1}^{z_2} \int_{x_1(z)}^{x_2(z)} f(x, z; m_x(t), m_z(t), \sigma_x(t), \sigma_z(t)) dx dz, \quad (5.15)$$

де z_1, z_2 – координати кінців ділянки трубопроводу; $x_1(z), x_2(z)$ – прямі, що визначають межі зони ураження ділянки трубопроводу.

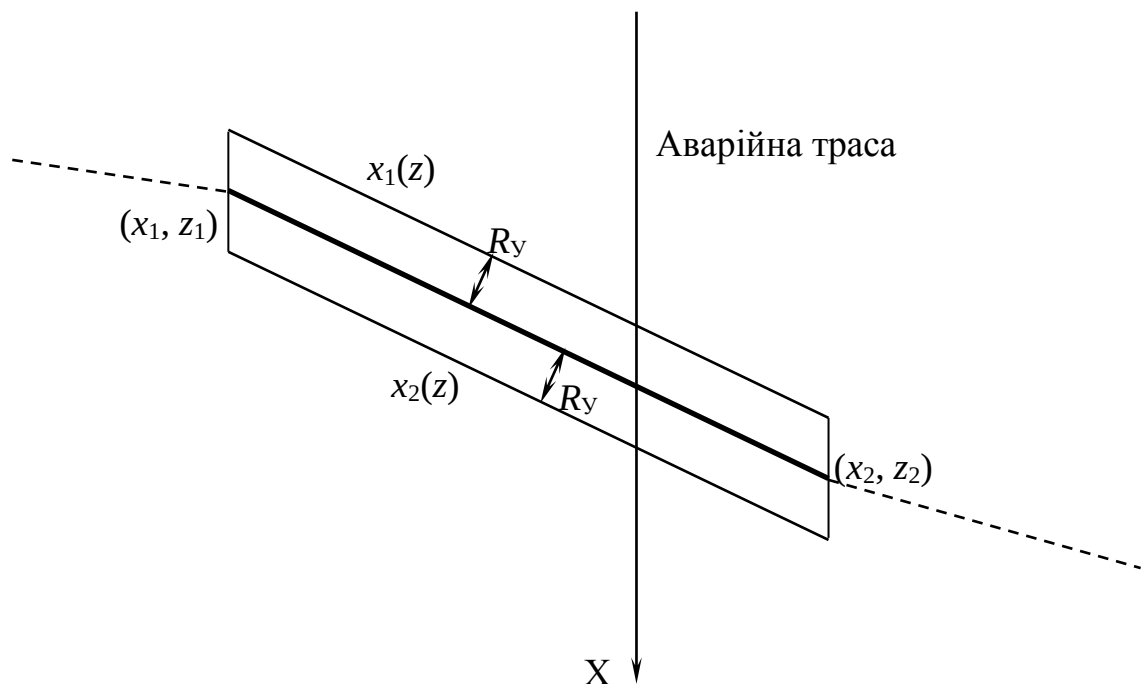


Рис. 5.17 – Зона ураження прямолінійної ділянки магістрального трубопроводу

Для прикладу визначено ризик ураження магістрального газогону «Бухара-Урал», який розташований у межах аварійної зони траси пуску РН «Дніпро» (охоплює території Російської Федерації і Республіки Казахстан). У розрахунках газогін було зображено у вигляді п'яти відрізків. Розглянуті відрізки і координати їх кінців показано на рис. 5.18. Значення ризиків для окремих ділянок магістрального газогону «Бухара-Урал» у разі падіння

аварійної РН «Дніпро» (на ділянці пасивного падіння РН не руйнується), визначені відповідно до (5.14), (5.15), а також загальний ризик, отриманий згідно з (5.13), наведено в таблиці 5.8.

Таблиця 5.8

Значення ризиків ураження магістрального газогону «Бухара-Урал»

Ділянка газогону «Бухара-Урал» (згідно з рис. 5.18)	Довжина ділянки, км	Ризик падіння аварійної РН у зону ураження ділянки газогону
1	24,6	$1,7 \cdot 10^{-7}$
2	47,6	$4,0 \cdot 10^{-7}$
3	16,1	$6,9 \cdot 10^{-8}$
4	17,1	$4,2 \cdot 10^{-8}$
5	61,2	$3,2 \cdot 10^{-8}$
Разом	166,6	$7,2 \cdot 10^{-7}$

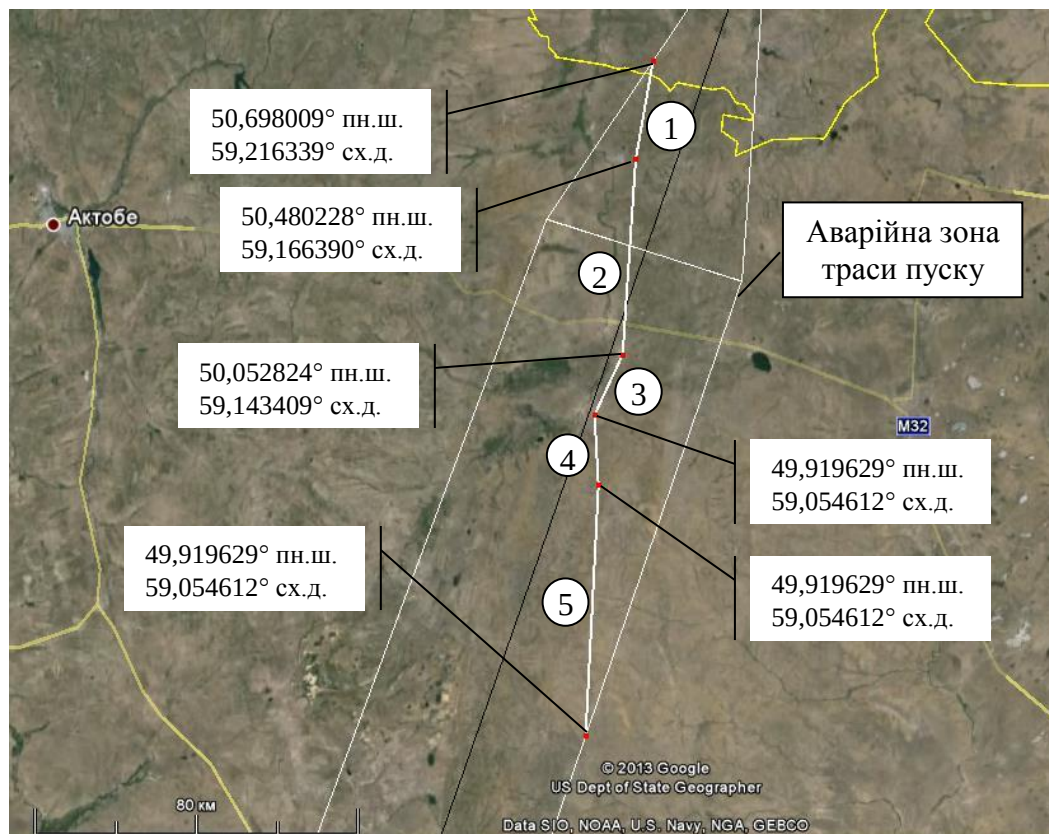


Рис. 5.18 – Ділянки магістрального газогону «Бухара-Урал», які потрапляють в аварійну зону траси пуску РН «Дніпро»

Отже, проведені розрахунки засвідчили, що ризик для магістрального газогону «Бухара-Урал» у випадку аварії РН «Дніпро» перебуває в допустимих межах.

5.6 Визначення зон небезпеки для людей у разі аварії ТР(ОТР) на ділянці автономного польоту

Для розроблюваного національного ОТРК особливої актуальності набула задача визначення небезпечних зон для людей під час проведення льотних (льотно-конструкторських і Державних) випробувань. Гостроту зазначеному питанню додає те, що можливості існуючих в Україні полігонів для проведення таких випробувань обмежені.

Під час проведення льотних випробувань ОТРК найбільшу небезпеку становить відпрацювання ТР(ОТР) з касетним бойовим оснащенням на основі некерованих уламково-фугасних БЕ. Небезпека, передусім, зумовлена значною площею ураження КБЧ. В підрозділі 3.3 було побудовано математичні моделі оцінювання безпеки в районі падіння КБЧ у випадку штатного польоту ТР(ОТР). Далі розглянемо питання забезпечення безпеки у випадку виникнення ПШС на етапі польоту ТР(ОТР), яка оснащена КБЧ, під час проведення ЛВ. Питання побудови небезпечних зон під час відпрацювання КБЧ розглянуті, наприклад, у статті [17], де небезпечні зони фактично являли собою зони падіння аварійної ракети з додаванням радіуса ураження БЕ.

На активній ділянці траєкторії ТР(ОТР) позаштатне задіяння КБЧ виключається (блокується) за допомогою ступенів запобігання, які введено до запобіжно-виконавчого механізму КБЧ. Отже, у випадку аварії ракети на активній ділянці траєкторії після АВД задіяння відсіку КБЧ не відбуватиметься. Після завершення роботи маршового двигуна ТР(ОТР) ступені запобігання КБЧ послідовно знімаються. Після цього у разі аварії ТР(ОТР) на ділянці автономного (пасивного) польоту (зокрема, і у випадку відокремлення ГЧ, така схема передбачалася для ОТРК «Сапсан»), з одного боку, аварійний політ припинити неможливо, а з другого – після досягнення ТР(ОТР) або ГЧ розрахункової висоти здійснюватиметься розкриття КБЧ. Враховуючи, що ТР(ОТР) має певну аеродинамічну якість, аварійна ТР(ОТР) або ГЧ на ділянці автономного польоту може значно відхилитися від заданої траєкторії польоту і, як наслідок, суттєво розширюється зона можливого ураження. Єдиною можливістю локалізації наслідків аварії ТР(ОТР) на ділянці автономного польоту є блокування бортовою СБП команди на задіяння КБЧ (зняття ступенів запобігання) у випадку виявлення АС. Для обґрунтування доцільності запровадження такої команди треба було оцінити небезпечні зони, які реалізуються у випадку аварії ТР(ОТР) на ділянці автономного польоту у випадку розкриття КБЧ та у разі, коли такого задіяння КБЧ не відбувається.

Ризики для людей і об'єктів, які можуть перебувати у районі проведення ЛВ, у випадку виникнення АВ на ділянці автономного польоту ТР(ОТР), можуть бути визначені з використанням співвідношень, аналогічних (4.4)

$$R = \sum_{i=1}^{N_Q} R^{(i)} \quad (5.16)$$

$$R^{(i)} = Q_i \cdot \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \cdot \Delta R_j, \quad (5.17)$$

де Q_i – ймовірність виникнення АВ ТР(ОТР) i -того типу на ділянці автономного польоту; $P_{\Delta t_j}$ – ймовірність того, що АВ ТР(ОТР) i -того типу трапиться у j -тому інтервалі часу; $N_{\Delta t}$ – кількість інтервалів часу, на яку розбивається час автономного польоту ТР(ОТР); ΔR_j – ймовірність ураження об'єкта у випадку виникнення АВ ТР(ОТР) i -того типу в j -тому інтервалі часу.

Для розроблених конструкцій ТР(ОТР) на ділянці автономного польоту АС можуть бути зумовлені втратою керованості, що є наслідком:

- відмови (заклинювання) одного з рульових приводів аеродинамічного руля (АДР);
- руйнування(поломки) одного АДР.

Розрахунки небезпечних зон для людей у випадку виникнення аварії на етапі автономного польоту проводилися для ТР з КБЧ у випадку пуску на мінімальну дальність. Випробування останньої можливо проводити на наявних суходільних полігонах МО України. Кількість БЕ у складі КБЧ становила 60 шт. з трьома радіусами кидання: 60 м (кидається 10 БЕ), 90 м (кидається 20 БЕ) і 126 м (кидається 30 БЕ). В якості об'єктів можливого ураження розглядалися люди. Зона ураження окремого БЕ являє собою коло, радіус якого відповідає забійному інтервалу уражального елемента (уламка) і становить ~ 200 м. У разі введення в алгоритм роботи СБП команди на блокування задіяння КБЧ у випадку аварії ТР, у розрахунках приймалося, що під час удару об землю відбувається одночасна детонація центрального розривного заряду і зарядів БЕ. В цьому випадку для людей основну небезпеку становлять вибухова ударна хвиля і уламки БЕ, при цьому можливий радіус ураження становить $\sim 280 - 300$ м.

На рис. 5.19 показано визначені відповідно до (5.16), (5.17) небезпечні зони для людей у разі виникнення АС на ділянці автономного польоту ТР, де ризики перевищують допустимий рівень (10^{-6}). Як впливає з графіка, у випадку виникнення АС, пов'язаної із втратою керованості ТР і подальшому відхиленні її від штатної траєкторії з подальшим розкриттям КБЧ, зона можливого ураження людей значно більша (~ 2 рази) в порівнянні з випадком, коли задіяння КБЧ не відбувається. Виходячи з цього, в алгоритмі СБП для ТР(а за аналогію і ОТР) було передбачено команду на блокування задіяння КБЧ у випадку фіксації АС, що зменшує розміри небезпечної зони і спрощує вибір полігона, для проведення льотно-конструкторських і Державних випробувань.

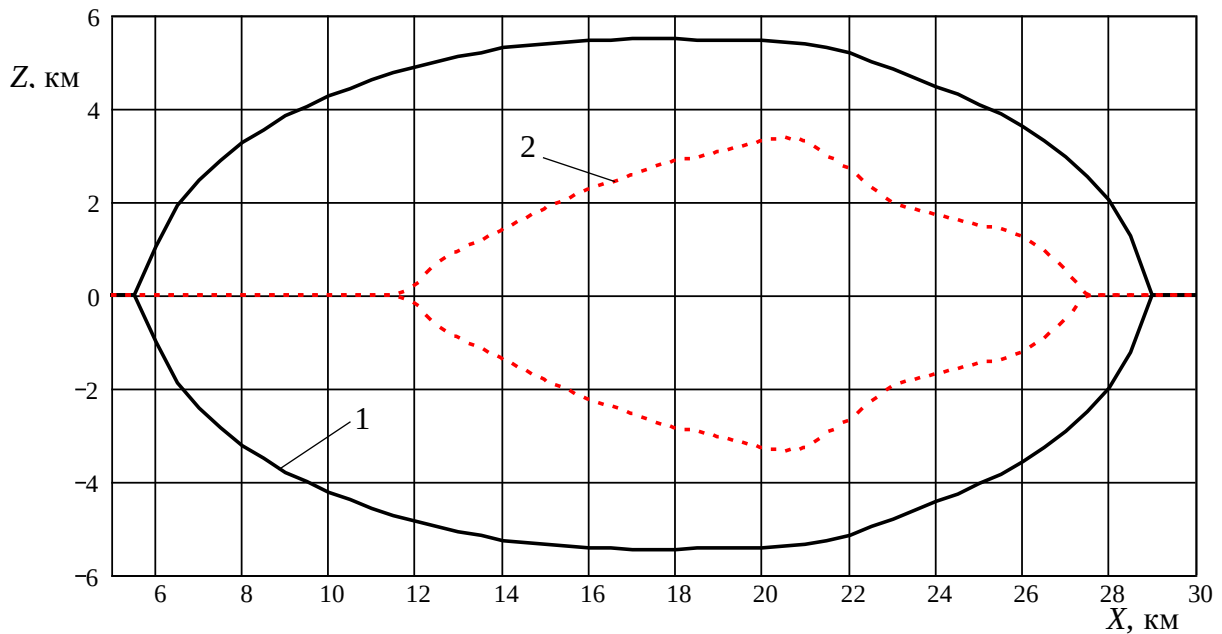


Рис. 5.19 – Небезпечні зони для людей у випадку втрати керованості ТР з КБЧ на ділянці автономного польоту:

- 1 – випадок розкриття КБЧ;
- 2 – випадок, коли задіяння КБЧ не відбувається

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 5

У розділі отримано розв'язання практично важливих задач польотної безпеки, основу яких складають розроблені в розділі 4 математичні моделі.

1. Для випадку аварії РН на етапі польоту І ступеня запропоновано алгоритм побудови небезпечної зони для людей, всередині якої індивідуальні ризики перевищують гранично допустимий рівень (оцінювання поля потенційного територіального ризику). Основу алгоритму складає побудова сітки в межах аварійної зони траси пуску, у вузлах якої визначаються значення індивідуального ризику з використанням математичних моделей підрозділу 4.3, зокрема і з урахуванням блокування АВД на початковій ділянці польоту І ступеня.

2. Сформульовано оптимізаційну задачу вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту І ступеня, розв'язання якої дозволяє підвищити ймовірність збереження СК у разі аварії РН. Її суть в отриманні мінімуму ймовірності ураження СК з урахуванням двох обмежень: ризик для інших об'єктів НК (виключаючи СК) не повинен перевищувати допустимого рівня і при цьому небезпечна зона для людей (населення) не повинна виходити за визначені допустимі межі. Запропоновано практичне розв'язання задачі вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту І ступеня, засноване на методі перебору.

3. Розроблені математичні моделі і методи були використані для комплексного аналізу польотної безпеки КРК «Циклон-4»:

- для ділянки польоту першого ступеня РКП «Циклон-4» виділено розрахункові відмови і зумовлені ними ПШС, а також проведено їх класифікацію за приналежністю до першої або другої групи. Проведено аналіз отриманих на основі статистичного моделювання характеристик розвитку ПШС, пов'язаних із втратою керованості: середньої тривалості розвитку АС і ймовірності реалізації АД. Показано, що розвиток ПШС, пов'язаних із втратою керованості, може бути як досить динамічним (відмова рульового двигуна, або відмова одного з рульових агрегатів), так і мати досить повільний характер, який у більшості випадків може і не призводити до реалізації АД;
- шляхом розв'язання оптимізаційної задачі (5.2) – (5.4) вибрано і обґрунтовано тривалість блокування АД на початковій ділянці польоту РКП «Циклон-4», яка склала 15 с. Це дозволило дещо знизити ймовірність ураження СК у випадку аварії РКП «Циклон-4». Визначальним для вибору тривалості блокування АД виявився розмір небезпечної зони для людей у районі космодрому;
- побудовано небезпечні зони для людей під час проведення пусків РКП «Циклон-4» на ЕО і ССО. Отримані небезпечні зони є більш коректними в порівнянні із зонами, які були отримані традиційними методами. Насамперед, це пов'язано з виокремленням у структурі ризику АВ, що призводять до миттєвого обнуління тяги і падіння аварійної РН (відмов першої групи). З використанням отриманих небезпечних зон було оптимізовано заходи щодо убезпечення населення уздовж траси польоту. Так, для траєкторії виведення КА на ССО було прийнято рішення про зміну початкового азимута пуску РКП «Циклон-4» з 358° на 17° .

4. В рамках розроблених математичних моделей оцінювання безпеки у випадку аварії РН(БР) на етапі польоту вперше запропоновано ЗУО зображати у вигляді опуклого багатокутника або сукупності опуклих багатокутників. Такий підхід до подання ЗУО є більш коректним і дозволить підвищити точність одержуваних результатів. За аналогією до моделі оцінювання безпеки для штатного польоту в основі запропонованого підходу розрахунку ризику ураження наземних об'єктів лежить поділ опуклого багатокутника на складові трикутники. Показано практичне використання запропонованих моделей для визначення ймовірності падіння аварійної РН у зону ураження НП, а також ризику для о. Байкал.

5. Показано недоліки процедури оцінювання колективного ризику для НП у випадку аварії РН на ділянці польоту першого ступеня, коли під час її падіння реалізуються значні за розмірами зони ураження. В цьому випадку для

визначення колективного ризику для НП, які потрапляють в аварійну зону траси пуску РН, запропоновано нову процедуру, що використовує статистичне моделювання з визначенням площі перетину сельбищної території НП і площі ураження РН. Сельбищна територія НП для розробленого алгоритму подається у вигляді опуклого багатокутника. Розроблено відповідне програмне забезпечення для оцінювання колективного ризику НП.

6. Побудовано математичну модель для розрахунку ризику ураження магістрального газогону(трубопроводу), що є лінійним об'єктом. Така модель може розглядатися як подальший розвиток розроблених моделей оцінювання безпеки площинних об'єктів. Визначення ймовірності ураження лінійного об'єкта, що потрапляє в аварійну зону траси пуску, передбачає його поділ на окремі прямолінійні ділянки (відрізки), для яких будуються зони ураження і відповідно розраховуються ризики. Модель було використано для розрахунку ймовірності ураження магістрального газогону «Бухара-Урал» під час пусків РН «Дніпро».

7. Запропоновано модель для оцінювання ризиків ураження людей і наземних об'єктів у випадку аварії ТР(ОТР), споряджену КБЧ, на ділянці автономного(пасивного) польоту. З її допомогою обґрунтовано необхідність введення в алгоритм СБП команди на блокування задіяння КБЧ у разі аварії ТР(ОТР) на етапі автономного польоту (після зняття ступенів запобігання задіяння КБЧ).

Розроблені моделі та процедури розрахунку показників польотної безпеки було використано під час створення КРК «Циклон-4», «Циклон-4М», АКРК-2, РКК «Маяк», РН «Антарес», бойових ракетних комплексів «Сапсан» і «Грім-2», а також в процесі ув'язування КА з експлуатованими РКП «Зенит-3SL», РКП «Зенит-3SLБ» та РН «Дніпро», що експлуатуються [97, 99, 100, 102, 101 106, 107, 126].

РОЗДІЛ 6

МОДЕЛЬ ОЦІНЮВАННЯ ІМОВІРНОСТІ ВІДСУТНОСТІ АВАРІЇ НА БОРТУ РН, ОБЛАДНАНОЇ СИСТЕМОЮ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТУ, ЯКА ЗАПОБІГАЄ АВАРІЇ (ЗАГАЛЬНИЙ ВИПАДОК)

У розділах 4, 5 побудовано математичні моделі оцінювання безпеки наземних об'єктів у випадку аварії РН, обладнаної СБП, що реалізує АВД. У формулах розрахунку ризику ураження наземних об'єктів (див., наприклад, формули (4.11), (4.17) (4.19), (5.8), (5.14) та інших) як перший співмножник використовується ймовірність виникнення АВ на борту РН. Такий підхід до розрахунків є слушним у випадку аварій РН, в яких функцію СБП обмежено виключно локалізацією наслідків аварії шляхом реалізації АВД. У загальному випадку, коли у складі РН передбачено використання штатної СБП, яка здійснює ідентифікацію виниклої АС та її відбивання, необхідно у формулах оцінювання ризику ураження наземного об'єкта розглядати не просто подію виникнення відмови, що призводить до аварійного припинення польоту РН, а більш складну подію – аварії на борту РН, яка являє собою перетин двох подій:

$$D = A_Q \cap \bar{A}_{СБП},$$

де A_Q – подія виникнення на борту РН аварійної відмови, яка спричиняє розвиток АС; $\bar{A}_{СБП}$ – подія, яка полягає у тому, що дії з боку СБП, спрямовані на ліквідацію виниклої АС, не дали позитивного ефекту.

Далі у розділі розглянемо методичні питання визначення ймовірності зворотної події ($\bar{D}$) – відсутності аварії на борту РН, обладнаної СБП, що забезпечує виявлення та запобігання аваріям [44, 45]. Зазначений показник може розглядатися окремо як показник безпеки для РН, що обладнана СБП у загальному випадку.

6.1 Визначення ймовірності відсутності аварії на борту ракети-носія, обладнаного СБП для запобігання аварій

Як і раніше, припустимо, що функціонування РН на ділянці польоту розглянутого ступеня складається з n складових частин (підсистем), кожна з яких може перебувати тільки в двох можливих станах: працездатному і непрацездатному (див. матрицю станів підрозділу 2.2). Тільки частина станів, пов'язаних з відмовами підсистем, призводить до аварії РН (подія D). Зауважимо, що встановлення АВ для РН здійснюється шляхом експертного аналізу із залученням математичного і фізичного моделювання, а у разі потреби шляхом постановки прямого експерименту. Ситуація спрощується, якщо виявляється відмова елемента ($\bar{A}_i$), що безпосередньо призводить до АС і аварії РН, тоді будь-які комбінації відмов елементів $\bar{A}_i \bar{A}_j$, $\bar{A}_i \bar{A}_j \bar{A}_k$ автоматично призводять до аварії. Якщо ж відмова $\bar{A}_i$ не призводить до виникнення АС, тоді

пошук АВ треба продовжити у множині станів, які містять дві, три і більше відмов елементів одночасно.

Нехай, як і раніше, в СТС можуть з'явитися N_1 відмов, які не призводять до аварії, і N_2 аварійних відмов. Тоді для РН, що не містить у своєму складі СБП, яка запобігає аваріям, ймовірність відсутності аварії визначиться (див. (2.5)) як

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N_1} P(B'_j) = 1 - \sum_{j=1}^{N_2} P(B''_j), \quad (6.1)$$

$$\text{де } B_1 = \bigcap_{i=1}^n A_i, \quad P(B_1) = \prod_{i=1}^n p_i.$$

Для РН, обладнаної штатною СБП, що забезпечує запобігання аваріям, вираз для події $\bar{D}$ ускладниться і набуде вигляду

$$\bar{D} = B + \bar{B} \cdot C,$$

де B – подія, що полягає у відсутності аварійних відмов на борту РН; C – подія, що полягає в запобіганні аварії штатною СБП РН. Тоді, переходячи до ймовірностей,

$$P(\bar{D}) = P(B) + P(\bar{B}) \cdot P(C/\bar{B}). \quad (6.2)$$

Події B і C – досить складні, тому необхідно розкрити їх зміст. Зрозуміло, що

$$B = B_1 \cup \left(\bigcup_{j=1}^{N_1} B'_j \right);$$

$$\bar{B} = \bigcup_{j=1}^{N_2} B''_j = \bigcup_{j=1}^{N_2} AB_j,$$

де AB_j – аварійна відмова j -того типу.

В процесі визначення події C розмірковуємо так. Кожна АВ через АС призводить до аварії. Для запобігання кожного окремого типу АС, що виникла і розгортається, в складі СБП використовуються окремі система контролю (СКр) і система запобігання (СЗ). Запишемо наступну логічну послідовність між подіями:

$$AB_j \Rightarrow AC_j \Rightarrow СКр_j \Rightarrow СЗ_j \quad (j = \overline{1, N_2}), \quad (6.3)$$

де $СКр_j$ – подія, яка полягає в тому, що система контролю виявить виниклу АС j -того типу, $СЗ_j$ – подія, яка полягає в тому, що СЗ відіб'є АС j -того типу після її виявлення.

Принципово можливо створити автомат, що відбиває будь-які АС після їх виникнення, тобто створити у складі СБП багатофункціональну СЗ. Але далі з методичних міркувань будемо дотримуватися послідовності (6.3).

Системи СКр_j і СЗ_j функціонують у парі послідовно. Це дозволяє записати подію С з урахуванням (6.3) як

$$C = \bigcup_{j=1}^{N_2} (СКр_j \cap СЗ_j).$$

У свою чергу

$$\bar{B} \cdot C = \left(\bigcup_{j=1}^{N_2} AB_j \right) \cap \left(\bigcup_{j=1}^{N_2} (СКр_j \cap СЗ_j) \right).$$

Нарешті,

$$\bar{D} = \left[B_1 \cup \left(\bigcup_{j=1}^{N_1} B'_j \right) \right] \cup \left[\left(\bigcup_{i=1}^{N_2} AB_i \right) \cap \left(\bigcup_{j=1}^{N_2} (СКр_j \cap СЗ_j) \right) \right].$$

Розкриваючи логічні операції $\cup$ і $\cap$, треба мати на увазі, що

$$СКр_j \cap СЗ_j \neq \emptyset,$$

$$AB_i \cap (СКр_j \cap СЗ_j) \equiv \emptyset \text{ виключно у випадку } i \neq j.$$

Останнє випливає з того, що АС, яка зумовлена АВ j-того типу, відбивається виключно власними СКр_j і СЗ_j (за припущенням). З огляду на це, після перетворень матимемо

$$\bar{B} \cdot C = \sum_{j=1}^{N_2} AB_j \cap СКр_j \cap СЗ_j.$$

Остаточно для шуканої події $\bar{D}$ отримаємо

$$\bar{D} = B_1 + \sum_{j=1}^{N_1} B'_j + \sum_{j=1}^{N_2} AB_j \cap СКр_j \cap СЗ_j. \quad (6.4)$$

Зауважимо, що всі $(1 + N_1 + N_2)$ подій у (6.4) є несумісними. Це дає змогу записати простий вираз для оцінювання імовірності відсутності аварії на борту РН, обладнаної штатною СБП у загальному випадку

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N_1} P(B'_j) + \sum_{j=1}^{N_2} P(AB_j \cap СКр_j \cap СЗ_j). \quad (6.5)$$

У припущенні незалежності події виникнення АВ_j, а також функціонування СКр_j і СЗ_j формула (6.5) матиме вигляд

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N_1} P(B'_j) + \sum_{j=1}^{N_2} P(AB_j) \cdot P(СКр_j \cap СЗ_j). \quad (6.6)$$

Розглянемо окремі випадки, які впливають з (6.6). Якщо система запобігання аварій у складі СБП відсутня, дійдемо формули (6.1), як окремого випадку (6.6).

Якщо системи контролю і запобігання аварій абсолютно надійні й дозволяють однозначно виявити та відбити всі потенційні АВ, тоді безаварійність РН є абсолютною

$$P(\bar{D}) = 1.$$

Величина N_2 характеризує максимально можливу кількість аварійних відмов, що встановлюється за допомогою матриці станів (2.1). У формулі (6.6) відображено випадок, коли система запобігання аварій відбиває всі можливі АС. Більш природною видається ситуація, коли система запобігання здатна відбити лише частину АВ N'_2 ($N'_2 < N_2$). Отже, вираз для $P(\bar{D})$ матиме вигляд

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N_1} P(B'_j) + \sum_{j=1}^{N'_2} P(AB_j) \cdot P(СКр_j \cap СЗ_j). \quad (6.7)$$

Співвідношення між N_2 і N'_2 характеризує міру охоплення можливих АС і, отже, ефективність використовуваної СБП. Для РН, зокрема, для верхнього рівня ієрархії підсистем, більш характерним є випадок, коли всі відмови складових частин є аварійними (тобто $N_1 = 0$), при цьому лише частина із них може бути відбита штатною СБП. Виходячи з цього, ймовірність відсутності аварії РН буде визначатися таким чином:

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N'_2} P(AB_j) \cdot P(СКр_j \cap СЗ_j).$$

Підсумовуючи зазначимо, що в загальному випадку величину $1 - P(\bar{D})$ може бути використано в формулах розрахунку ризику ураження наземного об'єкта замість ймовірності виникнення АВ.

6.2 Визначення ймовірності запобігання розвитку аварійної ситуації на борту РН штатною СБП

Під час використання (6.7) принциповим є визначення ймовірності $P(СКр_j \cap СЗ_j)$ для $j = \overline{1, N'_2}$. В загальному випадку можливість застосування спеціальних систем запобігання аварій ґрунтується на тому, що від моменту появи АВ є деякий проміжок часу (проміжок часу розвитку АС), протягом якого вони можуть бути задіяні для досягнення успіху. Ще раз необхідно підкреслити, що під аварійною ситуацією маємо на увазі стан СТС, що виникає в результаті АВ і призводить природним чином до аварії, якщо не вжито спеціальних заходів. За своєю сутністю АС – це певний перехідний процес, що завершується аварією.

Починаючи з моменту виникнення АВ (точніше моменту виявлення АС) основна система (в нашому випадку РН) спільно із системою безпеки працює в аварійному режимі, що суттєво відрізняється від штатного передусім зміною її стану. Кожній АС РН відповідає своя фізична картина перебігу, зумовлена

характером АВ, що виникає. Для конкретного типу РН АС мають свої особливості перебігу, зумовлені особливістю конструкції, проте загальні закономірності ознак аварійності зберігаються.

У процесі розвитку АС функціонування СТС може бути описано деяким набором параметрів, що змінюються в часі. Частина цих параметрів є визначальними, тобто «носіями» ознак аварії. Наприклад, різке підвищення тиску і температури, підвищений витік робочого тіла, інтенсивне нагрівання елементів конструкції тощо. Спостереження за цими критичними параметрами (контрольовані параметри, див. підпункт 1.3.3.3) дозволяє ефективно визначати наближення до аварії, і, отже, можливості її запобігання.

Покажемо, як визначається ймовірність виявлення і запобігання штатною СБП аварійної ситуації (передбачається, що в складі СБП і РН є комплекс технічних засобів для виходу із цієї АС). Для цього більш детально розглянемо процес розвитку АС від моменту виникнення АВ до настання аварії з урахуванням задіяння СБП. Часову діаграму зазначеного процесу наведено на рис. 6.1.

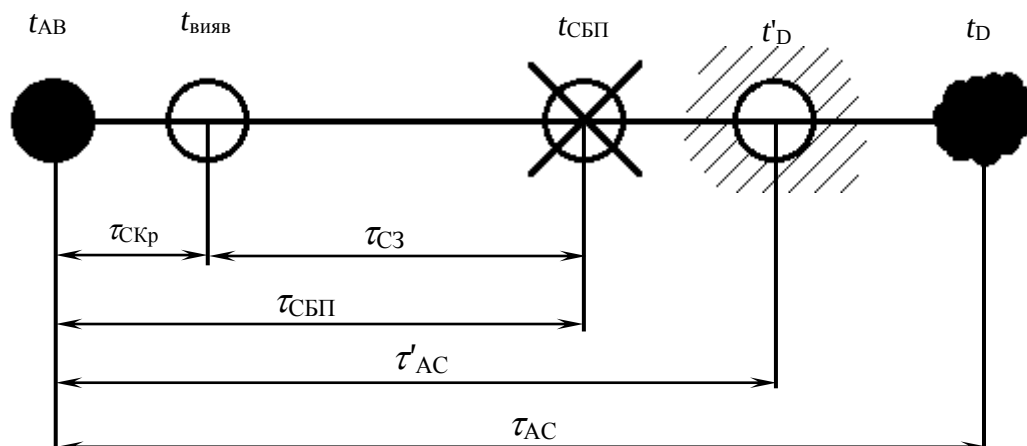


Рис. 6.1 – Процес розвитку АС на борту РН:

t_{AB} – момент виникнення АВ;

$t_{вияв}$ – виявлення системою контролю АС, що виникла на борту РН;

$t_{СБП}$ – відбиття АС (вихід із АС);

t'_D – момент досягнення критичним параметром граничного значення, після якого неминуче відбудеться аварія;

t_D – момент аварії;

$\tau_{СКР}$ – тривалість виявлення виниклої АВ системою контролю;

$\tau_{СЗ}$ – тривалість відбиття АС;

$\tau_{АС}$ – тривалість розвитку АС;

$\tau'_{АС}$ – резерв часу на відбиття АС.

Найважливішою характеристикою в процесі дослідження АС є тривалість її розвитку. Саме ця часова характеристика дозволяє обрати і реалізувати найбільш ефективні способи запобігання аварії.

Визначимо величину тривалості АС як

$$\tau_{AC} = t_D - t_{AB}, \quad (6.8)$$

де t_{AB} – момент виникнення АВ; t_D – момент настання аварії (тут і далі в розділі момент аварії позначимо так на відміну від t_A , яке використовувалося раніше).

Величина τ_{AC} є випадковою. Момент настання аварії в більшості випадків не може бути однозначно визначений, крім, наприклад, випадків типу миттєвого вибуху. Тому для більш ефективного припинення розвитку АС доцільно розглядати не момент t_D , а момент часу t'_D , починаючи з якого запобігти аварії вже неможливо (аварія ще не відбулася в своєму остаточному вигляді, але з моменту t'_D вона неминуче настане, які б можливі зусилля не прикладалися). Момент часу t'_D також багато в чому неоднозначний, проте його запровадження конкретизує фактичний час, що відводиться на запобігання аварії, крім того, використання його дає розв'язок у запас безпеки. З урахуванням цього тривалість АС визначатиметься як

$$\tau'_{AC} = t'_D - t_{AB}. \quad (6.9)$$

Величина τ'_{AC} характеризує фактичний резерв часу, що надається СБП для запобігання аварії. На цьому відрізку часу повинні спрацювати складові СБП: система контролю і система запобігання. Слід зауважити, що тривалість АС розглядається незалежно від введених у підрозділі 4.2 типів відмов, адже тут важливим є час реагування СБП на АС, що розгортається.

Системи контролю і запобігання аварії мають свої часові характеристики, необхідні для виявлення АС та відпрацювання команди на запобігання аварії. У зв'язку з цим введемо величину $\tau_{СБП}$ – час на розпізнавання АС і запобігання(усунення) аварії. Очевидно виконання нерівності

$$\Delta\tau = \tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0 \quad (6.10)$$

є гарантією того, що СКр і СЗ (складові СБП) зможуть запобігти аварії за умови появи АВ. Величина $\Delta\tau$ також є випадковою, тому як запобіжний засіб цієї гарантії слід узяти ймовірність виконання нерівності (6.10), яка одночасно буде вихідною ймовірністю запобігання аварій у випадку появи АВ (див. (6.3))

$$P(СКр_j \cap СЗ_j) = P(\bar{D}/AB) = \Pr\{\Delta\tau = \tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0\}. \quad (6.11)$$

Грунтуючись на конструктивних особливостях СКр і СЗ, а також фізичних моделях протікання АС, можливо побудувати метод визначення умовної ймовірності (6.11). Якщо відома спільна щільність розподілу величин τ'_{AC} і $\tau_{СБП}$, шуканий показник визначиться так:

$$P(\bar{D}/AB) = \iint_{\tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0} f(\tau'_{AC}, \tau_{СБП}) d\tau'_{AC} \cdot d\tau_{СБП}. \quad (6.12)$$

Якщо ж $f(\tau'_{AC}, \tau_{СБП})$ є невідомою, проте проектувальник володіє аналітичними залежностями типу $\tau'_{AC} = \varphi_1(z_1, \dots, z_k)$ і $\tau_{СБП} = \varphi_2(x_1, \dots, x_m)$, де $Z_1, \dots, Z_k$ – змінні стану РН у період розвитку АС, а $X_1, \dots, X_m$ – проектно-конструкторські характеристики СКр і СЗ, що визначають величину $\tau_{СБП}$, то шуканий показник визначиться в такий спосіб:

$$P(\overline{D}/AB) = \int_{\varphi_1 - \varphi_2 > 0} (k + m) \int g_{Z,X}(z_1, \dots, z_k, x_1, \dots, x_m) dz_1 \dots dx_m, \quad (6.13)$$

де $g_{Z,X}(\bullet)$ – деяка уніфікована форма багатовимірного імовірнісного розподілу, побудована на множині числових характеристик векторів $\overline{Z} = \{Z_1, \dots, Z_k\}$ і $\overline{X} = \{X_1, \dots, X_m\}$.

Методичні питання визначення ймовірності відбивання АС згідно з (6.12) або (6.13) розглянуто в розділах 9 і 10, присвячених параметричним моделям.

На закінчення зробимо одне зауваження. Використання виразу (6.9) замість (6.8) для величини τ_{AC} може значно підвищити гарантію запобігання аварії. У той же час це скорочує час на запобігання аварії, а, отже, посилюються вимоги до СЗ. Врешті-решт може так статися, що в процесі аналізу АС проєктант зіткнеться з фактом принципової неможливості для багатьох із них використовувати системи СЗ саме через брак часу ($\tau_{СЗ}$). У таких випадках може гостро постати питання щодо більш ранньої діагностики АВ, для збільшення проміжку часу $\tau_{СЗ}$, формально кажучи, про зміщення вліво моменту часу $t_{вияв}$.

6.3 Зниження безвідмовності РН, обладнаної штатною СБП, яка запобігає аварії

Використання систем контролю і запобігання аварій у складі СБП неминуче призводить до ускладнення СБП і СТС у цілому, що безпосередньо позначається на величині надійності останньої. В такій ситуації подія, яка полягає у виконанні системою основного завдання (позначимо цю подію як А), може бути подана так:

$$A = H_1 \cap H_2,$$

де H_1 – подія, яка полягає в тому, що основна система (РН) працездатна; H_2 – подія, коли системи СКр і СЗ не призводять до зриву основного завдання.

Тоді ймовірність виконання основного завдання СТС дорівнює

$$P(A) = P(H_1 \cap H_2) = P(H_1) \cdot P(H_2/H_1).$$

У загальному випадку

$$H_1 = \bigcup_{j=1}^{N_p} B_j, \quad (6.14)$$

де N_p – кількість працездатних станів основної системи, які встановлюються за допомогою матриці станів типу (2.1) і структурної схеми надійності.

Зауважимо, що для РН ймовірність події H_1 визначається ІБР і відповідно $P(H_1) = P(B_1) = P_c$.

Подія H_2 потребує роз'яснення. Мета систем СКр і СЗ полягає у виявленні аварійних відмов і запобіганні переростання їх в аварію (відбиття АС). А який вплив можуть завдати ці системи роботі СТС (зокрема, РН) за відсутності в ній аварійних відмов? Виявляється, що «хибні» спрацювання СКр і СЗ можуть припинити нормальне функціонування основної системи і перевести її в режим ліквідації АС. Так виникає потреба у дослідженні «хибного» спрацювання, характерного для діагностичних і керуючих систем.

Отже, кожна з систем СКр і СЗ може перебувати в одному з трьох станів: СКр і СЗ – працездатний стан (правильна реакція на стан основної системи); $\overline{\text{СКр}}, \overline{\text{СЗ}}$ – відсутність реакції на появу АВ (відмова в загальноприйнятому значенні); $\overline{\overline{\text{СКр}}}, \overline{\overline{\text{СЗ}}}$ – «хибне» спрацювання системи контролю та системи запобігання відповідно за відсутності АВ в основній системі. Всі стани несумісні і в сукупності становлять повну групу подій.

Запишемо можливі стани для пари систем СКр, СЗ:

$$\begin{aligned} &\text{СКр} \cap \text{СЗ}, \text{СКр} \cap \overline{\text{СЗ}}, \text{СКр} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}}}, \\ &\overline{\text{СКр}} \cap \text{СЗ}, \overline{\text{СКр}} \cap \overline{\text{СЗ}}, \overline{\text{СКр}} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}}}, \\ &\overline{\overline{\text{СКр}}} \cap \text{СЗ}, \overline{\overline{\text{СКр}}} \cap \overline{\text{СЗ}}, \overline{\overline{\text{СКр}}} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}}} \end{aligned} \quad (6.15)$$

Аналіз сукупності (6.15) показує, що чотири стани ($\text{СКр} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}}}$, $\overline{\text{СКр}} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}}}$, $\overline{\overline{\text{СКр}}} \cap \text{СЗ}$, $\overline{\overline{\text{СКр}}} \cap \overline{\text{СЗ}}$) призводять до зриву нормального функціонування основної системи через «хибні» спрацювання. Цікаво, що стан $\overline{\text{СКр}} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}}}$, незважаючи на «хибне» спрацювання системи контролю, не призводить до зриву штатної програми, оскільки система запобігання перебуває у стані «звичайної» відмови, а, отже, помилковий сигнал системи контролю не може бути відпрацьований.

Введемо подію H_{2i} , яка полягає в тому, що пара систем СКр_i і СЗ_i не призводить до зриву нормального функціонування основної системи. Для неї запишемо

$$H_{2i} = \text{СКр}_i \cap \text{СЗ}_i + \text{СКр}_i \cap \overline{\text{СЗ}_i} + \overline{\text{СКр}_i} \cap \text{СЗ}_i + \overline{\text{СКр}_i} \cap \overline{\text{СЗ}_i} + \overline{\overline{\text{СКр}_i}} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}_i}}.$$

Тоді загальну подію H_2 може бути записано наступним чином

$$H_2 = \bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i}, \quad (6.16)$$

де N'_2 – кількість пар систем СКр, СЗ, яка збігається за припущенням із кількістю аварійних відмов, що можуть бути відбиті штатною СБП.

Подія A з урахуванням (6.14), (6.15) набуде вигляду

$$A = \left(\bigcup_{j=1}^{N_p} B_j \right) \cap \left(\bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) = \bigcup_{j=1}^{N_p} \left(B_j \bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) = \bigcup_{j=1}^{N_p} \bigcap_{i=1}^{N'_2} B_j H_{2i}.$$

Ймовірність виконання основного завдання в припущенні незалежності роботи основної системи і систем СКр, СЗ дорівнюватиме

$$\begin{aligned} P(A) &= P \left(\bigcup_{j=1}^{N_p} \left(B_j \bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) \right) = \sum_{j=1}^{N_p} P \left(B_j \bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) = \\ &= \sum_{j=1}^{N_p} P(B_j) \cdot P \left(\bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) = P \left(\bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) \cdot \sum_{j=1}^{N_p} P(B_j) = P \left(\bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) \cdot P_c. \end{aligned} \quad (6.17)$$

За умови, що $P(\overline{\text{СКр}}) \neq 0$, $P(\overline{\text{СП}}) \neq 0$ (ймовірності «хибних» спрацювань відмінні від нуля), величина $P \left(\bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) < 1$ і, відповідно, $P(A) < P_c$.

Таким чином, відбулося зниження початкової безвідмовності основної системи у випадку використання систем контролю і запобігання. Позначивши $P \left(\bigcap_{i=1}^{N'_2} H_{2i} \right) = \alpha$, вираз (6.17) перепишемо у вигляді

$$P(A) = \alpha \cdot P_c. \quad (6.18)$$

Фактично величина α є коефіцієнтом зниження надійності основної системи.

Порівняння розрахункових формул для показників $P(\bar{D})$ і $P(A)$ показує, що в їх зміні є суперечності. Так, зі збільшенням кількості аварійних відмов, які має відбити СБП, величина $P(\bar{D})$ згідно з (6.7) збільшується, проте величина $P(A)$ згідно з (6.18) зменшується, причому $P(\bar{D})$ стає більшою за P_c , а $P(A)$ – меншою за останню. Пошук компромісу призводить до постановки та розв'язання оптимізаційної задачі, яка дозволяє встановити оптимальне співвідношення між значеннями зазначених показників.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 6

1. У розділі розглянуто методичні питання визначення ймовірності відсутності аварії на борту РН, обладнаної штатною СБП, що забезпечує виявлення і відбивання АС. Така СБП у своєму складі має містити діагностичну систему і систему запобігання АС.

2. Отримано загальний вираз для визначення ймовірності відсутності аварії РН з урахуванням засобів контролю і засобів запобігання АС. Розглянуто окремі випадки і, зокрема, показано, що в разі якщо система запобігання аварій на борту РН відсутня, то ймовірність відсутності аварії тотожна ймовірності

безвідмовної роботи ракети-носія. Відповідно основний спосіб підвищення безпеки підвищення надійності.

3. Отримано параметричне співвідношення для оцінювання резерву часу на відбиття АС штатною СБП. Саме на відрізку часу розвитку АС повинні спрацювати системи СКр і СЗ. Отримане співвідношення є основою для розрахунку ймовірності запобігання аварії РН. Отже, оцінювання ймовірності запобігання аварії РН, які обладнані СБП для запобігання аварій, фактично зводиться до параметричної моделі.

4. Побудовано математичну модель для оцінювання зниження безвідмовності РН, обладнаної штатною СБП, що відбиває АС, через «хибні» спрацювання, характерні для діагностичних і керуючих систем. Встановлено, що зі збільшенням кількості аварійних відмов, які відбиває СБП, величина ймовірності відсутності аварії РН збільшується відносно надійності основної системи, проте ймовірність виконання завдання основною системою зменшується через «хибні» спрацювання. Сформульовано оптимізаційну задачу, яка дозволяє визначити можливості СБП щодо відбиття АС, з одного боку, і ймовірністю «хибних» спрацювань та виконання основного завдання РН, з іншого.

РОЗДІЛ 7

ВИЗНАЧЕННЯ НАДІЙНОСТІ СИСТЕМ РЕКЕТИ-НОСІЯ НА ЕТАПІ НАЗЕМНОГО ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ВІДПРАЦЮВАННЯ

Наземне експериментальне відпрацювання (НЕВ), що поєднує проведення автономних і комплексних випробувань, становить одну з найважливіших та невід'ємних фаз процесу створення космічних і бойових ракетних комплексів. Достатньо відзначити, що в сучасних умовах на НЕВ припадає близько 60-70% загальних витрат, які виділяють на створення КРК. Крім того, експериментальне відпрацювання значною мірою визначає тривалість розроблення окремих систем, РН(БР) і ракетного комплексу в цілому.

Одним із основних завдань НЕВ є підтвердження вимог, заданих у ТЗ на розроблення складових частин РН(БР), і, зокрема, необхідного рівня їх надійності. В останні роки спостерігається стійка тенденція до зниження витрат на проведення НЕВ і скорочення термінів його проведення, що в підсумку призводить до зменшення обсягу передбачених (проведених) випробувань. Як наслідок, відсутня можливість накопичення достатніх обсягів експериментальних даних, необхідних для ефективного використання традиційних статистичних методів оцінювання надійності. У зв'язку з цим виникає суперечлива ситуація, коли необхідно оцінити надійність систем і агрегатів РН(БР), підтвердивши задані в ТЗ вимоги, і при цьому забезпечити мінімум витрат на проведення НЕВ. Виходом із такої ситуації є використання для оцінювання надійності різної додаткової інформації. З цією метою для визначення показника безвідмовності СТС на етапі НЕВ значного поширення набули байєсівські методи, які дозволяють врахувати наявну апіорну (переддослідну) інформацію і поєднати її з результатами випробувань.

7.1 Оцінювання надійності механічних систем РН за результатами випробувань з урахуванням інформації, яку містять коефіцієнти безпеки, використовувані під час проектування

Для механічних систем (МС) РН один із можливих шляхів уточнення надійності в умовах зменшення обсягів НЕВ полягає у врахуванні апіорної інформації, яку містять використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки [21, 39].

7.1.1 Типи коефіцієнтів безпеки, які використовуються під час проектування МС

Процес проектування МС ґрунтується на використанні моделей функціонування (працездатності), подібних до (2.6), або моделей «навантаження-несуча здатність» [7, 8, 64, 71]. В рамках останньої процес

функціонування описують за допомогою двох складових: перша з яких характеризує внутрішній стан МС, друга – зовнішній вплив на неї. Модель «навантаження-несуча здатність» має вигляд

$$R_j(\bar{X}) - S_j(\bar{Y}) \geq 0, \quad j = \overline{1, m}, \quad (7.1)$$

де R_j, S_j – узагальнені змінні несучої здатності і навантаження, $\bar{X}, \bar{Y}$ – вектори вхідних параметрів, що визначають несучу здатність МС, а також навантаження, що діють на неї; m – кількість умов, що визначають працездатність МС.

На основі моделей працездатності визначаються значення основних конструктивних параметрів МС, оцінюється (а інколи підтверджується) можливість її нормального функціонування. У розрахунках всі неточності, пов'язані з похибкою умов працездатності і вихідних даних, враховують за допомогою коефіцієнтів безпеки, мета яких збільшити експлуатаційні навантаження (використовується найчастіше) або зменшити несучу здатність МС [7]. Використання імовірнісного підходу до проектування (див., наприклад, [180]) дозволяє відмовитися від необхідності враховувати випадковий характер параметрів, які описують стан МС і зовнішній вплив на неї. Незважаючи на це, математичні моделі (2.6) або (7.1) неминуче містять похибки, бо є лише математичною формалізацією фізичних процесів, що тією чи іншою мірою наближаються до реальності. Слід також враховувати невизначеності, пов'язані з отриманням статистичної інформації щодо вхідних параметрів: обмежені обсяги вибірок і можливі помилки під час випробувань та вимірювань.

Найбільш наочним є використання коефіцієнтів безпеки в процесі розроблення несучих конструкцій РН(БР). У ракетній техніці приймається, що несучі конструкції ракети втрачають міцність у разі дії навантажень, збільшених у f разів відносно нормальних експлуатаційних [103] (Під експлуатаційним розуміється навантаження, що відповідає певній нормативній вірогідності неперевикнення). Відповідно в математичних виразах умов нормального функціонування експлуатаційні навантаження (параметри, що визначають зовнішній вплив на МС), збільшуються на величину коефіцієнта безпеки f . Останню величину називають розрахунковим навантаженням

$$T^P = f \cdot T^E.$$

Коефіцієнти безпеки задаються в нормативній документації (нормах міцності) і незмінні в процесі проектування. Далі будемо орієнтуватися на несучі конструкції РН, розуміючи, що коефіцієнти, подібні до коефіцієнтів безпеки в розрахунках міцності, застосовують під час проектування інших типів МС (кінетодинамічних, гідравлічних, пневматичних тощо).

Для подальших суджень розглянемо одну умову працездатності (7.1), яку запишемо в простому вигляді

$$R - fS > 0.$$

Аналіз практичних розрахунків, пов'язаних із розробленням МС РН, дозволяє виділити два типи використовуваних коефіцієнтів безпеки: центральні та екстремальні. Під центральним коефіцієнтом безпеки розуміють відношення математичних сподівань несучої здатності m_R і навантаження m_S [64]

$$\bar{f} = \frac{m_R}{m_S}. \quad (7.2)$$

Відповідно, під екстремальним коефіцієнтом безпеки мається на увазі відношення мінімальної несучої здатності ($R_{\min}$) до діючого максимального навантаження ($S_{\max}$)

$$f' = \frac{R_{\min}}{S_{\max}}. \quad (7.3)$$

Коефіцієнти безпеки у вигляді (7.2) використовують у своїх розрахунках фахівці з надійності. Практика проектування МС (насамперед, несучих конструкцій) свідчить, що нормативні коефіцієнти безпеки, які використовують у розрахунках, трактуються як екстремальні у формі (7.3).

Для ВВ несучої здатності і навантаження граничні значення $R_{\min}$, $S_{\max}$ з урахуванням деякої заданої ймовірності їх неперевиконання можна визначити так:

$$\begin{aligned} R_{\min} &= m_R - \lambda_R \sigma_R; \\ S_{\max} &= m_S + \lambda_S \sigma_S, \end{aligned} \quad (7.4)$$

де λ_R , λ_S – параметри, що характеризують відхилення граничних значень $R_{\min}$, $S_{\max}$ від математичних сподівань у частках СКВ ($\lambda_R, \lambda_S > 0$). Отже, екстремальний коефіцієнт безпеки може бути подано у вигляді

$$f' = \frac{m_R - \lambda_R \sigma_R}{m_S + \lambda_S \sigma_S} = \frac{\frac{m_R}{m_S} - \lambda_R \frac{\sigma_R}{m_S} \frac{m_R}{m_S}}{1 + \lambda_S \frac{\sigma_S}{m_S}} = \bar{f} \frac{1 - \lambda_R V_R}{1 + \lambda_S V_S} \quad (7.5)$$

або навпаки

$$\bar{f} = f' \frac{1 + \lambda_S V_S}{1 - \lambda_R V_R}, \quad (7.6)$$

де V_R , V_S – коефіцієнти варіації несучої здатності і навантаження відповідно. Співвідношення (7.5) та (7.6) відображають зв'язок між центральним і екстремальним коефіцієнтами безпеки. Виходячи з них зрозуміло, що екстремальному коефіцієнту безпеки f' завжди відповідає більше значення центрального аналога $\bar{f}$.

У розрахунках найчастіше приймається, що ВВ несучої здатності і навантаження мають нормальні закони, тому в якості значень, що

характеризують граничні відхилення R і S , логічно використати $\lambda_R = \lambda_S = 3$ (відповідає правилу 3σ або ймовірності виходу ВВ R і S за граничні значення 0,00135).

У ряді робіт [18, 71, 86] проведено аналіз значень коефіцієнтів варіації параметрів, що характеризують навантаження і несучу здатність МС. У них показано, що коефіцієнти варіації несучої здатності МС і параметрів, що її визначають, зазвичай, не перевищують значення 0,1. Для навантажень максимальні значення коефіцієнтів варіації можуть досягати 0,15–0,20. У таблиці 7.1 наведено приклади значень коефіцієнтів варіації параметрів, які характеризують міцність несучих конструкцій ступенів РН.

Таблиця 7.1

**Коефіцієнти варіації параметрів, що характеризують
міцність конструкцій РН**

Параметр	V
Еквівалентна осьова сила	0,2 (І ступінь) 0,1 (верхні ступені)
Внутрішній надлишковий тиск	0,15 (І ступінь) 0,1 (верхні ступені)
Несуча здатність клепаних відсіків на стійкість	0,05
Несуча здатність підкріплених циліндричних оболонок баків на стійкість	0,07÷0,08
Несуча здатність циліндричних оболонок баків на внутрішній надлишковий тиск	0,1
Несуча здатність на внутрішній надлишковий тиск днищ баків	0,07

В таблиці 7.2 для прикладу наведені значення центрального коефіцієнта безпеки $\bar{f}$ залежно від V_R , V_S , отримано для екстремального коефіцієнта безпеки $f' = 1,25$ і $\lambda_R = \lambda_S = 3$. Значення $f' = 1,25$ є найменшим, яке використовувалося в практиці проектування РКП «Циклон-4» і «Вега» на підприємстві відповідно до європейських норм проектування. Традиційно в розрахунках міцності на підприємстві використовується коефіцієнт безпеки, який дорівнює 1,3.

Таблиця 7.2

**Центральні коефіцієнти безпеки $\bar{f}$, що відповідають
екстремальному коефіцієнту безпеки $f' = 1,25$**

		V_S									
		0,01	0,02	0,03	0,04	0,05	0,06	0,07	0,08	0,09	0,1
V_R	0,01	1,327	1,366	1,405	1,443	1,482	1,521	1,559	1,598	1,637	1,675
	0,02	1,37	1,41	1,449	1,489	1,529	1,569	1,609	1,649	1,689	1,729
	0,03	1,415	1,456	1,497	1,538	1,58	1,621	1,662	1,703	1,745	1,786
	0,04	1,463	1,506	1,548	1,591	1,634	1,676	1,719	1,761	1,804	1,847
	0,05	1,515	1,559	1,603	1,647	1,691	1,735	1,779	1,824	1,868	1,912
	0,06	1,57	1,616	1,662	1,707	1,753	1,799	1,845	1,89	1,936	1,982
	0,07	1,63	1,677	1,725	1,772	1,82	1,867	1,915	1,962	2,009	2,057
	0,08	1,694	1,743	1,793	1,842	1,891	1,941	1,99	2,039	2,089	2,138
	0,09	1,764	1,815	1,866	1,918	1,969	2,021	2,072	2,123	2,175	2,226
	0,1	1,839	1,893	1,946	2,000	2,054	2,107	2,161	2,214	2,268	2,321

Результати таблиці 7.2 підтверджують, що екстремальним коефіцієнтам безпеки, які використовуються під час проектування, відповідають більш високі значення центральних аналогів, що, звичайно, призводить до більш високого рівня надійності МС. На закінчення необхідно відзначити гнучкість екстремального коефіцієнта безпеки, який дозволяє адекватно відобразити підвищення надійності як за рахунок рознесення математичних сподівань навантаження та несучої здатності, так і зменшення розкиду зазначених величин. Центральний коефіцієнт безпеки, з огляду на свою природу, відображає лише перший чинник підвищення надійності.

7.1.2 Визначення апіорної нижньої межі надійності МС на основі використовуваних під час проектування коефіцієнтів безпеки

Між коефіцієнтом безпеки та ІБР МС існує тісний зв'язок. Зрозуміло, що значні за величиною значення коефіцієнтів безпеки апіорно повинні забезпечувати більш високу надійність МС. Проте наявність нормативного коефіцієнта безпеки в умовах (7.1) не дозволяє однозначно визначити значення показника безвідмовності. Вигляд умови працездатності, а також ймовірнісні властивості параметрів, що визначають несучу здатність і навантаження, зумовлюють розкид одержуваних значень ІБР за одного і того ж значення коефіцієнта безпеки.

Зв'язок коефіцієнта безпеки і ІБР зазвичай описують двома способами: параметричним і непараметричним. Згідно з першим способом приймають певні закони розподілу ВВ несучої здатності і навантаження, і отримують відповідні залежності показника безвідмовності за відомого значення

коефіцієнта безпеки. Для другого характерним є отримання результатів у вигляді нижніх меж ІБР без визначення конкретних розподілів R і S . В обох випадках співвідношення традиційно будують для центрального коефіцієнта безпеки, і щоб адаптувати їх до екстремального аналога необхідно скористатися переходом (7.6).

В рамках параметричного підходу найпростіше (і найбільш вживане) співвідношення, що пов'язує коефіцієнт безпеки та ІБР, одержуємо у випадку, коли ВВ R і S незалежні і відповідають нормальним законам [64]

$$P = \Phi\left(\frac{m_R - m_S}{\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_S^2}}\right) = \Phi\left(\frac{\bar{f} - 1}{\sqrt{\bar{f}^2 V_R^2 + V_S^2}}\right), \quad (7.7)$$

де m_R , m_S , σ_R , σ_S – відповідно математичні сподівання і середні квадратичні відхилення ВВ R і S .

З використанням співвідношення (7.7) і переходу (7.6) для екстремального коефіцієнта безпеки $f' = 1,25$ для $V_R, V_S \leq 0,1$ і $\lambda_R = \lambda_S = 3$ отримаємо значення ІБР не гірше за 0,999997. Якщо останнє значення використати як апіорну точкову оцінку надійності, то це, певна річ, призведе до необґрунтовано високої апостеріорної оцінки надійності МС.

Більш прагматичним видається використання непараметричного підходу, відповідно до якого коефіцієнти безпеки, які вводяться в умови нормального функціонування, дозволяють на етапі проектування зробити апіорні припущення щодо нижньої межі ІБР МС. Такий підхід у рамках байєсівської методології, зокрема, дозволяє подолати традиційні труднощі призначення апіорної нижньої межі ІБР. У загальному випадку таке призначення має суб'єктивний характер, і розробник найчастіше керується інтуїцією та досвідом (наприклад, дуже часто як апіорну нижню межу ІБР приймають значення 0,5).

Нижня межа ІБР для використовуваних у проектних розрахунках нормативних коефіцієнтів безпеки традиційно визначається з використанням нерівностей типу Бієнайме-Чебишова. Використовуючи нерівність Бієнайме-Чебишова для коефіцієнта запасу η , який вважається ВВ, у [64, 173] отримано такий вираз для нижньої межі ІБР:

$$P \geq 1 - \frac{\bar{f}^2 \left[(1 + V_R^2)(1 + 3V_S^2) + k_*(k_* - 2)(1 + V_S^2)^2 \right]}{\left[k_* \bar{f} (1 + V_S^2) - 1 \right]^2}, \quad (7.8)$$

$$\text{де } k_* = \frac{\bar{f} \left[(1 + V_R^2)(1 + 3V_S^2) / (1 + V_S^2) \right] - 1}{\bar{f} (1 + V_S^2) - 1}.$$

У роботі [161] розглянуто такий вираз для ймовірності відмови $P_{\text{від}} = \Pr\{Z \leq 0\} < \Pr\{|z - c| \geq c\}$, який відповідає умові працездатності (7.1). З

використанням нерівності Бієнайме-Чебишова, шляхом мінімізації ймовірності $P_{\text{від}}$, визначено нижню межу ІБР

$$P \geq 1 - \frac{\bar{f}^2 V_R^2 + V_S^2}{(\bar{f} - 1)^2 + \bar{f}^2 V_R^2 + V_S^2}. \quad (7.9)$$

Якщо додатково припустити, що розподіл Z є унімодальним і мода збігається з математичним сподіванням, а крива щільності має нескінченну ступінь дотику з віссю абсцис на великій відстані від центру групування, замість нерівності Бієнайме-Чебишова можна використовувати нерівність Кемпа-Мейделля. В цьому випадку отримано такий вираз для нижньої межі ІБР [161]:

$$P \geq 1 - \frac{4}{9} \frac{\bar{f}^2 V_R^2 + V_S^2}{(\bar{f} - 1)^2}. \quad (7.10)$$

Ще один спосіб отримання нижньої межі ІБР ґрунтується на тому, що розподіл ВВ у зонах екстремальних відхилень може бути описано певними граничними формами [57]. Аналіз, проведений у [12], показує, що поведінка на «хвостах» більшості використовуваних для опису ВВ навантаження і несучої здатності розподілів добре апроксимується функціями, пов'язаними із екстремальними розподілами. Як функцію розподілу правого «хвоста» ВВ навантаження на інтервалі $s > m_S + 1,75\sigma_S$ запропоновано використовувати

$$F(s) = 1 - \exp[-\lambda(s - a)]$$

і відповідну їй диференціальну форму

$$f(s) = \lambda \exp[-\lambda(s - a)],$$

де $\lambda = \frac{1}{\sigma_S}$, $a = m_S - \sigma_S$. Для лівого «хвоста» розподілу несучої здатності на ділянці $0 < r < m_R - 1,5\sigma_R$ рекомендується такий вираз для функції розподілу і функції щільності:

$$F(r) = \left(\frac{r}{b}\right)^\alpha,$$

$$f(r) = \frac{\alpha}{b} \left(\frac{r}{b}\right)^{\alpha-1},$$

де $\alpha = \sqrt{1 + \frac{1}{V_R^2}} - 1$, $b = \frac{m_R(\alpha + 1)}{\alpha}$. У разі зазначеної апроксимації «хвостів» ВВ

R і S нижня межа ІБР може бути визначена як

$$P = 1 - \left\{ \exp[-\lambda(b - a)] + \lambda \int_a^b \left(\frac{s}{b}\right)^\alpha \exp[-\lambda(s - a)] ds \right\}$$

або

$$P = 1 - \left\{ \exp(a_3 - a_1) + a_1 \int_{a_2}^1 t^\alpha \exp(-a_1 t + a_3) dt \right\}, \quad (7.11)$$

$$\text{де } a_1 = \frac{\alpha + 1}{\alpha} \bar{f} \frac{1}{V_S}, \quad a_2 = \frac{\alpha}{\alpha + 1} \frac{1}{\bar{f}} (1 - V_S), \quad a_3 = \frac{1}{V_S} - 1.$$

Результати розрахунку нижніх меж ІБР для центрального та екстремального коефіцієнтів безпеки з використанням розглянутих моделей наведено на рис. 7.1 і 7.2. Криві 1, 2, 3, 4 на рисунках отримано з використанням формул (7.8) – (7.11) відповідно.

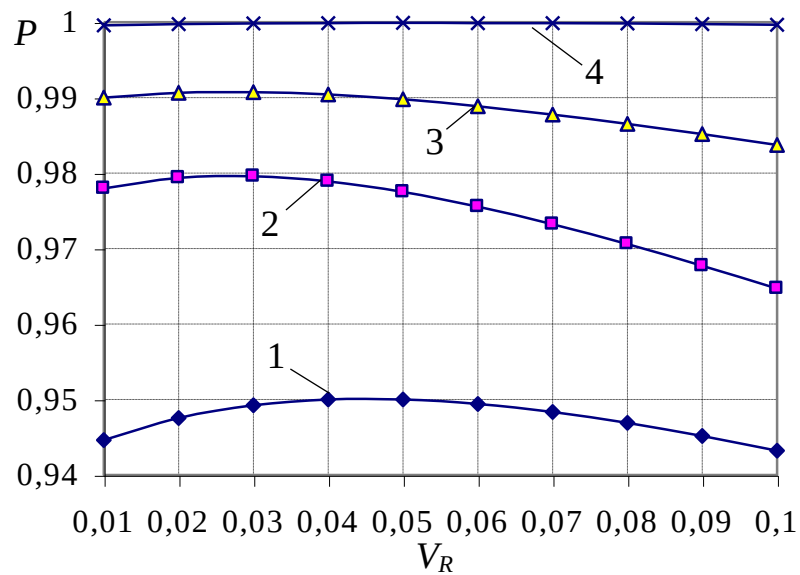


Рис. 7.1 – Нижні межі ІБР для $f' = 1,25$, $\lambda_R = \lambda_S = 3$ і $V_S = 0,1$

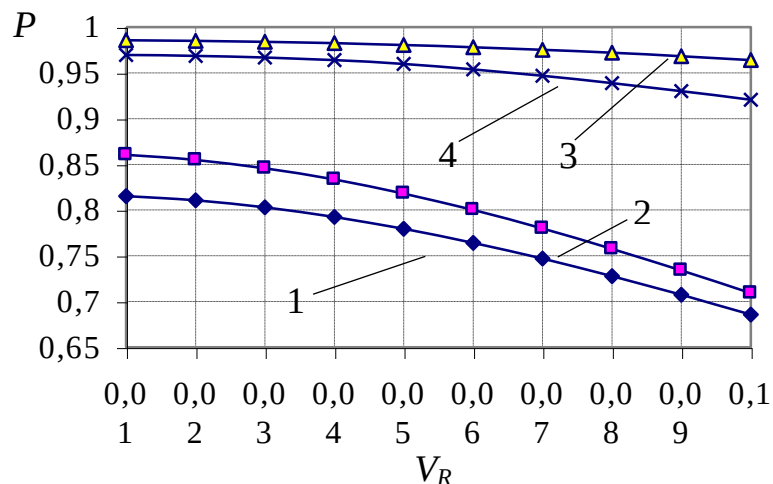


Рис. 7.2 – Нижні межі ІБР для $\bar{f} = 1,25$ і $V_S = 0,1$

Виходячи з рис. 7.1 і 7.2, з урахуванням гарантованого забезпечення надійності МС для визначення апріорної нижньої межі ІБР (P_n) найкраще обирати співвідношення (7.8), яке забезпечує найменші значення P_n .

7.1.3 Визначення надійності МС з урахуванням апіорної інформації, що містять коефіцієнти безпеки

Аналіз процесів функціонування різних типів МС РН показує, що втрата працездатності в переважній більшості випадків зумовлена одним-двома типами відмов, яким відповідають визначальні (так звані критичні) умови працездатності. Для решти умов працездатності ймовірності відмови близькі до 0 (отримуємо коефіцієнти запасу, які значно перевищують значення для критичних(ої) умов(и)). Відповідно їх внесок у загальну ймовірність відмови МС зазвичай становить не більше $1 \div 3\%$. При цьому розробник заздалегідь знає, які з умов працездатності є визначальними. Отже, можна стверджувати, що коефіцієнт безпеки f' , який використовується під час проектування МС, визначає нижню межу ІБР $P_n = P_n(f', V_R, V_S)$ для МС у цілому (у разі двох визначальних умов нижню межу ІБР можна, наприклад, визначити як $P_n \cong [P_n(f', V_R, V_S)]^2$).

Апіорній інформації у вигляді інтервалу $[P_n, 1]$, всередині якого перебуває справжнє значення ІБР МС, поставимо у відповідність рівномірний розподіл

$$h(p) = \frac{1}{1 - P_n}, p \in [P_n, 1]. \quad (7.12)$$

Припустимо, що інформація про випробування МС відповідає біноміальному плану, тобто містить загальну кількість випробувань (n) і кількість МС, що відмовили (d).

Апостеріорна щільність для показника безвідмовності визначається відповідно до загальної методики байєсівського підходу [114] так:

$$\hat{h}(p) = \frac{h(p) \cdot l(p; n, d)}{\int_{P_n} h(p) l(p; n, d) dp}.$$

де $l(p; n, d)$ – функція правдоподібності. Остання за постійної ймовірності безвідмовної роботи МС p має вигляд

$$l(p; n, d) = C_n^d p^{n-d} (1-p)^d, \quad (7.13)$$

$$\text{де } C_n^d = \frac{n!}{d!(n-d)!}.$$

Підставляючи (7.12) і (7.13) в $\hat{h}(p)$ і проводячи інтегрування виразу в знаменнику, матимемо

$$\hat{h}(p) = \frac{p^{n-d} (1-p)^d}{1 - I_{P_n}(n-d+1, d+1)} = \frac{p^{n-d} (1-p)^d}{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+1}}{n-i+1}}.$$

Байєсівська оцінка ІБР у вигляді математичного сподівання функції апостеріорної щільності $\hat{h}(p)$ визначається так:

$$\hat{P} = \frac{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+2}}{n-i+2}}{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+1}}{n-i+1}}. \quad (7.14)$$

Точність отриманої байєсівської оцінки ІБР характеризується СКВ

$$\sigma_{\hat{P}}^2 = \frac{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+3}}{n-i+3}}{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+1}}{n-i+1}} - \hat{P}^2. \quad (7.15)$$

У підсумку процедура оцінювання надійності МС за результатами випробувань з урахуванням інформації, яку містять використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки, виглядатиме наступним чином:

1) для заданого екстремального коефіцієнта безпеки за формулою (7.6) визначається відповідний йому центральний коефіцієнт;

2) для отриманого центрального коефіцієнта безпеки відповідно до формули (7.8) визначається апріорна нижня межа ІБР (враховуючи в тому числі і кількість критичних умов працездатності);

3) з використанням співвідношень (7.14) – (7.15) апріорна інформація об'єднується з результатами експерименту (n, d) і визначаються апостеріорні оцінка надійності МС і її СКВ.

Використання запропонованої процедури продемонструємо таким числовим прикладом. Нехай характеристики міцності МС отримано в результаті традиційного проектувального розрахунку з коефіцієнтом безпеки 1,25. Вказане значення коефіцієнта безпеки інтерпретується як екстремальний коефіцієнт безпеки, при цьому $\lambda_R = \lambda_S = 3$. Критичною є одна умова працездатності. Припустимо, що розробник має інформацію про 10 безвідмовних випробувань системи $(n = 10, d = 0)$. Апостеріорні значення ІБР і їх СКВ, отримані з використанням запропонованої процедури, наведено в таблиці 7.3.

Таблиця 7.3

**Байєсівські оцінки $\hat{P}$, $\sigma_{\hat{P}}$, отримані за результатами
випробувань з урахуванням даних про коефіцієнти безпеки**

		V_s									
		0,01	0,02	0,03	0,04	0,05	0,06	0,07	0,08	0,09	0,1
V_s	0,01	0,9984 0,0010	0,9966 0,0020	0,9942 0,0034	0,9915 0,0050	0,9887 0,0068	0,9858 0,0086	0,9830 0,0104	0,9802 0,0123	0,9775 0,0141	0,9749 0,0158
	0,02	0,9966 0,0020	0,9954 0,0027	0,9935 0,0038	0,9913 0,0052	0,9888 0,0067	0,9863 0,0083	0,9837 0,0100	0,9811 0,0117	0,9786 0,0134	0,9761 0,0150
	0,03	0,9944 0,0033	0,9936 0,0038	0,9922 0,0046	0,9904 0,0057	0,9883 0,0070	0,9861 0,0084	0,9838 0,0099	0,9815 0,0114	0,9791 0,0130	0,9768 0,0145
	0,04	0,9919 0,0048	0,9915 0,0050	0,9906 0,0056	0,9892 0,0065	0,9875 0,0076	0,9855 0,0088	0,9835 0,0101	0,9814 0,0115	0,9793 0,0129	0,9771 0,0143
	0,05	0,9894 0,0063	0,9894 0,0063	0,9888 0,0067	0,9877 0,0074	0,9863 0,0083	0,9847 0,0093	0,9829 0,0105	0,9810 0,0117	0,9791 0,0130	0,9771 0,0143
	0,06	0,9870 0,0079	0,9872 0,0077	0,9869 0,0079	0,9861 0,0084	0,9850 0,0091	0,9836 0,0100	0,9821 0,0110	0,9804 0,0121	0,9787 0,0133	0,9769 0,0145
	0,07	0,9847 0,0093	0,9851 0,0091	0,9850 0,0091	0,9844 0,0095	0,9836 0,0101	0,9824 0,0108	0,9811 0,0117	0,9796 0,0126	0,9781 0,0137	0,9764 0,0148
	0,08	0,9825 0,0107	0,9831 0,0104	0,9831 0,0103	0,9828 0,0106	0,9821 0,0110	0,9812 0,0116	0,9800 0,0124	0,9787 0,0132	0,9773 0,0142	0,9758 0,0152
	0,09	0,9805 0,0120	0,9812 0,0116	0,9813 0,0115	0,9811 0,0116	0,9806 0,0120	0,9798 0,0125	0,9789 0,0132	0,9777 0,0139	0,9765 0,0148	0,9751 0,0157
	0,1	0,9787 0,0133	0,9794 0,0128	0,9796 0,0126	0,9795 0,0127	0,9791 0,0130	0,9785 0,0134	0,9777 0,0140	0,9767 0,0146	0,9756 0,0154	0,9743 0,0162

Зауважимо, що для 10 безвідмовних випробувань відповідно до формули (8.3), яка застосовується для оцінювання надійності СТС у разі безвідмовних випробувань, ІБР становитиме лише 0,9583. Отже, врахування додаткової інформації у вигляді коефіцієнта безпеки в рамках байєсівського підходу сприяє уточненню (підвищенню) оцінки ІБР.

7.2 Оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН на етапі автономного відпрацювання в умовах часткової апріорної визначеності

Ще одним способом підвищення точності одержуваних на етапі автономних випробувань оцінок надійності підсистем і агрегатів РН є використання як попередньої(апріорної) інформації значень показників безвідмовності, отриманих на етапі проектування. У більшості випадків така попередня інформація містить виключно точкову оцінку надійності, розраховану проектними (аналітичними) методами, без зазначення точності (наприклад, у вигляді СКВ), з якою її отримано. Подібна задача в літературі отримала назву оцінювання надійності в умовах часткової апріорної визначеності [114] і формулюється вона так: потрібно визначити ІБР СТС за

результатами випробувань і апіорної інформації у вигляді точкової оцінки надійності (P_0), наявної до початку випробувань. При цьому, як і раніше, будемо вважати, що випробування відповідають біноміальній схемі.

В літературі [52, 114, 134] більш відома класична байєсівська процедура оцінювання надійності в умовах повної апіорної визначеності, коли апіорна інформація містить значення P_0 і σ_0 . Розв'язок у цьому випадку будується наступним чином: апіорній інформації ставиться у відповідність апіорний бета-розподіл

$$f(p; \alpha, \beta) = \frac{1}{B(\alpha, \beta)} p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1} \quad (p \in [0; 1]), \quad (7.16)$$

де $B(\alpha, \beta)$ – бета-функція; α, β – параметри апіорного розподілу ($\alpha \geq 0, \beta \geq 0$). Останні визначають з використанням співвідношень

$$\alpha = P_0 \cdot \left[\frac{P_0(1-P_0)}{\sigma_0^2} - 1 \right]; \quad (7.17)$$

$$\beta = (1-P_0) \cdot \left[\frac{P_0(1-P_0)}{\sigma_0^2} - 1 \right], \quad (7.18)$$

які отримано шляхом прирівнювання математичного сподівання і СКВ розподілу (7.16) апіорним P_0 і σ_0 . Далі визначають апостеріорний розподіл і на його основі оцінку надійності СТС, яка об'єднує апіорні дані і результати експерименту (n, d), та її СКВ

$$\hat{P} = \frac{\alpha + n - d}{\alpha + \beta + n}; \quad (7.19)$$

$$\sigma_{\hat{P}}^2 = \frac{(\alpha + n - d)(\beta + d)}{(\alpha + \beta + n)^2 (\alpha + \beta + n + 1)}. \quad (7.20)$$

Для апіорної інформації, що містить виключно точкову оцінку надійності P_0 , однозначно визначити параметри α і β апіорного розподілу (7.16) й далі застосувати традиційну байєсівську процедуру неможливо. Розв'язання задачі оцінювання надійності СТС в умовах часткової апіорної визначеності запропоновано в [114]. Визначення параметрів розподілу (7.16) ґрунтується на пошуку максимуму функції апостеріорної дисперсії

$$U(\alpha, \beta) = \frac{(\alpha + n - d)(\beta + d)}{(\alpha + \beta + n)^2 (\alpha + \beta + n + 1)} \rightarrow \max_{\alpha, \beta}$$

за умови типу рівності

$$\frac{\alpha}{\alpha + \beta} = P_0, \quad (7.21)$$

а також з урахуванням областей зміни параметрів $\alpha \geq 0, \beta \geq 0$.

Фактично у такий спосіб визначається відсутнє значення σ_0 .

Автором доведено, що функція $U(\alpha, \beta)$ має екстремум (максимум) для заданих обмежень, якщо виконано умову

$$G = \left(\frac{1 - P_0}{P_0} - g(n, d) \right) \left(d - \frac{n}{2} \right) < 0, \quad (7.22)$$

$$\text{де } g(n, d) = \frac{d}{n - d} \cdot \frac{(d + 1)(n - 2d) + 2(n - d)^2}{(n - d + 1)(n - 2d) - 2d^2}.$$

У разі виконання умови (7.22) невідомі параметри апіорного розподілу α , β знаходяться шляхом розв'язання кубічного рівняння з подальшим визначенням апостеріорної оцінки надійності $\hat{P}$ та її СКВ $\sigma_{\hat{P}}$ згідно з (7.19) і (7.20). У протилежному випадку, максимум функції $U(\alpha, \beta)$ досягається для тривіального розв'язку $\alpha = 0$, $\beta = 0$, а в якості апостеріорної оцінки ІБР слід використовувати статистичну оцінку та її СКВ, які визначаються за формулами (дивись також (8.1), (8.2))

$$\hat{P} = 1 - \frac{d}{n}; \quad (7.23)$$

$$\sigma_{\hat{P}} = \sqrt{\frac{\hat{P}(1 - \hat{P})}{n}}. \quad (7.24)$$

При цьому автор [114] зазначає, що остання ситуація трапляється, якщо результати експерименту суперечать переддослідній інформації, що є у розробника.

Запропонований алгоритм розрахунку надійності в умовах часткової апіорної визначеності [114] має істотний недолік, який обмежує його використання на практиці. Здебільшого він може бути застосований у випадку безвідмовних випробувань ($d = 0$), коли умова відсутності монотонності (7.22) виконується автоматично для будь-якого n

$$G = \left(\frac{1 - P_0}{P_0} \right) \left(-\frac{n}{2} \right) < 0.$$

У більшості практичних ситуацій коли $d \neq 0$ виявляється, що під час визначення надійності СТС вказаний алгоритм ігнорує апіорну інформацію, оскільки параметр G виявляється додатним. Так, для практично важливого випадку $d < n/2$, в разі перевищення апіорним значенням P_0 критичного рівня P_0^* , що визначається як

$$P_0^* = \frac{1}{1 + g(n, d)}, \quad (7.25)$$

умова (7.22) не виконується.

В таблиці 7.4 наведено критичні значення P_0^* для різних сполучень n і d (у випадку $d < n/2$), отримані з використанням (7.25).

Таблиця 7.4

Значення P_0^* , що визначають здійсненність умови (7.22)

d	N											
	3	4	5	6	7	8	9	10	20	30	40	50
1	0,167	0,450	0,578	0,655	0,707	0,745	0,775	0,798	0,900	0,933	0,950	0,960
2	-	-	$G < 0^*$	0,095	0,298	0,417	0,498	0,558	0,793	0,864	0,899	0,919
3	-	-	-	-	$G < 0^*$	$G < 0^*$	0,067	0,223	0,677	0,791	0,845	0,877

* Виконується для будь-якого P_0 .

Аналіз значень, наведених у таблиці 7.4, доводить, що у разі $d \neq 0$ умова (7.22) не виконується для значних областей апріорних значень ІБР, зокрема, якщо у випробуваннях були зафіксовані відмови і при цьому апріорний рівень надійності СТС перевищує рівень статистичної оцінки (7.23). Останній випадок досить поширений на практиці, коли розробник для підтвердження заданого рівня надійності системи в умовах нечисленного експерименту залучає додаткову апріорну інформацію. Проте для розглянутого алгоритму в цьому випадку надійність СТС доводиться оцінювати тільки на основі дослідних даних, ігноруючи апріорну інформацію.

Твердження про те, що в разі невиконання умови (7.22) дані експерименту суперечать апріорній інформації, є некоректним. Зокрема, з таблиці 7.4 випливає, що подібна ситуація суперечності апріорної інформації і результатів експерименту виникає, зокрема, коли статистична оцінка надійності СТС, отримана згідно з (7.23), і апріорна P_0 близькі. Проте в цьому випадку, навпаки, зі значною часткою впевненості можливо стверджувати про відповідність переддослідної і експериментальної інформації і, як наслідок, про можливість об'єднання зазначених даних під час визначення надійності.

Взагалі кажучи, під час розв'язання задачі оцінювання надійності в умовах часткової апріорної визначеності питання про можливість об'єднання апріорної інформації і результатів експерименту необхідно вирішувати окремо. Для цього можна використовувати один з відомих критеріїв, наприклад [16],

$$\frac{|P_0 - \hat{P}_E|}{\sqrt{\sigma_0^2 + \sigma_{\hat{P}_E}^2}} \leq t_\gamma,$$

де $\hat{P}_E$, $\sigma_{\hat{P}_E}$ – оцінка надійності системи і її середнє квадратичне відхилення, отримані за результатами експерименту відповідно до (7.23) і (7.24); P_0 , σ_0 – апріорні дані; t_γ – квантиль нормального розподілу, що відповідає довірчій

ймовірності γ . При цьому повинно бути визначено СКВ апіорної оцінки надійності σ_0 , наприклад, з використанням розглянутого вище підходу.

Запропонуємо підхід [25], який дозволить визначити надійність СТС в умовах часткової апіорної визначеності за будь-яких значень n і d ($n \geq d$). Як і раніше, будемо вважати, що апіорній інформації відповідає апіорний бета-розподіл (7.16), а наявне апіорне значення надійності P_0 являє собою його математичне сподівання. Параметри апіорного бета-розподілу шукатимемо, використовуючи інформаційний критерій, виходячи з максимуму ентропії

$$H(\alpha, \beta) = - \int_0^1 \ln(f(p; \alpha, \beta)) f(p; \alpha, \beta) dp \rightarrow \max_{\alpha, \beta} \quad (7.26)$$

за умови типу рівності (7.21), а також $\alpha \geq 0$, $\beta \geq 0$.

Задача пошуку умовного максимуму може бути зведена до задачі безумовної максимізації. Подаючи β з використанням (7.21) як функцію від параметра α , і підставляючи її в вираз для підінтегральної функції (7.26), отримаємо

$$\begin{aligned} H(\alpha) = \ln[B(\alpha, \beta(\alpha))] - (\alpha - 1) \int_0^1 \ln(p) f(p; \alpha, \beta(\alpha)) dp - \\ - (\beta(\alpha) - 1) \int_0^1 \ln(1 - p) f(p; \alpha, \beta(\alpha)) dp \rightarrow \max_{\alpha}, \end{aligned} \quad (7.27)$$

$$\text{де } \beta(\alpha) = \frac{\alpha(1 - P_0)}{P_0}.$$

Для визначення максимуму (7.27) будемо використовувати пакет математичних обчислень MathCAD. Як приклад на рис. 7.3 показано лістинг MathCAD документа, в якому визначаються параметри апіорного розподілу (7.16) з використанням (7.27) у випадку $P_0 = 0,9$.

Розрахунки також свідчать, що для будь-яких значень P_0 функція $H(\alpha)$ матиме максимум в області $\alpha \geq 0$ (див. рис. 7.4). Також на рис. 7.4 показано криві апіорного розподілу, отримані виходячи з (7.27) для певних значень P_0 . Цікаво, що у випадку $P_0 = 0,5$ апіорний бета-розподіл перетворюється в рівномірний на інтервалі $[0, 1]$ розподіл.

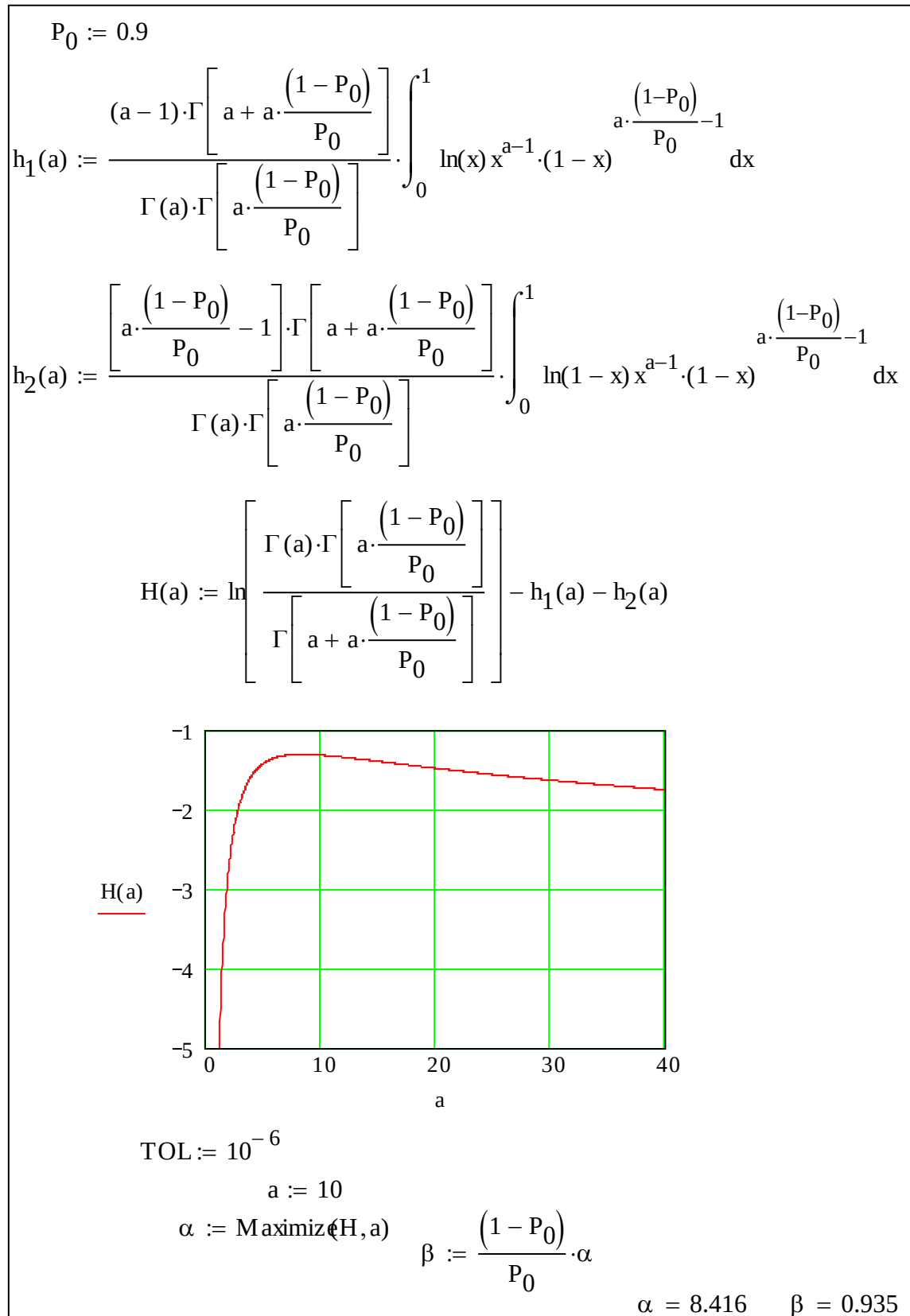


Рис. 7.3 – Лістинг MathCAD програми визначення параметрів апіорного розподілу згідно з (7.27)

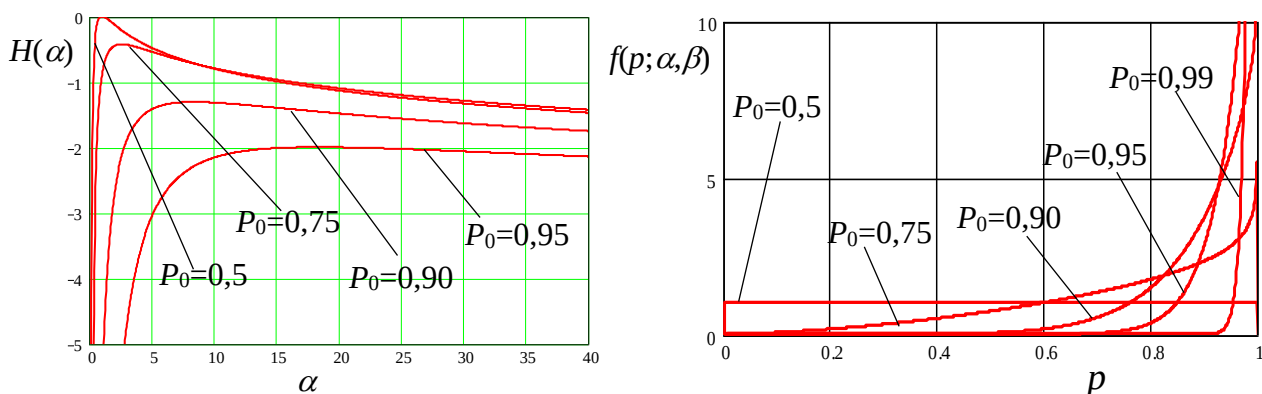


Рис. 7.4 – Функції $H(\alpha)$ і апіорні розподіли, які відповідають певним P_0

Більш складним виявляється підхід, використовуючи який необхідно визначити найменш інформативний апіорний розподіл $f(\theta)$ з точки зору його використання для опису параметра деякого іншого розподілу $f(y/\theta)$. Згідно з Джеффрісом [63] апіорною функцією щільності $f(\theta)$ з «мінімальною інформацією» за заданої $f(y/\theta)$ називається функція щільності, що максимізує інформаційний виграш

$$G = \int I_Y(\theta) f(\theta) d\theta - \int \ln[f(\theta)] f(\theta) d\theta, \quad (7.28)$$

де $I_Y(\theta) = \int \ln[f(y/\theta)] f(y/\theta) dy$ – інформація, що міститься в $f(y/\theta)$.

Тепер з позиції максимуму критерію (7.28) покажемо, яким чином може бути обґрунтована апіорна щільність розподілу параметра p для біноміального закону $b(x; p) = C_n^x p^x (1-p)^{n-x}$. Визначимо в цьому випадку $I_Y(\theta)$, для зручності позначивши її $I_X(p)$. Для дискретного закону інтегралу відповідає сума, таким чином

$$I_X(p) = \sum_{x=0}^n \left[\ln C_n^x + x \ln p + (n-x) \ln(1-p) \right] \cdot b(x; p).$$

В результаті отримаємо

$$I_X(p) = u(p) + np \ln p + n(1-p) \ln(1-p),$$

де позначено $u(p) = \sum_{x=0}^n \ln C_n^x \cdot b(x; p)$.

Тепер, враховуючи, що параметр біноміального закону p описується апіорним бета-розподілом (7.16), записуємо вираз для (7.28)

$$G = \frac{1}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 u(p) p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1} dp + \\ + \frac{n}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 \ln(p) p^{\alpha} (1-p)^{\beta-1} dp + \frac{n}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 \ln(1-p) p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta} dp -$$

$$-\left[\ln\left(\frac{1}{B(\alpha, \beta)}\right) + \frac{(\alpha-1)}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 \ln(p) p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1} dp + \frac{(\beta-1)}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 \ln(1-p) p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1} dp \right]$$

Використовуючи властивість адитивності інтеграла, далі маємо

$$G = \frac{1}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 u(p) p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1} dp + \frac{1}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 [np - (\alpha-1)] \ln(p) p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1} dp + \\ + \frac{1}{B(\alpha, \beta)} \int_0^1 [n(1-p) - (\beta-1)] \ln(1-p) p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1} dp - \ln\left(\frac{1}{B(\alpha, \beta)}\right). \quad (7.29)$$

Для отримання параметрів апіорного розподілу (тобто визначення невідомого σ_0) необхідно визначити максимум функції G з урахуванням обмеження виду (7.21). Задача пошуку максимуму також може бути розв'язана з використанням пакета математичних обчислень MathCAD. Зауважимо, що в цьому випадку отримувані значення параметрів α і β пов'язані з кількістю експериментів n .

Отже, визначивши з використанням (7.27) або (7.29) параметри апіорного розподілу, далі слід застосувати традиційну байєсівську процедуру і отримати апостеріорні оцінки $\hat{P}$, $\sigma_{\hat{P}}$ згідно з (7.18) і (7.19). При цьому запропонована схема визначення надійності в умовах часткової апіорної визначеності є універсальною і може бути застосована для будь-яких результатів випробувань n і d .

7.3 Оцінювання показника безвідмовності СТС за результатами випробувань з доопрацюваннями

У процесі автономного відпрацювання надійність підсистем і агрегатів РН доводять до заданого в ТЗ рівня. Для цього в процесі випробувань виявляють можливі відмови і впроваджують комплекс заходів для усунення причин їх виникнення. Такі заходи називаються доопрацюваннями. Доопрацювання пов'язані з частковою зміною конструкції підсистем і агрегатів, умов і режимів їх функціонування, посиленням контролю за виготовленням комплектуючих та їх подальшого складання. Проведення доопрацювань приводить до зміни (зазвичай, підвищення) надійності СТС, і коректне оцінювання їх впливу на надійність становить важливу задачу.

7.3.1 Огляд відомих методів оцінювання надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань

Дамо стислу характеристику основним методам, що використовують для оцінювання надійності СТС на етапі НЕВ з урахуванням проведених доопрацювань. Як і раніше будемо розглядати біноміальну схему випробувань, коли в експериментах відстежується виключно факт наявності відмов.

Моделі зростання надійності (МЗН)

У практичних розрахунках використовується велика кількість МЗН (див., наприклад, [16, 54, 74, 88]). Для їх побудови розглядають серії випробувань між доопрацюваннями (рис. 7.5). Для кожної серії, виходячи з наявних даних (n_i, d_i) , здійснюється розрахунок показника безвідмовності і далі для всього перебігу відпрацювання (сукупності серій) будується апроксимуюча крива – крива зростання надійності. На практиці значного поширення набула експоненціальна МЗН

$$P_i = 1 - a \cdot \exp(-i \cdot b), \quad (7.30)$$

де P_i – надійність системи після i -того проведеного доопрацювання; a, b – коефіцієнти, які визначаються шляхом оброблення статистики за результатами випробувань. Невідомі параметри МЗН визначають з використанням методу максимуму правдоподібності [16, 54] або методу найменших квадратів [74].

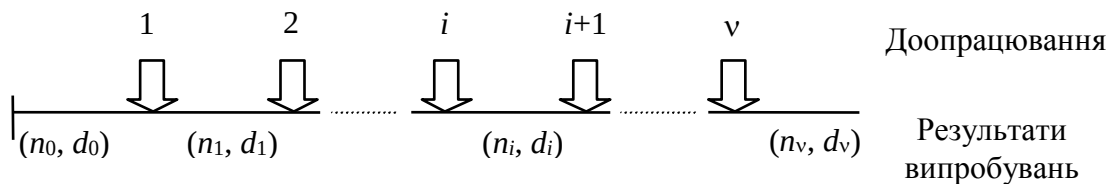


Рис. 7.5 – Розбиття перебігу відпрацювання на серії випробувань для МЗН

Зробимо кілька зауважень щодо МЗН. Згідно з методикою їх побудови перебіг відпрацювання поділяється на серії випробувань між доопрацюваннями (рис. 7.5). Відмови для кожної серії об'єднуються в одну загальну сукупність, при цьому поява відмов одних і тих же типів у різних серіях не відслідковується. Отже, обмеження серії кількістю випробувань між i -тим та $(i+1)$ -им доопрацюваннями зумовлює втрату інформації про зафіксовані типи відмов у попередніх серіях і реальну ймовірність їх появи. До того ж у процесі НЕВ обсяги серій між доопрацюваннями можуть бути незначними, отже, застосування статистичних методів може виявитися недостатньо ефективним.

Підхід, що базується на оцінюванні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань

Усунути деякі недоліки МЗН дозволяє підхід, заснований на оцінюванні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань [82, 121]. Для такого підходу характерним є проведення класифікації відмов, зафіксованих у процесі відпрацювання, за типами прояву. Виходячи із припущення, що відмови різних типів є незалежними, показник безвідмовності СТС визначається за формулою

$$P = \prod_{j=1}^k P^{(j)}(m_j), \quad (7.31)$$

де $P^{(j)}(m_j)$ – ймовірність відсутності відмови j -того типу після проведення для її усунення m_j доопрацювань; k – кількість типів відмов, за якими проводилися доопрацювання.

Для кожного типу відмов результати випробувань СТС поділяють на серії (рис. 7.6). Межа серії відповідає номеру випробувань, що передуює проведенню доопрацювання.

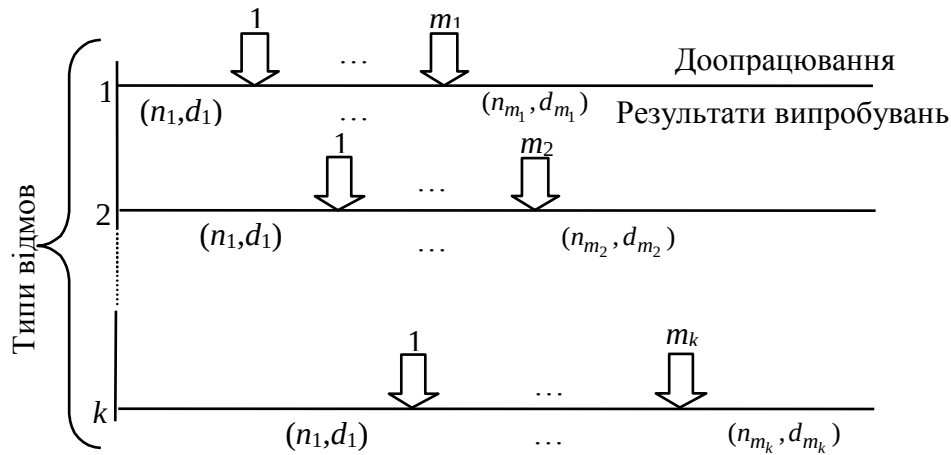


Рис. 7.6 – Розбиття перебігу відпрацювання відповідно до типів відмов

Ймовірність відсутності відмови після проведення доопрацювання визначається з урахуванням того, було доопрацювання ефективним (призвело до усунення причин відмови) або ні. Для цього розглядають дві серії випробувань: до проведення доопрацювання здійснено n_1 випробувань, в яких зафіксовано d_1 відмов; після доопрацювання здійснено n_2 випробувань і зафіксовано d_2 відмов. У разі, якщо доопрацювання було неефективним (не змінило надійності СТС), обидві вибірки (n_1, d_1) і (n_2, d_2) належать до однієї генеральної сукупності, тобто ІБР системи за цим типом відмов може бути визначено так

$$\hat{P}_{1,2} = 1 - \frac{d_1 + d_2}{n_1 + n_2}. \quad (7.32)$$

Якщо доопрацювання виявилось ефективним, надійність СТС з цього типу відмов повинна оцінюватися лише за результатами випробувань доопрацьованих систем, тобто

$$\hat{P}_2 = 1 - \frac{d_2}{n_2} \quad (7.33)$$

(формулу використовують, зокрема, і для випадку $d_2 = 0$).

Шляхом усереднення інформації щодо безвідмовності СТС до та після доопрацювання (використовується теорема про повну ймовірність) у [121] визначають ймовірність відсутності відмов після проведення доопрацювання для цього типу відмов

$$\hat{P} = R \cdot \hat{P}_{1,2} + (1 - R) \hat{P}_2, \quad (7.34)$$

де R – ваговий коефіцієнт, який являє собою ймовірність того, що проведене доопрацювання не змінило надійності.

Ймовірності $P^{(j)}(m_j)$ розраховуються згідно з (7.34) для останнього проведеного для кожного типу відмов доопрацювання. При цьому дані до проведення останнього доопрацювання: кількість випробувань і зафіксованих відмов визначають з урахуванням всіх попередніх доопрацювань, проведених для цього типу відмов. Ваговий коефіцієнт R , що входить до (7.34), визначається з використанням методу перевірки статистичних гіпотез і виражає ймовірність вибору гіпотези про однорідність статистичних даних до та після доопрацювання. Його визначають наступним чином [121]

$$R = \sum_{r=d_1}^{\hat{d}} \frac{C_{n_1}^r C_{n_2}^{d-r}}{C_n^d}, \quad (7.35)$$

де $\hat{d} = \min(d, n_1)$, $d = d_1 + d_2$, $n = n_1 + n_2$.

Треба зауважити, що для розглянутого підходу відсутній поділ перебігу відпрацювання на серії випробувань між доопрацюваннями, проте серії випробувань виділяють для кожного типу відмов окремо. При цьому не враховується, що для кожного типу відмов у процесі проведення серії випробувань об'єкт відпрацювання (СТС) може змінюватися, оскільки можуть бути проведені доопрацювання для будь-якого іншого типу відмов. До того ж формула (7.31) не дозволяє врахувати приховані причини відмов, які зберігаються в системі.

Різновидом зазначеного способу визначення надійності є методика, заснована на переведенні випробувань з відмовами, щодо яких проведені ефективні доопрацювання, в категорію незалікових і виключення їх із загальної статистики результатів випробувань (див. розділ 8). Ефективність доопрацювань визначається наступними безвідмовними за цим типом відмов випробуваннями. Проте у такій моделі є істотні недоліки. По-перше, їй притаманна значна частка дискретності – доки для підтвердження ефективності доопрацювання не накопичено необхідної кількості успішних випробувань, відмова вважається заліковою (проте з кожним безвідмовним випробуванням впевненість в ефективності проведених заходів зростає). По-друге, питання переведення відмови в категорію незалікових безпосередньо пов'язане з призначенням рівня довірчої ймовірності γ , що, природно, вносить певну частку суб'єктивізму. Детальний аналіз такого підходу наведено в підрозділі 8.1.

Байєсівські моделі оцінювання надійності за результатами випробувань з доопрацюваннями

З усієї сукупності байєсовських моделей розглянемо тільки процедуру статистичного оцінювання надійності СТС за результатами випробувань з

доопрацюваннями, що розроблена в [117, 135]. Точкові оцінки ІБР у серіях випробувань між доопрацюваннями $P_0, \dots, P_\nu$ вважаються випадковими величинами і інтерпретуються як проста марківська послідовність. Припускається, що доопрацювання можуть спричинити такі наслідки:

$$P_i < P_{i-1}; P_i = P_{i-1}; P_i > P_{i-1}. (i = \overline{1, \nu})$$

де P_{i-1}, P_i – ІБР, досягнуті в $(i-1)$ -й та i -тій серіях відповідно. Відповідно ймовірності зазначених подій, пов'язаних з ефективністю проведених доопрацювань, дорівнюють

$$\varepsilon_i = \Pr\{P_i > P_{i-1}\}; \omega_i = \Pr\{P_i = P_{i-1}\}; 1 - \varepsilon_i - \omega_i = \Pr\{P_i < P_{i-1}\},$$

для $i = \overline{1, \nu}$.

Автором [117, 135] визначені апіорні та апостеріорні перехідні щільності розподілу показника безвідмовності

$$h_0(P_0) = \frac{1}{1 - P_n}$$

$$h_i(P_i/P_{i-1}) = \begin{cases} \frac{1 - \varepsilon_i - \omega_i}{P_{i-1}}, & 0 \leq P_i < P_{i-1} \\ \omega_i, & P_i = P_{i-1} \\ \frac{\varepsilon_i}{1 - P_{i-1}}, & P_{i-1} < P_i \leq 1 \end{cases},$$

$$h(P_i/P_{i-1}, I_i) = \frac{h_i(P_i/P_{i-1})l_i(P_i/I_i)}{\int_0^1 h_i(p/P_{i-1})l_i(p/I_i)dp}, (i = \overline{1, \nu})$$

де $l(p/I_i) = C_n^d p^{n-d} (1-p)^d$ – функція правдоподібності.

Далі задача зводиться до визначення безумовної апостеріорної щільності $\hat{h}_i(P_i)$, для чого в загальному випадку потрібно обчислити інтеграл

$$\hat{h}_i(P_i) = \int_{P_n}^1 \int_0^1 \dots \int_0^1 \hat{h}_0(P_0) \prod_{j=1}^i h(P_j/P_{j-1}, I_j) dP_0 \cdot \dots \cdot dP_i.$$

У підсумку з використанням $\hat{h}_i(P_i)$ визначаються апостеріорна оцінка надійності СТС та її СКВ.

Зауважимо, що автором [135] розглянуто схему, коли до початку випробувань розробник вже передбачає, що рівень надійності СТС не нижче P_n .

Наведена байєсівська модель має певні недоліки. По-перше, як зазначає сам автор, для прикладного використання модель є досить складною, особливо в загальному випадку під час отримання $\hat{h}_i(P_i)$. По-друге, розробник, виходячи із суб'єктивних міркувань, повинен призначити ймовірності ε_i, ω_i , від яких істотно залежать вихідні оцінки ІБР. Незважаючи на недоліки, безперечною перевагою такої моделі є використання байєсівської методології для

оцінювання надійності в серіях, що видається обґрунтованим з урахуванням малих обсягів випробувань між проведеними доопрацюваннями.

7.3.2 Нова байєсівська модель оцінювання надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань

У підрозділі 8.1 та роботах автора [38, 41] запропоновано модель точкової оцінки надійності, побудовану на теорії станів, і яка певною мірою узагальнює підхід, заснований на визначенні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань. Модель виходить з того, що під час проведення доопрацювань значення показника безвідмовності СТС має перебувати в інтервалі між оцінкою надійності, отриманою з урахуванням всіх наявних відмов, і оцінкою, розрахованою для випадку, коли відмови, за якими проведені ефективні доопрацювання, переведені в категорію незалікових. Отже, якщо за k типами відмов проведені доопрацювання, ІБР системи з урахуванням проведених доопрацювань відповідно до формули повної ймовірності визначимо наступним чином

$$\hat{P} = \hat{P}_0 \cdot P(B_0) + \sum_{i=1}^{C_k^1} \hat{P}_1^{(i)} \cdot P(B_1^{(i)}) + \sum_{i=1}^{C_k^2} \hat{P}_2^{(i)} \cdot P(B_2^{(i)}) + \dots + \hat{P}_k \cdot P(B_k), \quad (7.36)$$

де $\hat{P}_j^{(\bullet)}$ – оцінка ІБР з урахуванням j незалікових типів відмов, $P(B_j^{(\bullet)})$ – ймовірність події, відповідно до якої за j типами відмов із k зафіксованих проведено ефективні доопрацювання, і відмови зазначених типів переведено в категорію незалікових. У випадку, якщо відмови мали поодинокий характер, формула (7.36) спроститься і набуде вигляду

$$\hat{P} = \hat{P}_0 \cdot P(B_0) + \hat{P}_1 \sum_{i=1}^{C_k^1} P(B_1^{(i)}) + \hat{P}_2 \sum_{i=1}^{C_k^2} P(B_2^{(i)}) + \dots + \hat{P}_k \cdot P(B_k) = \sum_{j=0}^k P_j \cdot P(\bar{B}_j), \quad (7.37)$$

де позначено $P(\bar{B}_j) = \sum_{j=1}^{C_k^i} P(B_j^{(i)})$.

Подібна модель має найбільшу ефективність для точкової оцінки надійності на етапі експлуатації (див. розділ 8), коли відмов фіксується незначна кількість і відповідно кількість випробувань у серіях між доопрацюваннями досить значна. Для етапу НЕВ зазначений підхід виявляється не досить придатним, оскільки серії між доопрацюваннями зазвичай незначні (відбувається процес виявлення і усунення відмов). По-друге, є складнощі в отриманні СКВ точкової оцінки надійності (7.36) або (7.37) (див. [20], у підрозділі 8.1 для цього запропоновано метод, заснований на визначенні еквівалентної кількості випробувань).

Для більш ефективного використання в розрахунках надійності наявної інформації щодо результатів відпрацювання має сенс зберігати серії випробувань між доопрацюваннями (після кожного доопрацювання змінюється

випробовувана СТС), відстежуючи при цьому ефективність проведених доопрацювань [20]. І все це доцільно проводити в рамках байєсівського підходу, оскільки обсяг випробувань у серіях між доопрацюваннями зазвичай незначний. Отже, основними даними для розрахунку надійності СТС в i -тій серії є дослідна інформація n_i і d_i . Априорною інформацією для i -тої серії будуть дані про ймовірність усунення зафіксованих у попередніх серіях відмов. Для кожного типу відмов (зафіксовані у випробуваннях відмови попередньо класифікують за типами) зазначена інформація міститиме кількість випробувань і кількість відмов до проведення доопрацювання та кількість випробувань, проведених після доопрацювання $\{n_1^{(j)}, d_1^{(j)}; n_2^{(j)}\}$ $j = \overline{1, k}$. При цьому, якщо відмови одного і того ж типу повторюються після проведеного доопрацювання, таке доопрацювання вважається неефективним (або малоефективним) і серія до проведення доопрацювання об'єднує всі попередні серії, в яких зафіксовано відмови цього типу (доопрацювання спрямовані на усунення причин відмов і здійснюватимуться, доки відмови цього типу не припиняться). Таке припущення йде в запас надійності. Оскільки вважається, що в серії випробувань n_2 після доопрацювання відмов не було ($d_2 = 0$), ймовірність того, що доопрацювання не призвело до підвищення надійності, буде визначатися виходячи з (7.35) так:

$$R = \frac{C_{n_1}^{d_1}}{C_n^{d_1}},$$

де $n = n_1 + n_2$.

Після кожної чергової проведеної серії випробувань кількість зафіксованих типів відмов у загальному випадку змінюється. Дані щодо накопиченої кількості типів відмов за серіями подамо у вигляді вектора $K = \{k_0, \dots, k_v\}$, де індекс визначає номер серії; $k_i \leq k_{i+1}$, причому $k_v = k$ – загальна кількість типів відмов, зафіксованих у $v+1$ серіях. Відповідно, після кожної серії випробувань визначаються ймовірності відсутності ефекту проведених доопрацювань. Результат визначення зазначених ймовірностей для всіх серій доцільно подати у вигляді матриці

$$\begin{bmatrix} R_1^{(0)} & \dots & R_{k_0}^{(0)} & & \\ R_1^{(1)} & \dots & R_{k_0}^{(1)} & \dots & R_{k_1}^{(1)} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ R_1^{(v)} & \dots & R_{k_0}^{(v)} & \dots & \dots & R_{k_v}^{(v)} \end{bmatrix},$$

де у рядках – ймовірності відсутності ефекту проведених доопрацювань за серіями (кількість рядків дорівнює загальній кількості серій випробувань); у стовпцях – ймовірності відсутності ефекту проведених доопрацювань за

зафіксованими типами відмов. Для нульової серії усі значення $R_i^{(0)}$ ($i = \overline{1, k_0}$) дорівнюють одиниці, оскільки жодних заходів щодо усунення причин відмов іще не здійснювалося. Приклад структурування інформації для розрахунку надійності у разі проведення доопрацювань за трьома типами відмов, які виникли в процесі відпрацювання, показано на рисунку 7.7.

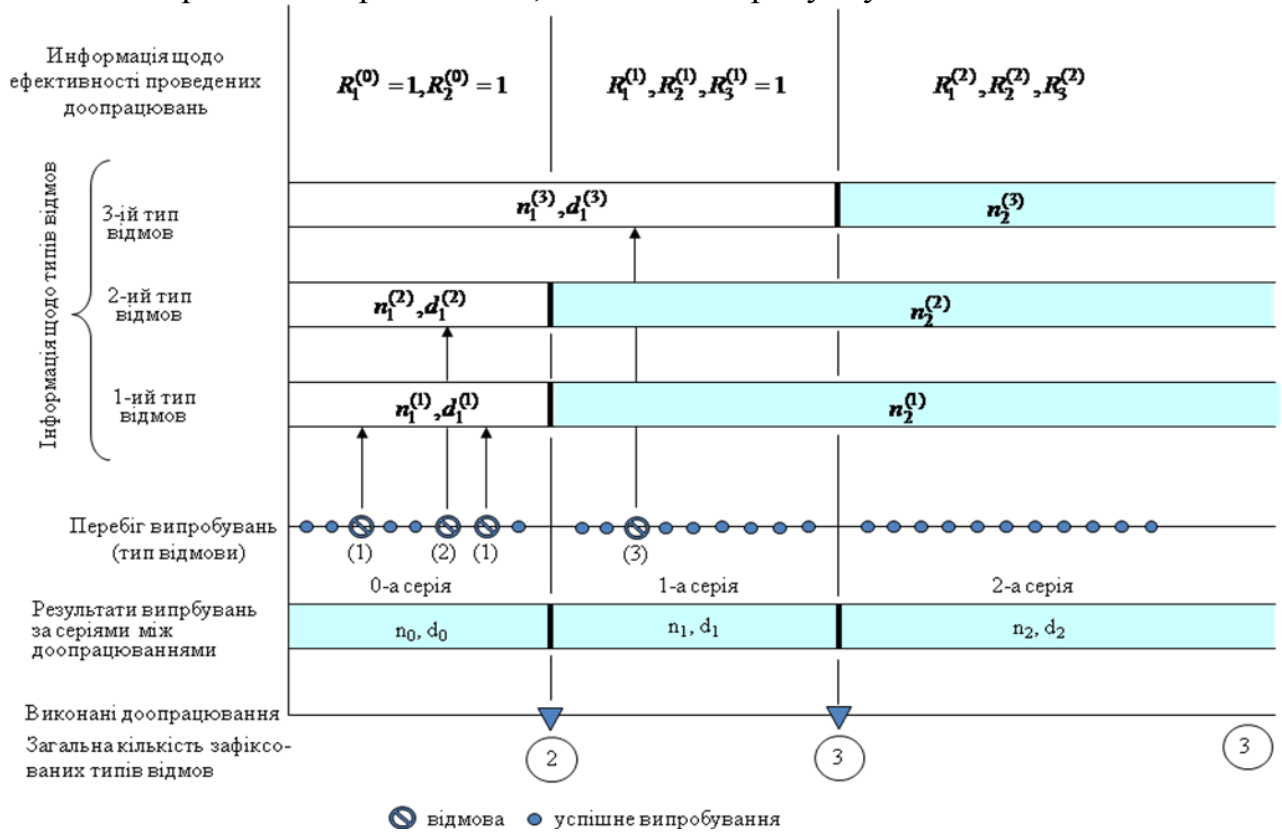


Рис. 7.7 – Структурування інформації для розрахунку надійності у разі проведення доопрацювань

Тепер покажемо, яким чином здійснюється розрахунок надійності СТС для i -тої серії випробувань з використанням байєсівського підходу. Для даних, отриманих у $(i-1)$ -ій серії з використанням (7.36) або (7.37), розраховується точкове значення показника безвідмовності, яке розглядається як апіорне значення ІБР. При цьому СКВ отриманої оцінки $\hat{P}$ буде міститися в інтервалі $\left[\sigma_{\hat{P}_{k_i}}, \sigma_{\hat{P}_0^{(i)}} \right]$, де $\sigma_{\hat{P}_0^{(i)}}$ – СКВ для випадку, коли проведені доопрацювання не мали ефекту і в розрахунках ІБР враховуються всі k_i типів відмов; $\sigma_{\hat{P}_{k_i}}$ – СКВ для випадку, коли всі k_i типів відмов, внаслідок проведення ефективних доопрацювань, переведені в категорію незалікових ($\sigma_{\hat{P}_0^{(i)}} > \sigma_{\hat{P}_{k_i}}$). Зазначене ймовірнісне припущення запишемо у вигляді апіорної щільності розподілу, якою виберемо рівномірний закон

$$h(\sigma_P) = \frac{1}{\sigma_{\hat{P}_0} - \sigma_{\hat{P}_k}}.$$

Відповідно до стандартної байєсівської процедури визначимо апостеріорну щільність розподілу СКВ з урахуванням отриманої в результаті експерименту інформації n і d . Функція правдоподібності для біноміальної схеми випробувань $l(p; n, d)$ має вигляд (7.13). Виконаємо її перепараметризацію щодо σ_P . Оцінка надійності і її СКВ для біноміального розподілу пов'язані таким чином:

$$\sigma_P = \sqrt{\frac{P(1-P)}{n}}.$$

Із останнього співвідношення шляхом розв'язання квадратного рівняння

$$P^2 - P + n\sigma_P^2 = 0$$

отримуємо два корені

$$P_{1,2} = \frac{1 \pm \sqrt{1 - 4n\sigma_P^2}}{2}, \quad (7.38)$$

в яких знак «+» відповідає P , а знак «-» відповідно $1-P$.

З урахуванням (7.38) функція правдоподібності матиме такий вигляд:

$$l(\sigma_P, n, d) = 2^{-n} C_n^d \left(1 + \sqrt{1 - 4n\sigma_P^2}\right)^{n-d} \left(1 - \sqrt{1 - 4n\sigma_P^2}\right)^d.$$

Апостеріорну функцію щільності $h(\sigma_P)$ отримаємо так:

$$h(\sigma_P) = \frac{h(\sigma_P) \cdot l(\sigma_P, n, d)}{\int_{\sigma_{\hat{P}_k}}^{\sigma_{\hat{P}_0}} h(\sigma_P) \cdot l(\sigma_P, n, d) d\sigma_P}, \quad \sigma_{\hat{P}_k} < \sigma_P \leq \sigma_{\hat{P}_0}.$$

Інтеграл у знаменнику не може бути розрахований у квадратурах, тому для його обчислення необхідно використовувати чисельні процедури. Як апостеріорну оцінку надійності використаємо математичне сподівання [114]

$$P_* = \int_{\sigma_{\hat{P}_k}}^{\sigma_{\hat{P}_0}} P(\sigma_P) \cdot h(\sigma_P) d\sigma_P, \quad (7.39)$$

де $P(\sigma_P) = P_0 - \frac{d - n(1 - P_0)}{n + \frac{P_0(1 - P_0)}{\sigma_P^2} - 1}$ – вираз для оцінки ІБР, що відповідає повній

апріорній визначеності за відомих (P_0, σ_{P_0}) , коли їм у відповідність ставиться апріорний бета-розподіл (див. (7.16)). Точність отриманої апостеріорної оцінки надійності характеризується середнім квадратичним відхиленням

$$\sigma_* = \int_{\sigma_{\hat{P}_k}}^{\sigma_{\hat{P}_0}} \sigma(\sigma_P) \cdot \dot{h}(\sigma_P) d\sigma_P, \quad (7.40)$$

$$\text{де } \sigma(\sigma_P) = \sigma_P \sqrt{\frac{P(\sigma_P)(1 - P(\sigma_P))}{P_0(1 - P_0) + n\sigma_P^2}}.$$

Зауважимо, що запропоновану схему розрахунку показника безвідмовності слід застосовувати виключно після того, як було проведено перше доопрацювання.

Для прикладу розрахуємо надійність СТС за результатами автономних випробувань з доопрацюваннями. Будемо використовувати вихідні дані роботи [135], в якій розглядається шість серій, кожна з яких складалася із десяти випробувань (таблиця 7.5). Згідно з логікою автономного відпрацювання перші чотири серії (0 – 3 серії) відповідають етапу довідних випробувань СТС. Четверта серія – чистові довідні випробування, остання серія – залікові (чистові) випробування (ЗВ). У перших трьох серіях сталися три відмови і для їх усунення було проведено три доопрацювання. У четвертій серії випробувань відмов не сталося, тому розробниками було прийнято рішення про перехід до етапу ЗВ, які підтверджують якість СТС. Розрахунки показника безвідмовності, що проведено з використанням традиційних статистичних методів, розглянутих у пункті 7.3.1, наведено в таблиці 7.5. Під час проведення зазначених розрахунків четверта серія і етап ЗВ були об'єднані в одну серію, оскільки після четвертої серії доопрацювання СТС не виконували. Для отриманих результатів відзначимо таке. Високі значення ІБР для байєсівської моделі [135], що перевищують рівень 0,99, отримано внаслідок того, що приймався початковий рівень надійності СТС 0,9. Занадто оптимістичними у цьому випадку видаються значення СКВ оцінок ІБР, особливо для перших серій. Значення показника безвідмовності, отримані з використанням моделі зростання надійності (7.30), в останніх серіях також видаються дещо завищеними.

Таблиця 7.5

Результати розрахунку ІБР за результатами випробувань з доопрацюваннями, які отримано традиційними методами

Номер серії i	0	1	2	3	4	ЗВ
Результати випробувань						
n_i, d_i	10, 1	10, 1	10, 1	10, 0	10, 0	10, 0
Статистичні оцінки надійності за серіями						
$\hat{P}_i$	0,9	0,9	0,9	0,9167	0,9545	
$\sigma_{\hat{P}_i}$	0,0949	0,0949	0,0949	0,0767	0,0434	
Оцінка надійності системи без урахування доопрацювань						
N_i, D_i	10, 1	20, 2	30, 3	40, 3	60, 3	
$\hat{P}'_i$	0,9	0,9	0,9	0,925	0,95	
$\sigma_{\hat{P}'_i}$	0,0949	0,0671	0,0548	0,0416	0,0281	
Експоненціальна модель зростання надійності (7.30) (параметри, отримані з використанням методу максимуму правдоподібності)						
P_i	0,8597	0,9256	0,9605	0,9791	0,9889	
Модель, заснована на розрахунку ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань (формула (7.31))						
P_i	0,9	0,9237	0,9325	0,96	0,9826	
Значення показника безвідмовності, запозичені з роботи [135]						
$\hat{P}''_i$	0,9507	0,9634	0,9752	0,9895	0,9913	0,9925
$\sigma_{\hat{P}''_i}$	0,0256	0,0214	0,0203	0,0198	0,0187	0,0176

Примітка. У таблиці позначено $N_i = \sum_{j=1}^i n_j$; $D_i = \sum_{j=1}^i d_j$.

З використанням запропонованої методики розрахунок показника безвідмовності здійснювався для двох випадків: випадку **A**, коли усі зафіксовані відмови належали до різних типів; і випадку **B**, коли в нульовій і другій серіях були зафіксовані відмови одного типу. Матриці ймовірностей, що визначають відсутність ефекту проведених доопрацювань за серіями, для розглянутих випадків виглядають так:

$$\text{випадок A} - R = \begin{bmatrix} 1 & - & - \\ 0,526 & 1 & - \\ 0,345 & 0,690 & 1 \\ 0,263 & 0,526 & 0,769 \\ 0,172 & 0,345 & 0,508 \end{bmatrix}; \quad \text{випадок B} - R = \begin{bmatrix} 1 & - \\ 0,526 & 1 \\ 1 & 0,690 \\ 0,558 & 0,513 \\ 0,246 & 0,339 \end{bmatrix}.$$

Результати розрахунків ІБР СТС відповідно до формул (7.39), (7.40) наведено у таблиці 7.6. Там же за серіями наведено значення апіорних

точкових оцінок показника безвідмовності, які визначалися за формулами (7.36), (7.37), а також проміжки невизначеності для СКВ. Під час розрахунку апіорних оцінок надійності у випадку ефективних доопрацювань за всіма типами відмов (коли всі типи відмов, за якими відбулися доопрацювання, переводили в категорію незалікових) застосовували співвідношення (8.11), яке приводить до більш консервативного прогнозу.

Таблиця 7.6

**Результати розрахунку ІБР з використанням запропонованої
байєсівської моделі**

Номер серії i	0	1	2	3	4	ЗВ
n_i, d_i	10, 1	10, 1	10, 1	10, 0	10, 0	10, 0
Випадок А. Всі зафіксовані відмови різного типу						
$\hat{P}_{*i}$ (7.39)	0,9	0,9	0,9150	0,9467	0,9727	
$\sigma_{\hat{P}_i}$ (7.40)	0,0949	0,0649	0,0498	0,0336	0,0212	
$\hat{P}_i$ (7.37) $[\sigma_{\hat{P}_k}, \sigma_{\hat{P}_0}]$	-	0,9224 [0,0476; 0,0671]	0,9304 [0,0333; 0,0548]	0,9579 [0,0250; 0,0416]	0,9780 [0,0167; 0,0281]	
Випадок В. У нульовій і другій серіях сталися відмови одного типу						
$\hat{P}_i$ (7.39)	0,9	0,9	0,9150	0,9271	0,9685	
$\sigma_{\hat{P}_i}$ (7.40)	0,0949	0,0649	0,0498	0,0354	0,0219	
$\hat{P}_i$ (7.36) $[\sigma_{\hat{P}_k}, \sigma_{\hat{P}_0}]$	-	0,9224 [0,0476; 0,0671]	0,9096 [0,0333; 0,0548]	0,9531 [0,0250; 0,0416]	0,9775 [0,0167; 0,0281]	

Результати розрахунків, отримані з використанням запропонованої методики, демонструють, що поява в серіях після доопрацювань відмов одного і того ж типу істотно впливає на оцінки показника безвідмовності. Так, для випадку **В**, коли в нульовій і другій серіях зафіксовані відмови одного типу, для третьої і наступних серій маємо зниження надійності (в порівнянні з випадком **А**), через те що доопрацювання за першим типом відмов, проведене після нульової серії, виявилось малоефективним. Зауважимо, що ні модель зростання надійності, ні байєсівський підхід, як впливає з таблиці 7.5, не дають можливості відстежити появу одного і того ж типу відмов у серіях випробувань.

Із результатів розрахунків також впливає, що у разі збільшення загальної кількості випробувань оцінки ІБР для випадків **А** і **В** збігаються. Схожі з наведеними в таблиці 7.6 значеннями ІБР результати надає модель, заснована на оцінюванні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань.

Зауважимо на закінчення, що оцінка надійності та її СКВ для всього перебігу відпрацювання, в припущенні, що всі зафіксовані відмови переведено в категорію незалікових, відповідно до формул (8.3), (8.4) становлять:

$$\hat{P} = 0,9831, \sigma_{\hat{P}} = 0,0167.$$

Таким чином, розроблена байєсівська модель дозволяє гнучко врахувати в розрахунках надійності проведення доопрацювань з кожного типу відмов відповідно до інформації, що накопичується в процесі випробувань.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 7

У розділі розроблено нові моделі оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН у процесі НЕВ (під час проведення автономних і комплексних випробувань). Розроблені моделі є актуальними в умовах скорочення обсягів НЕВ, оскільки дозволяють врахувати в розрахунках різноманітну додаткову апіорну інформацію.

1. Показано, що в процесі проектування наявні неточності моделей працездатності в більшості випадків враховуються з використанням коефіцієнтів безпеки, що збільшують експлуатаційне навантаження. Виділено два основних типи коефіцієнтів безпеки: центральні (використовують у своїй практиці фахівці з надійності) і екстремальні (використовують під час проектування МС, а також фахівці з міцності). Встановлено залежність між зазначеними типами коефіцієнтів безпеки і показано, що екстремальним коефіцієнтам безпеки завжди відповідають більші значення центральних аналогів.

2. Розроблено байєсівську модель оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН, що враховує інформацію, яку містять використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки. В її основі – процедура, згідно з якою коефіцієнтами безпеки ставиться у відповідність нижня межа ІБР. Останню враховують під час побудови апіорного розподілу. Встановлено, що формула (7.8), яка впливає з нерівності Бієнайме-Чебишова, дозволяє отримати найменші значення нижньої межі ІБР, що відповідають використовуваному коефіцієнту безпеки. Показано практичне застосування запропонованої моделі надійності для підтвердження необхідних рівнів надійності в умовах нечисленного експерименту.

3. Для схеми часткової апіорної визначеності, коли апіорна інформація містить виключно точкову оцінку надійності, встановлено, що можливості традиційного алгоритму, заснованого на пошуку максимуму апостеріорної дисперсії, обмежено випадком безвідмовних випробувань. Запропоновано новий алгоритм, заснований на інформаційному критерії, який дозволяє отримати розв'язок задачі оцінювання надійності СТС в умовах часткової апіорної визначеності для будь-яких результатів випробувань.

4. Проаналізовано відомі моделі визначення надійності СТС з урахуванням проведених у процесі випробувань доопрацювань і показано, що всі вони мають певні недоліки. Побудовано нову байєсівську модель розрахунку надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань. Її відмінною рисою є те, що процес відпрацювання за кожним типом відмов ділиться на два етапи: до і після останнього проведеного доопрацювання. Результати випробувань після останнього проведеного доопрацювання розглядаються як дані експерименту. В якості апріорної інформації використовується оцінка надійності СТС, яка визначається з використанням теорії станів (7.34) або (7.35), а також інтервалу невизначеності для невідомого СКВ оцінки надійності.

5. В рамках байєсівського підходу під час побудови розрахункової моделі оцінки надійності з урахуванням проведених доопрацювань сформульовано і використано нову схему часткової апріорної визначеності, для якої як апріорну інформацію використано точкову оцінку надійності, а також інтервал можливих значень СКВ, що характеризує точність отриманої оцінки надійності. З використанням перепараметризації функції правдоподібності розроблено алгоритм оцінювання надійності для запропонованої схеми часткової апріорної визначеності.

РОЗДІЛ 8

ОЦІНЮВАННЯ НАДІЙНОСТІ СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ НА ЕТАПІ ЛЬОТНИХ ВИПРОБУВАНЬ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ

На етапі льотних випробувань (ЛВ) РН та в процесі її експлуатації показники безвідмовності ступенів, які використовують у математичних моделях оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів під час падіння ВЧ та у випадку аварії РН, визначаються за результатами проведених пусків.

Особливістю ЛВ розроблюваних останнім часом РН є незначна кількість пусків. Враховуючи багаторічний досвід розроблення РКС, повномасштабне НЕВ, яке здійснюється в процесі розроблення РК, а також те, що багато РН мають прототипи, для ЛВ передбачаються незначні обсяги або навіть їх поєднують з етапом експлуатації. Так, для РКП, які використовувалися в програмах «Морський старт» і «Наземний старт», етап ЛВ був обмежений одним («Морський старт») і трьома («Наземний старт») демонстраційними пусками. Аналогічно планувалися ЛВ і для розроблюваного КРК «Циклон-4».

З позицій оцінювання надійності етапи ЛВ і експлуатації РН характеризуються такими особливостями. По-перше, виявляються відмови, імовірність появи яких є досить малою. НЕВ складових частин РН, яке поєднує автономні і комплексні випробування, побудовано таким чином, що дозволяє виявити і усунути переважну частину (до 90-95%) прихованих відмов. По-друге, відмови в більшості випадків мають поодинокий характер, а телеметрична апаратура, якою обладнана РН, дозволяє з великою достовірністю виявляти причини відмов. Отже, задача оцінювання надійності ступенів РН на етапі ЛВ і експлуатації зводиться до коректного визначення і врахування ефективності проведених доопрацювань.

Слід відзначити, що окремий розгляд надійності кожного ступеня РН має свої переваги, оскільки дозволяє врахувати більший обсяг вхідної інформації, зокрема, для деяких пусків РН відмови відбувалися на етапі польоту верхніх ступенів, у той час коли нижні ступені функціонували безвідмовно. У закордонних джерелах, зокрема, статистика пусків РН і аналіз польотної надійності подається для ступенів РН.

8.1 Оцінювання надійності ступенів РН на етапі льотних випробувань та експлуатації з використанням теорії станів

Після невдалих (аварійних) пусків РН відбуваються доопрацювання, спрямовані на усунення відмов, що спричинили аварію, шляхом внесення змін до конструкції окремих вузлів і агрегатів ступенів РН, умов та режимів їх функціонування, посилення контролю складання, підготовки і проведення пуску РН. Серед методик, які дозволяють оцінити надійність ступенів РН на етапі експлуатації з урахуванням проведених доопрацювань, виділяють МЗН,

байєсівські моделі (розглянуто у підрозділі 7.3). У ДП «КБ «Південне» (див., наприклад [79, 80, 159]), а також у деяких інших розробників РКТ (РКК «Енергія», НВО ім. Хрунічева) поширення набув підхід ОСТ 92-1743-84 [76], згідно з яким відмови, за якими проведені ефективні доопрацювання (у разі накопичення певної кількості наступних безвідмовних випробувань) переводяться в категорію незалікових і виключаються із статистики, що використовується для розрахунку надійності. Польотну надійність ступенів (а також РН у цілому) за такого підходу визначають з використанням таких співвідношень:

– у разі наявності залікових відмов ($d_3 \neq 0$)

$$\hat{P} = 1 - \frac{d_3}{n_3}, \quad (8.1)$$

$$\sigma_{\hat{P}} = \sqrt{\frac{\hat{P}(1-\hat{P})}{n_3}}; \quad (8.2)$$

– у разі безвідмовних пусків, коли кількість залікових відмов $d_3 = 0$ (статистична оцінка надійності дорівнює 1)

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{2(n_3 + 2)}; \quad (8.3)$$

$$\sigma_{\hat{P}} = \frac{1}{2(n_3 + 2)} \sqrt{\frac{5n_3 + 7}{n_3 + 3}}, \quad (8.4)$$

де n_3, d_3 – кількість залікових пусків і залікових відмов у цих пусках відповідно.

Формула (8.1) являє собою незміщену, слушну і ефективну оцінку частоти успіхів для біноміального розподілу [122]. Формула (8.2) визначає точність оцінки (8.1). Детальний аналіз співвідношень (8.3) і (8.4) наведено в підрозділі 8.3.

Принциповим для зазначеного підходу оцінювання надійності є визначення необхідної кількості випробувань для переведення пусків РН з відмовами в категорію незалікових. Ця задача тотожна визначенню кількості випробувань, необхідних для підтвердження ефективності проведених доопрацювань, і розв'язується вона з використанням методики [76]. В основі методики лежить перевірка статистичної гіпотези про належність серій випробувань до проведення доопрацювання і після нього до однієї генеральної сукупності. Для кожного типу відмов (попередньо всі зафіксовані відмови класифікують за типами прояву) розглядають дві серії випробувань. Першу серію випробувань (до проведення останнього доопрацювання) становить n_1 проведених випробувань і в них зафіксовано d_1 відмов. Друга серія (після проведення останнього доопрацювання) включає n_2 успішних випробувань. При цьому, якщо відмови одного типу повторювалися навіть після проведених

раніше доопрацювань, n_1 об'єднує всі попередні до останнього доопрацювання серії (вважається, що попередні доопрацювання були неефективними). Неефективність проведеного доопрацювання (гіпотеза H_0) еквівалентно події, згідно з якою серії випробувань n_1 і n_2 належать до однієї генеральної сукупності. Як критерій перевірки гіпотези H_0 , використовується ймовірність того, що за частоти успіху

$$\hat{P} = 1 - \frac{d_1}{n_1 + n_2}$$

у серії $n=n_1+n_2$ випробувань всі відмови згрупуються в перших n_1 випробуваннях. Зазначена ймовірність визначається так:

$$P(n_2, n, \hat{P}) = \sum_{i=1}^{n_1} C_{n_1}^i \hat{P}^{n_1-i} (1-\hat{P})^i \cdot \hat{P}^{n_2} = \sum_{i=1}^{n_1} C_{n_1}^i \hat{P}^{n-i} (1-\hat{P})^i. \quad (8.5)$$

Тепер, якщо проведене доопрацювання виявилось неефективним, з довірчою ймовірністю $\gamma = 1 - \alpha$ (α – заданий рівень значущості) групування d_1 відмов у перших n_1 випробуваннях є випадковим.

Альтернативна гіпотеза H_1 полягає в тому, що доопрацювання для усунення відмови виявилось ефективним. У цьому випадку оцінка надійності $\hat{P}$, одержана за частотою успіхів у серії випробувань (n_1+n_2) , взагалі кажучи, менше дійсного значення, яке характеризує частоту успіхів у n_2 випробуваннях після доопрацювання.

Для заданого рівня значущості α , починаючи з певного значення n_2 , приймається альтернативна гіпотеза. Отримане таким чином ціле значення $n_2 = N_*$, для якого величина $P(n_2, n, \hat{P})$ стає меншою за задане значення α , приймається як контрольна кількість випробувань, необхідна для підтвердження ефективності доопрацювань щодо підвищення надійності і визнання пуску з відмовою незаліковим. Для підтвердження ефективності доопрацювань в [76] рекомендуються і на підприємстві використовують значення рівня довіри $\gamma = 0,8$ (у випадку поодиноких відмов) та $\gamma = 0,9$ (у випадку повторних відмов).

Подібний спосіб визначення надійності ступенів РН з урахуванням доопрацювань має істотну простоту і наочність. На користь використання такого підходу свідчить те, що телеметрія, якою обладнана РН, дозволяє отримувати досить повну інформацію щодо процесів, які відбуваються в процесі функціонування ступеня. Ця інформація в поєднанні з комп'ютерним моделюванням (а за потреби проведенням експериментів) дає змогу розробнику з великою часткою впевненості визначити причини виниклих відмов і вжити заходів, спрямованих на виключення причин їх повторної появи. У той же час зазначений підхід має ряд істотних недоліків. По-перше, результати перевірки статистичної гіпотези H_0 і переведення пусків з відмовами в категорію

незаликових залежить від обраного рівня значущості α , а, отже, певною мірою, мають суб'єктивний характер. При цьому, чим менший рівень значущості, тим менша ймовірність помилки першого роду – відхилити гіпотезу, що перевіряється, в той час, коли вона є вірною. Зазвичай під час перевірки статистичних гіпотез рівень значущості вибирається таким $\alpha = 0,01$; $0,025$ або $0,05$ (рідше $0,1$). Такі рівні значущості відповідають подіям, поява яких вважається практично неможливою. У цьому сенсі використовуваний на практиці рівень значущості $\alpha = 0,2$ є завищеним, оскільки події з імовірністю близько $0,2$ складно вважати практично неможливими.

По-друге, ймовірність (8.5) виходить з того, що в першій серії випробувань до проведення доопрацювання відбудеться не більше n_1 відмов. Це припущення посилено, оскільки в першій серії випробувань відбулося лише d_1 відмов. Подібна побудова критерію перевірки пов'язана з підвищенням його потужності і, відповідно, зменшенням ймовірності помилки другого роду.

По-третє, за невеликої кількості експериментів (особливо на початковому етапі експлуатації РН) критерій на основі біноміального розподілу (8.5) для перевірки гіпотези H_0 матиме істотну погрішність. Тому для побудови критерію перевірки статистичної гіпотези H_0 більш коректним видається використання гіпергеометричного розподілу. У підрозділі 7.3 в якості міри, що дозволяє оцінити відсутність ефекту проведених доопрацювань, використано заснований на гіпергеометричному розподілі критерій R (формула (7.35)). Він визначає ймовірність того, що всі відмови згрупуються в першій серії випробувань, за умови, що серії n_1 і n_2 належать до однієї генеральної сукупності. Відповідно, міру ефективності проведеного доопрацювання доцільно визначити таким чином:

$$E = 1 - R. \quad (8.6)$$

Щодо формули (8.6) слід підкреслити, що в процесі експлуатації РН розробники в більшості випадків досить точно встановлюють причини відмов, отже, основною альтернативою буде гіпотеза, що доопрацювання підвищило надійність.

У разі, якщо в серії випробувань n_2 після доопрацювання відмов не сталося ($d_2 = 0$), ймовірність того, що доопрацювання не привело до підвищення надійності, оцінюється в такий спосіб:

$$R = \frac{C_{n_1}^{d_1}}{C_n^{d_1}}. \quad (8.7)$$

Відзначимо, що співвідношення (8.7) збігається з виразом, який отримуємо з використанням класичного визначення ймовірності і формул комбінаторики. Стисло розкриємо ймовірнісну природу співвідношень (8.5) і (8.7), для чого розглянемо такі події:

A – «в $n = n_1 + n_2$ випробуваннях сталося d_1 відмов»;

B – «в перших n_1 випробуваннях сталося d_1 відмов».

Ймовірності зазначених подій відповідно дорівнюють

$$P(A) = C_n^{d_1} \hat{P}^{n-d_1} (1 - \hat{P})^{d_1};$$

$$P(B) = C_{n_1}^{d_1} \hat{P}^{n_1-d_1} (1 - \hat{P})^{d_1}.$$

Події **A** і **B** є залежними. Імовірність (8.7) відповідає умовній ймовірності

$$P(B/A) = \frac{P(A \cap B)}{P(A)} = \frac{C_{n_1}^{d_1}}{C_n^{d_1}},$$

де B/A – подія, що полягає в тому, що в перших n_1 випробуваннях сталося d_1 відмов за умови, що в n випробуваннях було d_1 відмов. Імовірність події $A \cap B$, яка полягає в тому, що в n випробуваннях відбулося d_1 відмов і всі вони сталися в n_1 перших випробуваннях дорівнює

$$P(A \cap B) = C_{n_1}^{d_1} \hat{P}^{n_1-d_1} (1 - \hat{P})^{d_1} \cdot \hat{P}^{n_2} = C_{n_1}^{d_1} \hat{P}^{n-d_1} (1 - \hat{P})^{d_1}.$$

Отже, у (8.5) постулюється n проведених випробувань і d_1 зафіксованих у них відмов, у той час як для співвідношення (8.7) зазначене припущення розглядається як умова.

З використанням (8.6) та (8.7) також можна визначити кількість успішних випробувань для переведення пуску РН з відмовою в категорію незалікових. Здійснюється це аналогічно розглянутій вище процедурі. Ціле значення $n_2 = N^*$, для якого величина E стає меншою від заданого значення рівня довіри γ , приймається в якості контрольної кількості випробувань, необхідної для підтвердження ефективності проведених доопрацювань. В таблиці 8.1 наведено обсяги контрольних безвідмовних випробувань, які отримуємо з використанням формул (8.5) і (8.7), для довірчої ймовірності $\gamma = 0,9$. Порівняння обсягів контрольних випробувань, які були розраховані з використанням критеріїв (8.5) і (8.7), показало, що у випадку $d_1 = 1$ кількість контрольних випробувань, одержуваних з використанням (8.7), набагато більша, ніж з використанням формули (8.5). У разі збільшення кількості відмов у серії до проведення доопрацювання ($1 < d_1 \rightarrow n_1$), кількість контрольних випробувань, що отримуємо згідно з (8.5) більше, ніж отримана за формулою (8.7). Це є природним: за більшої кількості відмов до проведення доопрацювання досить провести невелику кількість безвідмовних випробувань у другій серії для підтвердження ефективності вжитих заходів.

Таблиця 8.1

Кількість успішних випробувань, необхідних для підтвердження ефективності доопрацювань для довірчої ймовірності $\gamma = 0,9$

		d_1		
		1	2	3
n_1	1	4(9)	-	-
	2	7(18)	5(3)	-
	3	10(27)	8(6)	4(2)
	4	13(36)	10(8)	6(4)
	5	16(45)	13(10)	8(5)
	6	20(54)	16(12)	9(6)
	7	23(63)	18(14)	11(7)
	8	26(72)	21(17)	13(8)
	9	29(81)	23(19)	15(10)
	10	32(90)	26(21)	16(11)

Примітка. Перше значення отримано з використанням формули (8.5), друге (в дужках) – з використанням (8.7)

Співвідношення (8.7) можна подати у вигляді

$$R = \frac{n_1!}{(n_1 - d_1)!} \cdot \frac{(n_1 + n_2 - d_1)!}{(n_1 + n_2)!} = \frac{(n_1 - d_1 + 1)(n_1 - d_1 + 2) \cdot \dots \cdot (n_1 - d_1 + n_2)}{(n_1 + 1)(n_1 + 2) \cdot \dots \cdot (n_1 + n_2)}.$$

Зокрема для поодинокі відмови співвідношення для R спрощується і набуває вигляду

$$R = \frac{n_1}{n_1 + n_2}.$$

Як свідчать результати експлуатації РН розробки ДП «КБ «Південне» відмови РН на етапі польоту найчастіше є поодинокими, тому використовуючи (8.7) одержуємо більш песимістичний прогноз надійності, оскільки пуски з відмовами вважатимуться заліковими для значної серії випробувань після доопрацювання.

Таким чином, слід ще раз підкреслити, що процес переведення пусків РН з відмовами в категорію незалікових (особливо у разі поодиноких відмов) є досить неоднозначним, оскільки для різних моделей отримуємо значення кількості контрольних випробувань N^* , які істотно відрізняються. До того ж, якщо відмові передувала тривала серія випробувань (пусків), то навіть з використанням (8.5) необхідно провести досить велику кількість безвідмовних випробувань для підтвердження ефективності проведених доопрацювань.

Ще одним істотним недоліком розглянутого підходу є дискретні стрибки значень надійності у разі переведення пусків з відмовами в категорію

незалікових, які до того ж залежать (як було зазначено раніше) від величини рівня значущості α , який призначається суб'єктивно. З іншого боку, якщо у розробника накопичується інформація щодо безвідмовних пусків після проведеного доопрацювання, то впевненість у правильності вжитих заходів щодо усунення причин відмови зростає. Зазначена обставина вимагає побудови і використання більш гнучких моделей визначення показника безвідмовності ступенів РН з урахуванням проведених доопрацювань, що виключають дискретні стрибки показника безвідмовності в разі визнання пусків з відмовами незаліковими.

Модель, яка дозволяє більш гнучко враховувати результати проведених доопрацювань систем РН на етапі експлуатації, запропоновано автором у [38, 41, 49, 78, 120]. Будемо розглядати схему, відповідно до якої доопрацювання призводить до одного із наслідків: збільшує надійність СТС (доопрацювання ефективне) або залишає надійність на колишньому рівні (доопрацювання неефективне). Відповідно, ефективно проведені доопрацювання дозволяють підвищити надійність СТС до рівня $\hat{P}_1$, коли відмови, за якими проведені доопрацювання, вважаються незаліковими. Якщо доопрацювання неефективні, надійність СТС близька до рівня $\hat{P}_0$, коли в розрахунках надійності враховуються всі відмови, що виникли в процесі експлуатації. Отже, статистична оцінка надійності системи у разі проведення доопрацювань повинна належати інтервалу $[\hat{P}_0, \hat{P}_1]$.

Нехай за k типами відмов проведених доопрацювання. Розглянемо можливі стани відмов СТС (що визначають її надійність) відповідно до проведених доопрацювань (рис. 8.1). При цьому будемо вважати, що подія A_i відповідає ефективному доопрацюванню за i -тим типом відмов, $\bar{A}_i$ – відповідно неефективному доопрацюванню.

Групи	Стани							Кількість станів
$B^{(0)}$	B_1	$\bar{A}_1$	$\bar{A}_2$	...	...	...	$\bar{A}_k$	$C_k^0 = 1$
$B^{(1)}$	B_2	A_1	$\bar{A}_2$	...	...	...	$\bar{A}_k$	$C_k^1 = k$
	...	$\bar{A}_1$	A_2	...	...	...	$\bar{A}_k$	
	...	...	...	...	...	...	...	
$B^{(2)}$	B_{k+1}	$\bar{A}_1$	$\bar{A}_2$	...	...	...	A_k	C_k^2
	B_{k+2}	A_1	A_2	...	...	...	$\bar{A}_k$	
	...	...	...	...	...	...	...	
	...	$\bar{A}_1$	...	...	...	A_{k-1}	A_k	
$B^{(k)}$	...	...	...	...	...	...	...	$C_k^k = 1$
	...	...	...	...	...	...	...	
	...	...	...	...	...	...	...	
	B_N	A_1	A_2	...	...	...	A_k	

Рис. 8.1 – Стани відмов СТС з урахуванням ефективності проведених доопрацювань

Подію, згідно з якою всі проведені доопрацювання є неефективними, наприклад, запишемо в такий спосіб $B_1 = \bigcap_{i=1}^k \bar{A}_i$. Загальна кількість станів, що враховують проведені доопрацювання, становитиме $N = 2^k$. Множину станів розіб'ємо на $k+1$ групу ($B^{(i)}$, $i = \overline{0, k}$) залежно від кількості ефективних доопрацювань (i) і, відповідно, незалікових типів відмов. Кожна з груп містить різну кількість станів, яка визначається як C_k^i (i – номер групи). До першої та останньої груп, відповідно, належать по одному стану, це стани B_1 , B_N .

Кожному стану B_i відповідає певне значення ІБР системи з урахуванням ефективності проведених доопрацювань, тобто заліковістю або незаліковістю відмов, щодо яких проведено доопрацювання.

Вважаючи проведені доопрацювання незалежними, ймовірність події B_i дорівнюватиме добутку ймовірностей подій $A_j(\bar{A}_j)$, які його складають. Наприклад,

$$P(B_N) = P\left(\bigcap_{i=1}^k A_i\right) = \prod_{i=1}^k P(A_i) = \prod_{i=1}^k E_i,$$

де E_i – ефективність проведеного i -того доопрацювання, яка визначається згідно з (8.6).

Відповідно до формули повної ймовірності ІБР системи з урахуванням проведених доопрацювань визначатиметься у такий спосіб:

$$\hat{P} = \hat{P}_0 \cdot P(B_1) + \sum_{i=1}^{C_k^1} \hat{P}_1^{(i)} \cdot P(B_i^{(1)}) + \sum_{i=1}^{C_k^2} \hat{P}_2^{(i)} \cdot P(B_i^{(2)}) + \dots + \hat{P}_k \cdot P(B_N), \quad (8.8)$$

де $\hat{P}_j^{(\bullet)}$ – оцінка ІБР з урахуванням незалікових j типів відмов. Кожному елементу групи $B^{(j)}$ у загальному випадку відповідатиме своя оцінка ІБР $\hat{P}_j^{(\bullet)}$, бо за кожним типом відмов до проведення доопрацювання може відбутися різна кількість відмов.

Оцінку $\hat{P}_j^{(\bullet)}$ визначаємо за формулами

$$\hat{P}_j = 1 - \frac{d - \sum_{i=1}^j d_i}{n - \sum_{i=1}^j d_i}, \text{ якщо } d - \sum_{i=1}^j d_i > 0,$$

(n – загальна кількість пусків; d – загальна кількість відмов $d = \sum_{i=1}^k d_i$; d_i – кількість відмов i -того типу, за яким проведено ефективні доопрацювання); і

$$\hat{P}_k = 1 - \frac{1}{2 \left(n - \sum_{i=1}^k d_i + 1 \right)},$$

в разі, коли всі типи відмов, щодо яких проведені доопрацювання, переведено в категорію незалікових (див. формулу (8.12)).

Якщо відмови кожного типу мали поодинокий характер, тоді кожному елементу групи $B^{(j)}$ відповідає одна ймовірність $\hat{P}_j$. Формула для розрахунку ІБР з урахуванням доопрацювань у цьому випадку спроститься і матиме вигляд

$$\hat{P} = \hat{P}_0 \cdot P(B_1) + \hat{P}_1 \sum_{i=1}^{C_k^1} P(B_i^{(1)}) + \hat{P}_2 \sum_{i=1}^{C_k^2} P(B_i^{(2)}) + \dots + \hat{P}_k \cdot P(B_N) = \sum_{i=0}^k \hat{P}_i \cdot P(\bar{B}^{(i)}), \quad (8.9)$$

де позначено $P(\bar{B}^{(i)}) = \sum_{j=1}^{C_k^i} P(B_j^{(i)})$.

Для визначення точності оцінки надійності (8.8) або (8.9) можна, наприклад, скористатися еквівалентною кількістю випробувань, що відповідає одержаному значенню $\hat{P}$. У разі поодиноких відмов для оцінки $n_{\text{екв}}$ слід використовувати таке співвідношення:

$$n_{\text{екв}} = n \cdot P(B_1) + (n-1) \sum_{i=1}^{C_k^1} P(B_i^{(1)}) + (n-2) \sum_{i=1}^{C_k^2} P(B_i^{(2)}) + \dots + (n-k) \cdot P(B_N),$$

де n – обсяг вибірки (загальна кількість пусків).

Точність одержуваної оцінки надійності визначаємо за формулою

$$\sigma_{\hat{P}} = \sqrt{\frac{\hat{P}(1-\hat{P})}{n_{екв}}}.$$

8.2. Аналіз надійності ступенів РН сімейства «Зеніт»

Розроблену в підрозділі 8.1 методику використаємо для визначення польотної надійності I і II ступенів РН сімейства «Зеніт». Важливість подібної задачі зумовлена тим, що в мережі Internet наводять різноманітні (зазвичай, занижені) оцінки надійності РН сімейства «Зеніт» і її ступенів, засновані на статистиці пусків. Як вихідні використаємо статистичні дані з пусків ракет-носіїв «Зеніт-2», «Зеніт-2S» і «Зеніт-2СБ», а також пусків РКК «Енергія-Буран», у складі якого в якості прискорювача використовувався модифікований I ступінь РН «Зеніт-2» (Блок А). Історію пусків РН сімейства «Зеніт» наведено в Додатку Д. Під час аналізу надійності дані з пусків ступенів об'єднувалися в одну статистичну сукупність. Ступені РН «Зеніт-2» і РН «Зеніт-2S(Б)» є найбільш близькими. Найбільші відмінності має Блок А РКК «Енергія-Буран», що, насамперед, зумовлено специфікою цього ракетного комплексу, відмінного від тандемних схем РН сімейства «Зеніт» (особливості кріплення до центрального блоку, навантаження які діють і т.п.). Проте режими роботи для Блока А багато у чому ідентичні режимам роботи I ступеня РН «Зеніт-2» і, більш того, перші пуски РН «Зеніт-2», що проводили за програмою ЛВ, були спрямовані на відпрацювання I ступеня як прискорювача для РКК «Енергія-Буран». Використання об'єднаної статистики дозволяє відстежити доопрацювання для всіх модифікацій, оскільки експлуатація РКП «Зеніт-3SL», РКП «Зеніт-3SLБ» (і частково РН «Зеніт-2») здійснювалася паралельно, отже, доопрацювання для однієї модифікації РН аналогічно проводили і для решти.

У таблицях 8.2 і 8.3 наведено узагальнену статистику польотів першого та другого ступенів РН сімейства «Зеніт», а також відповідні цим даним значення частоти успішних польотів.

Таблиця 8.2

Статистика пусків I ступеня РН сімейства «Зеніт» і частість успішних пусків (станом на 01.01.2017)

Параметр	Блок А	РН «Зеніт-2»	РН «Зеніт-2S» РКП-3SL	РН «Зеніт-2СБ», (РКП-3SLБ, РКП-2SLБ, РКП-3SLБФ)	Разом
Загальна кількість пусків, n	8	36	36	11	91
Кількість відмов, d	0	2	2	0	4
Частість успішних пусків	~1	0,9444	0,9444	~1	0,9560

Таблиця 8.3

**Статистика пусків II ступеня РН сімейства «Зеніт»
і частість успішних польотів (станом на 01.01.2017)**

Параметр	РН «Зеніт-2»	РН «Зеніт-2S» РКП 3SL	РН «Зеніт-2СБ», (РКП-3SLБ, РКП-2SLБ, РКП-3SLБФ)	Разом
Загальна кількість пусків, n	36	36	11	83
Кількість невиконань задачі через причини, що не пов'язані з відмовами ступеня, $n_{Нв}$	2	2	0	4
Кількість польотів ($n - n_{Нв}$)	34	34	11	79
Кількість відмов, d	5	1	0	6
Частість успішних польотів $1 - \frac{d}{n - n_{Нв}}$	0,8529	0,9706	~1	0,9241

Аналіз даних таблиць 8.2 і 8.3 показує, що частоти успішних пусків ступенів РН сімейства «Зеніт» мають не дуже високий рівень, і це, в підсумку, приводить до надійності РН (складається із двох ступенів), яка дорівнює 0,8834.

В реальності рівень надійності ступенів РН сімейства «Зеніт» буде вищим, оскільки частина відмов РН є незаліковими (це відмови, пов'язані з порушенням процесу підготовки РН до пуску, і відмови систем, які на цей час у складі РН не використовують), для решти відмов, що сталися, проведено доопрацювання, спрямовані на виключення їх появи в подальшому, і частину з них слід вважати ефективними.

Для I ступеня РН сімейства «Зеніт» відповідно до таблиць Д.1, Д.2, Д.3 і Д.4 Додатка Д необхідно розглянути чотири типи відмов:

I тип (пуск РН «Зеніт-2» №15) – загоряння маршового двигуна, що спричинило натікання мастила;

II тип (пуск РН «Зеніт-2» №28) – відмова маршового двигуна внаслідок розгерметизації тракту газогенератора;

III тип (пуск РН «Зеніт-2S» #SL24) – відмова маршового двигуна внаслідок потрапляння металевої частинки в насос окислювача з подальшим його руйнуванням;

IV тип (пуск РН «Зеніт-2S» #SL35) – відмова бортового джерела потужності (БДП).

Всі зафіксовані відмови виявилися поодинокими.

Статистику пусків першого ступеня РН сімейства «Зеніт» за типами відмов наведено в таблиці 8.4. У статистиці польотів першого ступеня, як зазначено, враховано пуски 8 Блоків А у складі РКК «Енергія-Буран» (пуски здійснено до аварії РН «Зеніт-2» під час пуску № 15).

Таблиця 8.4

**Хронологія пусків і відмов першого ступеня РН сімейства «Зеніт»
та проведені доопрацювання**

	1-22	23	24-35	36	37-66	67	68-81	88	89-91	
Номер пуску		№15		№28		#SL24		#SL35		
Результати пусків	+	-д	+	-д	+	-д	+	-д	+	
Тип відмови		I		II		III				
I	+	-д	+	0	+	0	+	0	+	
II	+	0	+	-д	+	0	+	0	+	
III	+	0	+	0	+	-д	+	0	+	
IV	+	0	+	0	+	0	+	-д	+	

Примітка. У таблиці використано такі позначення:

“+” відповідає успішній роботі ступені;

“-” відповідає відмові ступеня;

0 – незаліковий пуск;

“д” – проведене доопрацювання.

Під час розбиття статистики пусків I ступеня на серії між доопрацюваннями за кожним типом відмов прийнято, що пуски з відмовами інших типів є незаліковими. Подібне припущення йде в запас надійності. В результаті дані за серіями пусків для розглянутих типів відмов першого ступеня мають такий вигляд (таблиця 8.5).

Таблиця 8.5

Серії пусків за типами відмов для I ступеня

Тип відмови	n_1	d_1	n_2	d_2
I	23	1	65	0
II	35	1	53	0
III	65	1	23	0
IV	85	1	3	0

Відповідно до (8.7) коефіцієнти, що визначають ймовірності того, що проведені доопрацювання не змінили польотної надійності ступеня, для чотирьох типів відмов становитимуть: $R_1 = 0,2614$, $R_2 = 0,3977$, $R_3 = 0,7386$, $R_4 = 0,9659$. Величини, що визначають міру ефективності проведених доопрацювань, відповідно дорівнюватимуть $E_1 = 0,7386$, $E_2 = 0,6023$, $E_3 = 0,2614$, $E_4 = 0,0341$.

Для розрахунку ІБР першого ступеня з урахуванням станів після проведених доопрацювань необхідно скористатися формулою (8.9), оскільки зафіксовані відмови були поодинокими. Вихідні дані для розрахунку польотної надійності першого ступеня наведено в таблиці 8.6.

Таблиця 8.6

**Вихідні дані для оцінювання польотної
надійності I ступеня РН сімейства «Зеніт»**

Заліковість відмов	Надійність ступеня $\hat{P}_j$	Ймовірність стану $\sum_{i=1}^{C_k^j} P(B_i^{(j)})$
Всі відмови залікові ($j = 0$)	0,9560	0,0742
Три відмови залікові ($j = 1$)	0,9667	0,3508
Дві відмови залікові ($j = 2$)	0,9775	0,4436
Одна відмова залікова ($j = 3$)	0,9886	0,1275
Всі відмови незалікові ($j = 4$)	0,9943	0,0040

Підставляючи дані, наведені в таблиці (8.6), у формулу (8.9), отримуємо польотну надійність першого ступеня, з урахуванням проведених доопрацювань, $\hat{P}_I = 0,9736$, що перевищує отримане значення частоти 0,9560.

Для розрахунку надійності II ступеня РН сімейства «Зеніт» відповідно до таблиць Д.1, Д.2, Д.3 і Д4 Додатка Д необхідно розглянути три типи відмов:

I тип (пуск РН «Зеніт-2» № 1) – передчасне вимкнення двигунів через нестачу пального;

II тип (пуск РН «Зеніт-2» № 2) – кавітаційний зрив насоса окислювача керуючого двигуна внаслідок засмічення фільтра;

III тип (пуск РН «Зеніт-2S» № 16, 17) – відмова маршового двигуна другого ступеня внаслідок загоряння і руйнування насоса окислювача.

Відмови №31 РН «Зеніт-2» і #SL3 «Зеніт-2S» для оцінювання надійності другого ступеня є незаліковими. Аварія на етапі польоту другого ступеня під час пуску РН «Зеніт-2» № 31 сталася через збої в системі керування. У складі застосовуваних зараз модифікацій РН сімейства «Зеніт» (РН «Зеніт-2S(Б)») використовується система керування з принципово відмінним алгоритмом роботи. Невдалий запуск РН «Зеніт-2S» #SL3 є незаліковим, бо було порушено процедуру підготовки РКП «Зеніт-3SL» до пуску.

Класифікацію польотів другого ступеня для всіх типів відмов наведено в таблиці 8.7.

Таблиця 8.7

**Хронологія пусків і відмов другого ступеня РН сімейства «Зеніт»
та проведені доопрацювання**

	1	2	3-14	15	16, 17	18- 27	28	29,30	31	32- 35	36	37-59
Номер пуску	№1	№2		№15	№№16,17		№28		№31		#SL3	
Результати пусків	-д	-д	+	0	-д	+	0	+	0	+	0	+
Тип відмови	I	II			III							
I	-д	0	+	0	0	+	0	+	0	+	0	+
II	0	-д	+	0	0	+	0	+	0	+	0	+
III	0	0	+	0	-д	+	0	+	0	+	0	+

Продовження таблиці 8.7

	60	61-79	80	81-83					
Номер пуску	#SL24	+	#SL35	+					
Результати пусків	0		0						
Тип відмови		+		+					
I	0	+	0	+					
II	0	+	0	+					
III	0	+	0	+					

У таблиці використано позначення за аналогією до таблиці 8.4.

В процесі розбиття статистики пусків II ступеня РН сімейства «Зеніт» на серії між доопрацюваннями за кожним типом відмов прийнято припущення:

– невдалі пуски № 2, 16, 17 для відмови першого типу вважаються незаліковими. При цьому необхідно зазначити, що для цих пусків за даними телеметричних вимірювань у процесі роботи ступеня аж до моменту аварії відхилень у роботі системи керування витратою палива не спостерігалось;

– невдалий пуск РН «Зеніт-2» № 1 вважається неуспішним і для другого типу відмов. Пуски з відмовами № 16, 17 для відмови другого типу є незаліковими (ступінь не допрацювала до моменту вимкнення маршового двигуна);

– для третього типу відмов у серію до проведення доопрацювання включено три пуски РН «Зеніт-2» (№ 15, 16, 17), для яких проведено зміну

конструкції авторозгінного пристрою ТНА, із них у двох пусках зафіксовано відмови. Другу серію утворюють пуски ступеня, починаючи з № 18.

Отже, дані за серіями для трьох типів відмов другого ступеня наведено в таблиці 8.8.

Таблиця 8.8

Серії пусків за типами відмов для II ступеня

Тип відмови	n_1	d_1	n_2	d_2
I	1	1	74	0
II	2	2	73	0
III	3	2	60	0

Коефіцієнти, які визначають ймовірності того, що проведені доопрацювання не змінили надійності, для трьох типів відмов відповідно дорівнюють $R_1 = 0,0133$, $R_2 = 0,0004$, $R_3 = 0,0015$. Величини, які виражають міру ефективності доопрацювань, становлять $E_1 = 0,9867$, $E_2 = 0,9996$, $E_3 = 0,9985$. Отже, заходи, проведені для виключення відмов другого ступеня, слід визнати ефективними. У підсумку надійність другого ступеня, яку розраховано відповідно до формули (8.8), становить $\hat{P}_{II} = 0,9932$.

Виходячи з отриманих значень ІБР першого та другого ступенів, польотна надійність двохступеневої РН сімейства «Зеніт» становитиме 0,967.

Додатково було проведено розрахунки польотної надійності ступенів РН сімейства «Зеніт» з використанням:

- методики, що використовують в ДП «КБ «Південне» відповідно до підрозділу 8.1 (інженерна надійність);
- моделі, заснованої на оцінюванні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань (відповідно до підрозділу 7.3);
- методики, рекомендованої [82] та ГОСТ В 21.697-83.

Інженерну надійність ступенів сімейства РН «Зеніт» визначено з використанням формул (8.1) і (8.3) для залікової кількості пусків (n_3) і залікової кількості відмов (d_3) для кожного ступеня. Заліковість відмов визначалася виходячи з кількості успішних випробувань, які треба було здійснити для підтвердження ефективності доопрацювань щодо виниклих відмов (без урахування незалікових невдалих пусків РН «Зеніт-2» № 31 і РН «Зеніт-2S» #SL3) відповідно до рекомендацій [76, 79, 80]. Кількість пусків, необхідних для підтвердження ефективності проведених доопрацювань, наведено в таблиці 8.9.

Таблиця 8.9

**Кількість пусків, необхідних для підтвердження
ефективності проведених доопрацювань щодо виниклих відмов**

Номер(и) пуску(ів) з відмовою(ами) одного типу	Кількість пусків до проведеного доопрацювання	Рівень довіри γ	Кількість успішних пусків, необхідних для підтвердження ефективності проведених доопрацювань
I ступінь			
№15	23 ^{*)}	0,8	31
№28	35 ^{*)}	0,8	46
#SL24	65 ^{*)}	0,8	85
#SL35	85 ^{*)}	0,8	111
II ступінь			
№1	1	0,8	2
№2	2	0,8	3
№16, 17	3	0,9	8

Примітка: ^{*)} Значення визначено з урахуванням польотів восьми Блоків А РКК «Енергія-Буран» і незалікових відмов за рештою типів відмов.

Отже, для I ступеня відмови № 15 і № 28 класифікуються як незалікові, проте, відмови #SL24, #SL35 є заліковими. Необхідно відзначити, що в разі використання для поодиноких відмов рівня довіри $\gamma = 0,9$ відмови першого ступеня РН ще тривалий час повинні розглядатися як залікові (зокрема в цьому випадку заліковою буде і відмова №28). Для II ступеня пуски РН «Зеніт-2» з відмовами №№ 1, 2, 16, 17 відповідно до таблиці 8.9 слід вважати незаліковими.

Результати оцінювання польотної надійності ступенів РН сімейства «Зеніт» з використанням зазначених методик наведено в таблиці 8.10.

Таблиця 8.10

**Оцінки надійності ступенів РН сімейства «Зеніт»,
отримані з використанням різних методик**

Модель оцінки надійності	$\hat{P}_I$	$\hat{P}_{II}$
Частість	0,9560	0,9241
Модель, запропонована в дисертації	0,9736	0,9932
Інженерний підхід	0,9775	0,9932
Модель, заснована на оцінювання ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань	0,9737	0,9992
Модель, рекомендована [82] та ГОСТ В 21.697-83	0,9928	0,9919

Для ілюстрації можливостей запропонованої в дисертації моделі оцінювання надійності на рис. 8.2 показано зміну надійності I ступеня в процесі експлуатації РН сімейства «Зеніт» у порівнянні з іншими розглянутими моделями.

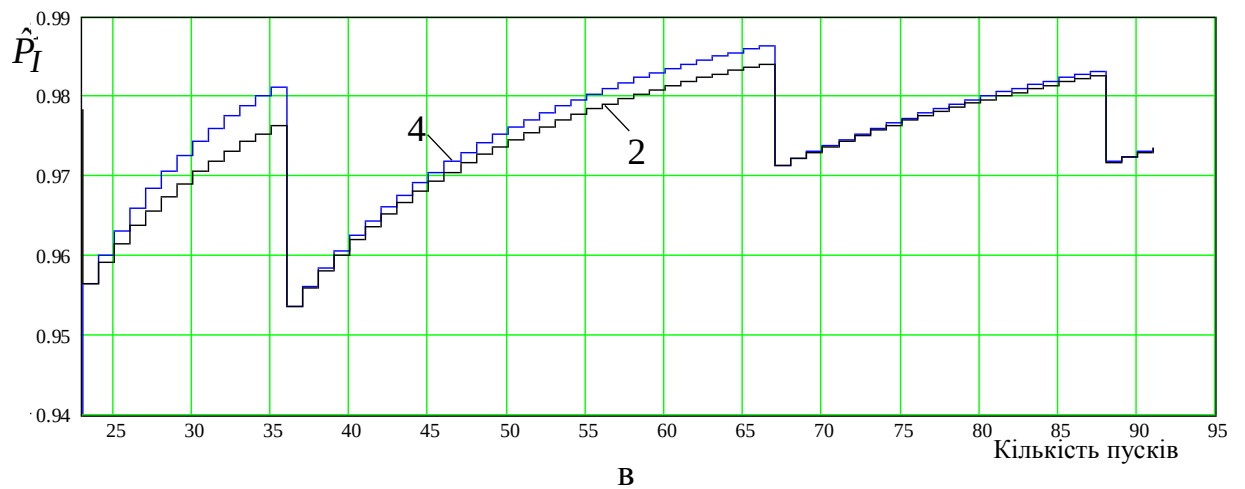
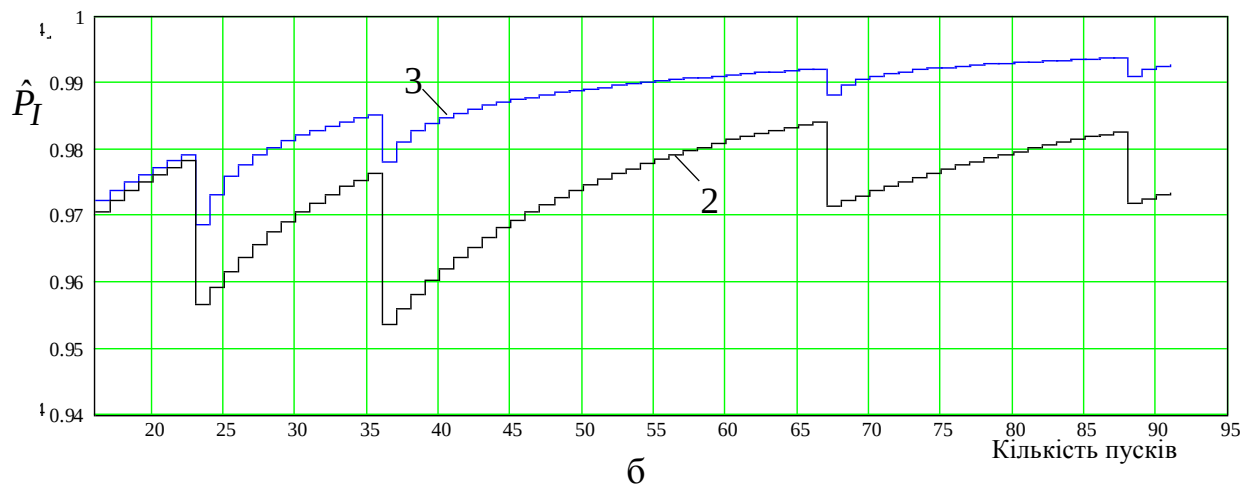
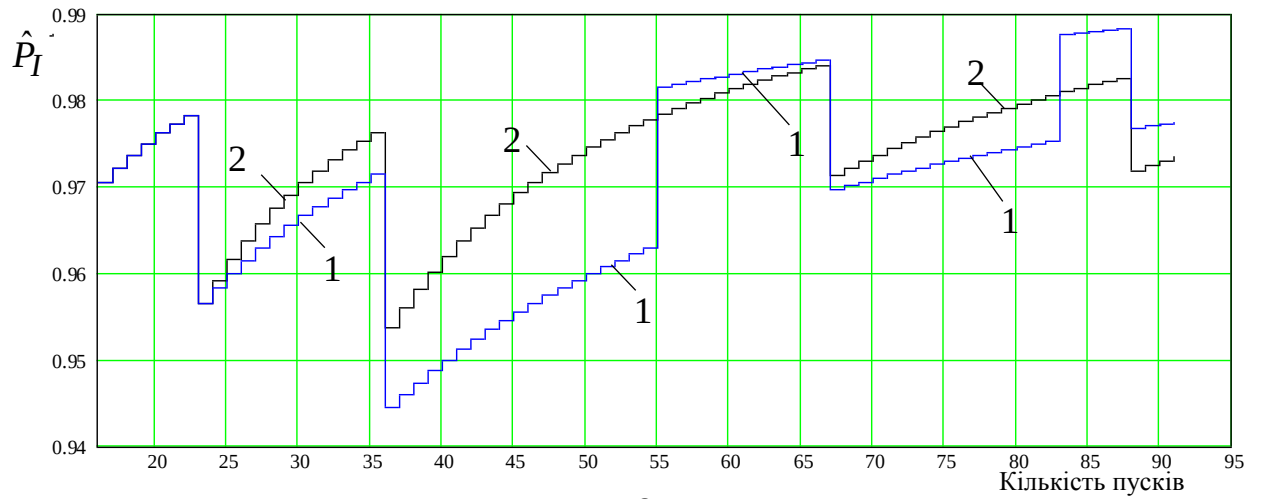


Рис. 8.2 – Зміна надійності I ступеня РН сімейства «Зеніт» у процесі експлуатації:

- 1 – інженерна модель;
- 2 – модель, запропонована в дисертації;
- 3 – модель рекомендована [82] та ГОСТ В 21.697-83;
- 4 – модель, заснована на оцінюванні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань

Для II ступеня така зміна менш показова, бо відмови відбулися на початковому етапі експлуатації РН «Зеніт-2», і після проведених доопрацювань не повторювалися, що дозволяє вважати проведені доопрацювання ефективними.

Для інженерної моделі, що використовують в ДП «КБ «Південне», маємо дискретні стрибки підвищення надійності під час переведення пусків з відмовами в категорію незалікових, після проведення необхідної кількості безвідмовних випробувань (рис. 8.2 а). З графіків також випливає, що у разі збільшення серії безвідмовних пусків значення ІБР, отримані з використанням цієї моделі і моделі, запропонованої в дисертації, починають зближуватися.

Методика, рекомендована [82] та ГОСТ В 21.697-83, надає завищені значення ІБР ступеня і фактично надійність швидко наближається до рівня, коли всі відмови вважаються незаліковими, що видається не зовсім коректним.

Надійність I ступеня, що отримуємо на основі оцінок вірогідності відсутності відмов після проведення доопрацювань, виходить трохи завищеною в порівнянні з методикою, запропонованою в дисертації. Це зумовлено розрахунковою схемою, відповідно до якої за відсутності відмов надійність дорівнює одиниці.

Отже, найбільш гнучко оцінити надійність ступенів РН дозволяє розроблена в дисертації модель. Вона дозволяє враховувати в умовах внесення доопрацювань вплив на надійність ступенів і РН результатів кожного проведеного пуску.

В підсумку, запропоновані формули оцінювання польотної надійності (8.8), (8.9) слід рекомендувати для розрахунку показника безвідмовності ступенів і РН у цілому в умовах проведення доопрацювань на етапі ЛВ і експлуатації.

8.3 Визначення надійності ступенів РН за результатами безвідмовних випробувань

Для розрахунку надійності РН, її ступенів, а також підсистем і агрегатів РН за наявними статистичними даними в разі безвідмовних випробувань ($d = 0$) відповідно до [82] (див. також [89]) рекомендовано співвідношення (8.3) і (8.4). Зазначені формули, наприклад, використовуються для оцінювання надійності РН сімейств «Зеніт» і «Циклон», а також їх складових частин. Формули (8.3) та (8.4) є наближеними і їх отримано в такий спосіб. Оцінка надійності СТС, яка визначається за результатами експерименту (n, d), вважається випадковою величиною зі щільністю розподілу

$$f(p) = \frac{p^{n-d} (1-p)^d}{B(n-d+1, d+1)}. \quad (8.10)$$

Формула (8.10) визначає щільність апостеріорного розподілу оцінки надійності у випадку, коли в якості апріорного розподілу використовується рівномірний на інтервалі $[0, 1]$ закон.

Формула (8.3) являє собою середнє арифметичне значення математичного сподівання $\frac{n-d+1}{n+2}$ і моди $\frac{n-d}{n}$ розподілу (8.10) в разі $d = 0$. Як міру точності оцінки надійності використовують другий момент розподілу (8.10) відносно оцінки (8.3).

Аналіз співвідношення (8.4) свідчить (див. [19, 27]), що воно забезпечує завищені значення СКВ оцінки (8.3). На рис. 8.3 показано значення СКВ у випадку, коли всі проведені випробування є безвідмовними, і випадку, коли у випробуваннях відбулася одна відмова ($d = 1$). В останньому випадку середні квадратичні відхилення визначалися з використанням співвідношення (8.2).

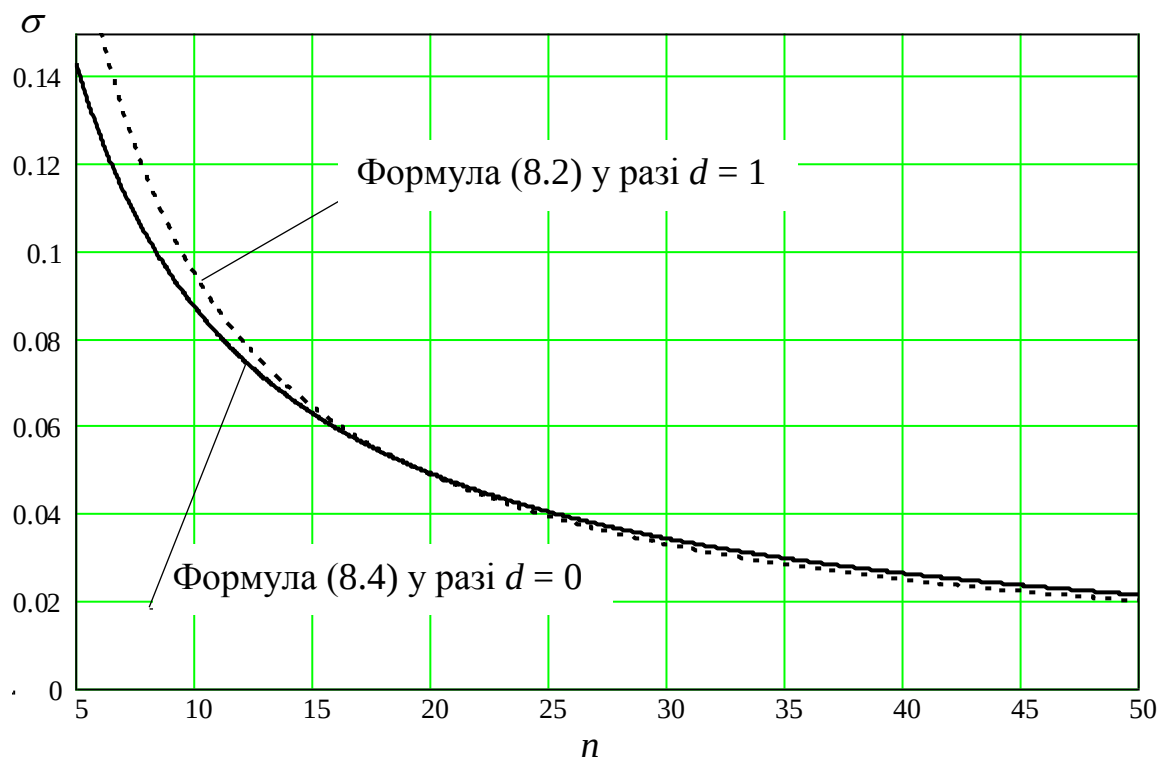


Рис. 8.3 – Залежність СКВ оцінок ІБР від кількості випробувань

Аналіз результатів графіків демонструє, що для обсягів випробувань $n > 18$ формула (8.4) за відсутності залікових відмов зумовлює значення СКВ, що перевищують аналогічні значення для оцінки надійності з однією заліковою відмовою. Отже, використовувана для СКВ оцінки ІБР формула (8.4) в цьому випадку призводить до некоректного результату.

Дуже часто в разі безвідмовних випробувань оцінку надійності та її СКВ розраховують з використанням таких співвідношень:

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{n+2}; \quad (8.11)$$

$$\sigma_{\hat{P}} = \frac{1}{(n+2)} \sqrt{\frac{n+1}{n+3}}.$$

Формула (8.11) являє собою математичне сподівання розподілу (8.10) у випадку $d = 0$. Проте в літературі зазначається, що реальне значення надійності ближче до моди, ніж до математичного сподівання, як наслідок, для практичних розрахунків рекомендовані (8.3), (8.4).

У деяких роботах [143, 171] для оцінювання ймовірності відмови РКС за результатами безвідмовних випробувань рекомендується таке співвідношення:

$$\hat{Q} = \frac{0,5}{n+1}. \quad (8.12)$$

Відповідно для ІБР отримуємо формулу

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{2(n+1)}. \quad (8.13)$$

Формули (8.12), (8.13) утворюються на основі байєсівського підходу для біноміальної схеми випробувань і апіорного бета-розподілу (7.16) з параметрами $\alpha = \beta = 0,5$

$$f(p) = \frac{1}{[\Gamma(0,5)]^2 p^{0,5} (1-p)^{0,5}}. \quad (8.14)$$

Точність оцінки надійності (8.13) у вигляді СКВ, виходячи з (8.14), визначаємо так

$$\sigma_{\hat{P}} = \frac{1}{2(n+1)} \sqrt{\frac{2n+1}{n+2}}. \quad (8.15)$$

Розподіл (8.14) у літературі отримав назву розподілу Джеффріса. В деяких роботах (див., наприклад, [143]) відзначається, що розподіл Джеффріса (8.14) для біноміальної схеми випробувань є найбільш загальним неінформативним (що характеризує «мізерність знання») апіорним розподілом. Він впливає із розв'язку задачі вибору апіорного розподілу для параметра деякого іншого закону розподілу. Якщо $f(y/\theta)$ є щільність розподілу ВВ Y при заданому θ (в загальному випадку вектор), тоді згідно з Джеффрісом [63] функція щільності апіорного розподілу $f(\theta)$, що є інваріантною відносно перепараметризації і має мінімальну інформативність, визначається таким чином:

$$f(\theta) \propto \sqrt{|\text{Inf}_\theta|}, \quad (8.16)$$

де Inf_θ – інформаційна матриця Фішера, яка для вектора параметрів θ визначається так:

$$\text{Inf}_\theta = -M_Y \left(\frac{\partial^2 \ln[f(y/\theta)]}{\partial \theta_i \partial \theta_j} \right), \quad (8.17)$$

де $M_Y[\bullet]$ – операція математичного сподівання для ВВ Y .

Тепер, якщо результати випробувань описуються біноміальним законом

$$b(x; p) = C_n^x p^x (1-p)^{n-x}, \quad (8.18)$$

де x – кількість появ у n дослідах події, що нас цікавить, тоді відносно параметра p відповідно до (8.17) матимемо

$$\frac{\partial^2 \ln[b(x; p)]}{\partial p^2} = -\frac{x}{p^2} - \frac{n-x}{(1-p)^2}.$$

З огляду на те, що для біноміального закону (8.18)

$$\sum_{x=0}^n b(x; p) = 1,$$

$$\sum_{x=0}^n x \cdot b(x; p) = np,$$

згідно з (8.17) отримаємо

$$\text{Inf}_p = -M_x \left[-\frac{x}{p^2} - \frac{n-x}{(1-p)^2} \right] = \frac{np}{p^2} + \frac{n-np}{(1-p)^2} = \frac{n}{p(1-p)}.$$

Отже, виходячи з (8.16), апіорний розподіл виявляється пропорційним

$$f(p) \propto \frac{1}{p^{0,5}(1-p)^{0,5}}.$$

Останнє співвідношення відповідає бета-розподілу (8.14), графік якого показано на рис. 8.4. Для порівняння на рис. 8.4 також показано рівномірний закон, який у більшості випадків використовується як найменш інформативний апіорний закон розподілу.

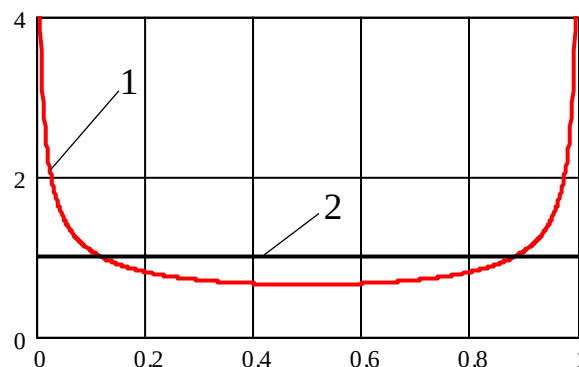


Рис. 8.4 – Найменш інформативні апіорні щільності розподілу параметра p :

1 – бета-розподіл (8.14);

2 – рівномірний розподіл

Використання формул (8.13) і (8.15) у разі безвідмовних випробувань приводить до більш коректних результатів, насамперед, під час розрахунків точності одержуваної оцінки надійності в порівнянні з (8.3) і (8.4). На рис. 8.5 показано криву залежності СКВ від кількості випробувань, що отримана згідно з (8.15) для випадку безвідмовних випробувань.

Таким чином, у практичних задачах оцінювання надійності РН, її ступенів, а також підсистем і агрегатів слід відмовитися від застосування формул (8.3) та (8.4), рекомендованих [82, 89], і замість них використовувати більш коректні формули (8.13) і (8.15).

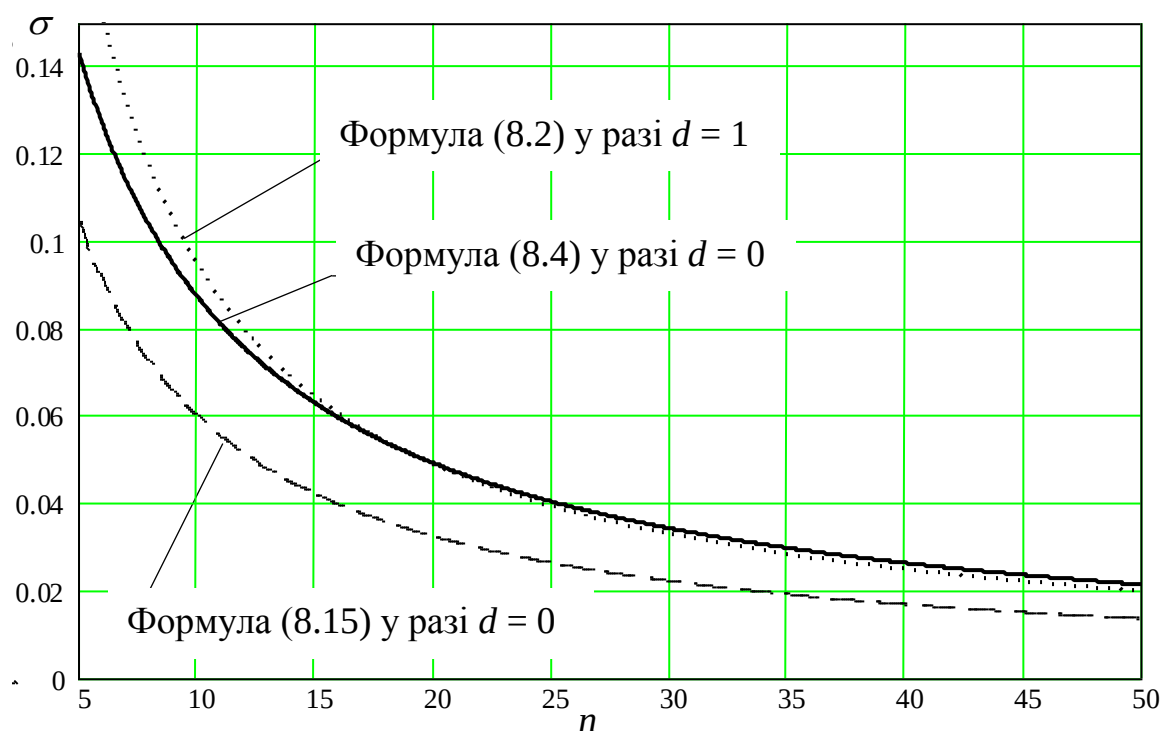


Рис. 8.5 – Залежність СКВ оцінок ІБР від кількості випробувань

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 8

У розділі подальшого розвитку набули підходи до оцінювання надійності ступенів РН на етапі ЛВ і експлуатації.

1. Проаналізовано особливості етапів ЛВ і експлуатації в сучасних умовах. З'ясовано, що останнім часом льотні випробування є нечисленними і часто поєднуються з етапом експлуатації. Для етапу експлуатації РН характерним є прояв відмов з невеликою ймовірністю появи, що не були виявлені на етапі НЕВ, до того ж відмови в більшості випадків мають поодинокий характер. Телеметрична апаратура, якою обладнана РН, дозволяє з великою часткою вірогідності визначати причини відмов, як наслідок, проводити ефективні доопрацювання.

2. Для оцінювання надійності РН та її ступенів на етапі експлуатації широкое застосування отримав підхід, згідно з яким пуски з відмовами, за якими

проведені ефективні доопрацювання, переводять в категорію незалікових і виключають із статистики, що використовується для розрахунку польотної надійності (підхід використовується на базовому підприємстві для оцінювання надійності РН сімейств «Зеніт» і «Циклон»). Показано, що такий підхід до оцінювання надійності має низку істотних недоліків. По-перше, значення надійності змінюється стрибком, лише під час переведення пуску з відмовою в категорію незалікових, після підтвердження ефективності проведеного доопрацювання. По-друге, кількість безвідмовних випробувань, необхідних для підтвердження ефективності проведених доопрацювань, для різних моделей істотно відрізняється і залежить від рівня значущості, що суб'єктивно призначається.

3. Побудовано нову модель розрахунку надійності ступенів РН за результатами експлуатації в умовах проведення доопрацювань з використанням теорії станів. Запропонована модель дозволяє розраховувати надійність ступеня РН (і РН у цілому), безперервно відстежуючи ефективність проведених доопрацювань з урахуванням пусків, що накопичуються. Як наслідок, виключаються стрибки використовуваної для оцінювання надійності РН і її ступенів методики оцінки надійності, зумовлені переведенням невдалого пуску в категорію незалікових. З використанням запропонованої в дисертації методики визначено показники безвідмовності ступенів РН сімейства «Зеніт» і показано її переваги у порівнянні з традиційно використовуваними моделями.

4. Встановлено, що формули, рекомендовані нормативною документацією для оцінювання надійності і її СКВ для РН та її складових частин у разі безвідмовних випробувань (8.3) і (8.4), призводять до некоректного результату. Точність отримуваної оцінки надійності в разі безвідмовних випробувань гірша за точність оцінки у випадку однієї залікової відмови. Обґрунтовано необхідність переходу під час визначення надійності ступенів РН (і РН в цілому) в разі безвідмовних випробувань на співвідношення (8.13), (8.15), що впливають із принципу мінімуму інформативності Джеффріса і призводять до більш коректного результату.

РОЗДІЛ 9

РОЗВИТОК ПАРАМЕТРИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ЗАДАЧ НАДІЙНОСТІ ТА БЕЗПЕКИ. ОДНОВИМІРНІ МОДЕЛІ

Подальший розвиток і вдосконалення імовірнісних параметричних моделей, насамперед, зумовлено потребою у розв'язанні актуальних практичних задач надійності і безпеки. До таких задач слід віднести оцінювання надійності механічних систем (МС) РН, визначення ймовірності достатності палива, оцінювання ймовірності відбивання СБП аварійних ситуацій, що виникають на етапі польоту РН.

У кандидатській дисертації автора [34] і роботі [42] було детально досліджено шляхи розвитку параметричних моделей стосовно одновимірного і багатовимірного випадків. Здебільшого вони стосувалися дослідження надійності МС РН (основного класу систем РН) і використання універсальних розподілів з обмеженими (замкненими) областями зміни ВВ.

9.1 Актуальні задачі надійності та безпеки ракетно-космічної техніки, в яких застосовують параметричні моделі

Визначення надійності МС РН на етапі проектування

В теорії надійності параметричні методи, основу яких складає аналіз фізичних принципів функціонування, вельми поширені. На етапі проектування параметричні методи разом із структурно-ієрархічними є фактично єдиним способом визначення надійності МС, що посідають домінуюче місце в структурі систем РН. Нормальне функціонування МС, як зазначено в підрозділі 2.3, може бути описано сукупністю нерівностей (див. (2.6))

$$\left\{ \begin{array}{c} Z_1 = \varphi_1(X_1, X_2, \dots, X_n) > 0, \\ \vdots \\ Z_m = \varphi_m(X_1, X_2, \dots, X_n) > 0 \end{array} \right\}, \quad (9.1)$$

де змінні стану $Z_1, Z_2, \dots, Z_n$ і первинні зміни $X_1, X_2, \dots, X_n$ є випадковими величинами. Як показник безвідмовності МС використовується ймовірність спільного виконання всіх нерівностей системи (9.1), яку може бути визначено з використанням одного з двох співвідношень

$$P = \int \dots \int_{\bar{\varphi}(\bar{X}) > 0} f(\bar{x}) dx_1 \dots dx_n \quad (9.2)$$

або

$$P = \int_0^\infty \dots \int_0^\infty g(\bar{z}) dz_1 \dots dz_m, \quad (9.3)$$

де $f(\bar{x})$, $g(\bar{z})$ – відповідно функції спільних щільностей розподілу первинних змінних і змінних стану.

Визначення ймовірності достатності палива в процесі функціонування ступеня РН

Безаварійне функціонування ступеня РН наприкінці роботи передбачає нормальне (штатне) вимкнення рушійної установки (РУ) в заданий момент часу. Однією з причин аварії РУ на ділянці завершення роботи може бути передчасна витрата одного з КРП. Відповідно до цього одним із показників, що визначає безаварійність польоту ступеня РН і успішність виконання місії, є ймовірність достатності палива. Зазначений показник є настільки важливим, що в тактико-технічному завданні (ТТЗ) на розроблення КРК може окремо задаватися кількісне значення необхідної ймовірності достатності палива, яке необхідно підтвердити в процесі розроблення балістичної документації на пуск РН (дивись, наприклад, ТТЗ на РКК «Морський старт»), а під час визначення польотної надійності функціонування ступеня в його ССН іноді додається фіктивний елемент, що характеризує достатність палива.

Розкриємо докладніше суть зазначеного показника. Робочий запас палива забезпечує рух РН за розрахованою траєкторією і отримання заданої кінцевої швидкості й висоти орбіти. Різноманітні відхилення від номінальних значень характеристик РН, параметрів атмосфери тощо, призводять до відмінності реальної траєкторії РН від розрахункової. Для компенсації зазначених збурень і забезпечення виконання польотного завдання щодо виведення КА на кожному ступені передбачаються гарантійні запаси КРП. Для експлуатованих РН гарантійні запаси визначені заздалегідь, є постійними і не залежать від маси КА, що запускається, та траєкторії виведення. Отже, для кожного конкретного пуску необхідно оцінити можливість браку КРП для штатного вимкнення РУ ступенів РН. У загальному випадку ймовірність достатності палива для ступеня РН являє собою ймовірність складної події

$$P_{\text{Дост}} = \Pr(A_{\text{Ок}} \cap A_{\text{П}}), \quad (9.5)$$

де $A_{\text{Ок}}$ і $A_{\text{П}}$ – події, згідно з якими на момент вимкнення двигуна ($t_{\text{вим}}$) є залишки окислювача ($G_{\text{зал}}^{\text{Ок}} > 0$) і пального ($G_{\text{зал}}^{\text{П}} > 0$) відповідно. Співвідношення (9.5) може бути переписано в параметричному вигляді

$$P_{\text{Дост}} = \Pr[(G_{\text{зал}}^{\text{Ок}} > 0) \cap (G_{\text{зал}}^{\text{П}} > 0) / t = t_{\text{вим}}]. \quad (9.6)$$

Випадкові величини $G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}$ і $G_{\text{зал}}^{\text{П}}$ є залежними, в результаті ймовірність достатності палива можна визначити шляхом інтегрування

$$P_{\text{Дост}} = \int_0^\infty \int_0^\infty f(G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}, G_{\text{зал}}^{\text{П}}) dG_{\text{зал}}^{\text{Ок}} dG_{\text{зал}}^{\text{П}}, \quad (9.7)$$

де $f(G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}, G_{\text{зал}}^{\text{П}})$ – двовимірний закон розподілу ВВ $G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}$ і $G_{\text{зал}}^{\text{П}}$.

Визначення ймовірності запобігання аварії штатної СБП у разі виникнення АС на етапі польоту РН

Зазначену задачу було докладно розглянуто у підрозділі 6.2, і її розв'язання полягає у визначенні ймовірності

$$P(\overline{D}/AB) = \Pr\{\Delta\tau = \tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0\} = \iint_{\tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0} f(\tau'_{AC}, \tau_{СБП}) d\tau'_{AC} \cdot d\tau_{СБП},$$

де τ'_{AC} – тривалість розвитку АС; $\tau_{СБП}$ – резерв часу на відбиття АС штатною СБП РН; $f(\tau'_{AC}, \tau_{СБП})$ – спільна щільність розподілу ВВ τ'_{AC} і $\tau_{СБП}$.

У підсумку розв'язок розглянутих практично важливих задач надійності і безпеки передбачає побудову ймовірнісних розподілів з подальшим їх інтегруванням.

9.2 Одновимірні параметричні моделі

Під час створення РКС (насамперед МС РН) у практичних розрахунках значного поширення набули одновимірні ймовірнісні моделі. По-перше, використання одновимірних моделей приводить до значного спрощення розрахунків, оскільки припущення про незалежність змінних стану автоматично виключає необхідність визначення характеристик зв'язку між ними, побудови і інтегрування спільного багатовимірного розподілу $g(\bar{z})$. Наприклад, загальна задача розрахунку параметричної надійності МС (9.3) – ймовірності спільного виконання m умов працездатності – доволі часто зводиться до вигляду

$$P = \Pr\{Z_1 > 0, Z_2 > 0, \dots, Z_m > 0\} = \prod_{i=1}^m \Pr\{Z_j > 0\} = \prod_{j=1}^m \int_0^{\infty} g(z_j) dz_j,$$

де $g(z_j)$ ($j = \overline{1, m}$) – одновимірні щільності розподілу змінних стану Z_j .

По-друге, для МС задачу визначення проектної надійності в більшості випадків (див. також пункт 7.1.3) взагалі вдається звести до однієї визначальної умови працездатності (граничного стану). Так, наприклад, коли мова йдеться про міцнісну надійність, то малоімовірними видаються випадки навантаження елементів конструкції, для яких можливі граничні стани були б рівною мірою небезпечні. Наприклад, для корпусу РДТП визначальним є лише один граничний стан – втрата міцності під дією внутрішнього тиску.

Необхідно також відзначити практично важливий прийом визначення параметричної надійності, пов'язаний зі зниженням кратності інтеграла (9.3) [13]. ІБР може розглядатися як ймовірність одночасного виконання подій B_j ($j = \overline{1, m}$)

$$P = \Pr\left\{\bigcap_{j=1}^m B_j\right\},$$

де B_j – подія, яка полягає в тому, що для змінної стану Z_j виконується умова $Z_j > 0$.

Замінюючи перетин подій сумою протилежних подій, і далі, застосовуючи формулу для суми складної події, у підсумку отримуємо

$$P = \Pr\left\{\bigcap_{j=1}^m B_j\right\} = 1 - \Pr\left\{\bigcup_{j=1}^m \bar{B}_j\right\} = \\ = 1 - \left[\sum_{j=1}^m \Pr\{\bar{B}_j\} - \sum_{j_1=1}^m \sum_{j_2=1}^m \Pr\{\bar{B}_{j_1} \cap \bar{B}_{j_2}\} + \dots + (-1)^n \Pr\left\{\bigcap_{j=1}^m \bar{B}_j\right\} \right].$$

У випадку, коли МС має високий рівень надійності, члени алгебраїчної суми у квадратних дужках, починаючи з другого, швидко зменшуються (тобто ймовірність одночасного порушення двох, трьох і більше умов працездатності швидко зменшується), як наслідок, обчислюючи параметричну надійність, в останньому виразі доцільно обмежитися одновимірними і подвійними інтегралами (двовимірні моделі розглянуто в розділі 10). До того ж, для високонадійних систем задача оцінювання надійності з прийнятним рівнем точності може бути зведено до одновимірних моделей

$$P \cong 1 - \sum_{j=1}^m \Pr\{\bar{B}_j\},$$

оскільки в цьому випадку одночасне порушення кількох умов нормального функціонування – подія практично недостовірна.

9.2.1 Аналіз одновимірних імовірнісних розподілів з погляду практичного застосування

Вичерпну інформацію для побудови одновимірних моделей надійності надають одновимірні імовірнісні закони розподілів. У літературі (див., наприклад, [55, 56, 88, 165]) є велика кількість матеріалів, присвячених опису і аналізу одновимірних імовірнісних розподілів. Ці джерела містять різні класифікації, аналітичні властивості і способи побудови імовірнісних розподілів, а також питання їх співвідпорядкованості. Далі лише відзначимо деякі аспекти практичного застосування відомих одновимірних імовірнісних розподілів для задач надійності та безпеки.

Вочевидь, найбільш ефективним для практичного використання слід визнати розподіли, для яких умови застосування адекватні схемі утворення ВВ. Практична більшість фізичних характеристик утворюється в результаті трансформації деяких вихідних випадкових величин, тому методи перетворення ВВ, найбільшою мірою, дозволяють врахувати фізичну природу формування випадковості. В решті випадків застосування відомих розподілів має лише апроксимативний характер. Аналіз відомих розподілів показує, що

більшість з них може розглядатися як результат перетворення однієї або декількох ВВ, розподілених за відомими законами (найчастіше нормальними або пов'язаними з ними). Отже, досліднику треба вирішити виключно складне завдання і знайти такий розподіл, перетворення для отримання якого відповідає схемі утворення фізичного параметра, що розглядається. У цьому сенсі більш привабливим є використання апроксимації розподілів ВВ.

Важливою властивістю імовірнісного розподілу є кількість параметрів. З практичних міркувань бажано мати справу з меншою кількістю параметрів, проте такі розподіли в більшості випадків не мають різноманітності форм кривої. Багатопараметричні розподіли допускають вільний вибір певної кількості (відповідного числа параметрів) числових характеристик, але оперувати з ними дещо складніше. Якщо врахувати те, що багато параметрів і характеристик СТС мають відмінні від нуля коефіцієнти асиметрії і ексцесу, то ідеальним видається використання для їх апроксимації класу чотиріпараметричних розподілів.

Для інженерних методів розрахунку надійності і безпеки бажано зберегти властивість універсальності існуючих методів. Останнє може бути реалізовано, якщо для опису фізичних параметрів і характеристик СТС використовувати певну універсальну форму, подібну до нормального розподілу. Отже, з погляду практичного використання бажано мати одновимірний розподіл, що вкриває всю область можливих значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу, зберігаючи при цьому сталість математичної форми кривої. Це забезпечить високий ступінь узагальнення розрахункових алгоритмів та їх програмної реалізації.

Слід відзначити, що важливим під час вибору розподілу також є область його визначення. З практичного погляду, як зазначено в кандидатській дисертації автора [34] і роботі [42], бажано мати розподіли з замкненими інтервалами варіювання, оскільки реальні фізичні параметри завжди мають обмежені області зміни.

Традиційно універсальні системи охоплюють розподіли системи Пірсона і Джонсона, а також розподіли, одержувані з використанням ортогональних розкладів. Останнім часом у практичних задачах широкого поширення набули сімейство гіперболічних розподілів, а також узагальнений лямбда-розподіл (УЛР). Останній видається найперспективнішим для практичних задач надійності та безпеки.

9.2.2 Системи універсальних одновимірних імовірнісних розподілів

Однією з перших універсальних систем, яку використовували на практиці (насамперед, для оброблення статистичних даних), була система розподілів Пірсона, яка визначається за допомогою диференціального рівняння

$$\frac{df(x)}{dx} = \frac{(x-a)}{b_0 + b_1x + b_2x^2} f(x), \quad (9.8)$$

де $f(x)$ – щільність розподілу; a, b_0, b_1, b_2 – параметри розподілу.

Розподіли, що впливають із (9.8), добре вивчені і охоплюють всю область можливих значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу [65, 83]. Водночас у практичних задачах широко використовують лише два-три розподіли системи Пірсона.

Як другий клас універсальних розподілів слід відзначити систему Джонсона. Ця система розподілів будується з використанням загального перетворення нормованої нормальної ВВ [129, 165]

$$\frac{y - \gamma}{\delta} = g(x; \mu, \lambda),$$

де y – нормована нормальна ВВ; x – ВВ, для якої необхідно підібрати розподіл; $g(\bullet)$ – певна монотонна функція; γ, μ – параметри зсуву; δ, λ – параметри масштабу.

У практичних застосуваннях найбільш поширені три типи розподілів, запропонованих Джонсоном [129]: S_L -розподіл (логарифмічно нормальний розподіл), S_b -розподіл, S_U -розподіл. Зазначені розподіли набувають різних форм і є чотирипараметричними (виключаючи логнормальний, який шляхом заміни змінних перетворюється до трипараметричного вигляду). В сукупності зазначені розподіли також як і розподіли системи Пірсона вкривають всю область можливих значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. Вибір тієї чи іншої кривої сімейства розподілів Джонсона здійснюється з використанням діаграми (рис. 9.1) і пов'язаний з певними труднощами обчислювального характеру. По-друге, складність аналітичних форм самих розподілів створюють труднощі під час їх використання.

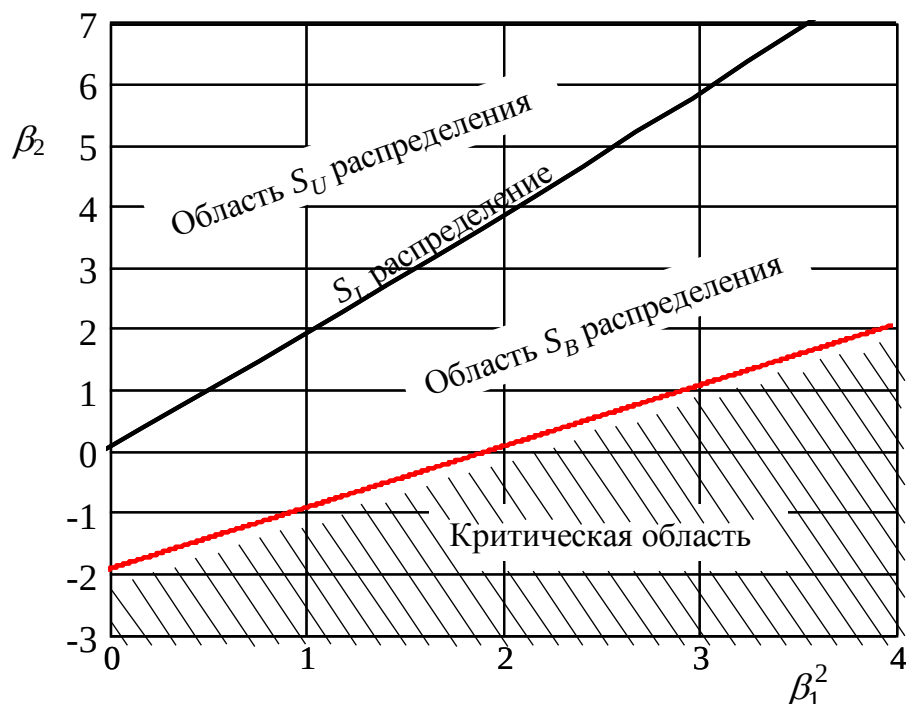


Рис. 9.1 – Области застосування розподілів Джонсона

В цілому у технічних задачах і, зокрема, розрахунках надійності, розподіли систем Пірсона та Джонсона не набули широкого поширення. Основна причина полягає в тому, що зазначені класи характеризуються великою кількістю представників, що, безперечно, ускладнює їх використання для апроксимації $f_Z(z)$.

9.2.3 Універсальні імовірнісні розподіли, які побудовано за допомогою ортогональних розкладів

Потужним засобом отримання універсальних імовірнісних розподілів є побудова невідомої функції щільності у вигляді розкладання за системою ортогональних поліномів [69]. Якщо $f(x)$ – щільність розподілу скалярної ВВ X , яку треба побудувати, а $h(x; \bar{\theta})$ – вагова функція системи ортогональних поліномів ($\bar{\theta}$ – вектор параметрів), то в загальному випадку $f(x)$ може бути наближено подана у вигляді

$$f(x) = \sum_{k=0}^{\infty} c_k P_k(x; \bar{\theta}) h(x; \bar{\theta}), \quad (9.9)$$

де $P_k(x; \bar{\theta})$ – ортогональний поліном порядку k ; c_k – коефіцієнт розкладання, який визначається виходячи з умови ортогональності.

Ряд (9.9) за певних умов збігається з невідомою функцією щільності $f(x)$ і, отже, може використовуватися для її наближення з будь-яким ступенем точності. При цьому розкладання (9.9) є інваріантним до операцій інтегрування і диференціювання, що дуже важливо для переходу від функції розподілу до функції щільності і навпаки. Крім того, практична цінність наближення (9.9) полягає в тому, що для обчислення коефіцієнтів c_i використовуються моменти ВВ. Для практичного використання ряд розкладання (9.9) обмежують п'ятьма членами, що зумовлює необхідність використання в розрахунках оцінок моментів до четвертого порядку включно.

Розподіл Грама-Шарльє

Серед універсальних розподілів, побудованих з використанням (9.9), найбільшого поширення набув розподіл Грама-Шарльє, заснований на розкладанні невідомої функції щільності за ортогональними поліномами Чебишова-Ерміта [69, 83, 104]. Часткова сума такого ряду до четвертого порядку включно називається розподілом Грама-Шарльє

$$h_c(x) = \left\{ 1 + \frac{\beta_1}{3!} (x^3 - 3x) + \frac{\beta_2}{4!} (x^4 - 6x^2 + 3) \right\} N(x), \quad (9.10)$$

де β_1 – коефіцієнт асиметрії; β_2 – коефіцієнт ексцесу; $N(x)$ – щільність стандартного нормального розподілу.

Теоретично розподіл Грама-Шарльє може застосовуватися для будь-яких значень β_1 і β_2 , проте за певних значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу щільність (9.10) схильна до утворення так званих «від'ємних хвостів» (виходи

кривої щільності у від'ємній області) і полімодальності (утворюється більше однієї моди). Як наслідок, функція розподілу Грама–Шарльє не є монотонно зростаючою. Область використання розподілу Грама–Шарльє, в межах якої виключені зазначені вище недоліки, показано на рис. 9.2 (з практичних міркувань на рисунку показано випадок, коли крива щільності має виходи у від'ємній області за межами інтервалу варіювання $[-5, 5]$).

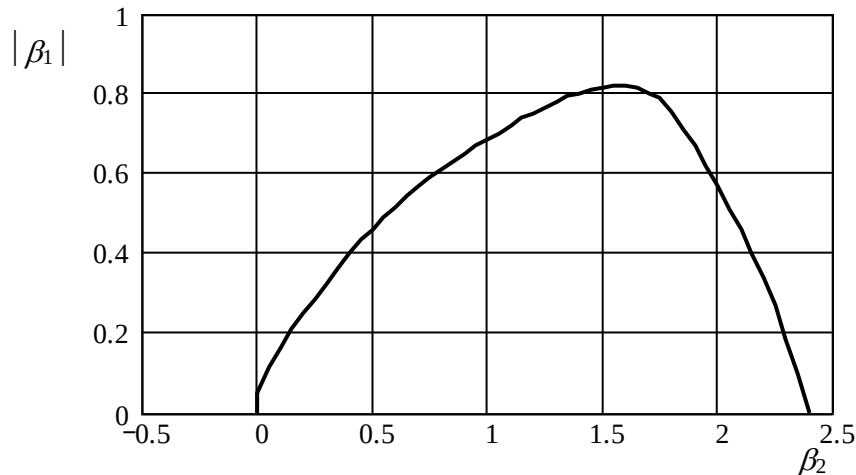


Рис. 9.2 – Область відсутності «від'ємних хвостів» і полімодальності розподілу Грама–Шарльє

Із графіка, зокрема, видно, що розподіл (9.10) має обмежене використання у випадку нульових і близьких до нуля значень коефіцієнтів ексцесу.

Модифікований одновимірний розподіл Грама–Шарльє

Для усунення проблеми «від'ємних хвостів» і полімодальності розподілу Грама–Шарльє деякі автори роблять спроби побудувати його модифікацію. Автори [115] відзначають, що поява «від'ємних хвостів» $hc(x)$ зумовлена нескінченною варіацією поліномів Чебишова–Ерміта. З цією метою вони запропонували систему ортогональних функцій $\{h_i(x; \delta)\}$, які мають вигляд

$$h_i(x; \delta) = H_i(x\sqrt{1+\delta})e^{-\frac{\delta x^2}{2}},$$

де δ – деяке число ($\delta > 0$), з ваговою функцією

$$h(x; \delta) = \exp\left[-\frac{(1+\delta)}{2}x^2\right].$$

Ортогональні функції $\{h_i(x; \delta)\}$ мають обмежену варіацію в інтервалі $(-\infty, \infty)$. Авторами доведено властивість ортогональності функцій $\{h_i(x; \delta)\}$ і отримано наближення щільності $f(x)$ у вигляді

$$\begin{aligned} hc_\delta(x) &= N(x) \left(1 + \sum_{i=0}^4 d_i h_i(x; \delta) \right) = \\ &= N(x) \left(1 + \frac{(1+\delta)^2}{3!} \beta_1 h_3(x; \delta) + \frac{(1+\delta)^{5/2}}{4!} \beta_2 h_4(x; \delta) \right). \end{aligned}$$

Цей розподіл отримав назву модифікованого розподілу Грама–Шарльє.

Області відсутності «від'ємних хвостів» і полімодальності модифікованого розподілу Грама–Шарльє для різних значень параметра δ показано на рис. 9.3. Для порівняння на рисунку пунктиром показано область застосування традиційного розподілу Грама–Шарльє.

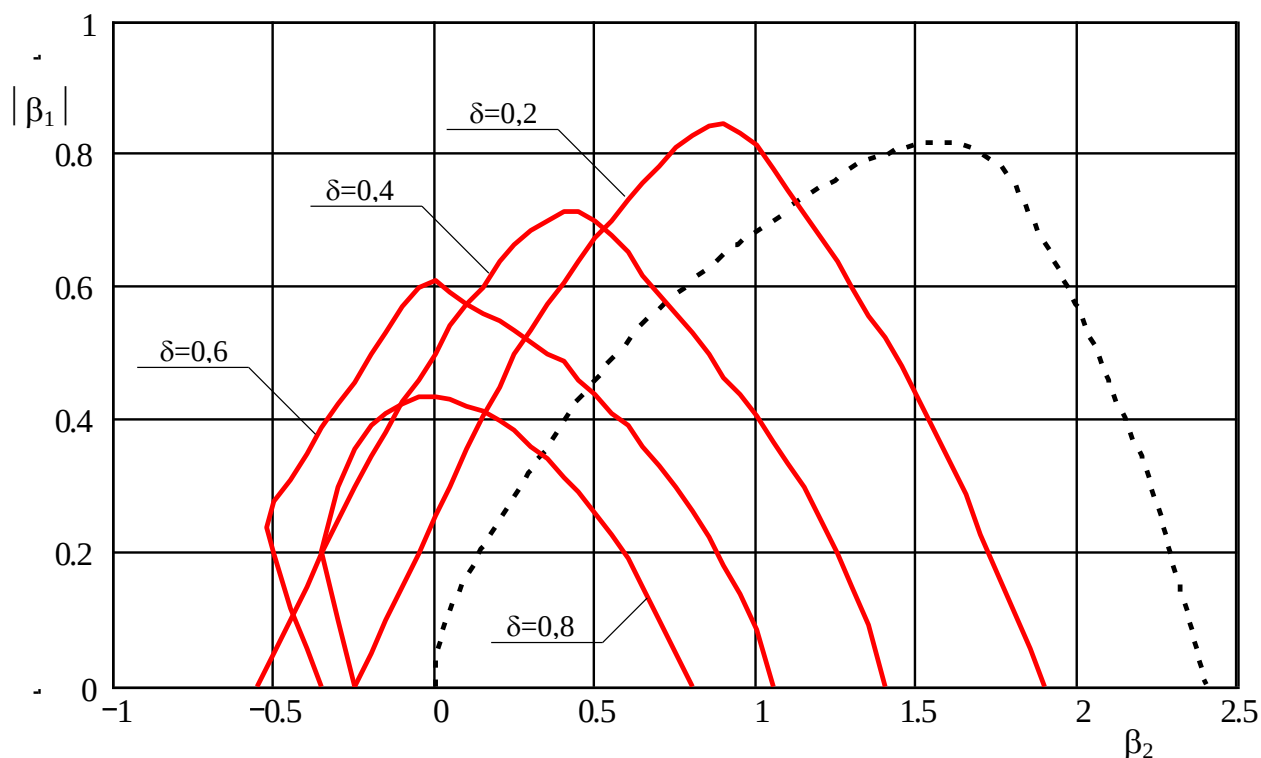


Рис. 9.3 – Області відсутності «від'ємних хвостів» і полімодальності модифікованого розподілу Грама–Шарльє

Із рис. 9.3 випливає, що у разі збільшення значення параметра δ області відсутності «від'ємних хвостів» і полімодальності модифікованого розподілу Грама–Шарльє зменшується і зміщується у бік від'ємних ексцесів. Наприклад, для випадку близьких до нуля ексцесів рекомендується значення $\delta = 0,6$, для якого область значень β_1 , відповідних відсутності «від'ємних хвостів» і полімодальності модифікованого розподілу Грама–Шарльє, найбільша і становить $[0; 0,6]$. Отже, для конкретного випадку β_1 і β_2 може вибиратися таке значення δ , що виключає «від'ємні хвости» і полімодальність одержуваного модифікованого розподілу Грама–Шарльє.

Обмежений імовірнісний розподіл Якобі

Побудова адекватних моделей надійності СТС передбачає використання для опису їх характеристик відмінних від нормального розподілів з обмеженими (замкнутими) областями варіювання. У кандидатській дисертації автора [34], а також [22, 24] було запропоновано використовувати розподіл Якобі, що являє собою розкладання невідомої функції щільності за

ортогональними поліномами Якобі, вагову функцію яких визначено на замкненому сегменті $[a, b]$

$$h(x; \alpha, \beta, a, b) = (x - a)^\alpha (b - x)^\beta,$$

де α, β – параметри вагової функції ($\alpha > -1$ і $\beta > -1$).

Вираз для щільності розподілу Якобі записується у вигляді

$$ja(x) = c_0 h(x; \alpha, \beta, a, b) \sum_{i=0}^4 b_{sum}^{(i)} x^i, \quad (9.11)$$

де
$$b_{sum}^{(i)} = \frac{1}{c_0} \sum_{j=0}^{4-i} \tilde{b}_{4-j}^{(i)} c_{4-j}; \quad c_0 = \frac{\Gamma(\alpha + \beta + 2)}{(b - a)^{\alpha + \beta + 1} \Gamma(\alpha + 1) \Gamma(\beta + 1)},$$

$$\tilde{b}_k^{(i)} = \sum_{j=i}^k b_k^{(j)} (b - a)^{k-j} 2^{i-k} C_j^i (-b - a)^{j-i}, \quad b_k^{(j)} - \text{коефіцієнт базового полінома}$$

Якобі (для відрізка ортогональності $[-1, 1]$) при ступенях x^j .

Розподіл Якобі є доволі гнучким, проте за аналогією з розподілом Грама–Шарльє схильний до утворення «від'ємних хвостів» і полімодальності. Питання області використання розподілу Якобі було практично не висвітлено в кандидатській дисертації автора [34] і роботі [24]. Дослідження, проведені для нормованої випадкової величини ($m = 0, \sigma = 1$) в межах інтервалів значень параметрів $-5 \leq a \leq -3; 3 \leq b \leq 5; 0 \leq \alpha = \beta \leq 10$, дозволили отримати область використання розподілу Якобі [22], яку показано на рис. 9.4.

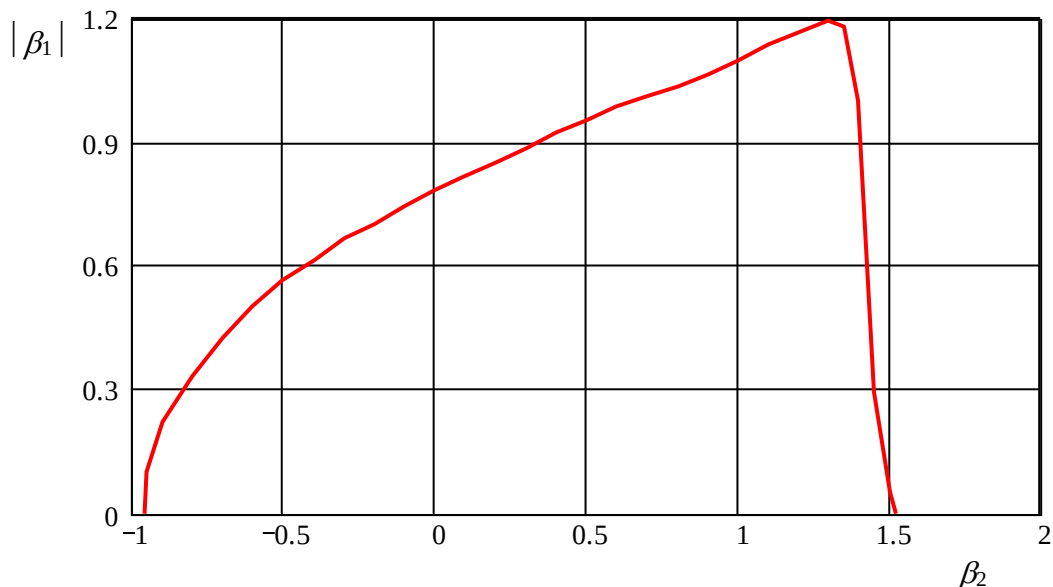


Рис. 9.4 – Область відсутності «від'ємних хвостів» і полімодальності розподілу Якобі

Аналіз області використання розподілу (9.11), поданої на рис. 9.4, демонструє, що вона є достатньо широкою. До того ж, в області від'ємних значень ексцесів вона значно більша ніж у традиційного розподілу Грама–Шарльє та його модифікації.

Очевидно, гнучкість і універсальність використання розподілу Якобі зумовлені можливістю варіювання значеннями відразу чотирьох параметрів (α , β , a , b). Варто також відзначити, що розширюючи області варіювання граничних точок a і b розподілу (9.11) можна ще більше розширити область відсутності у нього «від'ємних хвостів» і полімодальності. Зокрема, за нульового ексцесу, допустивши варіювання за нижньою межею в інтервалі $a \in [-5, -1]$, використовувати розподіл Якобі можливо аж до значень $\beta_1 = 0,9$.

Отже, перевагою розподілу Якобі є можливість використання в широкому діапазоні значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. Додатково є можливість вибору граничних точок області варіювання a , b виходячи з властивостей фізичного процесу. Істотним недоліком розподілу Якобі є складність побудови, що вимагає застосування методів оптимізації.

9.2.4 Сімейство гіперболічних розподілів

У роботах [140, 141, 144] вказується на перспективність використання в практичних задачах гіперболічних розподілів. Сімейство гіперболічних розподілів вводиться з використанням узагальненої форми – узагальненого гіперболічного розподілу:

$$f_{GH}(x; \lambda, \alpha, \beta, \mu, \delta) = a_\lambda \left\{ \delta^2 + (x - \mu)^2 \right\}^{\frac{1}{2}(\lambda - \frac{1}{2})} K_{\lambda - \frac{1}{2}} \left(\alpha \sqrt{\delta^2 + (x - \mu)^2} \right) e^{\beta(x - \mu)}, \quad (9.12)$$

де $a_\lambda = \frac{(\alpha^2 - \beta^2)^{\frac{\lambda}{2}}}{\sqrt{2\pi} \alpha^{\lambda - \frac{1}{2}} \delta^\lambda K_\lambda(\delta \sqrt{\alpha^2 - \beta^2})}$ – нормуючий коефіцієнт;

$K_\lambda(t) = \frac{1}{2} \int_0^\infty x^{\lambda-1} e^{-\frac{1}{2}t(x+x^{-1})} dx$ ($t > 0$) – модифікована функція Бесселя третього

типу порядку λ . Параметри розподілу: λ – параметр, що визначає тип розподілу, $\mu \in \mathbb{R}$ – параметр положення, $\delta > 0$ – параметр масштабу, α , β – параметри форми: β характеризує асиметрію розподілу, α – гостровершинність; при цьому треба виконати такі нерівності: $\alpha > 0$, $0 < |\beta| < \alpha$.

Сімейство гіперболічних розподілів узагальнює такі розподіли, як нормальний, Лапласа, Стюдента, гамма-розподіл та низку інших. Область його використання визначається так [140]:

$$\beta_2 > \frac{3}{2} \beta_1^2.$$

Для визначення параметрів узагальненого гіперболічного розподілу може бути використано метод моментів. При цьому вирази для числових характеристик (9.12) будуються в термінах семіінваріантів [141, 144] і є досить складними. Враховуючи це, в практичних задачах найбільш поширеними є окремі випадки (9.12), насамперед Гаусовий обернений нормальний розподіл, який утворюється у випадку $\lambda = -\frac{1}{2}$. Його щільність має вигляд [148]

$$f_{NIG}(x; \alpha, \beta, \delta, \mu) = \frac{\alpha \mathcal{K}_1(\alpha \sqrt{\delta^2 + (x - \mu)^2})}{\pi \sqrt{\delta^2 + (x - \mu)^2}} e^{\delta \sqrt{\alpha^2 - \beta^2} + \beta(x - \mu)}. \quad (9.13)$$

Область використання розподілу (9.13) визначається наступним чином [149]:

$$\beta_2 > \frac{5}{3} \beta_1^2,$$

і вона лише ненабагато відрізняється від області застосування узагальненого розподілу (9.12) дивись рис. 9.5.

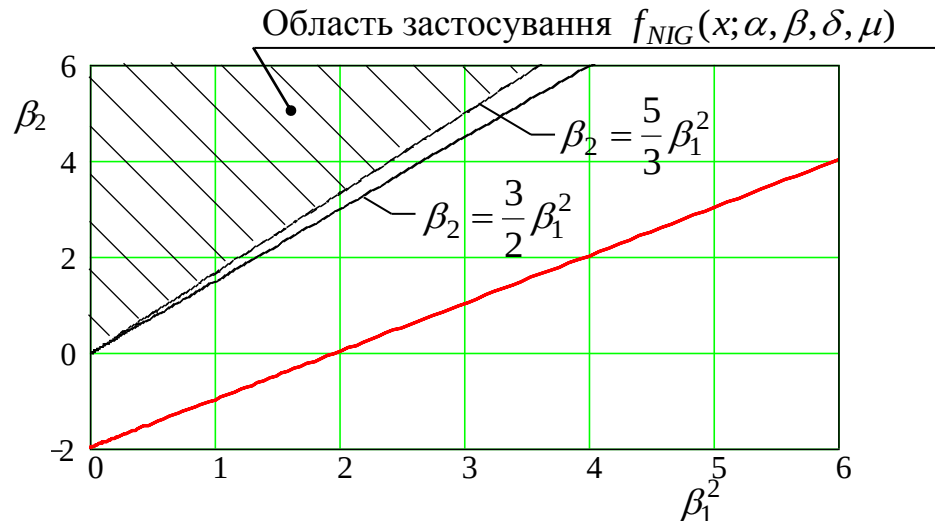


Рис. 9.5 – Область використання сімейства гіперболічних розподілів

Для Гаусового оберненого нормального розподілу співвідношення для числових характеристик можуть бути отримані відносно просто [149]

$$m = \mu + \frac{\nu \delta}{(1 - \nu^2)^{1/2}};$$

$$\sigma^2 = \frac{\delta^2}{\alpha(1 - \nu^2)^{3/2}};$$

$$\beta_1 = \frac{3\nu}{\sqrt{\alpha}(1 - \nu^2)^{1/4}};$$

$$\beta_2 = \frac{4\nu^2 + 1}{\alpha(1 - \nu^2)^{1/2}} - 3,$$

що дозволяє за відомих вибірових характеристик визначити його параметри μ , δ , α , β .

Незважаючи на те, що узагальнений гіперболічний розподіл і його окремі випадки мають досить широку область використання, проте вони не дозволяють працювати в областях від'ємних і близьких до нуля ексцесів, що є не досить зручним.

9.2.5 Одновимірний узагальнений лямбда-розподіл

У багатьох випадках отримання універсальних розподілів засновано на побудові апроксимуючої функції розподілу. Виходячи з неї, простою операцією диференціювання здійснюється перехід до функції щільності розподілу. Найбільш відомим способом такої побудови є система Берра, яка визначається з використанням співвідношення [65]

$$F(x) = [1 + \exp[-G(x)]]^{-1},$$

де $G(x) = \int_{-\infty}^x g(x)dx$, $g(x)$ – функція щільності деякого іншого розподілу.

Найперспективнішим класом універсальних чотиріпараметричних розподілів для задач надійності і безпеки видається універсальний лямбда-розподіл (УЛР), який будується в термінах функції розподілу і широко застосовується для оброблення статистичних даних [167]. Він визначається за допомогою квантильної функції $Q(u)$ для $0 \leq u \leq 1$ – функції зворотної до функції розподілу $F(x)$ деякої ВВ $F \equiv Q^{(-)}$.

Вперше УЛР було розглянуто в роботі [184], проте широкого поширення набув завдяки роботам [154, 177, 178]. Власне в цих роботах і було запроваджено дві основні форми УЛР. У роботах [177, 178] було запропоновано вираз для квантильної функції $Q(u)$, який отримав найбільше поширення в практичних задачах

$$Q(u) = \lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2}, \quad (9.14)$$

де λ_1 – параметр положення, λ_2 – параметр масштабу, λ_3, λ_4 – параметри форми.

Із очевидної тотожності

$$Q(F(x)) = x,$$

впливає рівняння, яке в неявній формі визначає функцію розподілу

$$x = \lambda_1 + \frac{F(x)^{\lambda_3} - (1-F(x))^{\lambda_4}}{\lambda_2}. \quad (9.15)$$

Виходячи з останнього співвідношення, УЛР може бути задано в параметричному вигляді

$$\begin{cases} x = \lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2} \\ F(x) = u \end{cases}. \quad (9.16)$$

З використанням правила диференціювання оберненої функції $f(x) = \frac{1}{\frac{\partial}{\partial F} Q(F)}$ будується функція щільності розподілу, яку в параметричному

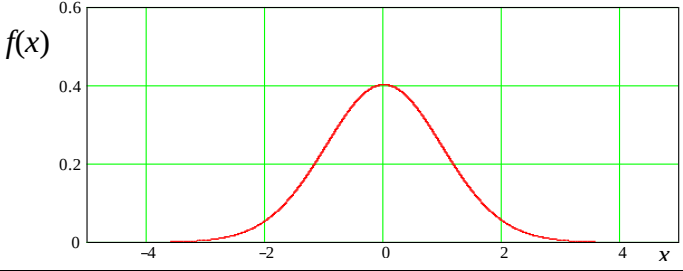
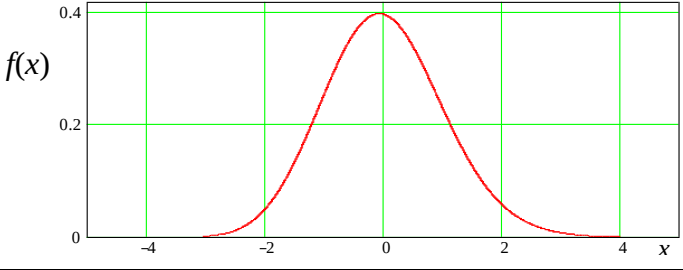
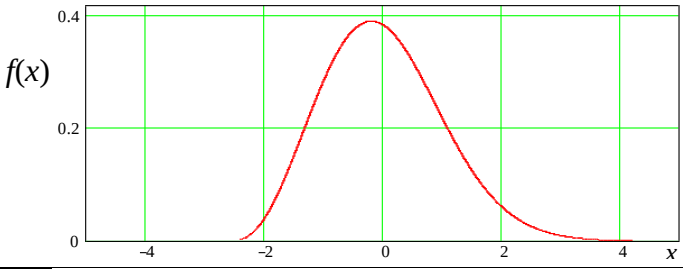
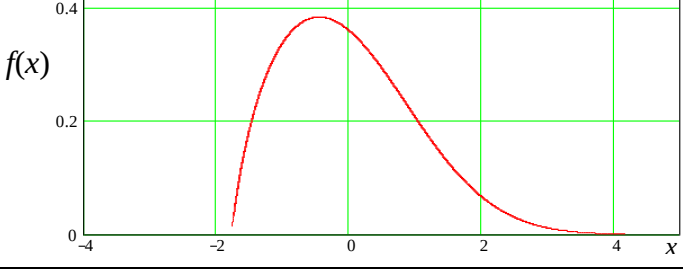
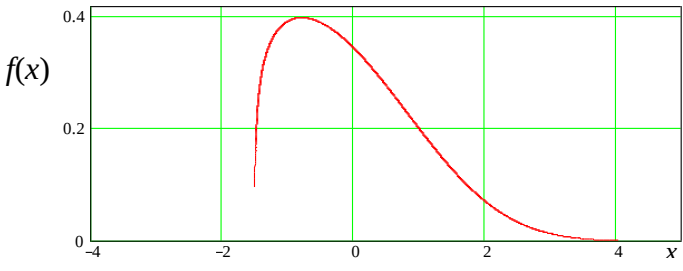
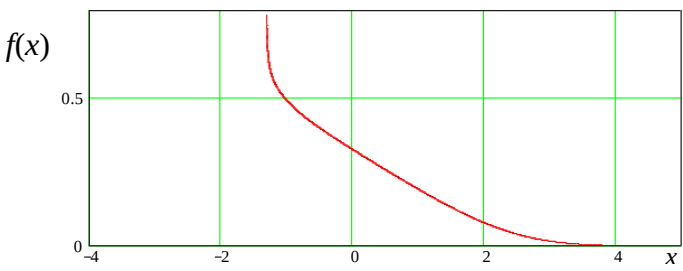
вигляді записуємо так:

$$\left\{ \begin{array}{l} x = \lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2} \\ f(x) = \frac{\lambda_2}{\lambda_3 u^{\lambda_3-1} + \lambda_4 (1-u)^{\lambda_4-1}} \end{array} \right. \quad (9.17)$$

Розподіл (9.16) має істотну гнучкість і може набувати як симетричних (у випадку $\lambda_3 = \lambda_4$), так і асиметричних (у протилежному випадку) форм. Для прикладу в таблиці 9.1 наведено криві УЛР для ВВ з нульовим ексцесом. Зауважимо, що в області нульових ексцесів за $\beta_1 > 0,75$ УЛР набуває J-подібної форми. Таку ж форму розподіл (9.16) має і у випадку значних коефіцієнтів асиметрії за відмінних від нуля ексцесів. Якщо $\lambda_3 > 0$, $\lambda_4 > 0$, УЛР має обмежений інтервал варіювання $[\lambda_1 - \lambda_2^{-1}, \lambda_1 + \lambda_2^{-1}]$. Проте і в цьому випадку (9.16) може з успіхом апроксимувати розподіли навіть із необмеженими областями зміни. Наприклад, УЛР для $\lambda_1 = 0$, $\lambda_2 = 0,1975$, $\lambda_3 = \lambda_4 = 0,1349$ (див. п.1 таблиці 9.1) несуттєво відрізняється від стандартного нормального розподілу. Якщо $\lambda_3 < 0$, $\lambda_4 < 0$, УЛР має необмежену область зміни.

Таблиця 9.1

**Узагальнений лямбда-розподіл (9.14),
що описує нормовану ВВ ($m = 0$; $\sigma = 1$) з нульовим ексцесом $\beta_2 = 0$**

β_1	Значення параметрів (9.14)	Форма кривої УЛР
0,0	$\lambda_1 = 0$ $\lambda_2 = 1,463552$ $\lambda_3 = 0,134912$ $\lambda_4 = 0,134912$	
0,2	$\lambda_1 = -0,043972$ $\lambda_2 = 1,435801$ $\lambda_3 = 0,192576$ $\lambda_4 = 0,109071$	
0,4	$\lambda_1 = -0,099284$ $\lambda_2 = 1,349023$ $\lambda_3 = 0,302558$ $\lambda_4 = 0,109069$ $(a = -2,549$ $b = 5,154)$	
0,6	$\lambda_1 = -0,187656$ $\lambda_2 = 1,189777$ $\lambda_3 = 0,52789$ $\lambda_4 = 0,139256$ $(a = -1,78$ $b = 5,154)$	
0,7	$\lambda_1 = -0,262248$ $\lambda_2 = 1,07246$ $\lambda_3 = 0,748651$ $\lambda_4 = 0,172168$ $(a = -1.508$ $b = 5,154)$	
0,8	$\lambda_1 = -0,3922$ $\lambda_2 = 0,912691$ $\lambda_3 = 1,194536$ $\lambda_4 = 0,229053$ $(a = -1.309$ $b = 5,154)$	

Примітка: a , b – межі варіювання ВВ.

Треба відзначити, що існує низка обмежень, які накладаються на значення параметрів λ_i .

1. Зважаючи на те, що функція щільності має бути додатно визначеною на всій області варіювання, для (9.16) необхідно виконати умову

$$\frac{\lambda_2}{\lambda_3 u^{\lambda_3-1} + \lambda_4 (1-u)^{\lambda_4-1}} \geq 0.$$

2. Щоб мати обмежені моменти до четвертого порядку включно для параметрів λ_3, λ_4 необхідним є виконання нерівності

$$\min(\lambda_3, \lambda_4) > -\frac{1}{4}.$$

Проте, навіть незважаючи на зазначені обмеження, область застосування УЛР (9.16) є досить широкою (показано на рис. 9.6), і вона значно більша, ніж у розподілів Грама–Шарльє і Якобі.

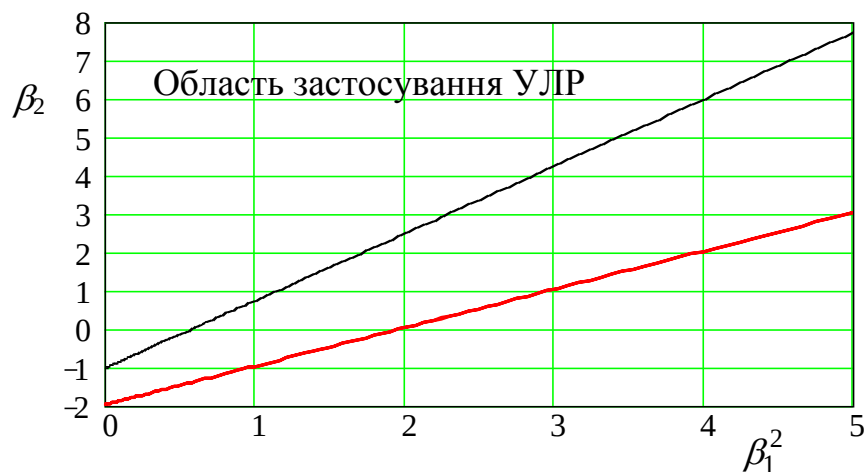


Рис. 9.6 – Область застосування УЛР

На сьогодні відомими є кілька способів визначення значень параметрів λ_i , серед них: метод моментів [154, 177], метод найменших квадратів [176], бутстреп метод [167], метод зорельоту (starship method) [168] та інші. Одним з найбільш використовуваних способів визначення параметрів УЛР, очевидно, є метод моментів. Пояснюється це тим, що з використанням квантильної функції легко будуються співвідношення для початкових моментів розподілу (9.16)

$$\nu_k = M(X^k) = \int_{-\infty}^{+\infty} x^k dF(x) = \left\{ \begin{array}{l} u = F(x) \\ du = dF(x) \\ x = Q(u) \end{array} \right\} = \int_0^1 (Q(u))^k du. \quad (9.18)$$

Оскільки для змінної стану Z у переважній більшості випадків відомими є виключно числові характеристики m_Z , σ_Z , β_{1Z} , β_{2Z} , які визначені розрахунковим шляхом (рідше безпосередньо є статистичні дані для Z), практичний інтерес під час підгонки УЛР, насамперед, становить метод

моментів. Слід зауважити, що для статистичних сукупностей параметрів МС, насамперед, визначають числові характеристики, з використанням яких і будується апроксимуючий розподіл. Застосування методу моментів зводить задачу визначення параметрів λ_i ($i = \overline{1, 4}$) до розв'язання системи нелінійних алгебраїчних рівнянь, які одержуємо з (9.18).

Для розподілу (9.16) центральні моменти 2 – 4-го порядків можуть бути визначені в такий спосіб:

$$\begin{aligned}\mu_2 &= \frac{1}{\lambda_2^2} (v_2 - v_1^2); \\ \mu_3 &= \frac{1}{\lambda_2^3} (v_3 - 3v_1v_2 + 2v_1^3); \\ \mu_4 &= \frac{1}{\lambda_2^4} (v_4 - 4v_1v_2 + 6v_1^2v_2 - 3v_1^4),\end{aligned}\tag{9.19}$$

де у формулах v_i , визначаються, виходячи з (9.18), в такий спосіб:

$$\begin{aligned}v_1 &= \frac{1}{\lambda_3 + 1} - \frac{1}{\lambda_4 + 1}; \\ v_2 &= \frac{1}{2\lambda_3 + 1} + \frac{1}{2\lambda_4 + 1} - 2B(\lambda_3 + 1, \lambda_4 + 1); \\ v_3 &= \frac{1}{3\lambda_3 + 1} - \frac{1}{3\lambda_4 + 1} - 3B(2\lambda_3 + 1, \lambda_4 + 1) + 3B(\lambda_3 + 1, 2\lambda_4 + 1); \\ v_4 &= \frac{1}{4\lambda_3 + 1} + \frac{1}{4\lambda_4 + 1} + 6B(2\lambda_3 + 1, 2\lambda_4 + 1) - \\ &\quad - 4B(3\lambda_3 + 1, \lambda_4 + 1) - 4B(\lambda_3 + 1, 3\lambda_4 + 1),\end{aligned}$$

$B(\bullet, \bullet)$ – бета-функція.

Вирази для коефіцієнтів асиметрії і ексцесу, як функцій параметрів λ_3, λ_4 , мають вигляд

$$\begin{aligned}\beta_1 &= \frac{v_3 - 3v_1v_2 + 2v_1^3}{(v_2 - v_1^2)^{\frac{3}{2}}} = G_3(\lambda_3, \lambda_4); \\ \beta_2 &= \frac{v_4 - 4v_1v_3 + 6v_1^2v_2 - 3v_1^4}{(v_2 - v_1^2)^2} - 3 = G_4(\lambda_3, \lambda_4).\end{aligned}$$

Отже, за відомих числових характеристик β_{1_Z} і β_{2_Z} змінної стану Z значення параметрів λ_3, λ_4 визначають шляхом розв'язання системи рівнянь

$$\begin{cases} G_3(\lambda_3, \lambda_4) = \beta_{1_Z} \\ G_4(\lambda_3, \lambda_4) = \beta_{2_Z} \end{cases}\tag{9.20}$$

з урахуванням обмежень $\lambda_3 \in (-1/4, \infty)$, $\lambda_4 \in (-1/4, \infty)$. Для розв'язання системи (9.20) необхідно скористатися числовими методами. Треба зауважити, що якість розв'язання (9.20) з використанням числових методів істотно залежить

від вибору початкової точки. На основі знайдених λ_3, λ_4 значення параметрів λ_1, λ_2 визначають у такий спосіб:

$$\lambda_2 = \frac{\sqrt{v_2 - v_1^2}}{\sigma_Z};$$

$$\lambda_1 = m_Z + \frac{1}{\lambda_2} \left(\frac{1}{\lambda_3 + 1} - \frac{1}{\lambda_4 + 1} \right).$$

9.3 Практичне використання узагальненого лямбда-розподілу

Численні результати підгонки статистичних рядів з використанням УЛР показали, що якість підгонки порівняна з розподілом Якобі. На рис. 9.7 показано результати підгонки статистичних сукупностей кількох параметрів МС [87] з використанням УЛР і розподілу Якобі. Отже, УЛР може бути з успіхом використаний для підгонки статистичних сукупностей параметрів МС.

Для визначення у одновимірному випадку параметричної надійності – ймовірності виконання нерівності $Z > 0$ – необхідно для відомих числових характеристик змінної стану $m_Z, \sigma_Z, \beta_{1Z}, \beta_{2Z}$ визначити значення параметрів λ_i ($i = \overline{1, 4}$). Далі щодо P потрібно розв'язати рівняння

$$\lambda_1 + \frac{(1-P)^{\lambda_3} - P^{\lambda_4}}{\lambda_2} = 0, \quad (9.21)$$

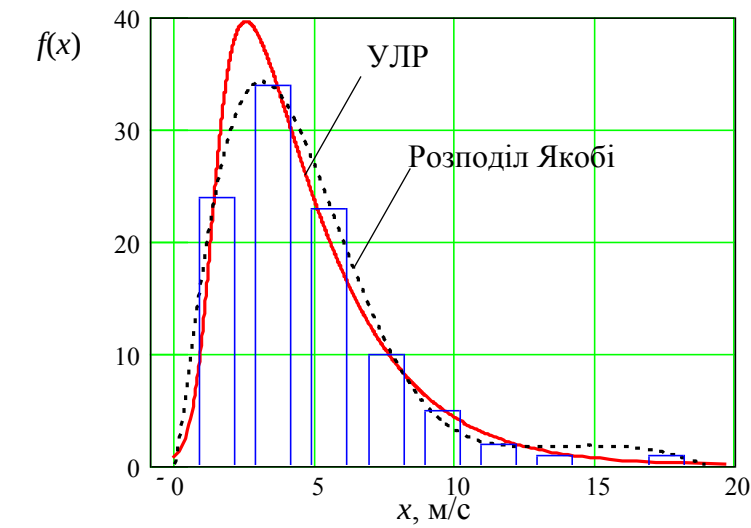
яке безпосередньо впливає зі співвідношення (9.15) при $x = 0$. Розв'язок рівняння (9.21) також може бути отримано виключно числовими методами.

Продемонструємо практичне використання УЛР для визначення параметричної надійності МС [43]. В процесі розрахунку ймовірності останнього вмикання двигуна четвертого ступеня РН «Вега» в умовах мікрогравітації [98] визначальною (критичною) виявилася єдина умова – умова утримання палива в комірках капілярного забірної пристрою під час дії сили аеродинамічного гальмування, яка має вигляд

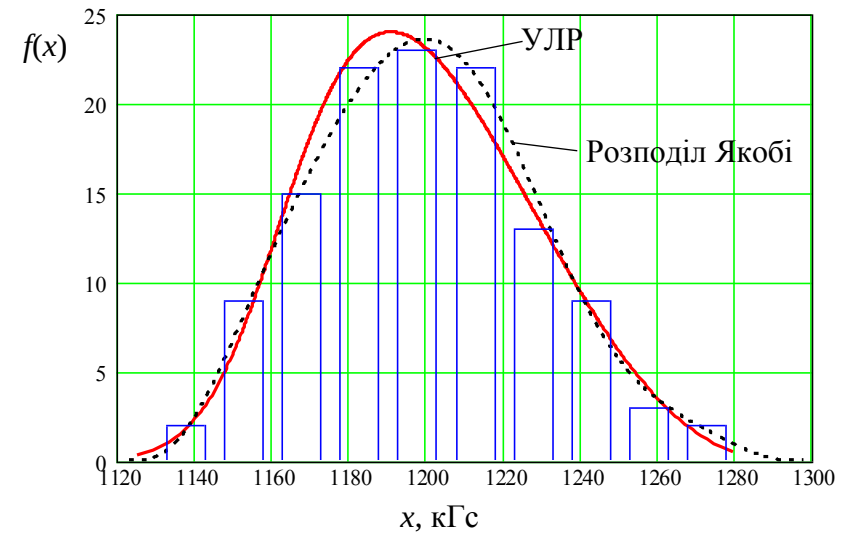
$$Z = P_{\text{ком}} - P_{\text{аер}} \geq 0,$$

де $P_{\text{ком}}$ – капілярний тиск у комірках забірної пристрою; $P_{\text{аер}}$ – гідростатичний тиск стовпа рідини, зумовлений дією сили аеродинамічного гальмування. Розрахункові значення числових характеристик змінної стану становлять:

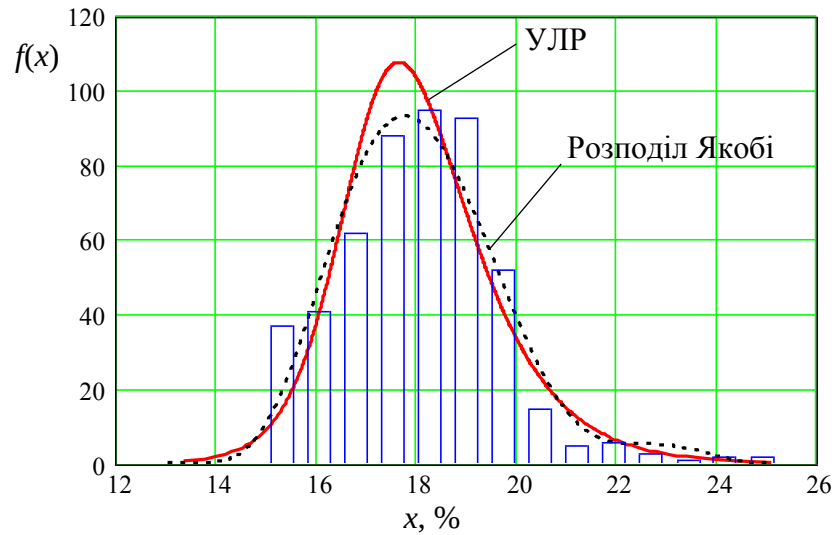
$$m_Z = 0,6520 \text{ кгс/см}^2; \sigma_Z = 0,2961 \text{ кгс/см}^2; \beta_{1Z} = 0,986; \beta_{2Z} = 0,942.$$



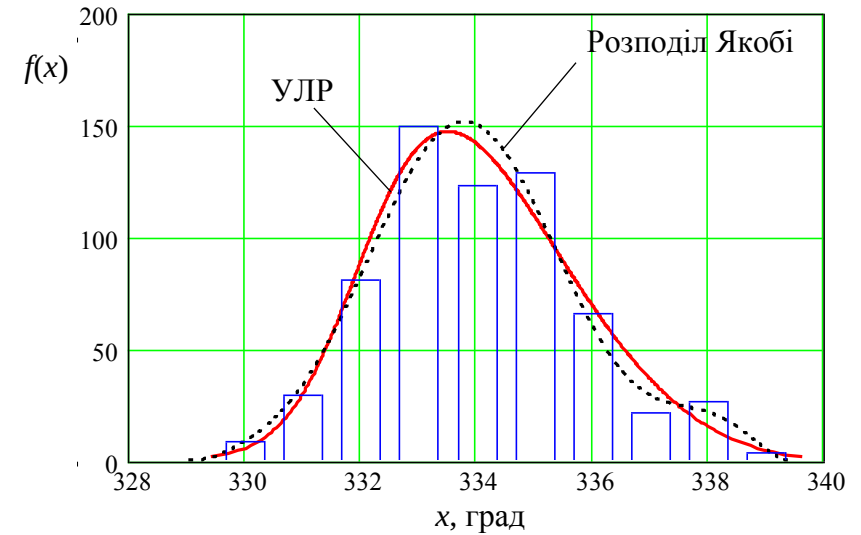
а



б



в



г

Рис. 9.7 – Результати підгонки статистичних рядів параметрів МС:

а – швидкість вітру в приземному шарі; б – вага «сухого» бака; в – відносне подовження матеріалу АМг6;
г – температура на поверхні теплозахисного покриття приладового відсіку РН

З використанням нормального закону (у разі ігнорування значень асиметрії і ексцесу $BB(Z)$) ймовірність відсутності відмови дорівнює 0,986166. У разі застосування розподілу Грама–Шарльє (9.10) отримуємо значення ІБР 1,002862. Значення, яке перевищує 1, зумовлене «від’ємними хвостами» розподілу Грама–Шарльє.

Для побудови УЛР використано пакет математичних обчислень MathCAD. На рис. 9.8 наведено лістинг MathCAD документа, в якому шляхом розв’язання системи рівнянь (9.20) за допомогою стандартної процедури **Given ... Find** визначаються значення параметрів λ_3, λ_4 і далі на їх основі λ_1, λ_2 (в MathCAD документі це параметри $r_1 \dots r_4$). Далі на рис. 9.9 наведено продовження розрахунку, що містить графік функції щільності побудованого УЛР (для порівняння пунктиром побудовано щільність нормального розподілу з $m_Z = 0,6520, \sigma_Z = 0,2961$) і визначення ІБР. В результаті отримано значення ІБР 0,999956.

Отже, нормальний розподіл в розглянутому прикладі дає істотно занижене значення ймовірності відсутності відмови, розподіл Грама–Шарльє – неприйнятне рішення, лише УЛР дозволяє отримати потрібний розв’язок.

$$B(u_1, u_2) := \frac{\Gamma(u_1) \cdot \Gamma(u_2)}{\Gamma(u_1 + u_2)}$$

$$v_1(\lambda_3, \lambda_4) := \frac{1}{\lambda_3 + 1} - \frac{1}{\lambda_4 + 1} \quad v_2(\lambda_3, \lambda_4) := \frac{1}{2 \cdot \lambda_3 + 1} + \frac{1}{2 \cdot \lambda_4 + 1} - 2 \cdot B(\lambda_3 + 1, \lambda_4 + 1)$$

$$v_3(\lambda_3, \lambda_4) := \frac{1}{3 \cdot \lambda_3 + 1} - \frac{1}{3 \cdot \lambda_4 + 1} - 3 \cdot B(2 \cdot \lambda_3 + 1, \lambda_4 + 1) + 3 \cdot B(\lambda_3 + 1, 2 \cdot \lambda_4 + 1)$$

$$v_4(\lambda_3, \lambda_4) := \frac{1}{4 \cdot \lambda_3 + 1} + \frac{1}{4 \cdot \lambda_4 + 1} + 6 \cdot B(2 \cdot \lambda_3 + 1, 2 \cdot \lambda_4 + 1) - 4 \cdot B(3 \cdot \lambda_3 + 1, \lambda_4 + 1) - 4 \cdot B(\lambda_3 + 1, 3 \cdot \lambda_4 + 1)$$

$$\beta_1(\lambda_3, \lambda_4) := \frac{v_3(\lambda_3, \lambda_4) - 3 \cdot v_1(\lambda_3, \lambda_4) \cdot v_2(\lambda_3, \lambda_4) + 2 v_1(\lambda_3, \lambda_4)^3}{\left(v_2(\lambda_3, \lambda_4) - v_1(\lambda_3, \lambda_4)^2\right)^{\frac{3}{2}}}$$

$$\beta_2(\lambda_3, \lambda_4) := \frac{v_4(\lambda_3, \lambda_4) - 4 \cdot v_1(\lambda_3, \lambda_4) \cdot v_3(\lambda_3, \lambda_4) + 6 \cdot v_1(\lambda_3, \lambda_4)^2 \cdot v_2(\lambda_3, \lambda_4) - 3 \cdot v_1(\lambda_3, \lambda_4)^4}{\left(v_2(\lambda_3, \lambda_4) - v_1(\lambda_3, \lambda_4)^2\right)^2} - 3$$

Исходные данные

$$m_Z := 0.6520 \quad \sigma_Z := 0.2961 \quad \beta_{1Z} := 0.986 \quad \beta_{2Z} := 0.942$$

Определение параметров обобщенного лямбда распределения по методу моментов

$$TOL := 10^{-6} \quad CTOL := 10^{-6}$$

$$\lambda_3 := 0.1 \quad \lambda_4 := 0.2$$

Given

$$\beta_1(\lambda_3, \lambda_4) = \beta_{1Z}$$

$$\beta_2(\lambda_3, \lambda_4) = \beta_{2Z}$$

$$\begin{pmatrix} r_3 \\ r_4 \end{pmatrix} := \text{Find}(\lambda_3, \lambda_4)$$

$$r_3 = 0.019674 \quad r_4 = 0.16463$$

$$r_2 := \frac{\sqrt{v_2(r_3, r_4) - v_1(r_3, r_4)^2}}{\sigma_Z} \quad r_2 = 0.462027$$

$$r_1 := m_Z - \frac{1}{r_2} \cdot \left[\frac{1}{(r_3 + 1)} - \frac{1}{(r_4 + 1)} \right] \quad r_1 = 0.387808$$

Рис. 9.8 – Лістинг MathCAD документа визначення параметрів УЛР, що описує змінну стану

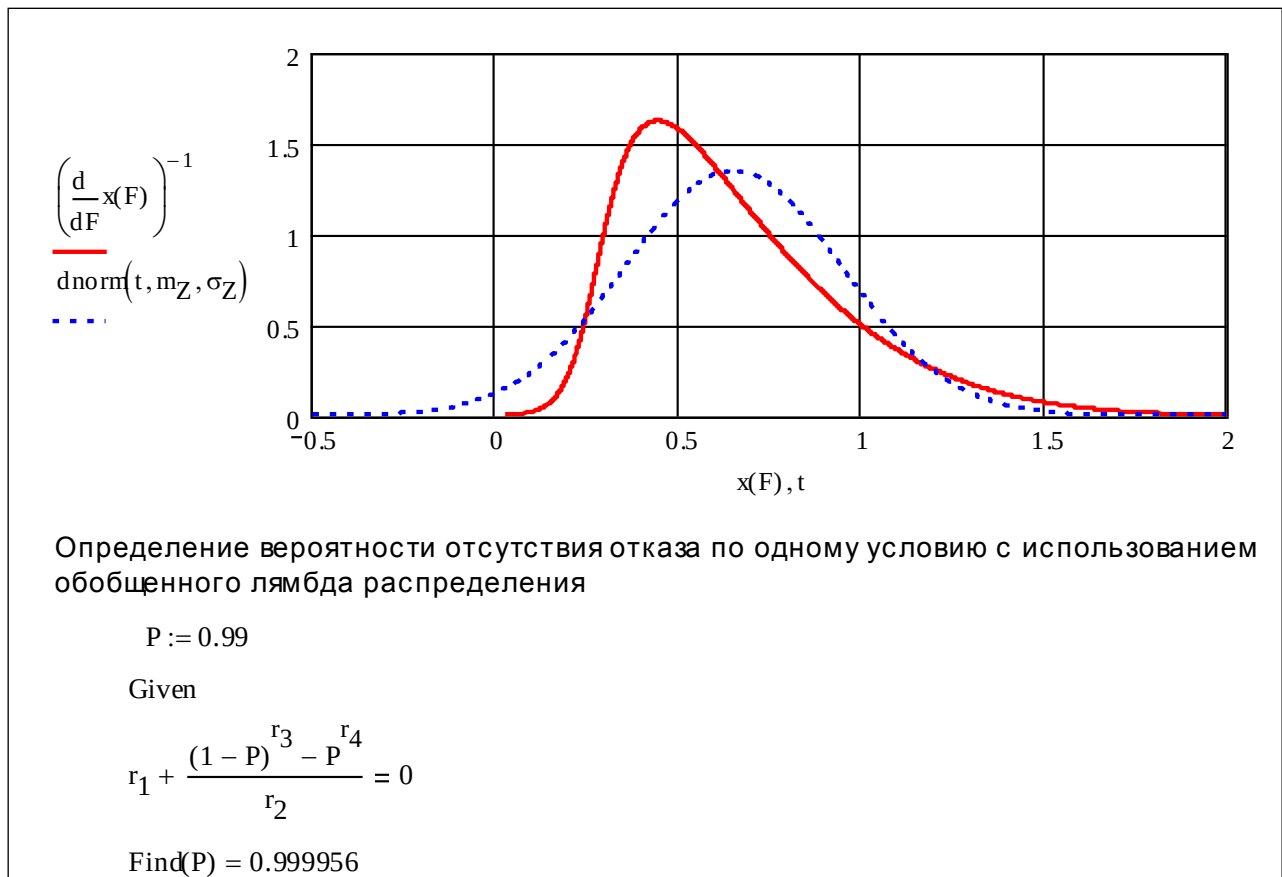


Рис. 9.9 – Лістинг MathCAD документу розрахунку ІБР

У розвиток одновимірних моделей надійності, які використовують УЛР, розглянемо модель «навантаження-несуча здатність» (7.1) для однієї умови

$$R - S \geq 0,$$

де R – несуча здатність, S – діюче навантаження.

У загальному випадку для незалежних ВВ R і S ймовірність відсутності відмови визначаємо таким чином [64]:

$$P = \int_{-\infty}^{+\infty} f_R(r) \left[\int_{-\infty}^r f_S(s) ds \right] dr = \int_{-\infty}^{+\infty} [F_S(r)] dF_R(r),$$

де $f_R(r)$, $F_R(r)$ – функція щільності і функція розподілу ВВ несучої здатності; $f_S(s)$, $F_S(s)$ – функція щільності і функція розподілу ВВ навантаження відповідно. Використовуючи заміну

$$\begin{cases} u_R = F_R(r) \\ du_R = dF_R(r) \\ r = Q_R(u_R) \end{cases},$$

де $Q_R(u_R)$ – квантильна функція несучої здатності, отримаємо вираз для оцінки ІБР

$$P = \int_0^1 F_S(Q_R(u_R)) du_R. \quad (9.22)$$

З огляду на спосіб задання ВВ R і S з використанням квантильних функцій (9.15)

$$Q_R(u_R) = r = \lambda_{1_R} + \frac{u_R^{\lambda_{3_R}} - (1-u_R)^{\lambda_{4_R}}}{\lambda_{2_R}}, \quad F_R(r) = u_R;$$

$$Q_S(u_S) = s = \lambda_{1_S} + \frac{u_S^{\lambda_{3_S}} - (1-u_S)^{\lambda_{4_S}}}{\lambda_{2_S}}, \quad F_S(s) = u_S,$$

запишемо наступний функціональний перехід для визначення підінтегральної функції (9.22):

$$u_R \equiv F_R(r) \Rightarrow r \Rightarrow F_S(r) \equiv U_S(u_R).$$

В останньому виразі $U_S(u_R)$ являє собою функцію, задану в неявному вигляді наступним чином

$$\lambda_{1_R} + \frac{u_R^{\lambda_{3_R}} - (1-u_R)^{\lambda_{4_R}}}{\lambda_{1_R}} = \lambda_{1_S} + \frac{U_S^{\lambda_{3_S}} - (1-U_S)^{\lambda_{4_S}}}{\lambda_{1_S}}.$$

Отже, інтеграл (9.22) для визначення ІБР може бути записано у вигляді

$$P = \int_0^1 U_S(u_R) du_R.$$

Його визначення вимагає застосування числових процедур.

Окремий випадок

Дуже часто розподіл несучої здатності близький до нормального закону, а навантаження має розподіл, що істотно відрізняється від нормального. Отже, для апроксимації несучої здатності може бути використано нормальний розподіл, а для навантаження – УЛР. В такому випадку для незалежних ВВ R і S ймовірність відсутності відмови може бути визначено за формулою

$$P = \int_{-\infty}^{+\infty} f_S(s) \left[\int_s^{+\infty} n_R(r; m_R, \sigma_R) dr \right] ds = \int_{-\infty}^{+\infty} \left[1 - \Phi \left(\frac{s - m_R}{\sigma_R} \right) \right] dF_S(s),$$

де $n_R(r; m_R, \sigma_R)$ – щільність розподілу нормальної ВВ несучої здатності; $\Phi(r)$ – функція Лапласа; $f_S(s)$, $F_S(s)$, $Q_S(u)$ – щільність, функція розподілу і квантильна функція ВВ навантаження.

Виконавши заміну в підінтегральному виразі, отримаємо співвідношення для визначення ІБР в розглянутому окремому випадку

$$P = 1 - \int_0^1 \Phi \left(\frac{Q_S(u) - m_R}{\sigma_R} \right) du.$$

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 9

Сформульовано актуальні практичні задачі надійності та безпеки РН, основу яких становлять параметричні моделі. Для успішного розв'язання зазначених задач важливим є пошук універсальних одновимірних і багатовимірних імовірнісних розподілів.

1. Проаналізовано відомі одновимірні універсальні розподіли, серед яких розподіли сімейств Пірсона і Джонсона, розподіл Грама–Шарльє і його модифікація, гіперболічні розподіли. Показано, що складність використання розподілів систем Пірсона і Джонсона пов'язана з вибором необхідної форми для опису ВВ. Розподіл Грама–Шарльє і його модифікація, незважаючи на єдність аналітичної форми, не має досить широкої області використання внаслідок утворення «від'ємних хвостів» і полімодальності для певних поєднань значень коефіцієнтів асиметрії та ексцесу.

2. Подальший розвиток дістав одновимірний розподіл Якобі, для якого отримано область застосування і показано, що вона набагато ширша в порівнянні з розподілом Грама–Шарльє і його модифікацією. Проте, істотна складність розподілу Якобі знижує його можливості для широкого практичного використання.

3. В одновимірних імовірнісних моделях запропоновано використовувати узагальнений лямбда-розподіл, який має значну гнучкість і дозволяє апроксимувати ВВ (параметри РКС) у межах широкої області спільних значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. З цього погляду УЛР має перевагу в порівнянні з такими універсальними розподілами, як Грама–Шарльє і його модифікація. Незважаючи на складність задання УЛР у вигляді квантильної функції і необхідності застосування числових методів для визначення його параметрів, перевагою УЛР є простий зв'язок між квантильною функцією і початковими моментами ВВ, що надає широкі можливості для застосування методу моментів.

4. Продемонстровано широкі можливості практичного використання УЛР для підгонки статистичних даних параметрів РКС. Статистичне оброблення одновимірних статистичних сукупностей параметрів МС показало, що якість підгонки порівняна з розподілом Якобі, проте при цьому УЛР є більш простим у побудові.

5. Отримано аналітичні вирази для визначення ІБР з використанням одновимірного УЛР (зокрема і для моделі «навантаження – несуча здатність»). Показано практичне використання розробленої моделі оцінювання надійності для визначення ймовірності останнього вмикання двигуна четвертого ступеня РН «Вега».

РОЗДІЛ 10

БАГАТОВИМІРНІ ПАРАМЕТРИЧНІ МОДЕЛІ

Якщо побудова одновимірних імовірнісних моделей фактично зводиться до вибору відповідних одновимірних функцій розподілів, то розроблення багатовимірних параметричних моделей для задач надійності і безпеки передбачає вирішення ширшого кола питань, пов'язаних із необхідністю розгляду сукупностей ВВ. Для багатовимірних моделей, крім вивчення маргінальних складових, невід'ємною частиною є аналіз і опис стохастичного зв'язку між ВВ і, перш за все, змішаних та умовних числових характеристик (ліній регресії). Комплексне вирішення зазначених питань є основою побудови багатовимірного імовірнісного розподілу для адекватного опису досліджуваного процесу, пов'язаного з функціонуванням СТС.

Для практичного використання, як і в одновимірному випадку, досліднику бажано мати певні універсальні форми розподілів. При цьому завдання пошуку такого розподілу ускладнюється тим фактом, що властивість універсальності має поширюватися як на маргінальні розподіли, так і на можливі форми ліній регресії.

10.1 Аналіз універсальних багатовимірних (двовимірних) імовірнісних розподілів для параметричних моделей

Історично першою універсальною багатовимірною моделлю можна вважати модель, основу якої становить система нормально розподілених ВВ [69]. У двовимірному випадку мірою кореляції є коефіцієнт лінійної кореляції ρ_{11} , лінії регресії – прямі, функція щільності має відому аналітичну форму. Нормальний розподіл має просте узагальнення на багатовимірний випадок. При цьому мірою кореляції є матриця коефіцієнтів кореляції; лінії регресії між будь-якими двома ВВ – прямолінійні.

Водночас на практиці досить поширені випадки, коли маргінальні розподіли відмінні від нормального, а лінії регресії є криволінійними. Це робить використання у розрахунках спільного нормального розподілу не завжди виправданим і коректним. Побудова багатовимірних розподілів, відмінних від нормального, становить досить складну задачу, дивись, наприклад, [56, 139, 166]. Далі зупинимось на випадку двох ВВ – випадку, який має найбільше поширення на практиці (див. також підрозділи 9.1 и 9.2).

За аналогією з одновимірним випадком існують системи двовимірних універсальних розподілів. До них у першу чергу належать системи Пірсона і Джонсона, які узагальнюють відповідні одновимірні випадки. Двовимірний розподіл системи Пірсона визначається за допомогою пари диференціальних рівнянь [166]

$$\frac{\partial \ln f(x_1, x_2)}{\partial x_i} = \frac{L_i(x_1, x_2)}{Q_i(x_1, x_2)} \quad (i = 1, 2), \quad (10.1)$$

де $f(x_1, x_2)$ – спільна щільність розподілу ВВ X_1 і X_2 ; L_i, Q_i – відповідно лінійна і квадратична функції аргументів x_1, x_2 . У таблиці 10.1, наприклад, наведено представники системи двовимірних розподілів Пірсона (10.1), для яких маргінальні розподіли співпадають.

Таблиця 10.1

Двовимірні розподіли системи Пірсона

Щільність розподілу	Умови	Типи одновимірних	
$\frac{\Gamma(m_1 + m_2 + m_3)}{\Gamma(m_1)\Gamma(m_2)\Gamma(m_3)} x_1^{m_1-1} x_2^{m_2-1} (1 - x_1 - x_2)^{m_3-1}$	$m_1, m_2, m_3 > 0;$ $x_1, x_2 > 0;$ $x_1 + x_2 \leq 1$	I (II)	I (II)
$\frac{x_1^{m_1-1} (x_2 - x_1)^{m_2-1} e^{-x_2}}{\Gamma(m_1)\Gamma(m_2)}$	$m_1, m_2 > 0;$ $0 < x_1 < x_2$	III	III
$\frac{\Gamma(-m_3 + 1) x_1^{m_1-1} x_2^{m_2-1} (1 + x_1 + x_2)^{m_3-1}}{\Gamma(m_1)\Gamma(m_2)\Gamma(-m_1 - m_2 - m_3 + 1)}$	$m_1, m_2 > 0;$ $m_1 + m_2 + m_3 < 0;$ $x_1, x_2 > 0$	VI	VI
$\frac{-m\sqrt{1-\rho^2}}{\pi k^m} (k + x_1^2 + 2\rho x_1 x_2 + x_2^2)^{m-1}$	$m < 0;$ $ \rho < 1;$ $k > 0$	VII	VII

Слід зазначити ряд недоліків системи Пірсона. По-перше, функції L_i, Q_i ($i = 1, 2$) в (10.1) не можуть бути обрані довільно, а повинні задовольняти тотожність

$$Q_2^2 \left(Q_2 \frac{\partial L_2}{\partial x_1} - L_2 \frac{\partial Q_2}{\partial x_1} \right) = Q_1^2 \left(Q_1 \frac{\partial L_1}{\partial x_2} - L_1 \frac{\partial Q_1}{\partial x_2} \right),$$

яка випливає з рівності других змішаних похідних $\frac{\partial^2 \ln f(x_1, x_2)}{\partial x_1 \partial x_2}$ і

$\frac{\partial^2 \ln f(x_1, x_2)}{\partial x_2 \partial x_1}$. По-друге, лінії регресії розподілів системи Пірсона є прямими, і

це звужує можливості їх використання для опису реальних двовимірних сукупностей. Проте розподіли системи Пірсона з успіхом використовують на практиці у випадках близької до лінійної регресії.

Система розподілів Джонсона для двовимірного випадку будується з використанням функціональних перетворень, які мають вигляд [166]:

$$\frac{Y_1 - \gamma_1}{\delta_1} = g_1\left(\frac{X_1 - \mu_1}{\lambda_1}\right);$$

$$\frac{Y_2 - \gamma_2}{\delta_2} = g_2\left(\frac{X_2 - \mu_2}{\lambda_2}\right),$$
(10.2)

де Y_1, Y_2 – випадкові величини, які мають спільний двовимірний стандартний нормальний розподіл; γ_i, μ_i ($i = 1, 2$) – параметри зсуву; δ_i, λ_i ($i = 1, 2$) – параметри масштабу; $g_i(\bullet)$ – деякі монотонні функції, які зазвичай обираються аналогічно одновимірному випадку. Нижче наведено вирази двовимірних щільностей розподілів, для яких функції $g_i(\bullet)$ ($i=1, 2$) співпадають:

– двовимірний логнормальний розподіл

$$f_{LL}(x_1, x_2) = \frac{\eta_1 \eta_2}{2\pi \lambda_1 \lambda_2 z_1 z_2 \sqrt{1 - \rho^2}} \exp \left\{ -\frac{1}{2(1 - \rho^2)} \left[(\gamma_1 + \eta_1 \ln(z_1))^2 - \right. \right.$$

$$\left. \left. - 2\rho(\gamma_1 + \eta_1 \ln(z_1))(\gamma_2 + \eta_2 \ln(z_2)) + (\gamma_2 + \eta_2 \ln(z_2))^2 \right] \right\};$$

– двовимірний S_U -розподіл

$$f_{UU}(x_1, x_2) = \frac{\eta_1 \eta_2}{2\pi \lambda_1 \lambda_2 \sqrt{(1 + z_1^2)(1 + z_2^2)(1 - \rho^2)}} \exp \left\{ -\frac{1}{2(1 - \rho^2)} \left[(\gamma_1 + \eta_1 \operatorname{arcsch}(z_1))^2 - \right. \right.$$

$$\left. \left. - 2\rho(\gamma_1 + \eta_1 \operatorname{arcsch}(z_1))(\gamma_2 + \eta_2 \operatorname{arcsch}(z_2)) + (\gamma_2 + \eta_2 \operatorname{arcsch}(z_2))^2 \right] \right\};$$

– двовимірний S_B -розподіл

$$f_{BB}(x_1, x_2) = \frac{\eta_1 \eta_2}{2\pi \lambda_1 \lambda_2 (1 - (2z_1 - 1)^2)(1 - (2z_2 - 1)^2)(1 + z_2^2)\sqrt{1 - \rho^2}} \cdot$$

$$\cdot \exp \left\{ -\frac{1}{2(1 - \rho^2)} \left[(\gamma_1 + \eta_1 \operatorname{arth}(z_1))^2 - \right. \right.$$

$$\left. \left. - 2\rho(\gamma_1 + \eta_1 \operatorname{arth}(z_1))(\gamma_2 + \eta_2 \operatorname{arth}(z_2)) + (\gamma_2 + \eta_2 \operatorname{arth}(z_2))^2 \right] \right\}.$$

Лінії регресії системи розподілів Джонсона відмінні від прямих і можуть приймати різні форми. Проте слід підкреслити, що вибір необхідної форми системи розподілів Джонсона для опису ВВ за наявними даними, а також питання підгонки набагато складніші в порівнянні з одновимірним випадком.

Широко відомим є багатовимірний аналог розподілу Грама–Шарльє, отриманий за допомогою розкладання невідомої функції розподілу в ряд Фур'є з використанням багатовимірних поліномів Ерміта [83, 116]. У кандидатській дисертації Савчука В.П. розглянуто модифікацію багатовимірного розподілу Грама–Шарльє, побудовану з використанням модифікованих багатовимірних ортогональних поліномів Ерміта (див. пункт 9.2.1). На жаль, як свідчать

розрахунки, спільну область значень числових характеристик (маргінальних і спільних), для якої поверхні щільностей двовимірного (багатовимірного) розподілу Грама–Шарльє і його модифікації не виходять у від'ємні області і мають одну моду, отримати не вдається (за винятком випадку незалежних ВВ).

Багатовимірний (двовимірний) розподіл Якобі, введений у кандидатській дисертації автора [34], є більш перспективним, проте він також схильний до виходу у від'ємні області та утворення кількох мод, до того ж вимагає величезної обчислювальної роботи. Отже, слід визнати, що універсалізм для багатовимірних (двовимірних) моделей, який розповсюджується на маргінальні складові і стохастичну залежність, практично недосяжний. З огляду на це, для практичних задач надійності і безпеки більш перспективним видається використовувати універсальність двовимірного розподілу в більш простому розумінні. Дамо деякі міркування з цього приводу.

Оброблення багатовимірних статистичних масивів даних передбачає аналіз одновимірних вибірок, а також стохастичної залежності між ВВ. Статистичний аналіз одновимірних статистичних сукупностей найбільш розвинений у теоретичному і прикладному аспектах. Останнім часом він неодмінно передбачає визначення вибірових коефіцієнтів асиметрії та ексцесу одновимірних вибірок, що характеризують відмінність розподілу ВВ від нормального випадку. Дослідження стохастичного зв'язку між ВВ, зазвичай, не виходить за межі лінійної кореляції, оскільки процедури аналізу нелінійної стохастичної залежності мають істотну складність. У зв'язку з цим також необхідно відзначити, що проведені автором дослідження парної кореляції в багатовимірних сукупностях характеристик МС РКС [92] свідчать, що нелінійну стохастичну залежність в середньому слід очікувати лише не більше ніж у 30% випадків. У решти випадків, параметри МС РН виявляються зв'язаними лінійною стохастичною залежністю. З огляду на вищесказане, побудова відмінного від нормального двовимірного (а в загальному випадку і багатовимірного) розподілу може ґрунтуватися на наявних маргінальних розподілах ВВ (у загальному випадку відмінних від нормального) і лінійній кореляції між ними. В якості таких розподілів з успіхом можуть використовуватися зв'язки (copula).

10.2 Двовимірна нормальна зв'язка

Перспективним способом побудови універсальних двовимірних (багатовимірних) розподілів є зв'язки. Роботи зі створення і дослідження зв'язок були ініційовані теоремою, доведеною Склярком [181], згідно з якою, якщо $F_1(x)$ і $F_2(y)$ – безперервні функції розподілів ВВ X і Y відповідно, а $F_{1,2}(x,y)$ спільна функція розподілу цих ВВ, тоді існує єдине подання спільної функції розподілу

$$F_{1,2}(x, y) = C(F_1(x), F_2(y)). \quad (10.3)$$

де функція $C(u, v)$ ($0 \leq u, v \leq 1$) в (10.3) має назву зв'язки. І, навпаки, якщо відомі маргінальні функції розподілу $F_1(x)$ і $F_2(y)$, а $C(\bullet, \bullet)$ – зв'язка, тоді функція, яка визначається відповідно до (10.3), є спільною функцією розподілу X і Y .

У роботах [145, 153, 170, 174, 183] наведено теоретичні та прикладні питання використання зв'язок Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна (і її модифікацій), Клейтона, Франка, Гумбеля, нормальної зв'язки, зв'язки Стьюдента. Слід зазначити, що практичне використання зв'язок, виключаючи зв'язку Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна, пов'язано із суттєвими труднощами. До того ж не всі зв'язки є рівнозначними в прикладному аспекті. Так, зв'язки Клейтона, Гумбеля неможливо застосовувати в разі від'ємної лінійної кореляції між ВВ. Зв'язка Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна (див. Додаток Е і [138]) обмежена у своєму застосуванні лінійною стохастичною залежністю між маргінальними ВВ помірної величини (для базового варіанта розподілу коефіцієнт лінійної кореляції між ВВ за модулем не перевищує значення $\frac{1}{3}$, для модифікацій – 0,5). У зв'язку з цим більш загальною видається нормальна зв'язка, яку можна застосовувати у випадках як від'ємних, так і додатних значень лінійної кореляції, теоретично охоплюючи граничні випадки, коли коефіцієнт лінійної кореляції близький до ± 1 .

Нормальна зв'язка визначається таким чином [166, 170]:

$$C_N(u_1, u_2; \theta) = \frac{1}{2\pi\sqrt{1-\theta^2}} \int_{-\infty}^{\Phi^{(-)}(u_1)} \int_{-\infty}^{\Phi^{(-)}(u_2)} \exp\left\{-\frac{y_1^2 - 2\theta y_1 y_2 + y_2^2}{2(1-\theta^2)}\right\} dy_1 dy_2$$

і відповідно функція розподілу для неї має вигляд

$$F_{1,2}(x_1, x_2) = \Phi\left(\Phi^{(-)}(F_1(x_1)), \Phi^{(-)}(F_2(x_2)); \theta\right), \quad (10.4)$$

де $F_i(x_i) = u_i$ – маргінальна функція розподілу ВВ X_i ; $\Phi^{(-)}(\bullet)$ – обернена функція до функції Лапласа; $\Phi(\bullet, \bullet; \theta)$ – функція двовимірного нормального розподілу; θ – параметр, що характеризує лінійний зв'язок між ВВ Y_i , які мають спільний нормальний розподіл.

Покажемо, як одержати вираз для функції щільності нормальної зв'язки, оскільки у відомій літературі це питання висвітлено недостатньо. Використовуючи перетворення

$$\Phi(y_i) = F_i(x_i), \quad (10.5)$$

і співвідношення, яке впливає із нього,

$$y_i = \Phi^{(-)}[F_i(x_i)], \quad (10.6)$$

а також враховуючи, що ВВ Y_i мають нормальний розподіл, вираз для спільної функції щільності розподілу нормальної зв'язки запишемо в такий спосіб

$$f_{1,2}(x_1, x_2) = \frac{\partial F_{1,2}(x_1, x_2)}{\partial x_1 \partial x_2} = \frac{\partial F_{1,2}}{\partial y_1 \partial y_2} \cdot \frac{\partial y_1}{\partial x_1} \cdot \frac{\partial y_2}{\partial x_2} =$$

$$= N(\Phi^{(-)}(F_1(x_1)), \Phi^{(-)}(F_2(x_2)); \theta) \cdot \frac{\partial y_1}{\partial x_1} \cdot \frac{\partial y_2}{\partial x_2},$$

де $N(\bullet, \bullet; \theta)$ – функція щільності двовимірного стандартного нормального розподілу.

Проводячи диференціювання виразу (10.5) як неявної функції, отримуємо

$$N(y_i) \frac{dy_i}{dx_i} = f_i(x_i),$$

($N(\bullet)$ – функція щільності одновимірного стандартного нормального розподілу), звідки

$$\frac{dy_i}{dx_i} = \frac{f_i(x_i)}{N(y_i)}$$

або з урахуванням (10.6)

$$\frac{dy_i}{dx_i} = \frac{f_i(x_i)}{N(\Phi^{(-)}(F_i(x_i)))}.$$

В результаті вираз для функції щільності набуває вигляду

$$f_{1,2}(x_1, x_2) = \frac{N(\Phi^{(-)}(F_1(x_1)), \Phi^{(-)}(F_2(x_2)); \theta)}{N(\Phi^{(-)}(F_1(x_1))) \cdot N(\Phi^{(-)}(F_2(x_2)))} f_1(x_1) f_2(x_2). \quad (10.7)$$

Останній вираз також може бути подано у вигляді

$$f_{1,2}(x_1, x_2) = k(x_1, x_2) f_1(x_1) f_2(x_2),$$

де $k(x_1, x_2)$ – функція, що описує кореляційну залежність між ВВ.

Відзначимо деякі властивості нормальної зв'язки.

1. Нескладно переконатися, що частинними розподілами (10.7) є маргінальні розподіли ВВ.

2. Вирази для ліній регресії отримаємо наступним чином:

$$m_2(x_1) = \frac{1}{f_1(x_1)} \int_{-\infty}^{+\infty} x_2 f_{1,2}(x_1, x_2) dx_2.$$

Використовуючи заміну змінної $y_2 = \Phi^{(-)}[F_2(x_2)]$ (10.6) і, виконавши нескладні перетворення, маємо

$$m_2(x_1) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sqrt{1-\theta^2}} \int_{-\infty}^{\infty} F_2^{(-)}[\Phi(y_2)] \cdot \exp\left\{-\frac{1}{2}\left(\frac{y_2 - \theta\Phi^{(-)}(F_1(x_1))}{\sqrt{1-\theta^2}}\right)^2\right\} dy_2 =$$

$$= \int_{-\infty}^{\infty} F_2^{(-)}[\Phi(y_2)] \cdot N(y_2; \theta\Phi^{(-)}(F_1(x_1)), \sqrt{1-\theta^2}) dy_2,$$

де $F_2^{(-)}(\bullet)$ – функція, обернена до маргінальної функції розподілу ВВ X_2 . Аналогічно для іншої лінії регресії

$$m_1(x_2) = \int_{-\infty}^{\infty} F_1^{(-)}[\Phi(y_1)] \cdot N(y_1; \theta \Phi^{(-)}(F_2(x_2)), \sqrt{1-\theta^2}) dy_1.$$

Остаточний аналітичний вираз для функції щільності нормальної зв'язки (10.7) вимагає конкретних маргінальних функцій розподілів.

Для побудови універсального розподілу для задач надійності та безреки на основі нормальної зв'язки як маргінальні складові будемо використовувати одновимірні УЛР, які розглянуті у розділі 9 і мають значну гнучкість [23]. Використовуючи параметричну форму задання УМР (9.15), запишемо вираз для функції розподілу нормальної зв'язки (10.4):

$$\left\{ \begin{aligned} F_{1,2}(x_1, x_2) &= \Phi(\Phi^{(-)}(u_1), \Phi^{(-)}(u_2); \theta) \\ x_1 &= \lambda_{1_1} + \frac{u_1^{\lambda_{3_1}} - (1-u_1)^{\lambda_{4_1}}}{\lambda_{2_1}} \\ x_2 &= \lambda_{1_2} + \frac{u_2^{\lambda_{3_2}} - (1-u_2)^{\lambda_{4_2}}}{\lambda_{2_2}} \end{aligned} \right. \quad (10.8)$$

Відповідно вираз для щільності нормальної зв'язки (10.7), що отримуємо шляхом диференціювання, матиме вигляд

$$\left\{ \begin{aligned} f_{1,2}(x_1, x_2) &= \frac{N(\Phi^{(-)}(u_1), \Phi^{(-)}(u_2); \theta)}{N(\Phi^{(-)}(u_1)) \cdot N(\Phi^{(-)}(u_2))} \cdot \frac{\lambda_{2_1}}{\lambda_{3_1} u_1^{\lambda_{3_1}-1} + \lambda_{4_1} (1-u_1)^{\lambda_{4_1}-1}} \times \\ &\times \frac{\lambda_{2_2}}{\lambda_{3_2} u_2^{\lambda_{3_2}-1} + \lambda_{4_2} (1-u_2)^{\lambda_{4_2}-1}} \\ x_1 &= \lambda_{1_1} + \frac{u_1^{\lambda_{3_1}} - (1-u_1)^{\lambda_{4_1}}}{\lambda_{2_1}} \\ x_2 &= \lambda_{1_2} + \frac{u_2^{\lambda_{3_2}} - (1-u_2)^{\lambda_{4_2}}}{\lambda_{2_2}} \end{aligned} \right. \quad (10.9)$$

В процесі побудови нормальної зв'язки значення параметра θ необхідно вибирати виходячи із коефіцієнта лінійної кореляції між ВВ X_1 і X_2 . Для цього використовується метод моментів. Оскільки другий змішаний початковий момент розподілу (10.9) визначається як

$$\begin{aligned} M[X_1 \cdot X_2] &= \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} x_1 x_2 f_{1,2}(x_1, x_2) dx_1 dx_2 = \\ &= \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \left(\lambda_{1_1} + \frac{\Phi(y_1)^{\lambda_{3_1}} - (1-\Phi(y_1))^{\lambda_{4_1}}}{\lambda_{2_1}} \right) \times \end{aligned}$$

$$\times \left(\lambda_{1_2} + \frac{\Phi(y_2)^{\lambda_{3_2}} - (1 - \Phi(y_2))^{\lambda_{4_2}}}{\lambda_{2_2}} \right) N(y_1, y_2; \theta) dy_1 dy_2 = \Psi(\theta),$$

для визначення θ необхідно розв'язати рівняння, яке має вигляд:

$$\Psi(\theta) - m_{X_1} m_{X_2} = \rho_{11} \sigma_{X_1} \sigma_{X_2}. \quad (10.10)$$

Останнє рівняння для розв'язання вимагає використання числових процедур (наприклад, можна застосувати пакет MathCAD).

Вирази для ліній регресії розподілу (10.9) одержуємо таким чином:

$$m_2(x_1) = \int_{-\infty}^{\infty} \left(\lambda_{1_2} + \frac{\Phi(y_2)^{\lambda_{3_2}} - (1 - \Phi(y_2))^{\lambda_{4_2}}}{\lambda_{2_2}} \right) \cdot N(y_2; \theta \Phi^{(-)}(F_1(x_1)), \sqrt{1 - \theta^2}) dy_2;$$

$$m_1(x_2) = \int_{-\infty}^{\infty} \left(\lambda_{1_1} + \frac{\Phi(y_1)^{\lambda_{3_1}} - (1 - \Phi(y_1))^{\lambda_{4_1}}}{\lambda_{2_1}} \right) \cdot N(y_1; \theta \Phi^{(-)}(F_2(x_2)), \sqrt{1 - \theta^2}) dy_1.$$

Для прикладу побудуємо розподіл (10.9) для наступних вихідних даних $m_{X_1} = m_{X_2} = 0$; $\sigma_{X_1} = \sigma_{X_2} = 1$; $\beta_{1_{X_1}} = 0,7$; $\beta_{2_{X_2}} = 0,2$; $\beta_{1_{X_2}} = -0,3$; $\beta_{2_{X_1}} = 0,6$; $\rho_{11} = 0,7$. Для маргінальних розподілів відповідно до пункту 9.2.5 знаходимо значення параметрів:

$$\lambda_{1_1} = -0,828306; \lambda_{2_1} = 0,183267; \lambda_{3_1} = 0,037811; \lambda_{4_1} = 0,231882;$$

$$\lambda_{1_2} = 0,204235; \lambda_{2_2} = 0,097331; \lambda_{3_2} = 0,070434; \lambda_{4_2} = 0,048132.$$

Відповідні маргінальні щільності розподілів ВВ X_1 і X_2 показано на рис. 10.1.

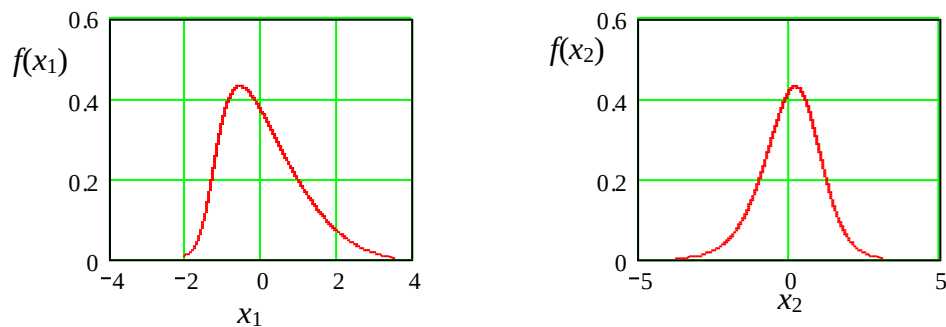


Рис. 10.1 – Маргінальні щільності розподілів ВВ X_1 і X_2

Розв'язуючи рівняння (10.10) (як показано на рис. 10.2), знаходимо $\theta = 0,72129$, і далі будуюмо щільність розподілу двовимірної нормальної зв'язки, поверхню якої показано на рис. 10.3.

$$\begin{aligned}
 & \text{TOL} := 10^{-6} \\
 & \lambda_{1x} := -0.828306 \quad \lambda_{2x} := 0.183267 \quad \lambda_{3x} := 0.037811 \quad \lambda_{4x} := 0.231882 \\
 & \lambda_{1y} := 0.204235 \quad \lambda_{2y} := 0.097331 \quad \lambda_{3y} := 0.070434 \quad \lambda_{4y} := 0.048132 \\
 & \rho_{11} := 0.7 \\
 & f_1(t_1) := \lambda_{1x} + \frac{\text{cnorm}(t_1)^{\lambda_{3x}} - (1 - \text{cnorm}(t_1))^{\lambda_{4x}}}{\lambda_{2x}} \\
 & f_2(t_2) := \lambda_{1y} + \frac{\text{cnorm}(t_2)^{\lambda_{3y}} - (1 - \text{cnorm}(t_2))^{\lambda_{4y}}}{\lambda_{2y}} \\
 & \Psi(\theta) := \frac{1}{2\pi\sqrt{1-\theta^2}} \cdot \int_{-10}^{10} \int_{-10}^{10} f_1(t_1) \cdot f_2(t_2) \cdot \exp\left[\frac{-(t_1^2 - 2\theta \cdot t_1 \cdot t_2 + t_2^2)}{2(1-\theta^2)}\right] dt_1 dt_2 \\
 & u := \rho_{11} \\
 & \theta_0 := \text{root}(\Psi(u) - \rho_{11}, u) \\
 & \theta_0 = 0.72129 \\
 & \Psi(\theta_0) = 0.7
 \end{aligned}$$

Рис. 10.2 – Лістинг MathCAD документа розв'язання рівняння (10.10)

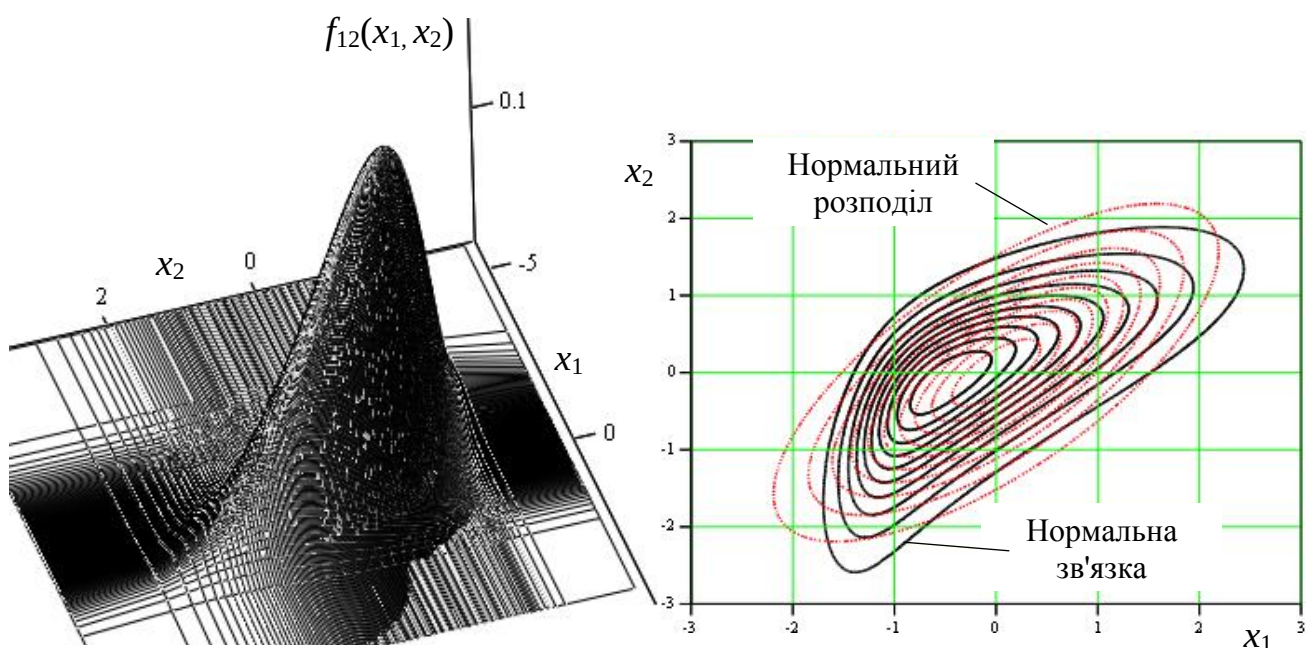


Рис. 10.3 – Щільність розподілу нормальної зв'язки

Для розглянутих вихідних даних лінії регресії, які показано на рис. 10.4, відрізняються від прямих.

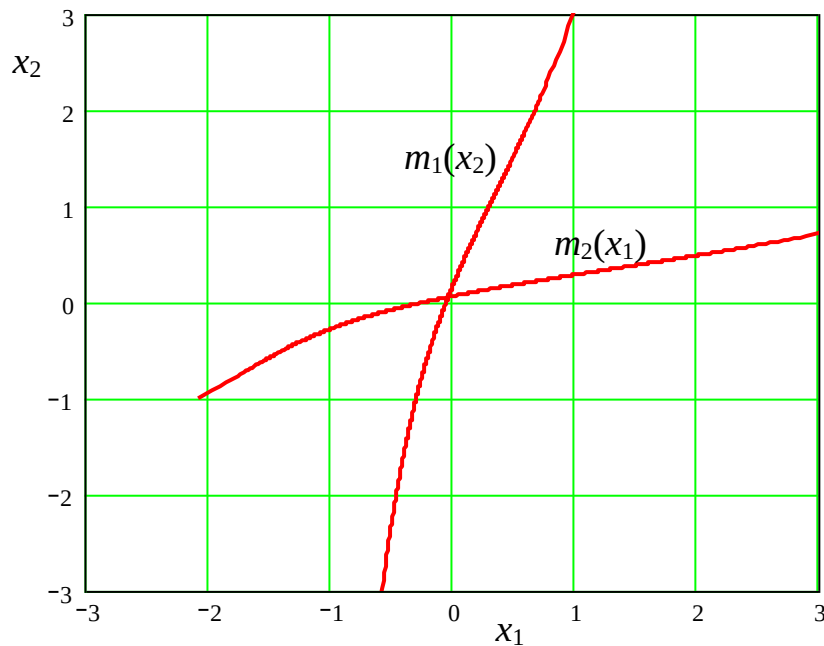


Рис. 10.4 – Лінії регресії нормальної зв'язки

Функція розподілу $F_{1,2}(t_1, t_2)$ (10.8) досить просто визначається за відомих значень λ_{i_1} , λ_{i_2} ($i=1, 4$) і параметра θ . Для цього необхідно розв'язати рівняння

$$\begin{aligned} t_1 &= \lambda_{1_1} + \frac{u_1^{\lambda_{3_1}} - (1-u_1)^{\lambda_{4_1}}}{\lambda_{2_1}}; \\ t_2 &= \lambda_{1_2} + \frac{u_2^{\lambda_{3_2}} - (1-u_2)^{\lambda_{4_2}}}{\lambda_{2_2}} \end{aligned} \quad (10.11)$$

відносно u_1 , u_2 . Далі отримані значення u_1 , u_2 підставляємо у вираз функції розподілу (10.4)

$$F_{1,2}(t_1, t_2) = \Phi(\Phi^{(-)}(u_1), \Phi^{(-)}(u_2); \theta).$$

На закінчення слід відзначити, що нормальну зв'язку (10.4) в поєднанні з маргінальними одновимірними розподілами Якобі (9.11) може бути використано для отримання багатовимірного розподілу із замкненою областю варіювання вектора ВВ (у вигляді n -вимірного прямокутника). Для двовимірного випадку щільність такого спільного розподілу може бути записано у такому вигляді:

$$f_{1,2}(x_1, x_2) = \frac{N(\Phi^{(-)}(JA_1(x_1)), \Phi^{(-)}(JA_2(x_2)); \theta)}{N(\Phi^{(-)}(JA_1(x_1))) \cdot N(\Phi^{(-)}(JA_2(x_2)))} j_{a_1}(x_1) j_{a_2}(x_2), \quad a_i \leq x_i \leq b_i (i=1,2),$$

де $ja_1(x_1)$, $ja_2(x_2)$ – функції щільності одновимірного розподілу Якобі (9.11), $JA_1(x_1)$, $JA_2(x_2)$ – функції розподілу Якобі СВ X_1 і X_2 , які визначаємо наступним чином [22, 24]:

$$JA(x) = I_{\bar{x}}(\alpha + 1, \beta + 1) + \sum_{i=1}^4 c_i P_{i-1}(x; \alpha + 1, \beta + 1, a, b) h(x; \alpha + 1, \beta + 1, a, b),$$

де $I_t(p, q)$ – неповна бета-функція; $P_{i-1}(x; \alpha + 1, \beta + 1, a, b)$ – ортогональний поліном Якобі порядку $(i-1)$; $\bar{x} = \frac{x-a}{b-a}$.

Для прикладу на рис. 10.5 показано розподіл для таких вихідних даних: $\beta_{1_1} = 0,2$; $\beta_{1_2} = 1,15$; $\beta_{2_1} = -0,5$; $\beta_{2_2} = 1,3$; $\rho_{11} = 0,65$, побудований з використанням пакета математичних обчислень MathCAD.

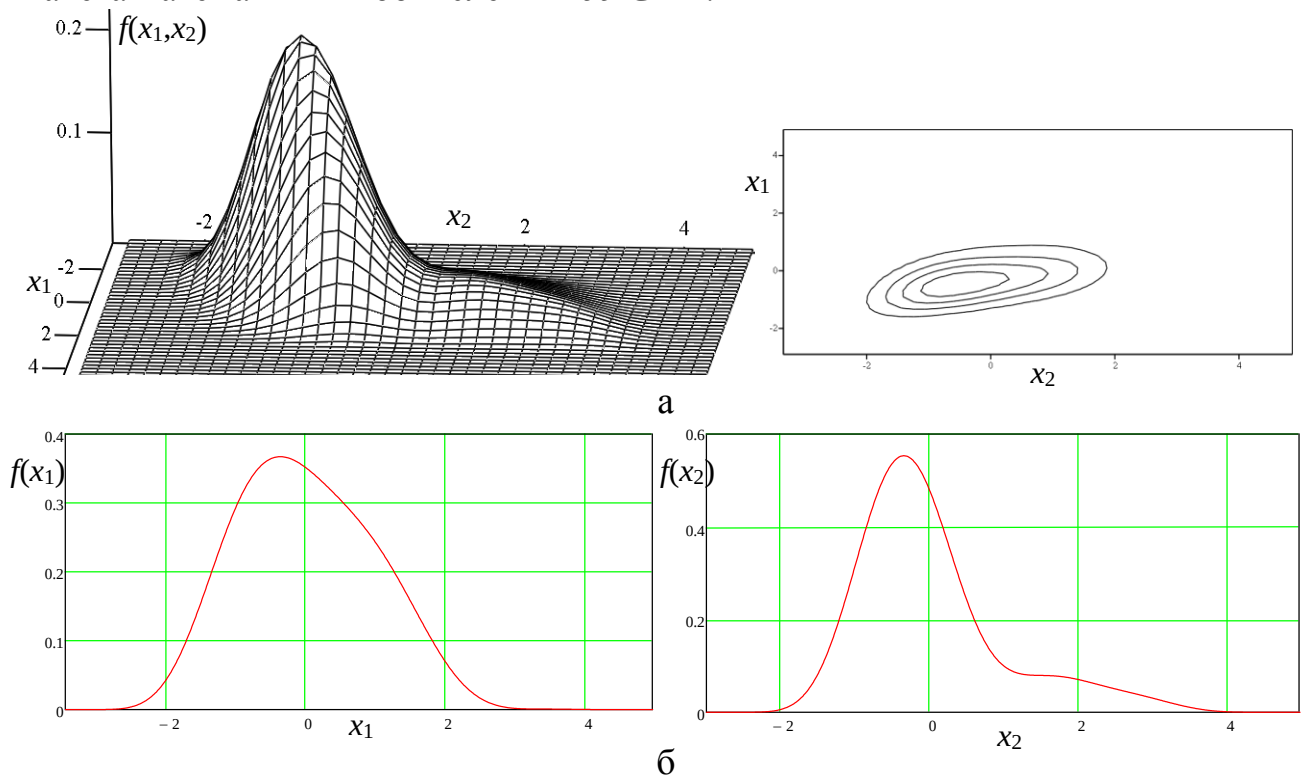


Рис. 10.5 – Щільність розподілу нормальної зв'язки на основі одновимірних розподілів Якобі: а – поверхня розподілу; б – маргінальні розподіли

10.3 Застосування нормальної зв'язки в параметричних моделях

10.3.1 Визначення параметричної надійності

Параметричну надійність у разі залежних змінних стану Z_1 і Z_2 визначаємо так

$$P = \Pr\{Z_1 \geq 0 \cap Z_2 \geq 0\} = 1 - F_1(0) - F_2(0) + F_{1,2}(0,0), \quad (10.12)$$

де $F_1(\bullet)$, $F_2(\bullet)$ – одновимірні функції розподілу, а $F_{1,2}(\bullet)$ – спільна функція розподілу змінних стану Z_1, Z_2 .

У разі використання спільного розподілу (10.8), побудованого з використанням одновимірних УЛР, вираз (10.12) можна записати у вигляді:

$$P = 1 - u_1 - u_2 + \Phi(\Phi^{(-)}(u_1), \Phi^{(-)}(u_2); \theta), \quad (10.13)$$

де u_1, u_2 – являють собою розв'язання рівнянь $Q(u_1) = 0$ і $Q(u_2) = 0$, які впливають з (10.11) у випадку $t_1 = t_2 = 0$.

Як приклад використання (10.13) розглянемо визначення ІБР для двох лінійно залежних змінних стану, для яких проведено операцію нормування. ІБР у цьому випадку визначалася як

$$P = \Pr \left\{ \overset{\circ}{Z}_1 \geq -t \cap \overset{\circ}{Z}_2 \geq -t \right\}, \quad (10.14)$$

де $\overset{\circ}{Z}_1, \overset{\circ}{Z}_2$ – нормовані змінні стану; t – нормована нижня межа (прийнята однаковою для обох змінних стану і $t > 0$).

Для охоплення більшої кількості практичних ситуацій під час визначення ймовірності (10.14) розглянуто маргінальні розподіли із сильними і слабкими зкошеністю і гостровершинністю. Коефіцієнт лінійної кореляції в розрахунках приймався незмінним $\rho_{11} = 0,5$. Розглянуті значення коефіцієнтів асиметрії і ексцесу нормованих змінних стану $\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$, а також значення ІБР, одержувані з використанням (10.13), наведено в таблиці 10.2. Для порівняння в таблиці 10.2 також наведені значення ІБР для випадків, коли ВВ $\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$ є незалежними, а також мають нормальні закони.

Таблиця 10.2

Результати розрахунку параметричної надійності

β_{1_1}	β_{2_1}	β_{1_2}	β_{2_2}	t	Нормальна зв'язка (10.13)	$\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$ незалежні, для опису використовують УЛР	$\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$ нормальні, лінійно залежні	$\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$ нормальні, незалежні
0,7	0,2	0,7	0,2	2,0	0,9968	0,9967	0,9586	0,9550
				2,5	0,9999	0,9999	0,9883	0,9876
				3,0	1	1	0,9974	0,9973
-0,7	0,2	0,7	0,2	2,0	0,9569	0,9562	0,9586	0,9550
				2,5	0,9829	0,9829	0,9883	0,9876
				3,0	0,9946	0,9946	0,9974	0,9973
-0,7	0,2	-0,7	0,2	2,0	0,9254	0,9173	0,9586	0,9550
				2,5	0,9686	0,9661	0,9883	0,9876
				3,0	0,9897	0,9892	0,9974	0,9973
-0,7	0,8	0,7	0,8	2,0	0,9559	0,9537	0,9586	0,955
				2,5	0,9810	0,9807	0,9883	0,9876
				3,0	0,9921	0,9921	0,9974	0,9973

Продовження таблиці 10.2

β_{1_1}	β_{2_1}	β_{1_2}	β_{2_2}	t	Нормальна зв'язка (10.13)	$\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$ незалежні, для опису використовують УЛР	$\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$ нормальні, лінійно залежні	$\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$ нормальні, незалежні
-0,7	0,8	-0,7	0,8	2,0	0,9294	0,9220	0,9586	0,9550
				2,5	0,9665	0,9637	0,9883	0,9876
				3,0	0,9853	0,9845	0,9974	0,9973
0,3	-0,6	0,3	-0,6	2,0	0,9910	0,9905	0,9586	0,9550
				2,5	0,9996	0,9996	0,9883	0,9876
				3,0	1	1	0,9974	0,9973
0,7	0,8	0,3	-0,6	2,0	0,9891	0,9885	0,9586	0,9550
				2,5	0,9988	0,9988	0,9883	0,9876
				3,0	1	1	0,9974	0,9973

Результати розрахунків таблиці 10.2 свідчать, що на одержувані оцінки параметричної надійності впливає, насамперед, врахування відмінності маргінальних розподілів ВВ Z_1 і Z_2 від нормального закону. Спільне врахування відмінності розподілів маргінальних ВВ від нормального, а також лінійної кореляції між ними, дозволяє зробити більш коректний прогноз параметричної надійності (уточнення у другому-третьому знаку після коми), у порівнянні з нормальним випадком. Лінійна кореляція також впливає на отримувані значення показника безвідмовності, проте цей вплив не такий значний, і більшою мірою проявляється для від'ємної асиметрії ВВ Z_1 і Z_2 .

10.3.2 Дослідження впливу нелінійної кореляції на параметричну надійність

Для обґрунтування застосування нормальної зв'язки для практичних задач надійності і безпеки, продемонструємо вплив на показник безвідмовності нелінійної кореляції (у вигляді відмінних від нуля зведених змішаних моментів

$$\rho_{21} = \frac{\mu_{21}}{\sigma_1^2 \sigma_2} \text{ і } \rho_{12} = \frac{\mu_{12}}{\sigma_1 \sigma_2^2}). \text{ Для цього, як і раніше, розглянемо дві залежні умови}$$

працездатності, і для оцінювання параметричної надійності у вигляді (10.14) використаємо:

1) модель на базі нормальної зв'язки (10.13);

2) модель, побудовану на основі модифікованої зв'язки Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна.

Модифікована зв'язка Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна [130, 138, 183] дозволяє врахувати в розрахунках зведені змішані моменти ρ_{21} , ρ_{12} , які характеризують нелінійну кореляцію між ВВ Z_1 і Z_2 . Функція розподілу для неї має вигляд

$$F(x_1, x_2) = F_1(x_1)F_2(x_2) \left[1 + \alpha (1 - F_1^p(x_1))(1 - F_2^q(x_2)) \right], \quad (10.15)$$

де p, q – параметри ($p, q \geq 1$).

Властивості і спосіб визначення параметрів модифікованої зв'язки Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна наведено в Додатку Е.

Вираз для ймовірності $P = \Pr\{Z_1 \geq 0 \cap Z_2 \geq 0\}$ у разі спільного розподілу (10.15), побудованого з використанням УЛР, має вигляд

$$P = 1 - u_1 - u_2 + u_1 u_2 \left[1 + \alpha (1 - u_1^p)(1 - u_2^q) \right],$$

де u_1, u_2 – розв'язання рівнянь (10.11).

У таблиці 10.3 наведено значення ІБР, отримані для двох умов працездатності у формі (10.14), з використанням нормальної зв'язки і зв'язки Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна для різних сполучень значень числових характеристик $\overset{\circ}{Z}_1$ і $\overset{\circ}{Z}_2$, а також t . Значення числових характеристик ВВ (маргінальні і спільні) і значення ρ_{21}, ρ_{12} були обрані виходячи із забезпечення умови існування зв'язки Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна. Розрахунок проведено для $\rho_{11} = 0,25$. Параметри α, p і q визначалися з використанням методу моментів (див. Додаток Е).

Таблиця 10.3

Значення ІБР, отримані для нормальної зв'язки і модифікованої зв'язки Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна

β_{1_1}	β_{2_1}	β_{1_2}	β_{2_2}	t	Нормальна зв'язка	Зв'язка Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна	
0,3	0,6	0,5	0,7			$\rho_{21}=0,20; \rho_{12}=0,15$ (0,125) (0,025)	$\rho_{21}=0,05; \rho_{12}=0,15$ (-0,025) (0,025)
				1,5	0,9037	0,9005	0,9011
				2,0	0,9703	0,9698	0,9698
				2,5	0,9920	0,9919	0,9919
0,7	0,2	0,5	0,7			$\rho_{21}=0,25; \rho_{12}=0,15$ (0,075) (0,025)	$\rho_{21}=0,1; \rho_{12}=0,05$ (-0,075) (-0,075)
				1,5	0,9301	0,9282	0,9289
				2,0	0,9858	0,9857	0,9858
				2,5	0,9970	0,9970	0,9970
0,2	-0,5	0,5	0,7			$\rho_{21}=0,2; \rho_{12}=0,25$ (0,150) (0,125)	$\rho_{21}=0,1; \rho_{12}=0,15$ (0,050) (0,025)
				1,5	0,9032	0,8997	0,9002
				2,0	0,9774	0,9770	0,9770
				2,5	0,9961	0,9961	0,9961
0,2	-0,5	0,2	-0,7			$\rho_{21}=0,2; \rho_{12}=0,25$ (0,150) (0,20)	$\rho_{21}=0,1; \rho_{12}=0,15$ (0,050) (0,10)
				1,5	0,8984	0,8946	0,8950
				2,0	0,9831	0,9829	0,9829
				2,5	0,9986	0,9986	0,9986
0,7	0,2	0,7	0,2			$\rho_{21}=0,2; \rho_{12}=0,25$ (0,025) (0,075)	$\rho_{21}=0,1; \rho_{12}=0,15$ (-0,025) (-0,025)
				1,5	0,9505	0,9492	0,9494
				2,0	0,9968	0,9967	0,9967
				2,5	0,9999	0,9999	0,9999

У таблиці в дужках додатково наведено значення параметрів $\rho_{21} - \beta_{1_1} \rho_{11}$ і $\rho_{12} - \beta_{1_2} \rho_{11}$, які впроваджені автором у [34, 93] і характеризують міру нелінійної кореляції (розглянуті значення відповідають слабкій нелінійній кореляції).

Порівняльний аналіз результатів розрахунків, наведених у таблиці 10.3, показує, що урахування спільних числових характеристик ВВ ρ_{21} і ρ_{12} має незначний вплив на оцінку параметричної надійності, особливо у випадку високих значеннях ІБР (0,9 і вище). Відмінність одержуваних оцінок в третьому-четвертому знаках після коми. Це дозволяє рекомендувати для проведення практичних розрахунків надійності нормальну зв'язку, обмежуючи необхідні для розрахунків вихідні дані маргінальними числовими характеристиками змінних стану до 4-го порядку включно і лінійною кореляцією між цими ВВ.

10.3.3 Визначення ймовірності достатності палива в процесі функціонування ступеня РН

Для визначення ймовірності достатності палива для нормального завершення роботи ступеня у вигляді (9.7) треба побудувати спільний розподіл $f(G_{зал}^{Ок}, G_{зал}^П)$. Залишки КРП $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{зал}^П$ у кінці роботи ступеня РН формуються:

- залишками робочого запасу, які можуть бути використані для нормальної роботи двигуна (враховуючи гарантійні запаси);
- залишками кожного із компонентів, які фізично не можуть бути використані в двигуні.

Величини $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{зал}^П$ визначаються у такий спосіб:

$$\begin{aligned} G_{зал}^{Ок} &= \frac{k}{k+1} G_{зал}^{КРП} - G_{н.зал}^{Ок}; \\ G_{зал}^П &= \frac{1}{k+1} G_{зал}^{КРП} - G_{н.зал}^П, \end{aligned} \quad (10.16)$$

де $G_{зал}^{КРП}$ – залишки робочого запасу КРП; k – коефіцієнт співвідношення вагових секундних витрат КРП; $G_{н.зал}^{Ок}$, $G_{н.зал}^П$ – залишки окислювача і пального відповідно, які фізично не можуть бути використані у двигуні.

Залишки КРП $G_{зал}^{КРП}$ у кінці роботи ступеня (на момент $t_{вим}$) розраховуються для збурених траєкторій польоту РН і залежать від характеристик системи керування витратою палива, розсіювання характеристик РН, характеристик палива і параметрів атмосфери. Визначення числових характеристик ВВ $G_{зал}^{КРП}$ здійснюється з використанням методу статистичних випробувань (методу Монте-Карло). У свою чергу числові характеристики ВВ $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{ост}^П$, а також коефіцієнт лінійної кореляції між ними визначаються виходячи з (10.16), наприклад з використанням формул [50, 129]. Після

отримання числових характеристик ВВ $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{зал}^{П}$ будується розподіл нормальної зв'язки (10.9) і визначається ймовірність достатності палива під час функціонування ступеня РН відповідно до (10.13).

Розглянемо визначення ймовірності достатності палива для першого ступеня РН «Зеніт-2СБ» під час виведення КА «Либідь». З використанням вихідних даних [126], отриманих за результатами статистичного моделювання та обробки даних з попередніх пусків РН, для кубічної моделі [50] отримано наступні значення числових характеристик ВВ $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{зал}^{П}$ (таблиця 10.4).

Таблиця 10.4

Числові характеристики ВВ $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{зал}^{П}$

ВВ	M , кг	σ , кг	β_1	β_2	ρ_{11}
$G_{зал}^{Ок}$	1521	507	0,12	-0,26	0,205
$G_{зал}^{П}$	562	193	0,25	0,31	

Оскільки розподіли параметрів, що входять у функції (10.16), були близькі до нормальних, спільний розподіл ВВ $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{зал}^{П}$ також незначно відрізняється від нормального. При цьому між ВВ $G_{зал}^{Ок}$ і $G_{зал}^{П}$ існує слабка додатна кореляція.

Використання двовимірного нормального розподілу для визначення інтеграла (9.8) приводить до значення 0,9969. У той же час нормальна зв'язка, яка дозволяє врахувати відмінність маргінальних розподілів від нормального випадку, забезпечує значення ймовірності достатності палива, яка дорівнює 0,9996.

ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 10

1. Проаналізовано відомі багатовимірні універсальні розподіли з погляду їх прикладного використання в задачах надійності і безпеки. Показано, що основною складністю багатовимірних систем Пірсона і Джонсона є вибір відповідних форм для опису сукупності випадкових величин. Для багатовимірного розподілу Грама–Шарльє і його модифікації не вдається визначити спільну область зведених змішаних моментів, для яких поверхня щільності має додатні значення на всьому просторі значень ВВ. Побудова багатовимірного розподілу Якобі зустрічає істотні труднощі обчислювального характеру.

2. Для багатовимірних імовірнісних моделей надійності і безпеки рекомендовано використовувати двовимірну нормальну зв'язку, побудовану на основі одновимірних УЛР. Такий розподіл дозволяє врахувати відмінність

маргінальних ВВ від нормального випадку і лінійну кореляцію між ними. Для зазначеного розподілу лінії регресії відмінні від прямої, що обумовлено відмінними від нуля коефіцієнтами асиметрії та ексцесу маргінальних ВВ. Розглянуті теоретичні основи побудови такого розподілу і отримано практичні співвідношення для розрахунку параметричної надійності з використанням двовимірної нормальної зв'язки на основі УЛР. З використанням двовимірної нормальної зв'язки на основі УЛР продемонстровано розв'язання задачі визначення ймовірності достатності палива для нормального завершення роботи першого ступеня РН «Зеніт-2СБ».

3. Показано, що спільне врахування відмінності розподілів маргінальних ВВ від нормального, а також лінійної кореляції між ними, дозволяє зробити більш коректний прогноз параметричної надійності, в порівнянні з нормальним випадком. Порівняльний аналіз значень параметричної надійності, одержуваних з використанням нормальної зв'язки і двовимірного розподілу Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна (дозволяє врахувати нелінійну кореляцію між параметрами МС), підтвердив, що достатню для практичних розрахунків точність отримуємо, враховуючи відмінність маргінальних розподілів характеристик і параметрів СТС від нормального випадку та лінійну кореляцію між ними.

ВИСНОВКИ

Забезпечення польотної безпеки становить одну з основних проблем під час розроблення та експлуатації сучасних ракетно-космічних і бойових ракетних комплексів. Ефективне розв'язання цієї проблеми ґрунтується на кількісних оцінках показників безпеки для людей і наземних об'єктів. Головний науковий результат дисертаційної роботи полягає в створенні нових, вдосконалених математичних моделей і методик оцінювання показників польотної безпеки РН(БР) та основної її складової – надійності.

1. У загальній структурі проблематики забезпечення безпеки ракетно-космічних і бойових РК виділено організаційні та методичні аспекти, які є найбільш актуальними. Для організації процесу забезпечення безпеки, передусім, повинен бути сформований перелік робіт на всіх етапах створення і експлуатації ракетно-космічних та бойових РК щодо забезпечення безпеки (зокрема і для етапу польоту РН(БР)), який повинен відображатися в розроблюваних ПЗБ. Визначено типовий склад робіт для забезпечення безпеки, які потрібно включати в розроблювані ПЗБ РК. Для організації та ефективного забезпечення безпеки під час пусків РН(БР) на всіх етапах розроблення і експлуатації РК має здійснюватися систематичне визначення (уточнення) показників польотної безпеки.

Методичні аспекти передбачають удосконалення математичних моделей оцінювання показників польотної безпеки (ризиків), які повинні базуватися на концепції «прийнятного ризику» і охоплювати як випадок штатного польоту, так і випадок аварії РН(БР) на етапі польоту. В останньому випадку розроблювані моделі і методики повинні будуватися з урахуванням особливостей сучасних РН і, насамперед, оснащення їх спеціальними системами безпеки польоту.

2. Проаналізовано загальну схему визначення ризику ураження наземних об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ. Показано, що найбільш небезпечним з точки зору можливості ураження наземних об'єктів є падіння незруйнованої ВЧ із залишками КРП і подальшим її вибухом під час удару об поверхню Землі. Проте такий сценарій можливий виключно для ВЧ І ступенів і має випадковий характер (наприклад, притаманний РН, що є модифікаціями балістичних ракет). У більшості випадків ВЧ РН (відпрацьовані ступені, СГО) на ділянці пасивного падіння руйнуються. Виходячи з цього, в дисертації подальший розвиток отримали моделі оцінювання безпеки в районі падіння ВЧ, що враховують її фрагментацію на ділянці пасивного падіння:

– розроблену нову математичну модель для визначення ризиків ураження наземних об'єктів у районі падіння ВЧ, яка враховує невизначеність висоти початкового руйнування. Запропонована модель дозволяє коректно зв'язати можливу висоту руйнування ВЧ, яка

розглядається як випадкова величина, з кількістю фрагментів, що утворилися, і їх характеристиками, а також розмірами зони їх розсіювання;

– запропоновано практичну процедуру розрахунку ризиків ураження наземних об'єктів або суден для випадку, коли розробник РН робить апріорні припущення щодо процесу руйнування ВЧ і складу фрагментів, які досягають поверхні Землі (інженерний підхід до фрагментації ВЧ).

Використання розроблених математичних моделей у межах концепції «прийнятного ризику» дозволяє більш коректно визначати небезпечні зони для людей та інших об'єктів у районі падіння ВЧ, як наслідок, немає потреби розглядати весь виділений район для падіння ВЧ РН як небезпечний. Зокрема, для розроблюваного у ДП «КБ «Південне» першого ступеня РН «Антарес» використання запропонованої моделі дозволяє істотно зменшити розміри небезпечного району для суден. Розміри отриманої небезпечної зони становлять $-20 \div 51$ км у напрямку пуску і ± 15 км у бічному напрямку, в той час як розмір району падіння ВЧ, який розглядається як небезпечний, становить $\pm 70 \times \pm 35$ км.

3. З використанням апарату геометричних ймовірностей розроблено математичну модель для визначення ризику ураження кількох випадкових площинних об'єктів (у вигляді ймовірності ураження хоча б одного об'єкта), розташованих у районі падіння ВЧ (аналог колективного ризику) для випадку, коли ВЧ I ступеня не руйнується на ділянці пасивного падіння. В її основі лежить задача про перекриття кіл, випадковим чином розташованих на площині. Отримані співвідношення дозволяють охопити випадки як детермінованих, так і випадкових розмірів кіл, що описують об'єкти ураження.

4. Для РН, обладнаною СБП, яка реалізує АВД, побудовано нову математичну модель оцінювання ризику ураження наземних об'єктів і людей у випадку аварії РН на етапі польоту. Відповідно до критеріїв аварійності, які визначають логіку роботи такої СБП, запропоновано ПШС, що виникають внаслідок відмов систем РН(БР), поділяти на дві категорії: аварійні ситуації, що призводять до негайного припинення польоту (аварії), і ПШС, що призводять до втрати керованості руху РН(БР) і реалізації АВД. Головна відмінність останніх полягає у тому, що вони можуть мати тривалий час розвитку і не призводити до реалізації АВД. Процес розвитку ПШС, що призводять до втрати керованості і реалізації АВД, подано у вигляді двох складових: часу виникнення відмови і часу реалізації АВД (тривалість розвитку ПШС до АВД), які є випадковими величинами. Для побудови розрахункових співвідношень оцінювання ризику ураження наземних об'єктів для ПШС, що пов'язані із втратою керованості, запропоновано використовувати середній час реалізації АВД. Такий підхід дозволяє математично коректно зв'язати момент відмови РН, що призводить до втрати керованості, і характеристики розсіювання точок

падіння аварійних РН після АД. Обґрунтовано необхідність окремого дослідження процесів розвитку ПШС, пов'язаних з втратою керованості РН, для визначення середньої тривалості розвитку ПШС до реалізації АД, ймовірності реалізації АД, характеристик розсіювання точок падіння аварійних РН після реалізації АД.

5. Запропоновано низку узагальнень розробленої моделі оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів:

- розроблено методичний апарат для врахування можливих блокувань АД, і, насамперед, врахування блокування АД на початковій ділянці польоту першого ступеня, що є характерним для всіх РН розробки ДП «КБ «Південне». Для цього в структурі складової ризику для ПШС, що призводять до втрати керованості, окремо виділено інтервали часу в межах інтервалу часу блокування АД;

- розроблено дві моделі розрахунку ризиків ураження наземних об'єктів, які дозволяють врахувати фрагментацію аварійної РН(БР) на ділянці пасивного падіння. Першу слід застосовувати у випадку фрагментації з відомою кількістю фрагментів (характерно для аварій РН, що виникли на етапі польоту першого ступеня); друга дозволяє врахувати нерегулярну фрагментацію аварійної РН на ділянці пасивного падіння. Зазначено, що остання модель виявляється більш універсальною, оскільки придатна для оцінювання ризиків ураження наземних об'єктів у випадку аварій на етапах польоту різних ступенів РН.

6. Базуючись на розроблених математичних моделях, виходячи з критерію «прийнятного ризику», сформульовано і розв'язано ряд практично важливих задач польотної безпеки:

- з використанням методу сіток розроблено алгоритм побудови небезпечної зони для людей, у межах якої індивідуальні ризики перевищують допустимий (прийнятний) рівень (оцінювання поля потенційного територіального ризику);

- вперше сформульовано оптимізаційну задачу вибору тривалості блокування АД на початковій ділянці польоту I ступеня для зниження ризику ураження СК у разі аварії РН. Вона передбачає пошук мінімуму ризику ураження СК з урахуванням двох обмежень: ризик ураження інших об'єктів НК (виключаючи СК) не повинен перевищувати допустимий рівень і при цьому небезпечна зона для людей (населення) не повинна виходити за певні допустимі межі. Запропоновано розв'язання зазначеної задачі, яке засноване на методі перебору;

- побудовано математична модель для визначення безпеки лінійних об'єктів (окремий випадок площинних об'єктів), придатну для оцінювання ризику ураження таких об'єктів як магістральні газо- і нафтогони, лінії

електропередач і річки, які потрапляють в аварійну зону траси пуску у випадку аварії РН(БР).

7. У моделях оцінювання безпеки вперше запропоновано ЗУО зображати у вигляді опуклих багатокутників. Показано, що такий підхід є більш універсальним і коректним у порівнянні з традиційними підходами, коли ЗУО подають прямокутниками або колами. В процесі визначення ризиків ураження наземних об'єктів багатокутник ЗУО розбивається на елементарні фігури – трикутники, які в задачі оцінювання безпеки можуть розглядатися як типові найбільш універсальні елементарні фігури в порівнянні з колами і прямокутниками. За допомогою такої моделі проведено уточнення ймовірності падіння фрагментів аварійної РКП «Зеніт-3SLБ» з національним КА «Либідь» на води о. Байкал (становить $1,5 \cdot 10^{-6}$).

8. Розроблено нову процедуру оцінювання колективного ризику для населених пунктів, які потрапляють в аварійну зону траси пуску РН, в основі якої лежить зображення сельбищної території НП у вигляді багатокутника. Застосування такої процедури актуально для визначення безпеки у випадку аварії РН на ділянці польоту першого ступеня, коли зона ураження під час падіння РН порівнянна з площею НП (або перевищує її). З її допомогою проведено розрахунок колективного ризику для НП, що потрапив в аварійну зону траси пуску РН «Дніпро», і вказано на необхідність впровадження додаткових заходів для забезпечення безпеки.

9. З використанням розроблених моделей, алгоритмів і процедур для створюваного КРК «Циклон-4» було проведено комплексний аналіз польотної безпеки в разі аварії РКП «Циклон-4» на ділянці польоту першого ступеня під час пусків з космодрому Алкантара:

- для РКП вибрано та проаналізовано розрахункові ПШС першої і другої груп. Показано, що ПШС, пов'язані із втратою керованості, можуть мати як досить динамічний характер (відмови рульового двигуна, одного з рульових агрегатів), так і розвиватися досить повільно, як наслідок, такі ПШС можуть не призводити до АВД;

- шляхом розв'язання оптимізаційної задачі визначено тривалість блокування АВД на початковій ділянці польоту першого ступеня РКП «Циклон-4», що за розрахунками повинна не перевищувати 15 с. Зазначене значення було введено до циклограми роботи системи керування, що реалізує алгоритм СБП на етапі польоту. Це дозволило знизити ризик ураження СК у разі аварії РКП на початковій ділянці польоту;

- для траєкторій виведення КА на екваторіальну і сонячно-синхронну орбіти побудовано небезпечні зони для людей, які дозволили оптимізувати заходи щодо убезпечення населення на території Бразилії. Зокрема, з урахуванням отриманих небезпечних зон для РКП «Циклон-4» проведено

зміна початкового азимуту пуску з 358° на 17° для траєкторії виведення КА на ССО.

10. Запропоновано математичні моделі оцінювання ризику ураження об'єктів (суден) під час проведення льотних випробувань ТР(ОТР), оснащених касетною бойовою частиною. Для штатного польоту ТР(ОТР) побудовано дві математичні моделі, які дозволяють врахувати дані, наявні у розробника на різних етапах розробки комплексу. Перша модель передбачає рівномірний розподіл БЕ на площі накриття і характерна для початкового етапу розробки ОТРК, коли відомою є лише площа накриття КБЧ. Друга – дає можливість оцінити ризики для об'єктів, у тому випадку, коли відомі схема КБЧ і характеристики процесу кидання БЕ.

Окремо побудовано модель для розрахунку ризиків ураження наземних об'єктів в разі аварії ТР(ОТР), оснащеної КБЧ, на етапі автономного польоту (після виключення маршового двигуна). Отримані з її допомогою результати дозволили обґрунтувати необхідність введення в алгоритм СБП ТР(ОТР) команди на блокування команди системи керування на задіяння КБЧ у випадку аварії ТР(ОТР) на етапі автономного польоту.

11. Розроблено методичні підходи до визначення ймовірності відсутності аварії РН, обладнаної штатною СБП, що містить засоби контролю виникнення АС і засоби їх запобігання (загальний випадок). Показано, що ймовірність запобігання аварії РН штатною СБП визначається резервом часу на відбивання АС – відрізка часу, на якому повинні спрацювати СКр і СЗ. У підсумку, визначення ймовірності запобігання аварії РН штатної СБП звелось до параметричної моделі (6.11).

Побудовано математичну модель для оцінювання зниження надійності РН (ймовірності виведення КА), обладнаної СБП, внаслідок «хибних» спрацювань, характерних для діагностичних і керуючих систем. Сформульовано оптимізаційну задачу, яка дозволяє визначити можливості СБП щодо відбиття АС, з одного боку, і ймовірністю «хибних» спрацювань та виконання основного завдання РН, з іншого.

Основним способом підвищення польотної безпеки РН(БР) є підвищення її надійності, тому в дисертації вирішено низку задач оцінювання надійності систем РН(БР) і її ступенів для різних етапів розробки.

12. Подальший розвиток отримали байєсівські моделі розрахунку надійності складових частин (підсистем і агрегатів) РН(БР) на етапі НЕВ.

– розроблено математичну модель оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН(БР), в якій апріорну інформацію складають використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки (центральні або екстремальні). Останнім ставиться у відповідність нижня межа апріорного рівномірного розподілу ІБР. Для її визначення запропоновано використовувати нерівність

Чебишова (7.8), що надає мінімальний рівень нижньої межі надійності. Оскільки коефіцієнти безпеки, що використовуються розробниками в процесі проектування систем РН(БР), є екстремальними, в межах розробленої моделі їх треба перерахувати до центральних коефіцієнтів безпеки;

– проаналізовано відомі моделі оцінювання надійності з урахуванням проведених у процесі випробувань доопрацювань і показано, що всім їм властиві певні недоліки. Розроблено нову модель розрахунку надійності на етапі експериментального відпрацювання СТС, яка дозволяє більш гнучко врахувати доопрацювання, що впроваджуються після кожного етапу відпрацювання для усунення причин виниклих відмов. Особливість розробленої моделі полягає в тому, що для кожного етапу випробувань оцінюються ефективності проведених доопрацювань щодо зафіксованих на попередніх етапах типів відмов. З використанням останніх, на базі формули повної ймовірності, визначається апріорна інформація, що містить точкову оцінку надійності та інтервал для її СКВ.

Розроблені моделі дозволяють підтверджувати необхідні рівні надійності підсистем і агрегатів РН(БР) на етапі НЕВ в умовах скорочення обсягів випробувань (нечисленності експерименту).

13. Під час побудови байєсівської моделі оцінювання надійності систем РН на етапі НЕВ з урахуванням проведених доопрацювань вперше виділено і досліджено нову схему часткової апріорної визначеності. Для неї в якості апріорної інформації використовується точкова оцінка надійності і дані про інтервал можливих значень СКВ, що характеризує точність отриманої оцінки надійності. Отримано аналітичні вирази для апостеріорної оцінки ІБР та її СКВ для такої схеми часткової апріорної визначеності.

14. Проаналізовано відому розрахункову схему часткової апріорної визначеності розрахунку надійності, у випадку коли апріорну інформацію складає виключно точкова оцінка надійності, і встановлено, що рекомендований у літературі алгоритм, заснований на пошуку максимуму апостеріорної дисперсії, дозволяє отримати коректне рішення лише у випадку безвідмовних випробувань СТС. Запропоновано новий алгоритм, заснований на інформаційному критерії, що дозволяє розрахувати надійність СТС в умовах часткової апріорної визначеності для будь-яких результатів випробувань.

15. Показано, що підхід, який широко використовується для оцінювання надійності ступенів і РН на етапі польоту (зокрема і в ДП «КБ «Південне»), згідно з яким пуски РН з відмовами, за якими проведені ефективні доопрацювання, виключаються зі статистики, використовуваної для визначення надійності (переводяться в категорію незалікових), має низку істотних недоліків. Зокрема, значення надійності змінюється стрибком під час

переведення пуску РН з відмовою в категорію незалікових, а кількість безвідмовних випробувань, що необхідна для підтвердження ефективності проведених доопрацювань, залежить від суб'єктивно призначеного рівня значущості. З використанням теорії стану побудовано нову модель оцінювання надійності ступенів РН за результатами експлуатації в умовах проведення доопрацювань. Запропонована модель дозволяє визначати надійність ступеня РН, безперервно відстежуючи ефективність проведених доопрацювань з урахуванням інформації щодо проведених пусків. Як наслідок, виключаються дискретні стрибки рівня надійності, зумовлені переведенням випробування з відмовою в категорію незалікових. Проведено практичне використання запропонованої методики для розрахунку надійності ступенів РН сімейства «Зеніт»: для першого ступеня надійність становить 0,9736, для другого – 0,9932.

15. Встановлено, що формули, рекомендовані нормативно-технічною документацією для визначення надійності РН і її складових частин у випадку безвідмовних випробувань, призводять до завищених значень СКВ. Обґрунтовано необхідність використання під час визначення надійності ступенів РН (і РН у цілому) у разі безвідмовних випробувань співвідношень (8.13), (8.15), що впливають із принципу мінімуму інформативності Джеффріса для біноміального розподілу і дозволяють отримати більш коректний результат.

16. В основі ймовірнісних параметричних моделей безпеки і надійності лежить подання характеристик і параметрів РН(БР) та її систем ймовірнісними розподілами, тому в дисертації розв'язано питання більш коректного ймовірнісного опису цих характеристик.

Подальший розвиток дістав одновимірний розподіл Якобі, який було запропоновано автором у кандидатській дисертації для опису параметрів МС в параметричних моделях надійності. Цей розподіл має значну гнучкість і обмежену область варіювання, що є принциповим з погляду ймовірнісного опису характеристик і параметрів РН. Отримано область використання розподілу Якобі, яка охоплює досить широку область значень характеристик зкошеності і гостровершинності (коефіцієнтів асиметрії і ексцесу) й набагато ширше в порівнянні з розподілом Грама–Шарльє, його модифікацією і іншими універсальними розподілами.

17. В забезпечення одновимірних ймовірнісних моделей для опису параметрів ракетних систем і розрахунків надійності рекомендовано використовувати узагальнений лямбда-розподіл, що задається з використанням квантильної функції. Узагальнений лямбда-розподіл має значну гнучкість і дозволяє описувати ВВ з істотними за величиною значеннями коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. Останнє актуально під час опису параметрів РН(БР), оскільки значна частина з них має вочевидь виражені відхилення властивостей

від нормального розподілу. Результати підгонки статистичних сукупностей параметрів ракетних систем показали, що якість апроксимації статистичних даних УЛР порівнянна з розподілом Якобі. Отримано аналітичні вирази для визначення ІБР з використанням одновимірної узагальненої лямбда-розподілу (в тому числі і для моделі «навантаження - несуча здатність»).

18. Для багатовимірних імовірнісних моделей надійності і безпеки запропоновано використовувати двовимірну нормальну зв'язку, побудовану на основі одновимірних узагальнених лямбда-розподілів. Такий розподіл дозволяє врахувати відмінність розподілів параметрів ракетних систем від нормального випадку і лінійну кореляцію між ними (лінії регресії в загальному випадку відмінні від прямої, що зумовлено відмінними від нуля коефіцієнтами асиметрії і ексцесу маргінальних ВВ). Розглянуто питання побудови та особливості нормальної зв'язки такого типу, а також отримано співвідношення для розрахунку параметричної надійності МС РН з її використанням. З їх допомогою показано, що спільне урахування відмінності розподілів маргінальних випадкових величин від нормального, а також лінійної кореляції між ними, дозволяє зробити більш коректний прогноз надійності МС у порівнянні з нормальним випадком. Врахування нелінійної кореляції між параметрами МС (для порівняння використана модифікована зв'язка Фарльє-Гумбеля-Моргенштерна) також не призводить до істотного відхилення показника безвідмовності від значень, одержуваних з використанням нормальної зв'язки.

В підсумку, отримані в дисертації результати створюють базу для більш точного визначення показників польотної безпеки і надійності розроблюваних і модернізованих РН і, як наслідок, дозволяють оптимізувати заходи і витрати на забезпечення безпеки і надійності, і в решті решт підвищити конкурентні можливості створюваних та експлуатованих ракетних комплексів.

Практичне значення отриманих в дисертації результатів підтверджено використанням розроблених моделей і методів у розрахунках польотної безпеки розроблюваних КРК «Циклон-4», АКРК-2 і «Маяк», РН «Антарес» і «Вега», бойових ракетних комплексів «Сапсан» і «Грім-2», експлуатованих РКП «Зеніт-3SL», РКП «Зеніт-3SLБ» і РН «Дніпро», а також включенням їх в лекційні курси, які викладаються студентам в ДНУ.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Балаганский И.А., Мержиевский Л.А. Действие средств поражения и боеприпасов: учебник. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2004. – 408 с.
2. Барлоу Р., Прошан Ф. Математическая теория надежности. – М.: Советское радио, 1969. – 488 с.
3. Барлоу Р., Прошан Ф. Статистическая теория надежности и испытания на безотказность. – М.: Наука, 1984. – 328 с.
4. Бейкер У., Кокс П., Уэстайн П. и др. Взрывные явления. Оценка и последствия: В 2-х кн. Кн. 1. – М.: Мир, 1986. – 319 с.
5. Береговой Г.Т., Ярополов В.И., Баранецкий И.И. Справочник по безопасности космических полетов. – М.: Машиностроение, 1989. – 336 с.
6. Бирюков Г.П., Кукушкин Ю.Ф., Торпачев А.В. Основы обеспечения надежности и безопасности стартовых комплексов. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 264 с.
7. Болотин В.В. Статистические методы в строительной механике. – М.: Стройиздат, 1965. – 279 с.
8. Болотин В.В. Применение методов теории вероятностей и теории надежности в расчетах сооружений. – М.: Стройиздат, 1971. – 292 с.
9. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: Наука, 1969. – 576 с.
10. Вентцель Е.С., Овчаров Л.А. Теория вероятностей и ее инженерные приложения. – М.: Высшая школа, 2000. – 480 с.
11. Ветошкин А.Г. Надежность технических систем и техногенный риск. – Пенза: Изд-во ПГУАиС, 2003. – 155 с.
12. Виршинг У.О. О свойствах статистических моделей, используемых при проектировании // Тр. Амер. об-ва инж.-механиков. Сер В. – 1976. – №2. – С. 232 – 238.
13. Волков Е.Б., Судаков Р.С., Сырицын Т.А. Основы теории надежности ракетных двигателей. – М.: Машиностроение, 1975. – 399 с.
14. Волков Л. И. Безопасность ракетных и ракетно-космических комплексов. – М.: СИП РИА, 2002. – 135 с.
15. Волков Л.И. Управление эксплуатацией летательных комплексов. – М.: Высш. шк., 1987. – 400 с.
16. Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов. М.: Высш. шк., 1975. – 296 с.
17. Герасимов С.В., Клевец С.І., Макаренко В.Г., Подорожняк А.О. Удосконалення методики розрахунку зон небезпеки під час пусків ракет сухопутних військ, стрільби артилерії великого калібру на полігоні ДНВЦ // Системи озброєння і військова техніка: наук. журн. – Харків: Харк. нац. ун-т Повітряних Сил, 2011. – № 2(26). С. 31 – 36.

18. Гладкий В.Ф. Вероятностные методы проектирования конструкций летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982. – 270 с.
19. Гладкий Э.Г. Анализ формул определения показателя безотказности ракет-носителей и их систем // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДДУ, 2000. – Т. II. – С. 128 – 131.
20. Гладкий Э.Г. Байесовская модель статистической оценки показателя безотказности технической системы по результатам испытаний с доработками // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2015. – №3. – С. 54 – 67.
21. Гладкий Э.Г. Влияние коэффициентов безопасности, используемых при проектировании, на показатель безотказности механических систем РН // Людина і космос: друга всеукраїнська молодіжна науково-практична конференція: збірник тез – Дніпропетровськ, 2000. – С. 120.
22. Гладкий Э.Г. Использование вероятностного распределения Якоби для аппроксимации эмпирических статистических распределений // Техническая механика. – Днепропетровск: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2017. – №1. – С. 107 – 122.
23. Гладкий Э.Г. Использование двумерной нормальной связки в моделях оценки параметрической надежности // Техническая механика. – Днепр: ИТМ НАН и ГКА Украины, 2018. – №4. – С. 105 – 118.
24. Гладкий Э.Г. Использование ограниченного вероятностного распределения Якоби в задаче расчета параметрической надежности механических систем летательных аппаратов // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДДУ, 1998. – Т. 1. – С. 32 – 41.
25. Гладкий Э.Г. К вопросу байесовской оценки надежности системы в случае частичной априорной определенности // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2011. – Т. XII. – С. 17 – 25.
26. Гладкий Э.Г. К вопросу оценки коллективного риска для населенных пунктов в случае аварии ракеты-носителя на этапе полета первой ступени // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2018. – Вып.1(93). – С. 65 – 78.
27. Гладкий Э.Г. К вопросу оценки надежности систем в случае безотказных испытаний // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2013. – Вып. 1. – С. 114 – 116.
28. Гладкий Э.Г. Математическая модель оценки полетной безопасности ракеты-носителя, использующая геометрическое представление зоны

поражения наземного объекта в виде многоугольника // Космічні технології: сучасність та майбутнє: V Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2015. – С. 17.

29. Гладкий Э.Г. Математические модели оценки безопасности в районе падения элементов касетного боевого оснащения при отработке ракетного комплекса // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепр: ГП «КБ «Южное», 2019. – Вып. 2. – С. 11 – 17.

30. Гладкий Э.Г. Определение риска поражения линейного объекта, находящегося в зоне падения аварийной РКН // Космічні технології: сучасність та майбутнє: VI Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпро, 2017. – С. 20 – 21.

31. Гладкий Э.Г. Оценка вероятности поражения площадных объектов, случайным образом расположенных в океане по трассе полета ракеты-носителя // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2007. – Т. VII. – С. 49 – 56.

32. Гладкий Э.Г. Определение зон опасности в районах падения отделяющихся частей ракеты-носителя с учетом неопределенности высоты их первоначального разрушения // Космічна наука і технологія. – Киев: ГАО, 2015. – Т. 21. – № 6. – С. 49 – 55

33. Гладкий Э.Г. Оценка риска поражения линейного объекта в случае аварии ракеты-носителя на этапе полета // Космічна наука і технологія. – Киев: ГАО, 2019. – Т. 25. – № 4. – С. 22 – 28.

34. Гладкий Э.Г. Повышение точности моделей определения показателя безотказности механических систем ракет-носителей: диссертация на соискание ученой степени канд. техн. наук: 05.07.02 Днепропетровский национальный университет, 2004. – 209 с.

35. Гладкий Э.Г. Процедура оценки полетной безопасности ракет-носителей, использующая геометрическое представление зоны поражения объекта в виде многоугольника // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2015. – Вып. 3. – С. 50 – 56.

36. Гладкий Э.Г. Процедуры определения коллективного риска в случае аварии РКН на этапе полета, использующие многоугольники для представления населенных территорий // Космічні технології: сучасність та майбутнє: VII Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2019. – С. 28.

37. Гладкий Э.Г., Крюков А.В. Определение вероятности падения аварийной ракеты-носителя на площадные объекты, расположенные вдоль трассы выведения // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2008. – Вып. 1. – С. 81 – 90.

38. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение надежности ракеты-носителя на этапе эксплуатации с учетом проводимых доработок ее систем // Космонавтика.

Радиоэлектроника. Геоинформатика: 3-я Международная научно-техническая конференция: сборник тезисов. – Рязань (Россия), 2000. – С. 81 – 82

39. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Оценка показателя безотказности механических систем РН на этапе экспериментальной отработки с учетом коэффициентов безопасности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2000. – Вып. 1, 2. – С. 40 – 48.

40. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Оценка риска поражения площадных объектов по трассе полета РН // XXVII академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. – Москва, 2003. – С. 33.

41. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение надежности ракеты-носителя на этапе эксплуатации с учетом проводимых доработок ее систем // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2004. – Вып. 2. – С. 61 – 74.

42. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Развитие моделей определения надежности механических систем ракет-носителей // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2004. – Вып. 1. – С. 147 – 160.

43. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Использование обобщенного лямбда-распределения для определения параметрической надежности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2007. – Вып. 1. – С. 23 – 35.

44. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Модель оценки уровня безопасности ракетно-космических систем // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2006. – Вып. 1-2. – С. 45 – 57.

45. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Математическая модель оценки показателя безопасности ракеты-носителя // Передовые космические технологии на благо человечества // Міжнародна конференція: збірник тез. – Дніпропетровськ, 2007. – С. 6 – 7.

46. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Математические модели оценки риска для наземных объектов при пусках ракет-носителей // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2010. – Вып. 2. – С. 3 – 19.

47. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Выбор интервала времени блокировки аварийного выключения двигателя на начальном участке полета первой ступени // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2011. – Вып. 2. – С. 266 – 280.

48. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Выбор интервала времени блокировки аварийного выключения двигателя на начальном участке полета первой ступени ракеты-носителя // Авиация и космонавтика: 10-я международная конференция: сборник тезисов. – Москва (МАИ), 2011. – С. 75 – 76.

49. Гладкий Э.Г., Перлик В.И. Определение полетной надежности ракеты-носителя, с учетом результатов наземной экспериментальной отработки и данных о проведенных доработках после неудачных пусков // Вопросы проектирования и производства летательных аппаратов. – Харьков: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2019. – Вып.1(97). – С. 70 – 86.
50. Гладкий Э.Г., Перлик В.И., Палий А.В. Сокращение объема вычислений показателя надежности механических систем методом функций работоспособности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 1994. – Вып. 3. – С. 37 – 43.
51. Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надежности. – М.: Наука, 1965. – 524 с.
52. Гнеденко Б.В. Надежность и эффективность в технике: справочник в 10 томах. – М.: Машиностроение, 1987. Т.2. Математические методы в теории надежности и эффективности. – 280 с.
53. ГОСТ 27.310-95 Надежность в технике. Анализ видов, последствий и критичности отказов. Основные положения. [Дата введения 01.01.1997]. Межгосударственный совет по стандартизации, метрологии и сертификации. Минск. 1996. – 20 с.
54. Грибанов В.Ф., Рембеза А.И., Голиков А.И. и др. Методы отработки научных и народнохозяйственных ракетно-космических комплексов // Под общ. ред. В.Ф. Грибанова. – М.: Машиностроение, 1995. – 352 с.
55. Губарев В.В. Таблицы характеристик случайных величин и векторов. – Новосибирск: Изд-во НЭТИ, 1980. – 225 с. Деп. в ВИНТИ №3146–81.
56. Губарев В.В. Типовые характеристики СВ, векторов и функций. – Новосибирск: Изд-во НЭТИ, 1983. – 150 с. Деп. в ВИНТИ №1855–83.
57. Гумбель Э. Статистика экстремальных значений. – М.: Мир, 1965. – 452 с.
58. Гусев Н.Г., Беляев В.А. Радиоактивные выбросы в биосфере. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 256 с.
59. ДБН В.1.2-4:2019 Інженерно-технічні заходи цивільного захисту (цивільної оборони) [Чинний від 01.08.2019]
60. Детков С.П., Детков В.П., Астахов В.А. Охрана природы нефтегазовых районов. – М.: Недра, 1994. – 335 с.
61. ДСТУ 2863-94 Надійність техніки. Програма забезпечення надійності. Загальні вимоги. [Чинний від 08.12.1994].
62. Ершов Г.А., Козлов Ю.И., Солодовников А.С. Можаяев А.С. Оценка безопасности атомных энергетических объектов на стадии проектирования. URL: <http://www.szma.com/art36.pdf> (дата звернення 17.10.2018).
63. Зельнер А. Байесовские методы в эконометрии – М.: Статистика, 1980. – 438 с.

64. Капур К., Ламберсон Л. Надежность и проектирование систем: пер. с англ. – М.: Мир, 1980. – 604 с.
65. Кендалл М. Дж., Стьюарт А. Теория распределений. – М.: Наука, 1966. – 588 с.
66. Компаниец Э. П., Дронь Н. М., Белозеров В. Е. Баллистическое обеспечение пусков ракет-носителей : монография. – Днепропетровск: ДНУ, 2010. – 468 с.
67. Козлитин А. М. Вероятностные методы анализа последствий фугасного воздействия взрыва на человека, технологическое оборудование, здания сооружения при аварийных ситуациях на предприятиях нефтегазовой промышленности // Управление промышленной и экологической безопасностью производственных объектов на основе риска: сб. науч. тр. – Саратов: СГТУ, 2005. – С. 16 – 44.
68. Колодкин В.М., Мурин А.В., Петров А.К., Горский В.Г. Количественная оценка риска химических аварий / Под ред. Колодкина В.М. – Ижевск: Издательский дом «Удмуртский университет», 2001 – 228 с.
69. Крамер Г. Математические методы статистики. – М.: ГИИЛ, 1975. – 648 с.
70. КРК «Циклон-4». Оценка состояния целостности конструкции РН и анализ воздействия токсичных компонентов топлива на окружающую среду при аварийных ситуациях РН «Циклон-4». Циклон-4.21.14802.635 ОТ: техн. отчет. Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2004. – 152 с.
71. Кузнецов А.А. Надежность конструкций баллистических ракет. – М.: Машиностроение, 1978. – 256 с.
72. Кукушкин С.С., Мазуров В.М. Основные проблемные вопросы информационно-телеметрического обеспечения испытаний ракетно-космической техники при появлении и нештатных и аварийных ситуаций // Двойные технологии, 2008. – №2(43). – С. 20 – 26.
73. Кулик М.С., Харченко В.П., Луцкий М.Г. та ін. Енциклопедія безпеки авіації / Під ред. М.С. Кулика. – К.: Техніка, 2008. – 1000 с.
74. Ллойд Л., Липов М. Надежность. Организация, исследования, методы, математический аппарат. – М.: Советское радио, 1964. – 668 с.
75. Мاستрюков Б.С. Безопасность в чрезвычайных ситуациях. М.: Издательский центр «Академия», 2007. – 336 с.
76. Методика определения количества испытаний, потребных для подтверждения эффективности доработок: Приложение 16 ОСТ 92-1743-84. – 1990. С. 83 – 93.
77. Методика определения показателей безопасности по трассам пусков и в районах падения отделяющихся частей ракет-носителей. – ООО «НТЦ «Экон ЦНИИмаш», 2006. – 42 с.

78. Методика оценки надежности жидкостного ракетного двигателя и ракеты космического назначения в целом. Обеспечение безопасности при наземной эксплуатации ракеты космического назначения. KSLV-II.21.18213.018 ОТ: техн. отчет. Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2016. – 86 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В., Дунаев Д.В. и др.].
79. Методика оценки надежности космического ракетного комплекса «Зенит» при эксплуатации. «Зенит».14.6298.018 ПМ / ГКБ «Южное». 1993. – 11 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В. и др.].
80. Методика оценки надежности ракеты космического назначения «Зенит-3SL» при эксплуатации. «Зенит-3SL».14.6826.018 ПМ / ГКБ «Южное». 1999. – 31 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В. и др.].
81. Методика оценки последствий химических аварий (методика «Токси»). – М.: НТЦ «Пром. безопасность», 1993. – 19 с.
82. Методика оценки надежности по результатам натурных испытаний: Приложение 14 ОСТ 92-1743-84. – 1990. – С 71 – 78.
83. Митропольский А.К. Техника статистических вычислений. – М.: Наука, 1971. – 576 с.
84. Никозаков Д.Д., Перлик В.И., Кукушкин В.И. Статистическая оптимизация конструкций летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1977. – 240 с.
85. ОПБ-88/97 Общие положения обеспечения безопасности атомных станций. – М, 2015. – 52 с. [введен в действие 1.07.1998]
86. Определение надежности механических систем ракет-носителей на основе моделей работоспособности с использованием априорной информации и экспериментальных данных. 21.11382.018 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 2000. – 62 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Перлик В.И., Свириденко Э.М.]
87. Определение эмпирических законов распределений начальных факторов для определения технических характеристик элементов конструкций по критерию надежности: науч.-техн. отчет № 60. – Днепропетровск: ИТМ АН УССР, 1984. – 216 с.
88. Переверзев Е.С. Надежность и испытания технических систем. – Киев: Наук. думка, 1990. – 328 с.
89. Переверзев Е.С., Даниев Ю.Ф. Испытания и надежность технических систем. – Днепропетровск: ИТМ НАН и НКА Украины, 1999. – 223 с.
90. Переверзев Е.С., Даниев Ю.Ф. Вероятностные распределения и их применение. – Днепропетровск: ИТМ НАН и НКА Украины, 2004. – 418 с.
91. Перлик В.И. Методология надежности механических систем летательных аппаратов // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГКБ «Южное», 1995. – Вып. 1–2. – С. 37 – 43.

92. Перлик В.И., Гладкий Э.Г. Статистический анализ многомерных выборок характеристик систем ракетно-космической техники // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГKB «Южное», 2002. – Вып. 2. – С. 16 – 27.
93. Перлик В.И., Гладкий Э.Г., Ткаченко В.Д. Исследование стохастической зависимости параметров механических систем баллистических ракет в задачах оценки надежности // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. – Днепропетровск: ГKB «Южное», 1997. – Вып. 2. – С. 53 – 65.
94. Перлик В.И., Савчук В.П. К вопросу определения надежности технических систем методом функций работоспособности // Вероятностно-статистические методы в проектировании конструкций. – Днепропетровск: ДГУ, 1974. – С. 29 – 35.
95. Привалов И.И. Аналитическая геометрия. – М.: Наука, 1966. – 272 с.
96. Положение по обеспечению безопасности в космической программе «Шаттл»: техн. справка. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 1988. – 23 с
97. Программа АКРК-2. АКРК-2. Анализ полетной безопасности. Полетная безопасность. SLS YZH ANL 008 00. 2015. – Вып. 3. – 93 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
98. Программа Вега. Детальный проект ЖДУ 3-й ступени. VGA YZH TNO 059 00. 1997. – 165 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Свириденко Э.М. и др.]
99. Программа «Гром-2». Оперативно-тактический ракетный комплекс. Полетная безопасность. GR2 YZH ANL 016 00. 2015. – Вып. 2. – 81 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
100. Программа МАЯК. Ракетно-космический комплекс. Анализ безопасности ракетно-космического комплекса. Часть 1. Анализ полетной безопасности РКН «Маяк-22». MSA YZH ANL 006 00. 2014. – Вып. 1. – 97 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
101. Программа «Циклон-4М». Ракетно-космический комплекс. Анализ полетной безопасности РКК. С4М YZH ANL 062 00. 2018. – Вып. 1. – 92 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
102. Проект ТКРК. Анализ приемлемости альтернативной точки # 7 для размещения КПЦ ТКРК. SL-YN-TD-R-009. 2015. – 143 с. [Исп. Диденко А.В., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.]
103. Прочность ракетных конструкций/ Под ред. В.И. Моссаковского. – М.: Высш. шк., 1990. – 359 с.
104. Пугачев В.С. Теория вероятностей и математическая статистика. – М.: Наука, 1979. – 496 с.
105. Разработка методических материалов по оценке степени риска по трассе полета и в районах падения отделяющихся частей при пусках средств выведения. ЦНИИМаш, 1990. Книга 1: Методические материалы. НТО – 68 с.

106. Ракета космического назначения «Циклон-4». Опасные зоны при аварийном полете РКН «Циклон-4». Циклон-4 21.16522.635 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2009. – 69 с. [Исп. Диденко А.В., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
107. Ракета космического назначения «Циклон-4». Уточнение характеристик зон падения РКН «Циклон-4» в случае аварии. Оценка безопасности выбранных мест размещения объектов НК КРК «Циклон-4». Циклон-4 21.16011.117 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2008. – 110 с. [Исп. Филипенко И.М., Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
108. Ракета-носитель «Днепр». Расчет размеров и расположения зон падения РН «Днепр» в случае аварийного исхода пуска. Часть 1 Днепр.21.15836.113 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2006. – 52 с.
109. РД 03-418-01. Методические указания по проведению анализа риска опасных производственных объектов // Сер. 03. Нормативные документы межотраслевого применения по вопросам промышленной безопасности и охраны недр. – Вып. 10. – М.: ГУП «НТЦ ПБ» Госгортехнадзора России, 2001. – 60 с.
110. РКК «Таурис-II». Основная конструкция первой ступени РН Таурис-II. Анализ поля рассеивания фрагментов основной конструкции первой ступени. Таурис-II.21.16330.122 ОТ: техн. отчет. – Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2009. – 159 с.
111. Руководство по управлению безопасностью полетов РУБП Doc. 9859 – AN/460 ИКАО, 2009. – 365 с.
112. Рябинин И.А. Основы теории и расчета надежности судовых электроэнергетических систем. – Л.: Судостроение, 1967. – 362 с.
113. Рябинин И.А. Надежность и безопасность структурно-сложных систем. – СПб.: Политехника, 2000. – 248 с.
114. Савчук В.П. Байесовские методы статистического оценивания: Надежность технических объектов. – М.: Наука, 1989. – 328 с.
115. Савчук В.П., Лигун И.И. Модификация распределения Грама-Шарлье в задачах оценки надежности // Надежность и прочность технических объектов. – К.: Наук. Думка. – 1975. – С. 31 – 38.
116. Савчук В.П., Перлик В.И. Об интегрировании многомерного распределения Грама-Шарлье // Вероятностно-статистические методы в проектировании конструкций: сб. науч. Трудов. – Дн-ск: ДГУ, 1974. – С. 36 – 43.
117. Савчук В.П., Чернявский В.Б. Параметрическая байесовская Марковская модель изменения оценки надежности при испытаниях с доработками // Изв. АН СССР: Автоматика и телемеханика, 1991, №7. – С. 156 – 162.

118. Самойлов О.Б., Усынин Г.Б., Бахметьев А.М. Безопасность ядерных энергетических установок. – М.: Энергоатомиздат, 1989. – 280 с.
119. Сафронов В.С., Одишария Г.Э., Швыряев А.А. Теория и практика анализа риска в газовой промышленности. – НУМЦ Минприроды России, 1996. – 208 с.
120. Свідощтво про реєстрацію авторських прав на твір. № 70791. – Методика оценки полетной надежности ракеты-космического назначения / Гладкий Э.Г., Кривобоков Л.В. 17.03.2017.
121. Северцев Н.А. Надежность сложных систем в эксплуатации и отработке. – М.: Высш. шк., 1989. – 432 с.
122. Смирнов Н.В., Дунин–Барковский И.В. Курс теории вероятностей и математической статистики (для технических приложений). – М.: Наука, 1965. – 512 с.
123. Соломонов П.А. Безотказность авиационной техники и безопасность полетов. – М.: Транспорт, 1977. – 272 с.
124. Стариков А.И., Зачеса В.Я., Зинковский Н.Н. и др. Безопасность полетов летательных аппаратов (Методические основы) / Под ред. А.И. Старикова. – М.: Транспорт, 1988. – 159 с.
125. Управління техногенною безпекою об'єктів підвищеної небезпеки /В.Ф. Стоєцький, Л.В. Дранишников, А.Д. Есипенко та ін. – Тернопіль: видавництво «Астон», 2006. – 408 с.
126. Увязка КА Лыбидь с РКК «Зенит-М»: пояснительная записка Зенит-М/Лыбидь ПЗ, 2012. – 363 с. [Исп. Гладкий Э.Г., Желудков А.В. и др.].
127. УРКТ-01.01. Правила космічної діяльності в Україні. Розробка, виготовлення та експлуатація ракетно-космічної техніки. [Чинний від 16.07.2003].
128. Шатров Я.Т. Исследование проблемы выбора трасс пусков и сокращения зон отчуждения для перспективных систем выведения с учетом факторов безопасности и экономичности. Кандидатская диссертация, ЦНИИМаш, 1980. – 207 с.
129. Хан Г., Шапиро С. Статистические модели в инженерных задачах. – М.: Мир, 1969. – 396 с.
130. Харитонова Г.Г., Перлик В.И. Обобщение двухмерной системы распределений вероятностей для решения нелинейных задач надежности технических объектов // Надежность и долговечность машин и сооружений. – К.: Наук. думка. – 1992. – Вып. 21. – С. 3 – 9.
131. Хенли Э., Дж. Кумамото Х. Надежность технических систем и оценка риска: Под общ. ред. В. С. Сыромятникова. – М.: Машиностроение, 1984. – 528 с.

132. Цыплаков Ю.В., Ульянов С.В., Арцивенко В.В., Несмачный С.В. Проблемы концепции приемлемых рисков ущерба от аварий эксплуатируемых технических систем // Двойные технологии, 2008. – №3(44). – С. 56 – 60.
133. Швыряев А.А., Меньшиков В.В. Оценка риска воздействия загрязнения атмосферы в исследуемом регионе: учебное пособие для вузов. – М.: Изд-во МГУ, 2004. – 124 с.
134. Червоный А.А., Лукьященко В.И., Котин Л.В. Надежность сложных технических систем. – М.: Машиностроение, 1976. – 288 с.
135. Чернявский В.Б. Байесовская оценка Марковского процесса изменения показателя надежности сложных технических систем при испытаниях с доработками // Проектирование и анализ характеристик летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Днепропетровск: ДГУ, 1992. – С. 38 – 45.
136. Экологические проблемы и риски воздействия ракетно-космической техники на окружающую природную среду: справочное пособие/ Под. ред. В.В. Адушкина, С.И. Козлова, А.В. Петрова. – М.: Анкил, 2000. – 640 с.
137. AFSCPMAN 91-710 Range Safety User Requirement URL: <http://static.e-publishing.af.mil> (Last accessed 27.03.2017).
138. Bairamov I., Kotz S., Bekci M. New generalized Farlie-Gumbel-Morgenstern distributions and concomitants of order statistics // Journal of Applied Statistics. – 2001. – Vol. 28, No. 5. – P. 521 – 536.
139. Balakrishnan N., Chin-Diew Lai Continuous Bivariate Distributions. Springer-Verlag New York, 2009. – 688 p.
140. Barndorff-Nielsen O., Blaesild P. Hyperbolic distributions and ramifications: contributions to theory and application // Statistical Distributions in Scientific Work. – 1981. – Vol. 4. – P. 19 – 44.
141. Barndorff-Nielsen O. Hyperbolic distributions and distribution on hyperbolae. // Scandinavian Journal of Statistics. – 1978. – Vol. 5. – P. 151 – 157.
142. Barndorff-Nielsen O. Normal Inverse Gaussian Distribution and Stochastic Volatility // Scandinavian Journal of Statistics. – 1997. – Vol. 24. – P. 1 – 13.
143. Dezfuli H., Kelly D., Smith C., Vedros K., Galyean W. Bayesian Inference for NASA Probabilistic Risk and Reliability Analysis. NASA/SP-2009-569NASA-HANDBOOK. – 2009. – 275 p.
144. Blaesild P. The shape of generalized inverse Gaussian and hyperbolic distributions: research report No. 37. – Aarhus University (Department of Theoretical Statistics), 1978. – 12 p.
145. Clayton D.G. A model for association in bivariate life tables and its application in epidemiological studies of familial tendency in chronic disease incidence // Biometrika. – 1978. – Vol. 65. – P. 141 – 151.

146. Cook R.D., Johnson M.E. A family of distributions for modelling non-elliptically symmetric multivariate data // Journal of Royal Statistical Society (Ser. B). – 1981. – Vol. 43(2). – P. 210 – 218.
147. ECSS-Q-ST-40C (Rev.1) – Safety. 2017.
148. Emberechts P. A property of the generalized inverse Gaussian distribution with some applications // Journal of Applied Probability. – 1983. – Vol. 20, No. 3.– P. 537 – 544.
149. Eriksson A., Forsberg L., Ghysels E. Approximating the probability distribution of functions of random variables: A new approach. – 2004. – 19 p. URL:<https://cirano.qc.ca/files/publications/2004s-21.pdf>. (Last accessed 05.02.2019)
150. Farlie D.J.G. The performance of some correlation coefficients for a general bivariate distribution // Biometrika. – 1960. – Vol. 47. – P. 307 – 323.
151. Federal Register. Part II 14 CFR Parts 413, 415, 417 and 420 Licensing and Safety Requirements for Launch. 2001.
152. Fletcher D.J., Wilson S.A., Jokic M.D. and Vuletich I.J. Guided Weapon Safety Trace Generation – Implementing a Probabilistic Approach // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Keystone(Colorado), 2006. – 16 p.
153. Frank M.J. On the simultaneous associativity of $F(x,y)$ and $x+y - F(x,y)$ // Aequationes Mathematicae. – 1979. – Vol. 19. – P. 194 – 226.
154. Freimer M., Mudholkar G., Kollia G., Lin C. A study of the generalized Tukey Lambda family // Communications in Statistics, Theory and Methods. – 1988. – Vol. 17(10). – P. 3547 – 3567.
155. Frechet M. Sur les tableaux de correlation dont les manges sont donnees // Annales de Universite de Lyon Section A, Series 3. – 1951.– Vol. 14. – P. 53 – 77.
156. General Regulation on space safety URL:<http://www.aeb.gov.br> (Last accessed 20.05.2017).
157. Gladky E.G. Mathematical models of the safety assessment of ground facilities in case of failure of the launch vehicle equipped with on-board automatic emergency engine shutdown system // 66th International Astronautical Congress, IAF. Jerusalem, 2015. – P. 1.
158. Gladky E.G., Perlik V.I. Influence of safety factors, used on designing, upon launch vehicles flight safety indexes // 50th International Astronautical Congress, IAF. Rio-de-Janero, 2000. – P. 119.
159. Gladky E.G., Krivobokov L.V. Assurance and evaluation of space launch systems reliability // The 1st Korea-Ukraine Joint Forum on Reliability in Aerospace Systems, 2007. – P. 52 – 59.
160. Gumbel E.J. Distributions des Valeurs Extremes en Plusieurs Dimensions // Publications de l'Institute de Statistique de l'Universitire de Paris. – 1960. – Vol. 9. – P. 171 – 173.

161. Ichikawa M. New formula for upper bound of probability of failure // Reliability Engineering. – 1983. – Vol. 5. – P. 173 – 180.
162. ISO 14620-1:2018. Space systems – Safety requirements – Part 1: System safety – 36 p.
163. ISO 14620-2:2011. Space systems – Safety requirements – Part 2: Launch site operations – 16 p.
164. ISO 14620-3:2005. Space systems – Safety requirements – Part 3: Flight safety systems – 7 p.
165. Jonson N.L., Kotz S. Continuous Univariate Distributions. Volume 1 – N.Y.e.a. John Wiley and Sons, 1972. – 333 p.
166. Jonson N.L., Kotz S. Continuous Multivariate Distributions. Volume 2 – N.Y.e.a. John Wiley and Sons, 1972. – 333 p.
167. Karian Z., Dudewicz E. Fitting Statistical Distributions: The Generalized Lambda Distribution and Generalized Bootstrap Methods. – Chapman and Hall, New York, 2000. – 438 p.
168. King R. A. R., MacGillivray H. L. A starship method for fitting the generalized λ distributions // Australian and New Zealand Journal of Statistics. – 1999. – Vol. 41(3). – P. 353 – 374.
169. Lakhany A., Mausser H. Estimating the Parameters of the Generalized Lambda Distribution // Algo Research Quarterly. – 2000. – Vol. 3, No. 3. – P. 47 – 58.
170. Lee L. Generalized econometric models with selectivity // Econometrica. – 1983. – Vol. 51. – P. 507 – 512.
171. Lutomski M., Farnham S., Grant W. Estimating the Reliability of a Soyuz Spacecraft Mission URL:<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100014848.pdf>. (Last accessed 07.06.2019).
172. MIL-STD-882E Department of Defense Standard Practice. System Safety. URL:<https://www.system-safety.org/Documents/MIL-STD-882E.pdf>. (Last accessed 12.09.2019).
173. Mischke C. A method of relating factor of safety and reliability // Journal of Engineering for Industry (J. Eng. Ind. Trans. ASME). – 1970. – Vol. 92(3). – P. 537 – 579.
174. Morgenstern D. Einfache Beispiele zweidimensionaler Verteilungen // Mitteilungsblatt für Mathematische Statistik. – 1956. – Vol. 8. – P. 234 – 235.
175. NPR 8705.5, Probabilistic Risk Assessments (PRA) Procedures for NASA Programs and Projects. 2010. – 33 p. URL: https://nodis3.gsfc.nasa.gov/npg_img/N_PR_8705_005A_/N_PR_8705_005A_.pdf. (Last accessed 07.12.2018)
176. Öztürk A., Dale R.F. Least squares estimation of the parameters of the generalized lambda distribution // Technometrics. – 1985. – Vol. 27. – P. 81 – 84.

177. Ramberg J.S., Tadikamalla P.R., Dudewicz E.J. and Mykytka E.F. A probability distribution and its uses in fitting data // *Technometrics*. – 1979. – Vol. 21. – P. 201 – 214.
178. Ramberg J.S., Schmeiser B.W. An approximate method for generating asymmetric random variables // *Communications of the Association for Computing Machinery*. – 1974. – Vol. 17. – P. 78 – 82.
179. Safie F.M., Weldon D.M. “Design for Reliability and Safety” Approach for the New NASA Launch Vehicles // 2nd IAASS Conference: Space Safety in a global world. Chicago, 2007. – 40 p.
180. Savchuk V. Some applications of probabilistic methods in space structures design // *Reliability Engineering and System Safety*. – 1992. – Vol. 37. – P. 129 – 138.
181. Sklar A. Fonctions de répartition à n dimensions et leurs marges // *Publications de l’Institut de Statistique de l’Université de Paris*. – 1959. – Vol. 8. – P. 229 – 231.
182. The Reactor Safety Study: An Assessment of Accident Risks in U.S. Commercial Nuclear Power Plants [NUREG-75/014 (WASH-1400)]. 1975. – 170 p. URL: <https://www.nrc.gov/docs/ML0706/ML070610293.pdf>. (Last accessed 14.08.2017).
183. Trivedi P.K., Zimmer D.M. Copula Modeling: An Introduction for Practitioners // *Foundations and Trends in Econometrics*. – 2005. – Vol. 1, No. 1. – P. 1 – 111.
184. Tukey J. W. The practical relationship between the common transformations of percentages of counts and of amounts: technical report No. 36. – Princeton University (Statistical Techniques Research Group), 1960. – 9 p.
185. Wilson S., Vuletich I., Fletcher D., Jokic M., Brett M., Boyd C., Williams W., Bryce I. Guided Weapon Danger Area & Safety Template Generation – A New Capability // *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. Honolulu (Hawaii), 2008. – 14 p.

ДОДАТОК А

УРАЖАЛЬНІ ФАКТОРИ ПІД ЧАС ПАДІННЯ ВІДОКРЕМЛЮВАНИХ ЧАСТИН І АВАРІЙНОГО РАКЕТИ-НОСІЯ

А.1 Уражальні фактори вибуху під час падіння незруйнованої ВЧ або аварійної РН, що містить компоненти ракетного палива

У випадку падіння ВЧ або незруйнованої аварійної РН (ступенів РН) із залишками КРП найбільшу небезпеку для людей і наземних об'єктів становлять вражаючі фактори вибуху. Далі наведено основні залежності, що характеризують небезпечні фактори вибуху: вибухову ударну хвилю, термічний вплив, токсичну дію.

Вибухова ударна хвиля

Повітряна вибухова ударна хвиля являє зону стисненого повітря, яка поширюється з надзвуковою швидкістю від центру вибуху, викликаючи ураження людей, руйнування будівель, споруд і техніки. Її найважливішою кількісною характеристикою є надлишковий тиск у фронті ΔP_{yx} – різниця між максимальним тиском у фронті ударної хвилі і нормальним атмосферним тиском. Значення ΔP_{yx} під час наземного вибуху ВЧ/аварійної РН може бути визначено за емпіричною формулою М.А. Садовського [1, 49]:

$$\Delta P_{yx} = 0,95 \frac{\sqrt[3]{Q}}{R} + 3,9 \frac{\sqrt[3]{Q^2}}{R^2} + 13,0 \frac{Q}{R^3}, \text{ (кг/см}^2\text{)} \quad (\text{A.1})$$

де Q – тротиловий еквівалент КРП, що визначає потужність вибуху, кг;
 R – відстань до центру вибуху, м.

Формула (А.1) враховує втрату енергії вибуху на утворення вирви в ґрунті.

Тротиловий еквівалент вибуху Q залежить від маси залишків КРП на борту ВЧ/аварійної РН і розраховується таким чином [136]:

$$Q(M) = f \cdot M^{2/3}, \text{ (т)} \quad (\text{A.2})$$

де M – маса залишків КРП, тон; f – коефіцієнт, що залежить від типу КРП.

В таблиці А.1 наведено значення коефіцієнтів f для основних пар КРП, запозичені з [49].

Таблиця А.1

Коефіцієнт f , що визначає тротиловий еквівалент КРП під час вибуху при падінні ВЧ/аварійної РН

КРП	f
АТ + НДМГ	1,11
O ₂ + гас(РГ1)	1,63
O ₂ + H ₂	0,32

Для суден небезпеку може становити ударна хвиля, що утворюється під час падіння аварійної РН у воду. В цьому випадку внаслідок руйнування баків у воді відбуватиметься змішування КРП і їх вибух. Тиск у фронті ударної хвилі у воді може бути визначено за формулою [1]

$$\Delta P_{yd} = 533 \left(\frac{\sqrt[3]{Q}}{R} \right)^{1,13} \quad (\text{кгс/см}^2). \quad (\text{A.3})$$

Термічний вплив

Під час удару аварійної РН о поверхню землі і подальшому вибуху відбувається викидання в повітря і змішування частини КРП з утворенням аерозольної хмари («вогняної кулі»), що швидко згорає. Швидкоплинне згоряння аерозольної хмари призводить до потужного випромінювання тепла в навколишній простір, яке здатне викликати загоряння легкозаймистих конструкцій і термічне ураження людей на значних відстанях від центру вибуху. Методики для визначення параметрів теплового впливу можуть бути знайдено в [119]. Дамо лише основні співвідношення для проведення оцінювання теплового впливу в результаті виникнення «вогняної кулі». Діаметр (D , м) і тривалість існування «вогняної кулі» (τ , с) визначають за формулами, наведеними в [4] і отриманими за результатами аварій РН «Сатурн»:

$$D = 3,86M^{0,320};$$

$$\tau = 0,299M^{0,320},$$

де M – маса КРП, що беруть участь у вибуху аварійної РН (кг).

Інтенсивність теплового випромінювання для «вогняної кулі» визначають за формулою [125]:

$$Q(r) = Ef \cdot Fq(r) \cdot \tau(r),$$

де Ef – середньоповерхнева щільність випромінювання (для забезпечення максимальної оцінки в [125] рекомендовано значення $Ef = 450 \text{ кВт/м}^2$); Fq – кутовий коефіцієнт опромінення; $\tau(r)$ – коефіцієнт ослаблення випромінювання (пропускання атмосфери).

Значення $Fq(r)$ для випадку утворення «вогняної кулі» під час вибуху:

$$Fq(r) = \frac{\frac{H}{D} + 0,5}{4 \cdot \left[\left(\frac{H}{D} + 0,5 \right)^2 + \left(\frac{r}{D} \right)^2 \right]^{1,5}},$$

де D – діаметр «вогняної кулі», м; H – середня висота центру «вогняної кулі», м; r – відстань від об'єкта, що опромінюється до точки на поверхні землі безпосередньо під центром «вогняної кулі», м ($r \geq 0,5D$).

Коефіцієнт пропускання атмосфери $\tau(r)$ визначається як:

$$\tau(r) = e^{\left[-7,0 \cdot 10^{-4} \cdot \left[\sqrt{(r^2) + H^2} - \frac{D}{2,0} \right] \right]}.$$

Токсична дія

Фактор розглядається тільки у випадку використання на борту РН токсичних КРП АТ + НДМГ. В загальному випадку розміри зони небезпеки під час викиду токсичної речовини (токсиканта) залежить від таких чинників:

- загального об'єму викиду токсичної речовини;
- тривалості викиду токсиканта;
- стану атмосфери категорії (класу) стійкості (стабільності),
- швидкості і напрямку вітру під час викиду і поширення токсиканта в атмосфері.

Об'єм і інтенсивність викиду токсичної речовини визначається сценарієм аварії. У випадку падіння незруйнованої аварійної РН (сценарій може розглядатися і стосовно ВЧ, яка досягає поверхні Землі без руйнування) в результаті удару об землю і руйнування баків більша частина АТ і НДМГ змішується і вибухає. Інша частина токсичних КРП згорає під час пожежі, піддаючись дії високих температур, що є одним з найбільш ефективних факторів детоксикації. Певна частина КРП не бере участі у вибуховому горінні, а під дією високих температур випаровується. З огляду на дію екстремально високих температур під час вибуху і пожежі можна прогнозувати високу швидкість випаровування КРП в точці падіння аварійної РН. Таким чином, викид парів КРТ в приземний шар атмосфери у випадку падіння і вибуху аварійної РН слід розглядати як залповий.

В даний час відсутня методика точної кількісної оцінки маси КРП, що не бере участі у вибуховому горінні. За досвідними даними частина КРП, що випаровується, може досягати 10% від загальної маси КРП на момент падіння аварійної РН. Так у [49] також рекомендовано використовувати максимальне значення КРП, що випаровується $M = 0,1M_{\text{КРП}}$, де $M_{\text{КРП}}$ – сумарна маса залишків КРТ на момент аварії.

Для оцінки зони хімічного зараження необхідно мати дані щодо рози вітрів в точці падіння аварійної РН і стану атмосфери. Набір станів, що характеризують стійкість атмосфери, згідно Паскуїлу охоплює шість класів А, В, С, D, E, F [58]. У практичних розрахунках слід прийняти, що за весь аналізований період часу негативного впливу на людину після падіння аварійної РН напрямок і сила вітру, а також градієнт температури за висотою і стійкість атмосфери залишаються незмінними.

В процесі вивчення ураження людей, що знаходяться в районі токсичної небезпеки, необхідно також враховувати суб'єктивні чинники, такі як стан здоров'я людей і їх поведінку під час аварії РН. Проте це значно ускладнює розрахункову модель і вносить чинник невизначеності, тому в практичних

розрахунках приймається, що протягом певного часу люди розташовані нерухомо.

Під час викиду токсиканту під дією турбулентного перенесення газу в приземному шарі атмосфери буде формуватися характерний «слід», зі змінною протягом часу геометрією (рис. А.1). Усередині «сліду» існує суттєва неоднорідність за концентраціями токсиканта, а його контур характеризує лише поточну площу зони, в межах якої можлива реалізація збитку різних ступенів тяжкості (від незначного відхилення від фізіологічних норм до летального результату).

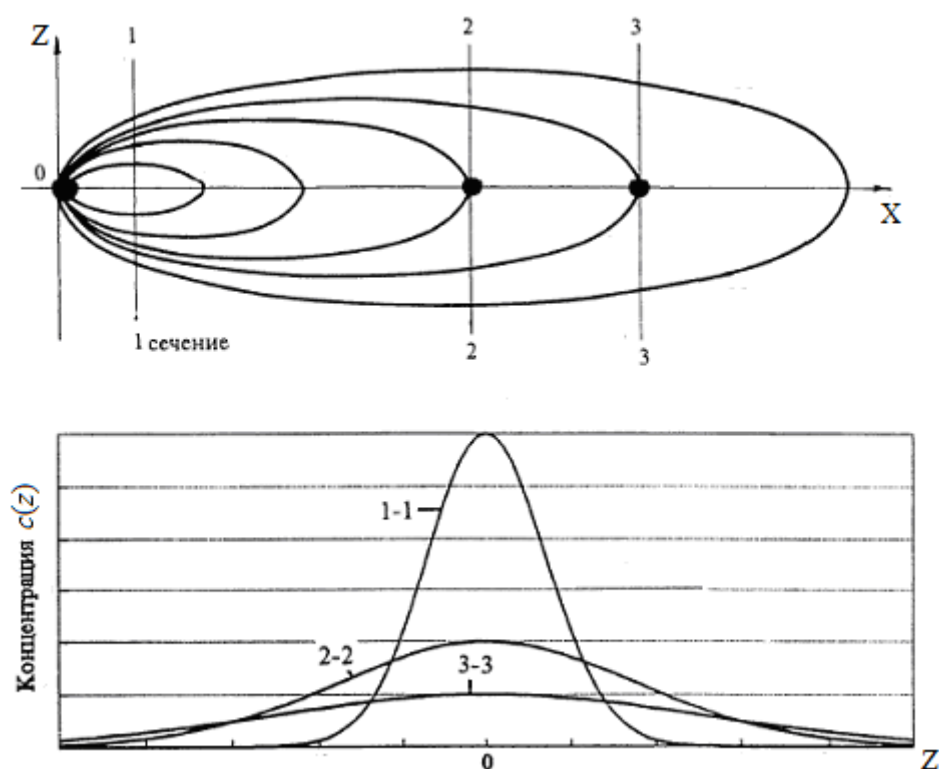


Рис. А.1 – Характер поширення токсиканта в атмосфері приземного шару

У загальному випадку зона поширення токсиканта визначається за результатами проведення числового інтегрування диференціальних рівнянь, що описують закономірності витікання і розсіювання (поширення) в атмосфері небезпечної речовини [81]. Процес перенесення домішок в атмосфері може бути наближено описаний Гаусовою моделлю. Її побудова проводиться в прямокутній системі координат, вісь якої збігається за напрямком з напрямком вітру (руху атмосфери). В процесі побудови такої моделі для залпового викиду приймається, що точкове джерело масою M з'являється в атмосфері одночасно в момент часу $t = 0$ у точці $(x = 0, z = 0, y = 0)$. Концентраційне поле токсичної речовини може бути описано формулою

$$c(x, z, y; t) = \frac{2 \cdot M}{(\sqrt{2\pi})^3 \sigma_x \sigma_z \sigma_y} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{(x-u \cdot t)^2}{\sigma_x^2} + \frac{z^2}{\sigma_z^2} + \frac{y^2}{\sigma_y^2} \right)}, \quad (\text{A.4})$$

де σ_x , σ_y , σ_z – стандартні відхилення хмари домішки за осями, що залежать у загальному випадку від часу t ; u – швидкість вітру.

Вирази для визначення σ_x , σ_y , σ_z в залежності від різних чинників можуть бути запозичені з [4, 60, 77, 133].

A.2 Визначення зон (радіусів) ураження під час падіння ВЧ або аварійної РН

У загальному випадку дослідженню питань ураження людей (об'єктів) під час падіння ВЧ або аварійної РН притаманні певні особливості. Відомо, що одна і та ж міра негативного впливу (надлишкового тиску у фронті вибухової ударної хвилі, кількості поглиненої теплоти, кількості поглиненого токсиканта, тощо) може викликати у людей (характерно і для інших об'єктів) наслідки різного ступеня тяжкості, тобто ефект ураження носить імовірнісний характер. Виходячи з цього, для оцінки негативного впливу зазначених факторів використовується ймовірність ураження об'єкта для відповідного ступеня тяжкості. Остання визначається з використанням апарату пробіт-функцій [75] наступним чином

$$P_{yp} = f(\text{Pr}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\text{Pr}-5} \exp(-t^2/2) dt = \Phi(\text{Pr}-5). \quad (\text{A.5})$$

Верхня межа інтеграла містить пробіт-функцію (Pr), яка визначається виходячи з дози негативного впливу в такий спосіб:

$$\text{Pr} = a + b \ln D,$$

де D – доза негативного впливу; a , b – константи що характеризують специфіку і міру небезпеки речовини або процесу.

Таким чином співвідношення (A.5) встановлює зв'язок між ймовірністю ураження P_{yp} розглянутого об'єкта і дозою негативного впливу D на нього. Наведені нижче пробіт-функції характеризують вплив на людей надлишкового тиску у фронті ударної хвилі [75]:

– для розриву барабаних перетинок – $\text{Pr} = -7,6 + 1,524 \ln \Delta P_{yx}$;

– для летального результату – $\text{Pr} = -2,44 \ln \left[\frac{7380}{\Delta P_{yx}} + \frac{1,38 \cdot 10^9}{\Delta P_{yx} I_+} \right]$,

де I_+ – питомий імпульс ударної хвилі (розрахункові співвідношення дивись [1]).

Використання апарату пробіт-функцій на жаль не дозволяє однозначно визначити радіус ураження об'єкта, що в свою чергу викликає труднощі

побудови зони його ураження. У цьому випадку математична модель оцінки ризику ураження наземних об'єктів значно ускладнюється. Виходячи з цього, для оцінки безпеки людей і наземних об'єктів під час пусків РН доцільно використовувати детермінований підхід до оцінки вражаючої дії. Такий підхід дозволяє встановити фіксовані значення радіусів ураження даного об'єкту, що відповідають тій чи іншій мірі ураження.

Вибухова ударна хвиля

Для отримання детермінованого радіусу ураження об'єкта від дії ударної хвилі співвідношення (А.1) переписують у вигляді

$$\Delta P_{yx} = \frac{0,95}{R_0} + \frac{3,9}{R_0^2} + \frac{13}{R_0^3}, \quad (\text{А.6})$$

де $R_0 = \frac{R}{Q^{1/3}}$ – зведена відстань вибуху (м/кг^{1/3}).

За відомого рівня стійкості об'єкта до ударної хвилі ΔP_{yx}^* шляхом розв'язання рівняння (А.6) визначається відповідне значення зведеної відстані $R_0(\Delta P_{yx}^*)$ і далі радіус ураження об'єкта:

$$R_y = R_0(\Delta P_{yx}^*) \cdot \sqrt[3]{Q}. \quad (\text{А.7})$$

Дія ударної хвилі на незахищену людину в детермінованій формі може бути охарактеризована наступним чином [1]:

10...20 кПа – без особливих наслідків (дзвін у вухах, порушення орієнтації);

20...40 кПа – легкі ураження (легка контузія, тимчасова втрата слуху, вивихи, забиті місця);

40...60 кПа – ураження середньої важкості (травми мозку з втратою свідомості, пошкодження органів слуху, кровотеча з носа і вух, переломи і вивихи кінцівок);

60...100 кПа – важкі і вкрай важкі ураження (травми мозку з тривалою втратою свідомості, множинні переломи, пошкодження внутрішніх органів, тощо);

більше 100 кПа – смертельні ураження.

В якості граничного значення, що визначає безпечну зону для людини, під час дії повітряної ударної хвилі, в розрахунках приймається $\Delta P_{yx}^* = 10$ кПа або 0,1 кгс/см² (відповідає $R_0 = 15,0$ м/кг^{1/3}) [67, 77]. Для катастрофічних наслідків від дії ударної хвилі на людей (пов'язаної з важкими баротравми і загибеллю) приймається рівень $\Delta P_{yx}^* = 0,65 - 0,7$ кгс/см² (відповідає $R_0 = 4,3$ м/кг^{1/3}).

Дія ударної хвилі на будівлі та споруди характеризується наступним чином:

- слабкі руйнування (збиток становить 10 – 15% від вартості об'єкта);
- середні руйнування (збиток 30 – 40% від вартості об'єкта);
- сильні руйнування (збиток 50% від вартості об'єкта і більше; відновлення недоцільно).

Вплив ударної хвилі на будівлі і споруди залежить від типу об'єкту і його характеристик. В таблиці А.2 наведено значення тисків ударної хвилі для різних об'єктів, які можуть розташовуватись уздовж траси польоту РН.

Таблиця А.2

Величини надлишкового тиску ударної хвилі (ΔP_{yx}^* , КПа), що характеризують ступінь руйнування будівель і споруд [1]

Об'єкт	Ступінь руйнування		
	сильний	середній	слабкий
Промислові будівлі з важким металевим або залізобетонним каркасом	40...50	30...40	20...30
Промислові будівлі з легким металевим каркасом і будівлі з безкаркасною конструкцією	35...45	25...35	10...20
Багатоповерхові залізобетонні будівлі з великою площею скління	40...90	20...40	8...20
Багатоповерхові цегляні будівлі	20...30	12...20	8...12
Дерев'яні будинки	12...20	8...12	6...8
Залізобетонні мости і шляхопроводи	130...200	110...130	50...80

У першому наближенні для будівельних споруд відповідно до [59] безпечним можна прийняти надлишковий тиск у фронті повітряної ударної хвилі $\Delta P_{yx} = 10$ кПа (0,1 кгс/см²). Для катастрофічних наслідків (руйнування не менше середнього ступеня) від дії ударної хвилі можна прийняти надлишковий тиск у фронті повітряної ударної хвилі $\Delta P_{yx} = 30$ кПа (0,3 кгс/см²).

Термічний вплив

Радіуси небезпечних зон від теплового випромінювання «вогняної кулі» для об'єктів визначаються виходячи з допустимого (граничного) рівня щільності теплового потоку або дози теплового впливу. Доза теплового впливу, що сприймається нерухомими людьми або об'єктами, залежить від інтенсивності теплового потоку і часу експозиції. Для людей в якості критичної (призводить до важкого термічного ураження) приймається щільність теплового потоку 37 кВт/м² за тривалості експозиції 30 с. В цьому випадку смертельне ураження отримають 90% людей, що піддаються опроміненню. Величина летальної сумарної дози для людини становить 600 кДж/м² [119, 133]. Щільність теплового потоку 4 кВт/м² приймається безпечною для людей і об'єктів. Виходячи із вказаних значень, визначається радіус ураження, що відповідає катастрофічним наслідкам, а також безпечний радіус.

Зона токсичного ураження

Зона токсичного ураження людини, що знаходиться в певній точці аварійної зони (x, z) , – це геометричне місце точок можливого падіння аварійної РН (рис. А.2), для яких за відомої схеми викиду токсиканту, напрямку і швидкості вітру, а також стану атмосфери (останні передбачаються сталими протягом аналізованого часу), відбудеться накопичення індивідуюмом дози токсичної речовини не нижче рівня D_* за час T .

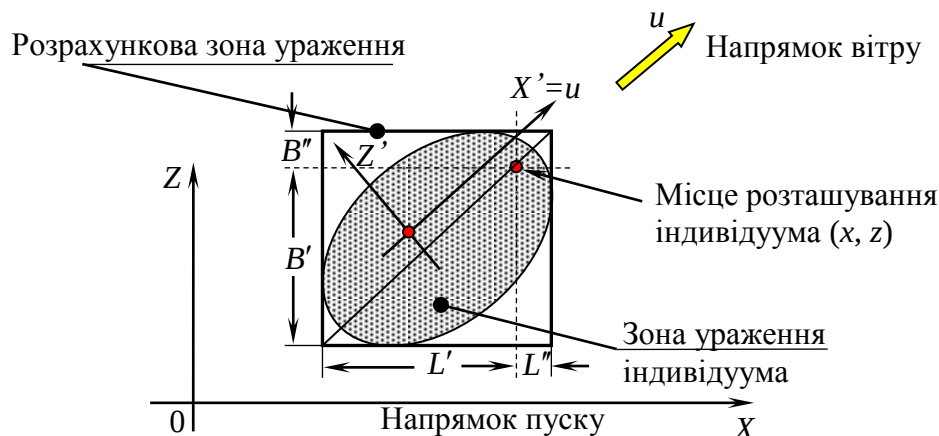


Рис. А.2 – Зона ураження індивідуума внаслідок токсичного впливу.

В загальному випадку доза токсичної речовини, що накопичена за час T індивідуюмом, розташованим нерухомо в точці з координатами (x', z', y') відносно точки викиду (точки падіння аварійної РН), визначають так:

$$D(x', z', y') = \int_0^T c(x', z', y'; t) dt,$$

де $c(x', z', y'; t)$ – концентрація токсичної речовини в точці (x', z', y') в момент часу t , що визначається згідно з (А.4). В формулі можна прийняти $y' = 0$.

Для визначення зони токсичного ураження найчастіше використовується [75] середня смертельна токсодоза LD_{50} , що викликає летальний результат у 50% уражених впродовж часу експозиції незахищеного індивідуума $T = 5$ хв. (для НДМГ $LD_{50} = 2450,0$ мг·хв/м³; для АТ – $LD_{50} = 8000,0$ мг·хв/м³) або середня смертельна концентрація LC_{50} – концентрація, що викликає летальний результат у 50% уражених (для НДМГ $LC_{50} = 490,0$ мг/м³; для АТ – $LC_{50} = 1600,0$ мг/м³).

Отримавши межі такої зони ураження для розглянутих моментів часу аварії РН, її слід подати в зручній форму – у вигляді ортогонально орієнтованого прямокутника, як це показано на рис. А.2.

Безпечна за дією токсиканта відстань в умовах відсутності вітру або в напрямку, перпендикулярному до поширення вітру, під час вибуху в першому наближенні може бути визначена за формулою

$$R_y = 160\sqrt[3]{Q}.$$

Ця ж величина приймається в якості радіусу враження для напрямку, протилежного напрямку вітру. У напрямку вітру радіус небезпечної зони можна оцінити наступним чином

$$R_y = 160\sqrt[3]{Q(1 + 0,5V_v)},$$

де V_v – швидкість вітру.

Динамічний вплив фрагментів ВЧ/аварійної РН

Для фрагмента ВЧ/аварійної РН, що не містить палива, радіус ураження R_y визначається максимальною довжиною його проекції. Відомо також [10], що в процесі падіння фрагмента, який випадковим чином обертається середня площа проекції під час падіння на Землю дорівнює $S_n/4$, де S_n – площа бічної поверхні фрагмента.

ДОДАТОК Б

ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПОЗАШТАТНИХ СИТУАЦІЙ, ПОВ'ЯЗАНИХ ІЗ ВТРАТОЮ КЕРОВАНOSTІ РАКЕТИ-НОСІЯ

Для визначення ймовірностей $P_{ABД_j}^{(i)}$ і $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$ у формулах оцінки складової ризику $R_2^{(i)}$ має бути проведено аналіз процесів розвитку кожної ПШС, зумовленої відмовою другої групи, від моменту виникнення відмови до реалізації АВД і падіння аварійної РН (її фрагментів). З цією метою для обраних моментів виникнення відмов другої групи здійснюється моделювання (симуляція) процесу розвитку ПШС. Фактично моделюється керований рух РН з урахуванням відмови, що виникла. У разі перевищення одним з контрольованих параметрів руху РН гранично допустимих значень фіксується факт аварії РН, після чого відбувається АВД. Далі моделюється падіння аварійної РН. З використанням отриманих результатів моделювання оцінюють характеристики процесів розвитку ПШС:

- ймовірність реалізації АВД;
- середню тривалість розвитку ПШС від моменту виникнення відмови до реалізації АВД;
- числові характеристики розсіювання точок падіння аварійних РН або їх фрагментів після АВД.

Ймовірність реалізації АВД ($P_{ABД}$) для розглянутого моменту часу виникнення відмови становить відношення кількості експериментів, для яких ПШС призвела до втрати керованості і реалізації АВД (аварії РН), до загальної кількості експериментів.

Середня тривалість розвитку ПШС від моменту виникнення аварійної відмови до реалізації АВД ($\bar{t}_{ABД}$) визначається як середнє арифметичне отриманих в процесі моделювання тривалостей розвитку ПШС. Для оцінки характеру і динаміки розвитку ПШС в дослідженнях доцільно також оцінювати мінімальну ($t_{ABД}^{\min}$) та максимальну ($t_{ABД}^{\max}$) тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД і довжину відповідного інтервалу часу ($t_{ABД}^{\min}, t_{ABД}^{\max}$). Для середнього $\bar{t}_{ABД}$ визначаються збурення, накопичені аварійною РН, які стають вихідними даними для процесу моделювання пасивної ділянки польоту аварійної РН з подальшою оцінкою характеристик розсіювання точок падіння.

Для кожної відмови другої групи числові характеристики точок падіння аварійних РН після реалізації АВД визначаються по відношенню до точок аварійної траси $L_X(t_j)$. Виходячи з принципу адитивності, відхилення точок падіння аварійних РН від аварійної траси будуть складатися з трьох складових (рис. Б.1):

– відхилень точок падіння аварійних РН від аварійної траси у поздовжньому напрямку за рахунок збурюючих факторів на ділянці штатного польоту (характеризується середнім квадратичним відхиленням у поздовжньому напрямку $\sigma'_X(t_j)$);

– відхилень точок падіння аварійної РН від аварійної траси в поздовжньому і бічному напрямках за рахунок збурюючих факторів на ділянці польоту від моменту виникнення відмови до моменту реалізації АВД (характеризується відхиленням середнього від аварійної траси $\Delta m_X(t_j)$, $\Delta m_Z(t_j)$ і середніми квадратичними відхиленнями $\sigma''_X(t_j)$, $\sigma''_Z(t_j)$);

– відхилень точок падіння аварійної РН в поздовжньому і бічному напрямках за рахунок збурюючих факторів на ділянці пасивного польоту ($\sigma'''_X(t_j)$ и $\sigma'''_Z(t_j)$).

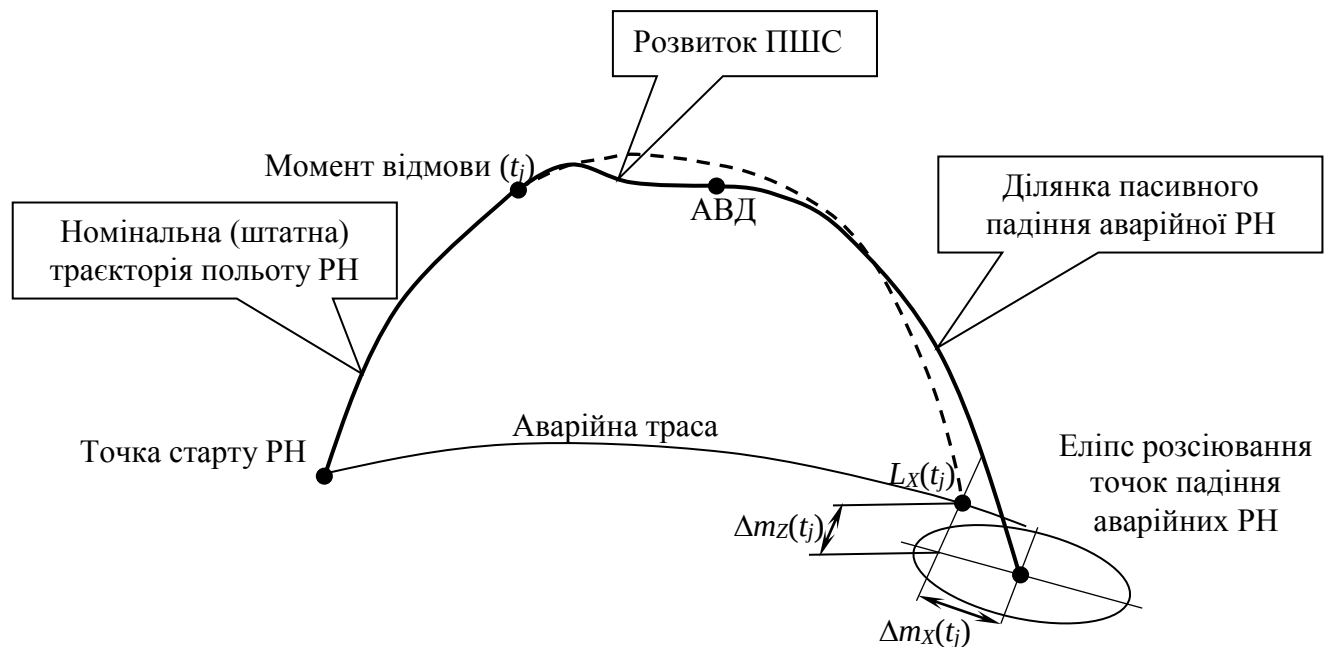


Рис. Б.1 – Схема формування розсіювання точок падіння аварійних РН у випадку втрати керованості

Таким чином, числові характеристики точок падіння аварійних РН з урахуванням всіх збурень визначаються з використанням співвідношень:

$$m_X(t_j) = L_X(t_j) + \Delta m_X(t_j); \quad (\text{Б.1})$$

$$m_Z(t_j) = \Delta m_Z(t_j); \quad (\text{Б.2})$$

$$\sigma_X(t_j) = \sqrt{[\sigma'_X(t_j)]^2 + [\sigma''_X(t_j)]^2 + [\sigma'''_X(t_j)]^2}; \quad (\text{Б.3})$$

$$\sigma_Z(t_j) = \sqrt{[\sigma''_Z(t_j)]^2 + [\sigma'''_Z(t_j)]^2}. \quad (\text{Б.4})$$

Зауважимо, що для ПШС, обумовлених відмовами першої групи,

$$m_X(t_j) = L_X(t_j); \quad (\text{Б.5})$$

$$m_Z(t_j) \approx 0; \quad (\text{Б.6})$$

$$\sigma_X(t_j) = \sqrt{[\sigma'_X(t_j)]^2 + [\sigma'''_X(t_j)]^2}; \quad (\text{Б.7})$$

$$\sigma_Z(t_j) = \sigma'''_Z(t_j). \quad (\text{Б.8})$$

Тобто середні квадратичні відхилення $\sigma_X(t)$, $\sigma_Z(t)$ складаються з розкидів, обумовлених штатним польотом (дає складову тільки в поздовжньому напрямку) і розкидів, що утворюються на ділянці пасивного падіння аварійної РН.

ДОДАТОК В

ПРОГРАМА ПОБУДОВИ НЕБЕЗПЕЧНОЇ ЗОНИ ДЛЯ ЛЮДЕЙ В НАВКОЛОСТАРТОВІЙ ЗОНІ ДЛЯ КРК «ЦИКЛОН-4» (лістінг MathCAD документу)

ORIGIN:= 1

Расчет индивидуальных рисков вдоль трассы полета $t_{\text{БЛ}} = 15 \text{ сек}$

Общие исходные данные

Время полета 1-ой ступени РКН "Циклон-4" $t_{\Sigma} := 118$

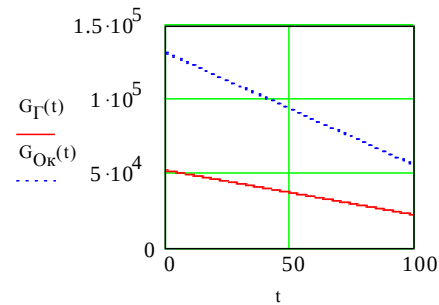
Времена возникновения АО

Топливо на борту 1-ой ступени (кг)

$T_{\text{АО}} :=$	$t_{\text{топ}} :=$	$G_{\Gamma} :=$	$G_{\text{ОК}} :=$
0	0	34934	87818
5	12	31356	78774
10	15	30457	76502
15	18	29558	74231
20	22	28360	71202
25	25	27461	68930
30	40	22967	57572
40	49	20271	50758
50	64	15777	39400
60	106	3194	7598

Топливо на борту 2-ой и 3-ей ступени $G'_{\Gamma} := 14044 + 3237$ $G'_{\text{ОК}} := 35838 + 7752$

$G_{\Gamma}(t) := \text{interp}(t_{\text{топ}}, G_{\Gamma} + G'_{\Gamma}, t)$ $G_{\text{ОК}}(t) := \text{interp}(t_{\text{топ}}, G_{\text{ОК}} + G'_{\text{ОК}}, t)$



Радиус зоны поражения (в км) для людей
на открытой местности

(для избыточного давления 0,1 кгс/см²)

$$r_{\text{п}}(\text{м}) := \frac{\sqrt{\pi} \cdot 15 \sqrt[3]{1.11 \cdot (\text{м})^3 \cdot 10}}{2 \cdot 1000}$$

$i := 1 \dots \text{last}(T_{\text{АО}})$

$j := 1 \dots \text{last}(T_{\text{АО}}) - 1$

$\Delta t_j := T_{\text{АО}_{j+1}} - T_{\text{АО}_j}$

Исходные данные по отклонениям точек падения аварийных РКН за счет возмущающих факторов штатного полета (км)

$$T1 := \begin{pmatrix} 0 \\ 12 \\ 15 \\ 18 \\ 22 \\ 25 \\ 31 \\ 40 \\ 51 \\ 64 \\ 71 \\ 91 \\ 106 \\ 115 \end{pmatrix} \quad \Delta L_1 := \begin{pmatrix} 0 \\ 0.01 \\ 0.01 \\ 0.02 \\ 0.03 \\ 0.04 \\ 0.06 \\ 0.2 \\ 0.4 \\ 0.6 \\ 1.3 \\ 11 \\ 17 \\ 19 \end{pmatrix}$$

$$\sigma L'_1(t) := \text{linterp}\left(T1, \frac{\Delta L_1}{3}, t\right)$$

Исходные данные по отклонениям точек падения за счет возмущающих факторов на этапе пассивного полета после АВД (км)

$$T3 := \begin{pmatrix} 0 \\ 12 \\ 15 \\ 18 \\ 22 \\ 25 \\ 31 \\ 51 \\ 71 \\ 91 \\ 115 \\ 118 \end{pmatrix} \quad \Delta L_3 := \begin{pmatrix} 0 \\ 0.017 \\ 0.050 \\ 0.130 \\ 0.315 \\ 0.508 \\ 0.940 \\ 7.095 \\ 17.559 \\ 21.184 \\ 36.795 \\ 39.919 \end{pmatrix} \quad \Delta Z_3 := \begin{pmatrix} 0 \\ 0.026 \\ 0.048 \\ 0.070 \\ 0.122 \\ 0.262 \\ 0.907 \\ 4.616 \\ 11.964 \\ 12.851 \\ 13.824 \\ 14.164 \end{pmatrix}$$

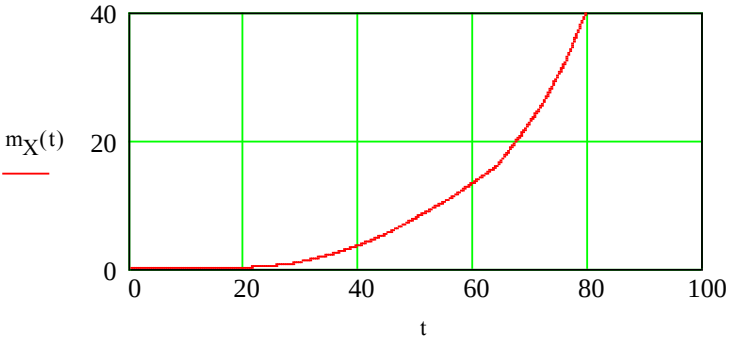
$$\sigma L'_3(t) := \text{linterp}\left(T3, \frac{\Delta L_3}{3}, t\right)$$

$$\sigma Z'_3(t) := \text{linterp}\left(T3, \frac{\Delta Z_3}{3}, t\right)$$

Аварийная трасса

T :=	$\begin{pmatrix} 0 \\ 12 \\ 16 \\ 20 \\ 24 \\ 28 \\ 32 \\ 36 \\ 40 \\ 44 \\ 48 \\ 52 \\ 56 \\ 60 \\ 64 \\ 68 \\ 72 \\ 76 \\ 80 \\ 84 \\ 88 \\ 92 \\ 96 \\ 100 \end{pmatrix}$	L :=	$\begin{pmatrix} 0 \\ 0.035 \\ 0.138 \\ 0.220 \\ 0.484 \\ 0.775 \\ 1.598 \\ 2.522 \\ 3.730 \\ 5.238 \\ 7.058 \\ 9.106 \\ 11.112 \\ 13.584 \\ 16.058 \\ 20.715 \\ 25.814 \\ 32.459 \\ 41.109 \\ 52.393 \\ 67.034 \\ 87.255 \\ 117.215 \\ 152.591 \end{pmatrix}$

$m_X(t) := \text{linterp}(T, L, t)$



Отказ 1-го типа (отказ руль-машины)

Среднее время
развития НшС до АВДВероятность выхода
на АВДИсходные данные по отклонениям точек падения аварийной РКН за счет возмущающих факто
участке полета от момента возникновения отклонения от момента АВД

$T_{ABД1} :=$	$P_{ABД1} :=$	$LL1 :=$	$ZZ1 :=$	$\sigma_{LL1} :=$	$\sigma_{ZZ1} :=$
21.2	0.241	0.063	-0.158	0.033	0.142
17.4	0.274	0.011	0.054	0.015	0.019
29.0	0.472	0.009	0.025	0.010	0.016
26.2	1	-0.013	0.003	0.014	0.011
33.2	1	-0.011	0.000	0.016	0.011
43.2	1	-0.024	0.003	0.013	0.011
44.8	1	-0.036	0.004	0.022	0.012
52.0	1	-0.033	0.005	0.013	0.017
59.9	1	-0.040	0.008	0.022	0.015
68.5	1	-0.065	0.010	0.551	0.019
79.3	0.98	-0.130	0.005	0.052	0.023
85.9	0.949	-0.149	0	0.069	0.018
91.0	0.866	-0.256	0.014	0.119	0.026
111.3	0.081	-1.445	0.048	0.636	0.115
111.4	0.015	-3.469	0.063	2.313	0.331
112.6	0.011	-2.548	0.020	1.979	0.393

$$m'_{X1_i} := m_X(T_{ABД1_i}) + LL1_i$$

$$m'_{Z1_i} := ZZ1_i$$

$$m''_{X1}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, m'_{X1}, t)$$

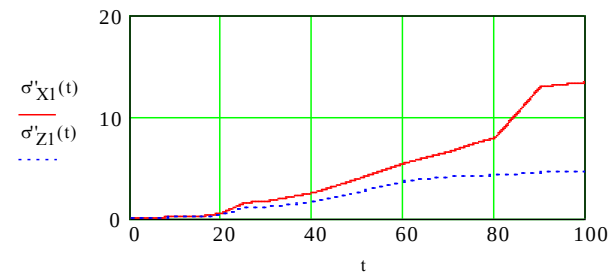
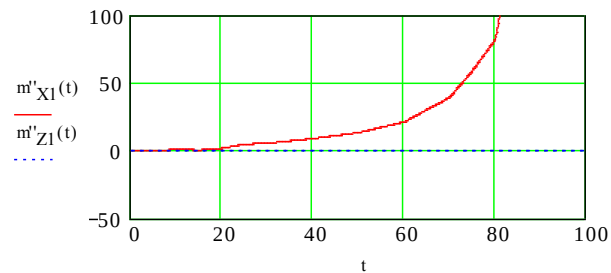
$$m''_{Z1}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, m'_{Z1}, t)$$

$$\Sigma 1_{X1} := \sqrt{(\sigma_{L1}(T_{ABД1_i}))^2 + (\sigma_{LL1})^2 + \sigma_{L3}(T_{ABД1_i})^2}$$

$$\Sigma 1_{Z1} := \sqrt{(\sigma_{ZZ1})^2 + \sigma_{Z3}(T_{ABД1_i})^2}$$

$$\sigma'_{X1}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma 1_X, t)$$

$$\sigma'_{Z1}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma 1_Z, t)$$



Отказ 2-го типа (отказ рулевого двигателя)

$T_{ABД2} :=$	$P_{ABД2} :=$	$LL2 :=$	$ZZ2 :=$	$\sigma LL2 :=$	$\sigma ZZ2 :=$
17.5	0.004	0.086	-0.051	0.299	0.062
18.1	0.032	-0.065	0.013	0.085	0.059
17.6	0.191	-0.031	0.013	0.037	0.032
19.2	1	-0.026	0.004	0.025	0.014
24.2	1	-0.034	0.009	0.027	0.017
29.1	1	-0.052	0.002	0.050	0.016
33.7	1	-0.081	0.004	0.022	0.031
43.3	1	-0.106	-0.015	0.013	0.051
52.7	1	-0.124	-0.015	0.022	0.044
62.7	1	-0.169	-0.018	0.551	0.056
72.9	1	-0.308	-0.007	0.052	0.148
78.0	1	-0.479	-0.013	0.069	0.143
83.6	1	-0.912	-0.027	0.119	0.302
94.3	1	-2.521	0.145	0.636	0.957
99.7	1	-4.059	0.270	2.313	0.937
104.8	1	-5.321	0.597	1.979	1.790

$$m'_{X2_i} := m_X(T_{ABД2_i}) + LL2_i$$

$$m'_{Z2_i} := ZZ2_i$$

$$m''_{X2}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, m'_{X2}, t)$$

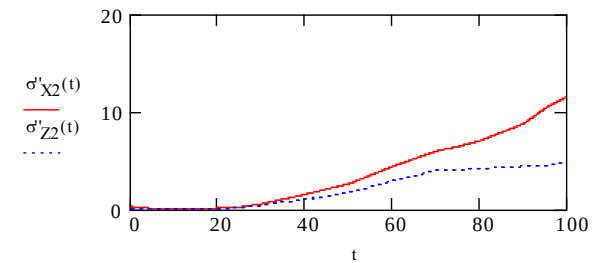
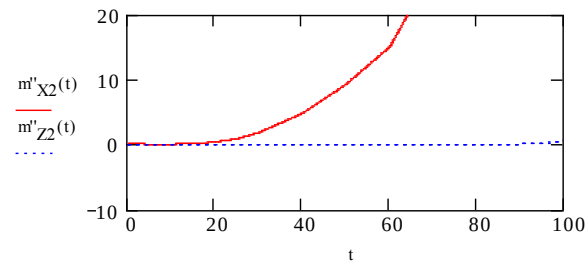
$$m''_{Z2}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, m'_{Z2}, t)$$

$$\Sigma 2_{X_i} := \sqrt{\sigma L'_1(T_{ABД2_i})^2 + (\sigma LL2_i)^2 + \sigma L'_3(T_{ABД2_i})^2}$$

$$\Sigma 2_{Z_i} := \sqrt{(\sigma ZZ2_i)^2 + \sigma Z'_3(T_{ABД2_i})^2}$$

$$\sigma'_{X2}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma 2_X, t)$$

$$\sigma'_{Z2}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma 2_Z, t)$$



Отказ 3-го типа (отказ 1 блока маршевого двигателя)

$T_{AB,Д3} :=$	$P_{AB,Д3} :=$	$LL3 :=$	$ZZ3 :=$	$\sigma_{LL3} :=$	$\sigma_{ZZ3} :=$
50.5	0.993	-5.536	0.036	0.181	0.060
56.5	0.28	-5.976	0.174	0.319	0.050
59.2	0.293	-6.351	0.229	0.380	0.143
63.0	0.023	-7.659	0.429	0.581	0.040
68.9	0.77	-10.180	-0.115	0.513	0.168
76.6	1	-19.662	-0.027	6.018	0.058
91.7	1	-76.648	0.036	24.880	0.042
101.1	1	-114.136	0.175	5.649	0.043
102.3	0.205	-107.810	-0.536	4.112	0.035
1	0	0	0	0.01	0.01
1	0	0	0	0.01	0.01
1	0	0	0	0.01	0.01
1	0	0	0	0.01	0.01
1	0	0	0	0.01	0.01
1	0	0	0	0.01	0.01
1	0	0	0	0.01	0.01
1	0	0	0	0.01	0.01

$$m'_{X3_i} := m_X(T_{AB,Д3_i}) + LL3_i$$

$$m'_{Z3_i} := ZZ3_i$$

$$m''_{X3}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, m'_{X3}, t)$$

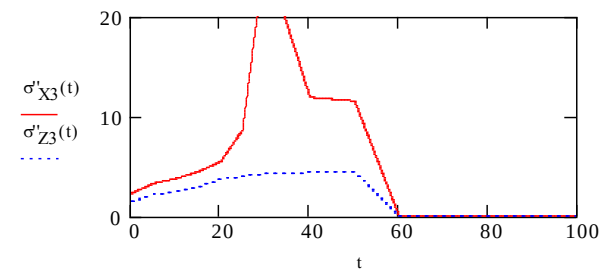
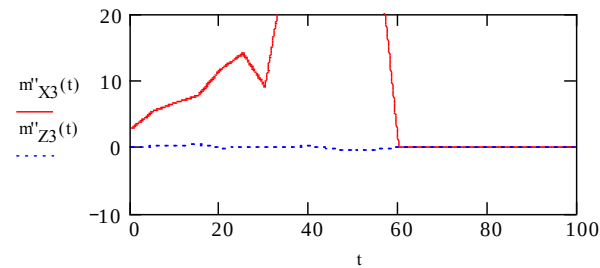
$$m''_{Z3}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, m'_{Z3}, t)$$

$$\Sigma_{X3_i} := \sqrt{\sigma_{L1}(T_{AB,Д3_i})^2 + (\sigma_{LL3})^2 + \sigma_{L3}(T_{AB,Д3_i})^2}$$

$$\Sigma_{Z3_i} := \sqrt{(\sigma_{ZZ3_i})^2 + \sigma_{Z3}(T_{AB,Д3_i})^2}$$

$$\sigma'_{X3}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma_{X3}, t)$$

$$\sigma'_{Z3}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma_{Z3}, t)$$



Отказ ДУ 1-ой ступени

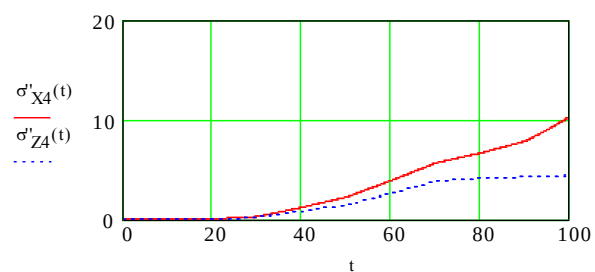
$\sigma_{LL4} :=$	$\begin{pmatrix} 0 \\ 0.003 \\ 0.015 \\ 0.033 \\ 0.048 \\ 0.07 \\ 0.103 \\ 0.156 \\ 0.182 \\ 0.198 \\ 0.232 \\ 0.286 \\ 0.416 \\ 0.784 \\ 1.085 \\ 1.369 \end{pmatrix}$	$\sigma_{ZZ4} :=$	$\begin{pmatrix} 0 \\ 0.003 \\ 0.013 \\ 0.032 \\ 0.049 \\ 0.071 \\ 0.096 \\ 0.142 \\ 0.169 \\ 0.186 \\ 0.211 \\ 0.237 \\ 0.273 \\ 0.340 \\ 0.386 \\ 0.455 \end{pmatrix}$

$$\Sigma_{X_i} := \sqrt{\sigma_{L1}^2(T_{AO_i})^2 + (\sigma_{LL4})^2 + \sigma_{L3}^2(T_{AO_i})^2}$$

$$\Sigma_{Z_i} := \sqrt{(\sigma_{ZZ4})^2 + \sigma_{Z3}^2(T_{AO_i})^2}$$

$$\sigma'_{X4}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma_{X_i}, t)$$

$$\sigma'_{Z4}(t) := \text{linterp}(T_{AO}, \Sigma_{Z_i}, t)$$



Топливо на борту РКН на моменты АВД для АО 1-го типа

$$G_{\Gamma 1} := G_{\Gamma}(T_{ABД1}) \quad G_{OK1} := G_{OK}(T_{ABД1})$$

$$m_{T1_i} := G_{\Gamma 1_i} + G_{OK1_i}$$

Радиусы зоны поражения для АО 1-го типа $r_{п1_j} := r_{п}(m_{T1_j})$

$r_{\Pi 1}^T =$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
	1	0.426	0.428	0.421	0.423	0.418	0.411	0.41	0.405	0.399

Топливо на борту РКН на моменты АВД для АО 2-го типа

$$\begin{aligned} G_{\Gamma 2} &:= G_{\Gamma}(T_{ABД2}) & G_{Oк2} &:= G_{Oк}(T_{ABД2}) \\ m_{r2_i} &:= G_{\Gamma 2_i} + G_{Oк2_i} & r_{п2_j} &:= r_{п}(m_{r2_j}) \end{aligned}$$

$$r_{п2}^T =$$

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0.428	0.428	0.428	0.427	0.424	0.421	0.418	0.411	0.405	0.397

Топливо на борту РКН на моменты АВД для АО 3-го типа

$$\begin{aligned} G_{\Gamma 3} &:= G_{\Gamma}(T_{ABД3}) & G_{Oк3} &:= G_{Oк}(T_{ABД3}) \\ m_{r3_i} &:= G_{\Gamma 3_i} + G_{Oк3_i} \end{aligned}$$

Радиусы зоны поражения для АО 3-го типа $r_{п3_j} := r_{п}(m_{r3_j})$

$$r_{п3}^T =$$

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0.406	0.402	0.4	0.397	0.392	0.385	0.371	0.361	0.36	0.438

Топливо на борту РКН на моменты АВД для АО 4-го типа

$$\begin{aligned} G_{\Gamma 4} &:= G_{\Gamma}(T_{AO}) & G_{Oк4} &:= G_{Oк}(T_{AO}) \\ m_{r4_i} &:= G_{\Gamma 4_i} + G_{Oк4_i} \end{aligned}$$

Радиусы зоны поражения для АО 4-го типа $r_{п4_j} := r_{п}(m_{r4_j})$

$$r_{п4}^T =$$

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0.438	0.436	0.433	0.43	0.427	0.424	0.42	0.414	0.407	0.399

Вероятность отказа РМ 1-ой ступени $Q_1 := 0.00128$

$$\Delta P_{11} := 6.4 \cdot 10^{-5} \quad \Delta P_{12} := 1.024 \cdot 10^{-3} \quad \Delta P_{13} := 1.92 \cdot 10^{-4}$$

$$\Delta I_1 := \frac{\Delta P_{11} + Q_1}{0.05} \quad \Delta I_2 := \frac{\Delta P_{12} + Q_1}{0.8} \quad \Delta I_3 := \frac{\Delta P_{13} + Q_1}{0.15}$$

$$P_{1\Delta t_j} := \begin{cases} \Delta I_1 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - T_{AO_j}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T_{AO_{j+1}} \leq 0.05 \cdot t_{\Sigma} \\ \left(\Delta I_1 \cdot \frac{0.05 \cdot t_{\Sigma} - T_{AO_j}}{t_{\Sigma}} + \Delta I_2 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - 0.05 \cdot t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}} \right) & \text{if } T_{AO_j} < 0.05 \cdot t_{\Sigma} \wedge T_{AO_{j+1}} > 0.05 \cdot t_{\Sigma} \\ \Delta I_2 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - T_{AO_j}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T_{AO_j} \geq 0.05 \cdot t_{\Sigma} \wedge T_{AO_{j+1}} \leq 0.85 \cdot t_{\Sigma} \\ \left(\Delta I_2 \cdot \frac{0.85 \cdot t_{\Sigma} - T_{AO_j}}{t_{\Sigma}} + \Delta I_3 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - 0.85 \cdot t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}} \right) & \text{if } T_{AO_j} < 0.85 \cdot t_{\Sigma} \wedge T_{AO_{j+1}} > 0.85 \cdot t_{\Sigma} \\ \Delta I_3 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - T_{AO_j}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T_{AO_j} \geq 0.85 \cdot t_{\Sigma} \end{cases}$$

$$P_{1\Delta t}^T =$$

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0.042	0.042	0.042	0.042	0.042	0.042	0.085	0.085	0.085	0.085

Вероятность отказа рулевого двигателя 1-ой ступени $Q_2 := 0.0011$

$$\Delta P_{21} := 5.5 \cdot 10^{-4} \quad \Delta P_{22} := 4.63 \cdot 10^{-4} \quad \Delta P_{23} := 8.68 \cdot 10^{-5}$$

$$\Delta 2_1 := \frac{\Delta P_{21} \div Q_2}{0.05} \quad \Delta 2_2 := \frac{\Delta P_{22} \div Q_2}{0.8} \quad \Delta 2_3 := \frac{\Delta P_{23} \div Q_2}{0.15}$$

$$P_{2\Delta t_j} := \begin{cases} \Delta 2_1 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - T_{AO_j}}{t_\Sigma} & \text{if } T_{AO_{j+1}} \leq 0.05 \cdot t_\Sigma \\ \left(\Delta 2_1 \cdot \frac{0.05 \cdot t_\Sigma - T_{AO_j}}{t_\Sigma} + \Delta 2_2 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - 0.05 \cdot t_\Sigma}{t_\Sigma} \right) & \text{if } T_{AO_j} < 0.05 \cdot t_\Sigma \wedge T_{AO_{j+1}} > 0.05 \cdot t_\Sigma \\ \Delta 2_2 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - T_{AO_j}}{t_\Sigma} & \text{if } T_{AO_j} \geq 0.05 \cdot t_\Sigma \wedge T_{AO_{j+1}} \leq 0.85 \cdot t_\Sigma \\ \left(\Delta 2_2 \cdot \frac{0.85 \cdot t_\Sigma - T_{AO_j}}{t_\Sigma} + \Delta 2_3 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - 0.85 \cdot t_\Sigma}{t_\Sigma} \right) & \text{if } T_{AO_j} < 0.85 \cdot t_\Sigma \wedge T_{AO_{j+1}} > 0.85 \cdot t_\Sigma \\ \Delta 2_3 \cdot \frac{T_{AO_{j+1}} - T_{AO_j}}{t_\Sigma} & \text{if } T_{AO_j} \geq 0.85 \cdot t_\Sigma \end{cases}$$

$$P_{2\Delta t}^T =$$

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	0.424	0.095	0.022	0.022	0.022	0.022	0.045	0.045	0.045	0.045

Вероятность отказа одного блока МДУ 1-ой ступени $Q_3 := 0.00032$

$$\Delta P_{31} := 8.0 \cdot 10^{-5} \quad \Delta P_{32} := 4.0 \cdot 10^{-5} \quad \Delta P_{33} := 2.0 \cdot 10^{-4}$$

$$\Delta 3_1 := \frac{\Delta P_{31} \div Q_3}{0.05} \quad \Delta 3_2 := \frac{\Delta P_{32} \div Q_3}{0.8} \quad \Delta 3_3 := \frac{\Delta P_{33} \div Q_3}{0.15}$$

Риски для людей, находящихся вдоль трассы полета

$$R1(x, z) := Q_1 \cdot \sum_{j=1}^{\text{las}(T_{AO})-1} P1_{\Delta t_j} \cdot P_{AB} D1_j \cdot \frac{1}{t_{\Sigma}} \cdot \left[\int_{T_{AO_j}}^{T_{AO_{j+1}}} \left(\text{pnorm}\left(x + r_{\Pi 1_j}, m_{X1}(t), \sigma'_{X1}(t)\right) - \text{pnorm}\left(x - r_{\Pi 1_j}, m_{X1}(t), \sigma'_{X1}(t)\right) \right) \cdot \left(\text{pnorm}\left(z + r_{\Pi 1_j}, m_{Z1}(t), \sigma'_{Z1}(t)\right) - \text{pnorm}\left(z - r_{\Pi 1_j}, m_{Z1}(t), \sigma'_{Z1}(t)\right) \right) dt \right]$$

$$R2(x, z) := Q_2 \cdot \sum_{j=1}^{\text{las}(T_{AO})-1} P2_{\Delta t_j} \cdot P_{AB} D2_j \cdot \frac{1}{t_{\Sigma}} \cdot \left[\int_{T_{AO_j}}^{T_{AO_{j+1}}} \left(\text{pnorm}\left(x + r_{\Pi 2_j}, m_{X2}(t), \sigma'_{X2}(t)\right) - \text{pnorm}\left(x - r_{\Pi 2_j}, m_{X2}(t), \sigma'_{X2}(t)\right) \right) \cdot \left(\text{pnorm}\left(z + r_{\Pi 2_j}, m_{Z2}(t), \sigma'_{Z2}(t)\right) - \text{pnorm}\left(z - r_{\Pi 2_j}, m_{Z2}(t), \sigma'_{Z2}(t)\right) \right) dt \right]$$

$$R3(x, z) := Q_3 \cdot \sum_{j=1}^{\text{las}(T_{AO})-1} P3_{\Delta t_j} \cdot P_{AB} D3_j \cdot \frac{1}{t_{\Sigma}} \cdot \left[\int_{T_{AO_j}}^{T_{AO_{j+1}}} \left(\text{pnorm}\left(x + r_{\Pi 3_j}, m_{X3}(t), \sigma'_{X3}(t)\right) - \text{pnorm}\left(x - r_{\Pi 3_j}, m_{X3}(t), \sigma'_{X3}(t)\right) \right) \cdot \left(\text{pnorm}\left(z + r_{\Pi 3_j}, m_{Z3}(t), \sigma'_{Z3}(t)\right) - \text{pnorm}\left(z - r_{\Pi 3_j}, m_{Z3}(t), \sigma'_{Z3}(t)\right) \right) dt \right]$$

$$R4(x, z) := Q_4 \cdot \sum_{j=1}^{\text{las}(T_{AO})-1} P4_{\Delta t_j} \cdot \left[\frac{1}{t_{\Sigma}} \cdot \left[\int_{T_{AO_j}}^{T_{AO_{j+1}}} \left(\text{pnorm}\left(x + r_{\Pi 4_j}, m_{X4}(t), \sigma'_{X4}(t)\right) - \text{pnorm}\left(x - r_{\Pi 4_j}, m_{X4}(t), \sigma'_{X4}(t)\right) \right) \cdot \left(\text{pnorm}\left(z + r_{\Pi 4_j}, 0, \sigma'_{Z4}(t)\right) - \text{pnorm}\left(z - r_{\Pi 4_j}, 0, \sigma'_{Z4}(t)\right) \right) dt \right] \right]$$

$$R_{\Sigma\_1234}(x, z) := R1(x, z) + R2(x, z) + R3(x, z) + R4(x, z)$$

Узловые точки

$$m_x := 1..149 \quad m_z := 1..41$$

$$X_{m_x} := -2 + (m_x - 1) \cdot 0.25 \quad Z_{m_z} := -5 + (m_z - 1) \cdot 0.25$$

$$R_{1234_{m_x, m_z}} := R_{\Sigma\_1234}(X_{m_x}, Z_{m_z})$$

	1	2	3	4	5	6
1	$2.777 \cdot 10^{-10}$	$3.471 \cdot 10^{-10}$	$4.363 \cdot 10^{-10}$	$5.503 \cdot 10^{-10}$	$6.942 \cdot 10^{-10}$	$8.738 \cdot 10^{-10}$
2	$3.142 \cdot 10^{-10}$	$3.964 \cdot 10^{-10}$	$5.026 \cdot 10^{-10}$	$6.386 \cdot 10^{-10}$	$8.11 \cdot 10^{-10}$	$1.027 \cdot 10^{-9}$
3	$3.563 \cdot 10^{-10}$	$4.533 \cdot 10^{-10}$	$5.791 \cdot 10^{-10}$	$7.406 \cdot 10^{-10}$	$9.46 \cdot 10^{-10}$	$1.204 \cdot 10^{-9}$
4	$4.046 \cdot 10^{-10}$	$5.186 \cdot 10^{-10}$	$6.668 \cdot 10^{-10}$	$8.578 \cdot 10^{-10}$	$1.101 \cdot 10^{-9}$	$1.407 \cdot 10^{-9}$
5	$4.597 \cdot 10^{-10}$	$5.93 \cdot 10^{-10}$	$7.669 \cdot 10^{-10}$	$9.915 \cdot 10^{-10}$	$1.278 \cdot 10^{-9}$	$1.639 \cdot 10^{-9}$
6	$5.221 \cdot 10^{-10}$	$6.774 \cdot 10^{-10}$	$8.803 \cdot 10^{-10}$	$1.143 \cdot 10^{-9}$	$1.479 \cdot 10^{-9}$	$1.903 \cdot 10^{-9}$
7	$5.926 \cdot 10^{-10}$	$7.726 \cdot 10^{-10}$	$1.008 \cdot 10^{-9}$	$1.314 \cdot 10^{-9}$	$1.706 \cdot 10^{-9}$	$2.201 \cdot 10^{-9}$
8	$6.718 \cdot 10^{-10}$	$8.794 \cdot 10^{-10}$	$1.152 \cdot 10^{-9}$	$1.506 \cdot 10^{-9}$	$1.96 \cdot 10^{-9}$	$2.536 \cdot 10^{-9}$
9	$7.603 \cdot 10^{-10}$	$9.987 \cdot 10^{-10}$	$1.312 \cdot 10^{-9}$	$1.72 \cdot 10^{-9}$	$2.244 \cdot 10^{-9}$	$2.911 \cdot 10^{-9}$
10	$8.59 \cdot 10^{-10}$	$1.132 \cdot 10^{-9}$	$1.49 \cdot 10^{-9}$	$1.958 \cdot 10^{-9}$	$2.561 \cdot 10^{-9}$	$3.33 \cdot 10^{-9}$
11	$9.687 \cdot 10^{-10}$	$1.279 \cdot 10^{-9}$	$1.688 \cdot 10^{-9}$	$2.222 \cdot 10^{-9}$	$2.913 \cdot 10^{-9}$	$3.797 \cdot 10^{-9}$
12	$1.09 \cdot 10^{-9}$	$1.442 \cdot 10^{-9}$	$1.906 \cdot 10^{-9}$	$2.514 \cdot 10^{-9}$	$3.303 \cdot 10^{-9}$	$4.317 \cdot 10^{-9}$
13	$1.225 \cdot 10^{-9}$	$1.622 \cdot 10^{-9}$	$2.148 \cdot 10^{-9}$	$2.838 \cdot 10^{-9}$	$3.736 \cdot 10^{-9}$	$4.898 \cdot 10^{-9}$
14	$1.373 \cdot 10^{-9}$	$1.821 \cdot 10^{-9}$	$2.415 \cdot 10^{-9}$	$3.196 \cdot 10^{-9}$	$4.217 \cdot 10^{-9}$	$5.547 \cdot 10^{-9}$
15	$1.538 \cdot 10^{-9}$	$2.041 \cdot 10^{-9}$	$2.709 \cdot 10^{-9}$	$3.592 \cdot 10^{-9}$	$4.752 \cdot 10^{-9}$	$6.273 \cdot 10^{-9}$
16	$1.719 \cdot 10^{-9}$	$2.284 \cdot 10^{-9}$	$3.035 \cdot 10^{-9}$	$4.03 \cdot 10^{-9}$	$5.347 \cdot 10^{-9}$	$7.087 \cdot 10^{-9}$

R₁₂₃₄=

	1
1	-2
2	-1.75
3	-1.5
4	-1.25
5	-1
6	-0.75
7	-0.5
8	-0.25
9	0
10	0.25
11	0.5
12	0.75
13	1
14	1.25
15	1.5
16	1.75

X =

	1
1	-5
2	-4.75
3	-4.5
4	-4.25
5	-4
6	-3.75
7	-3.5
8	-3.25
9	-3
10	-2.75
11	-2.5
12	-2.25
13	-2
14	-1.75
15	-1.5
16	-1.25

Z =

Время блокировки АВД $t_{\text{БЛ}} := 15$

Времена возникновения АО

$$T'_{\text{АО}} := \begin{pmatrix} 0 \\ 5 \\ 10 \\ t_{\text{БЛ}} \end{pmatrix}$$

$$i_{\text{БЛ}} := 1 \dots \text{last}(T'_{\text{АО}})$$

$$j_{\text{БЛ}} := 1 \dots \text{last}(T'_{\text{АО}}) - 1$$

$$\Delta t_{\text{БЛ}, j_{\text{БЛ}}} := T'_{\text{АО}} j_{\text{БЛ}+1} - T'_{\text{АО}} j_{\text{БЛ}}$$

Вероятность выхода
на АВД в момент снятия блокировки

$$P_{\text{АВД1\_БЛ}} := \begin{pmatrix} 0.759 \\ 0.726 \\ 0.528 \end{pmatrix}$$

$$P_{\text{АВД2\_БЛ}} := \begin{pmatrix} 0.996 \\ 0.968 \\ 0.809 \end{pmatrix}$$

Отказ 1-го типа (отказ руль-машинки)

$$LL1_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} 0.469 \\ 0.16 \\ 0.059 \\ 0 \end{pmatrix} \quad ZZ1_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} -0.231 \\ -0.288 \\ -0.017 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\sigma LL1_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} 0.482 \\ 0.154 \\ 0.056 \\ 0 \end{pmatrix} \quad \sigma ZZ1_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} 0.563 \\ 0.269 \\ 0.037 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$m_X(t_{\text{БЛ}}) = 0.112$$

Отказ 2-го типа (отказ рулевого двигателя)

$$LL2_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} -0.023 \\ -0.038 \\ -0.010 \\ 0 \end{pmatrix} \quad ZZ2_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} -0.017 \\ -0.014 \\ -0.003 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\sigma LL2_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} 0.255 \\ 0.143 \\ 0.056 \\ 0 \end{pmatrix} \quad \sigma ZZ2_{\text{БЛ}} := \begin{pmatrix} 0.267 \\ 0.142 \\ 0.050 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$m'_{X1\_6лi_{6л}} := m_X(t_{БЛ}) + LL1_{6лi_{6л}} \quad m'_{Z1\_6лi_{6л}} := ZZ1_{6лi_{6л}}$$

$$m''_{X1\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, m'_{X1\_6л}, t)$$

$$m''_{Z1\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, m'_{Z1\_6л}, t)$$

$$\Sigma 1_{X\_6лi_{6л}} := \sqrt{\sigma L'_1(t_{БЛ})^2 + \left(\sigma LL1_{6лi_{6л}}\right)^2 + \sigma L'_3(t_{БЛ})^2}$$

$$\Sigma 1_{Z\_6лi_{6л}} := \sqrt{\left(\sigma ZZ1_{6лi_{6л}}\right)^2 + \sigma Z'_3(t_{БЛ})^2}$$

$$\sigma'_{X1\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, \Sigma 1_{X\_6л}, t)$$

$$\sigma'_{Z1\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, \Sigma 1_{Z\_6л}, t)$$

$$m'_{X2\_6лi_{6л}} := m_X(t_{БЛ}) + LL2_{6лi_{6л}} \quad m'_{Z2\_6лi_{6л}} := ZZ2_{6лi_{6л}}$$

$$m''_{X2\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, m'_{X2\_6л}, t)$$

$$m''_{Z2\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, m'_{Z2\_6л}, t)$$

$$\Sigma 2_{X\_6лi_{6л}} := \sqrt{\sigma L'_1(t_{БЛ})^2 + \left(\sigma LL2_{6лi_{6л}}\right)^2 + \sigma L'_3(t_{БЛ})^2}$$

$$\Sigma 2_{Z\_6лi_{6л}} := \sqrt{\left(\sigma ZZ2_{6лi_{6л}}\right)^2 + \sigma Z'_3(t_{БЛ})^2}$$

$$\sigma'_{X2\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, \Sigma 2_{X\_6л}, t)$$

$$\sigma'_{Z2\_6л}(t) := \text{linterp}(T'_{AO}, \Sigma 2_{Z\_6л}, t)$$

$$\text{Радиусы зоны поражения} \quad r_{\Pi} := r_{\Pi}(G_{\Gamma}(t_{БЛ}) + G_{OK}(t_{БЛ}))$$

$$r_{\Pi} = 0.43$$

$$P1'_{\Delta t j_{6л}} := \begin{cases} \Delta 1_1 \cdot \frac{T'_{AOj_{6л}+1} - T'_{AOj_{6л}}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T'_{AOj_{6л}+1} \leq 0.05 \cdot t_{\Sigma} \\ \left(\Delta 1_1 \cdot \frac{0.05 \cdot t_{\Sigma} - T'_{AOj_{6л}}}{t_{\Sigma}} + \Delta 1_2 \cdot \frac{T'_{AOj_{6л}+1} - 0.05 \cdot t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}} \right) & \text{if } T'_{AOj_{6л}} < 0.05 \cdot t_{\Sigma} \wedge T'_{AOj_{6л}+1} > 0.05 \cdot t_{\Sigma} \\ \Delta 1_2 \cdot \frac{T'_{AOj_{6л}+1} - T'_{AOj_{6л}}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T'_{AOj_{6л}} \geq 0.05 \cdot t_{\Sigma} \wedge T'_{AOj_{6л}+1} \leq 0.85 \cdot t_{\Sigma} \\ \left(\Delta 1_2 \cdot \frac{0.85 \cdot t_{\Sigma} - T'_{AOj_{6л}}}{t_{\Sigma}} + \Delta 1_3 \cdot \frac{T'_{AOj_{6л}+1} - 0.85 \cdot t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}} \right) & \text{if } T'_{AOj_{6л}} < 0.85 \cdot t_{\Sigma} \wedge T'_{AOj_{6л}+1} > 0.85 \cdot t_{\Sigma} \\ \Delta 1_3 \cdot \frac{T'_{AOj_{6л}+1} - T'_{AOj_{6л}}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T'_{AOj_{6л}} \geq 0.85 \cdot t_{\Sigma} \end{cases}$$

$$P1'_{\Delta t}^T = (0.042 \quad 0.042 \quad 0.042)$$

$$P2'_{\Delta t_{j_{6,l}}} := \begin{cases} \Delta 2_1 \cdot \frac{T'_{AO_{j_{6,l}+1}} - T'_{AO_{j_{6,l}}}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T'_{AO_{j_{6,l}+1}} \leq 0.05 \cdot t_{\Sigma} \\ \left(\Delta 2_1 \cdot \frac{0.05 \cdot t_{\Sigma} - T'_{AO_{j_{6,l}}}}{t_{\Sigma}} + \Delta 2_2 \cdot \frac{T'_{AO_{j_{6,l}+1}} - 0.05 \cdot t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}} \right) & \text{if } T'_{AO_{j_{6,l}}} < 0.05 \cdot t_{\Sigma} \wedge T'_{AO_{j_{6,l}+1}} > 0.05 \cdot t_{\Sigma} \\ \Delta 2_2 \cdot \frac{T'_{AO_{j_{6,l}+1}} - T'_{AO_{j_{6,l}}}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T'_{AO_{j_{6,l}}} \geq 0.05 \cdot t_{\Sigma} \wedge T'_{AO_{j_{6,l}+1}} \leq 0.85 \cdot t_{\Sigma} \\ \left(\Delta 2_2 \cdot \frac{0.85 \cdot t_{\Sigma} - T'_{AO_{j_{6,l}}}}{t_{\Sigma}} + \Delta 2_3 \cdot \frac{T'_{AO_{j_{6,l}+1}} - 0.85 \cdot t_{\Sigma}}{t_{\Sigma}} \right) & \text{if } T'_{AO_{j_{6,l}}} < 0.85 \cdot t_{\Sigma} \wedge T'_{AO_{j_{6,l}+1}} > 0.85 \cdot t_{\Sigma} \\ \Delta 2_3 \cdot \frac{T'_{AO_{j_{6,l}+1}} - T'_{AO_{j_{6,l}}}}{t_{\Sigma}} & \text{if } T'_{AO_{j_{6,l}}} \geq 0.85 \cdot t_{\Sigma} \end{cases}$$

$$P2'_{\Delta t}{}^T = (0.424 \ 0.095 \ 0.022)$$

Риски для людей, находящихя вдоль трассы полета в узловых точках

$$R1(x, z) := Q_1 \cdot \sum_{j_{6,l}=1}^{\text{last}(T'_{AO})-1} P1'_{\Delta t_{j_{6,l}}} \cdot (P_{AB/D1\_6,l})_{j_{6,l}} \cdot \left[\frac{1}{t_{\Sigma}} \cdot \left[\int_{T'_{AO_{j_{6,l}}}}^{T'_{AO_{j_{6,l}+1}}} \left(\text{pnorm}(x + r_{\Pi}, m''_{X1\_6,l}(t), \sigma'_{X1\_6,l}(t)) - \text{pnorm}(x - r_{\Pi}, m''_{X1\_6,l}(t), \sigma'_{X1\_6,l}(t)) \right) \cdot \left(\text{pnorm}(z + r_{\Pi}, m''_{Z1\_6,l}(t), \sigma'_{Z1\_6,l}(t)) - \text{pnorm}(z - r_{\Pi}, m''_{Z1\_6,l}(t), \sigma'_{Z1\_6,l}(t)) \right) dt \right] \right]$$

$$R2(x, z) := Q_2 \cdot \sum_{j_{6,l}=1}^{\text{last}(T'_{AO})-1} P2'_{\Delta t_{j_{6,l}}} \cdot P_{AB/D2\_6,l} \cdot \left[\frac{1}{t_{\Sigma}} \cdot \left[\int_{T'_{AO_{j_{6,l}}}}^{T'_{AO_{j_{6,l}+1}}} \left(\text{pnorm}(x + r_{\Pi}, m''_{X2\_6,l}(t), \sigma'_{X2\_6,l}(t)) - \text{pnorm}(x - r_{\Pi}, m''_{X2\_6,l}(t), \sigma'_{X2\_6,l}(t)) \right) \cdot \left(\text{pnorm}(z + r_{\Pi}, m''_{Z2\_6,l}(t), \sigma'_{Z2\_6,l}(t)) - \text{pnorm}(z - r_{\Pi}, m''_{Z2\_6,l}(t), \sigma'_{Z2\_6,l}(t)) \right) dt \right] \right]$$

$$R_{\Sigma\_6,l}(x, z) := R1(x, z) + R2(x, z)$$

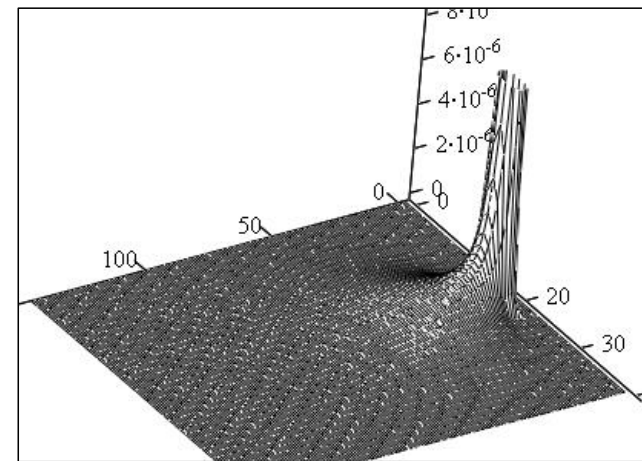
$$R_{6,l m_x, m_z} := R_{\Sigma\_6,l} \left(X_{m_x}, Z_{m_z} \right)$$

	18	19	20	21	22	23
1	$2.195 \cdot 10^{-13}$	$2.874 \cdot 10^{-13}$	$3.164 \cdot 10^{-13}$	$2.933 \cdot 10^{-13}$	$2.287 \cdot 10^{-13}$	$1.498 \cdot 10^{-13}$
2	$2.758 \cdot 10^{-12}$	$3.629 \cdot 10^{-12}$	$4.005 \cdot 10^{-12}$	$3.71 \cdot 10^{-12}$	$2.881 \cdot 10^{-12}$	$1.871 \cdot 10^{-12}$
3	$2.822 \cdot 10^{-11}$	$3.868 \cdot 10^{-11}$	$4.437 \cdot 10^{-11}$	$4.198 \cdot 10^{-11}$	$3.257 \cdot 10^{-11}$	$2.039 \cdot 10^{-11}$
4	$2.837 \cdot 10^{-10}$	$5.191 \cdot 10^{-10}$	$7.453 \cdot 10^{-10}$	$7.9 \cdot 10^{-10}$	$6.265 \cdot 10^{-10}$	$3.412 \cdot 10^{-10}$
5	$3.945 \cdot 10^{-9}$	$1.163 \cdot 10^{-8}$	$2.066 \cdot 10^{-8}$	$2.359 \cdot 10^{-8}$	$1.904 \cdot 10^{-8}$	$9.362 \cdot 10^{-9}$
6	$5.177 \cdot 10^{-8}$	$2.054 \cdot 10^{-7}$	$3.999 \cdot 10^{-7}$	$4.618 \cdot 10^{-7}$	$3.764 \cdot 10^{-7}$	$1.73 \cdot 10^{-7}$
7	$3.664 \cdot 10^{-7}$	$1.85 \cdot 10^{-6}$	$3.903 \cdot 10^{-6}$	$4.456 \cdot 10^{-6}$	$3.696 \cdot 10^{-6}$	$1.547 \cdot 10^{-6}$
8	$1.19 \cdot 10^{-6}$	$6.841 \cdot 10^{-6}$	$1.745 \cdot 10^{-5}$	$1.919 \cdot 10^{-5}$	$1.656 \cdot 10^{-5}$	$5.36 \cdot 10^{-6}$
9	$1.955 \cdot 10^{-6}$	$1.001 \cdot 10^{-5}$	$2.396 \cdot 10^{-5}$	$2.624 \cdot 10^{-5}$	$2.231 \cdot 10^{-5}$	$7.376 \cdot 10^{-6}$
10	$2.085 \cdot 10^{-6}$	$9.954 \cdot 10^{-6}$	$2.353 \cdot 10^{-5}$	$2.564 \cdot 10^{-5}$	$2.176 \cdot 10^{-5}$	$7.147 \cdot 10^{-6}$
11	$1.577 \cdot 10^{-6}$	$6.522 \cdot 10^{-6}$	$1.532 \cdot 10^{-5}$	$1.646 \cdot 10^{-5}$	$1.392 \cdot 10^{-5}$	$4.311 \cdot 10^{-6}$
12	$6.952 \cdot 10^{-7}$	$1.767 \cdot 10^{-6}$	$2.897 \cdot 10^{-6}$	$3.071 \cdot 10^{-6}$	$2.369 \cdot 10^{-6}$	$1.027 \cdot 10^{-6}$
13	$2.371 \cdot 10^{-7}$	$3.9 \cdot 10^{-7}$	$5.028 \cdot 10^{-7}$	$4.886 \cdot 10^{-7}$	$3.618 \cdot 10^{-7}$	$1.876 \cdot 10^{-7}$
14	$8.853 \cdot 10^{-8}$	$1.238 \cdot 10^{-7}$	$1.402 \cdot 10^{-7}$	$1.28 \cdot 10^{-7}$	$9.398 \cdot 10^{-8}$	$5.5 \cdot 10^{-8}$
15	$3.043 \cdot 10^{-8}$	$4.113 \cdot 10^{-8}$	$4.561 \cdot 10^{-8}$	$4.157 \cdot 10^{-8}$	$3.111 \cdot 10^{-8}$	$1.91 \cdot 10^{-8}$
16	$8.821 \cdot 10^{-9}$	$1.177 \cdot 10^{-8}$	$1.301 \cdot 10^{-8}$	$1.193 \cdot 10^{-8}$	$9.071 \cdot 10^{-9}$	$5.71 \cdot 10^{-9}$

 $R_{\bar{0}\Pi} =$

$$R_{\Sigma} := R_{1234} + R_{\bar{0}\Pi}$$

	1	2	3	4	5	6
1	$2.777 \cdot 10^{-10}$	$3.471 \cdot 10^{-10}$	$4.363 \cdot 10^{-10}$	$5.503 \cdot 10^{-10}$	$6.942 \cdot 10^{-10}$	$8.738 \cdot 10^{-10}$
2	$3.142 \cdot 10^{-10}$	$3.964 \cdot 10^{-10}$	$5.026 \cdot 10^{-10}$	$6.386 \cdot 10^{-10}$	$8.11 \cdot 10^{-10}$	$1.027 \cdot 10^{-9}$
3	$3.563 \cdot 10^{-10}$	$4.533 \cdot 10^{-10}$	$5.791 \cdot 10^{-10}$	$7.406 \cdot 10^{-10}$	$9.46 \cdot 10^{-10}$	$1.204 \cdot 10^{-9}$
4	$4.046 \cdot 10^{-10}$	$5.186 \cdot 10^{-10}$	$6.668 \cdot 10^{-10}$	$8.578 \cdot 10^{-10}$	$1.101 \cdot 10^{-9}$	$1.407 \cdot 10^{-9}$
5	$4.597 \cdot 10^{-10}$	$5.93 \cdot 10^{-10}$	$7.669 \cdot 10^{-10}$	$9.915 \cdot 10^{-10}$	$1.278 \cdot 10^{-9}$	$1.639 \cdot 10^{-9}$
6	$5.221 \cdot 10^{-10}$	$6.774 \cdot 10^{-10}$	$8.803 \cdot 10^{-10}$	$1.143 \cdot 10^{-9}$	$1.479 \cdot 10^{-9}$	$1.903 \cdot 10^{-9}$
7	$5.926 \cdot 10^{-10}$	$7.726 \cdot 10^{-10}$	$1.008 \cdot 10^{-9}$	$1.314 \cdot 10^{-9}$	$1.706 \cdot 10^{-9}$	$2.201 \cdot 10^{-9}$
8	$6.718 \cdot 10^{-10}$	$8.794 \cdot 10^{-10}$	$1.152 \cdot 10^{-9}$	$1.506 \cdot 10^{-9}$	$1.96 \cdot 10^{-9}$	$2.536 \cdot 10^{-9}$
9	$7.603 \cdot 10^{-10}$	$9.987 \cdot 10^{-10}$	$1.312 \cdot 10^{-9}$	$1.72 \cdot 10^{-9}$	$2.244 \cdot 10^{-9}$	$2.911 \cdot 10^{-9}$
10	$8.59 \cdot 10^{-10}$	$1.132 \cdot 10^{-9}$	$1.49 \cdot 10^{-9}$	$1.958 \cdot 10^{-9}$	$2.561 \cdot 10^{-9}$	$3.33 \cdot 10^{-9}$
11	$9.687 \cdot 10^{-10}$	$1.279 \cdot 10^{-9}$	$1.688 \cdot 10^{-9}$	$2.222 \cdot 10^{-9}$	$2.913 \cdot 10^{-9}$	$3.797 \cdot 10^{-9}$
12	$1.09 \cdot 10^{-9}$	$1.442 \cdot 10^{-9}$	$1.906 \cdot 10^{-9}$	$2.514 \cdot 10^{-9}$	$3.303 \cdot 10^{-9}$	$4.317 \cdot 10^{-9}$
13	$1.225 \cdot 10^{-9}$	$1.622 \cdot 10^{-9}$	$2.148 \cdot 10^{-9}$	$2.838 \cdot 10^{-9}$	$3.736 \cdot 10^{-9}$	$4.898 \cdot 10^{-9}$
14	$1.373 \cdot 10^{-9}$	$1.821 \cdot 10^{-9}$	$2.415 \cdot 10^{-9}$	$3.196 \cdot 10^{-9}$	$4.217 \cdot 10^{-9}$	$5.547 \cdot 10^{-9}$
15	$1.538 \cdot 10^{-9}$	$2.041 \cdot 10^{-9}$	$2.709 \cdot 10^{-9}$	$3.592 \cdot 10^{-9}$	$4.752 \cdot 10^{-9}$	$6.273 \cdot 10^{-9}$
16	$1.719 \cdot 10^{-9}$	$2.284 \cdot 10^{-9}$	$3.035 \cdot 10^{-9}$	$4.03 \cdot 10^{-9}$	$5.347 \cdot 10^{-9}$	$7.087 \cdot 10^{-9}$

 $R_{\Sigma} =$

 R_{Σ}

Допустимый уровень риска $R_{\text{доп}} := 10^{-7}$

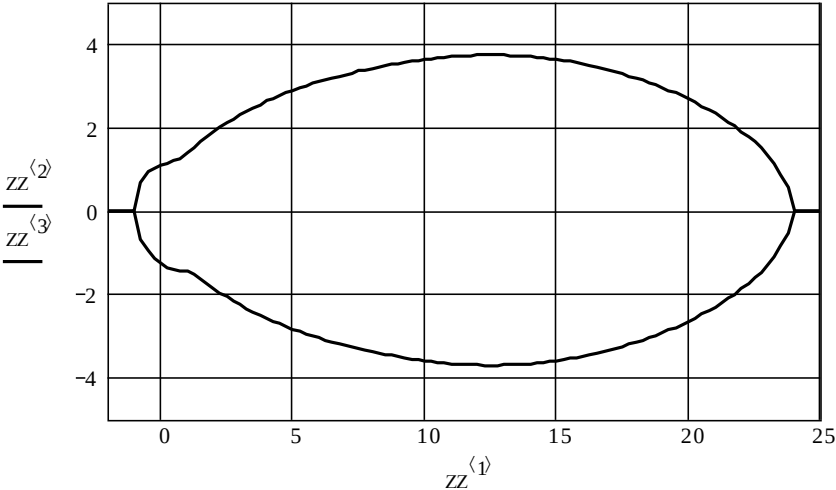
```

ZZ :=
  for k_x ∈ 1..149
  |
    ZZ_{k_x,1} ← X_{k_x}
    ZZ_{k_x,2} ← 0
    ZZ_{k_x,3} ← 0
    for k_z ∈ 1..41
      R_{k_z} ← (R'_Σ)^{⟨k_x⟩}_{k_z}
      for k_z ∈ 1..20
        if (R_{k_z} - R_{доп}) · (R_{k_z+1} - R_{доп}) < 0
          |
            a_1 ← (R_{k_z} - R_{k_z+1}) / (Z_{k_z} - Z_{k_z+1})
            b_1 ← R_{k_z} - (R_{k_z} - R_{k_z+1}) / (Z_{k_z} - Z_{k_z+1}) · Z_{k_z}
            ZZ_{k_x,2} ← (R_{доп} - b_1) / a_1
          |
            for k_z ∈ 21..40
              if (R_{k_z} - R_{доп}) · (R_{k_z+1} - R_{доп}) < 0
                |
                  a_2 ← (R_{k_z} - R_{k_z+1}) / (Z_{k_z} - Z_{k_z+1})
                  b_2 ← R_{k_z} - (R_{k_z} - R_{k_z+1}) / (Z_{k_z} - Z_{k_z+1}) · Z_{k_z}
                  ZZ_{k_x,3} ← (R_{доп} - b_2) / a_2
                |
                  ZZ

```

$ZZ =$

	1	2	3
1	-2	0	0
2	-1.75	0	0
3	-1.5	0	0
4	-1.25	0	0
5	-1	0	0
6	-0.75	-0.7	0.66
7	-0.5	-0.98	0.94
8	-0.25	-1.17	0.99
9	0	-1.28	1.07
10	0.25	-1.39	1.13
11	0.5	-1.44	1.18
12	0.75	-1.45	1.24
13	1	-1.47	1.39
14	1.25	-1.54	1.5
15	1.5	-1.65	1.65
16	1.75	-1.75	1.76



ДОДАТОК Г

АНАЛІЗ ПОЗАШТАТНИХ СИТУАЦІЙ РКП «ЦИКЛОН-4» НА ДІЛЯНЦІ ПОЛЬОТУ І СТУПЕНЯ

В додатку наведено основні характеристики можливих ПШС РКП «Циклон-4» на ділянці польоту І ступеня, які були отримані шляхом аналізу РН-аналогів, а також статистичного моделювання і використовувалися у розрахунках підрозділів 5.1 і 5.2.

Всю сукупність можливих відмов РКП «Циклон-4», які спричиняють ПШС, на ділянці польоту І ступеня було зведено до п'яти основних, віднесених до двох груп:

- відмови першої групи (аварійні відмови):
 - відмова (самочинне вимикання) маршового двигуна І ступеня РКП в результаті відмови системи живлення або вибуху двигунів;
 - відмова системи керування;
- відмови другої групи:
 - відмова рульового двигуна;
 - відмова (заклинення) одного з рульових агрегатів;
 - відмова (самочинне вимикання) одного з блоків маршового двигуна.

Ймовірності виникнення розглянутих відмов систем РКП «Циклон-4» були визначені з використанням статистики відмов перших ступенів БР 8К68, 8К69, а також РН «Циклон-2» і «Циклон-3» [107] і їх значення наведено в таблиці Г.1.

Таблиця Г.1

Ймовірності виникнення відмов РКП «Циклон-4» на ділянці польоту І ступеня

Тип відмови	Імовірність виникнення відмови
Відмова (самочинне вимикання) маршового двигуна І ступеня РКП в результаті відмови системи живлення або вибуху двигунів	0,00266
Відмова системи керування на ділянці польоту І ступеня	0,00008
Відмова рульового двигуна	0,0011
Відмова (заклинення) одного з рульових агрегатів	0,00128
Відмова (самочинне вимикання) одного з блоків маршового двигуна	0,00032

Розподіл часу виникнення розглянутих відмов протягом роботи ступеня відповідає статистичній моделі, що показано на рис. 4.4.

Для моделювання ПШС час польоту I ступеня РКП «Циклон-4» було розбито на інтервали. З огляду на високу ймовірність відмови на початковій ділянці польоту (відповідно до прийнятої моделі розподілу відмов за часом польоту ступені), в межах перших 30 с польоту величина інтервалу розбиття становила 5 с, після 30 с – 10 с.

Для границь, розглянутих інтервалів часу, насамперед, було проведено оцінку характеристик розсіювання точок падіння аварійних РКП після виникнення відмов першої групи відповідно до (Б.8) – (Б.11). На рис. Г.1 для траєкторії виведення КА на ССО (для РКП «Циклон-4») ця траєкторія виявилася більш критичною з погляду убезпечення населення поблизу космодрому) наведено дальність падіння аварійної РКП $L_x(t)$ (аварійна траса) і середні квадратичні відхилення точок падіння аварійних РКП в поздовжньому і бічному напрямках в залежності від часу виникнення АВ.

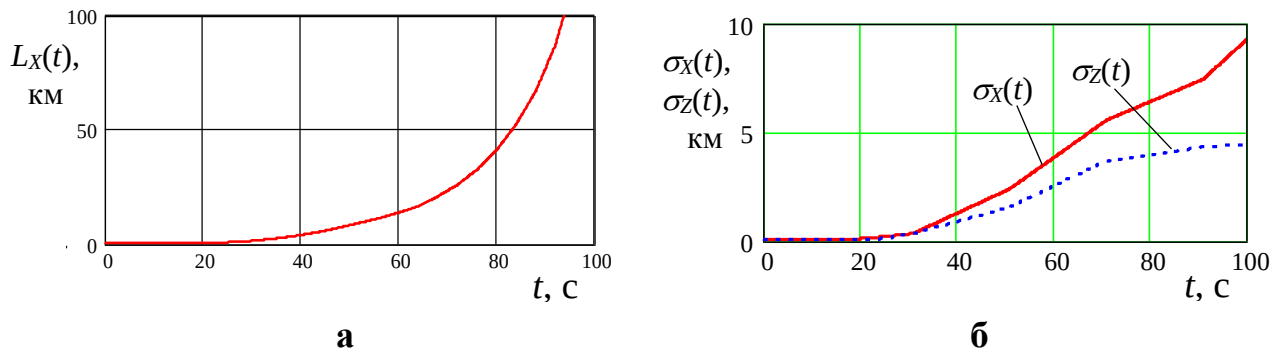


Рис. Г.1 – Характеристики розсіювання точок падіння аварійних РКП «Циклон-4» у разі виникнення відмов першої групи для траєкторії виведення КА на ССО: **а** – аварійна траса; **б** – СКВ розсіювання точок падіння аварійної РКП в поздовжньому ($\sigma_x(t)$) і бічному напрямках ($\sigma_z(t)$)

Для ПШС, які призводять до втрати керованості, шляхом моделювання було визначено середні тривалості розвитку ПШС від моменту відмови до моменту реалізації АВД, ймовірності реалізації АВД, а також характеристики розсіювання точок падіння аварійних РКП після АВД, отримані згідно (Б.4) – (Б.7).

Для початкової ділянки польоту I ступеня зазначені характеристики визначалися з урахуванням блокування АВД. Розглядалося чотири можливих тривалості блокування АВД $\Delta t_{\text{Бл}} = 12$ с, 15 с, 18 с та 25 с. Відповідно до цього для моментів виникнення відмови t_j (в межах інтервала часу блокування АВД $[0, t_{\text{Бл}}]$) оцінювалися ймовірності $P'_{\text{АВД}}^{(i)}$ і характеристики розсіювання точок падіння аварійних РКП після скасування блокування АВД. На рис. Г.2 – Г.5 показано результати моделювання ПШС, пов'язаних з відмовами рульового двигуна і одного з чотирьох рульових агрегатів на ділянці польоту $[0, t_{\text{Бл}}]$ для траєкторії виведення КА на ССО.

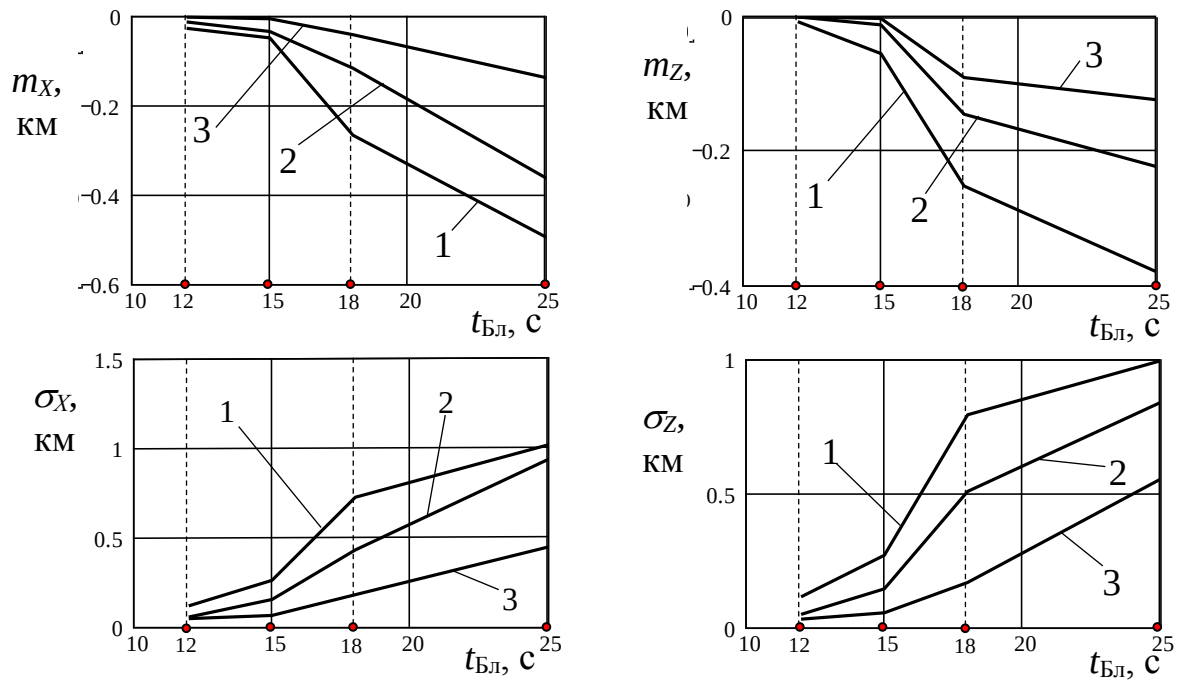


Рис. Г.2 – Характеристики розсіювання точок падіння аварійних РКП після АВД у випадку відмови рульового двигуна для різних інтервалів блокування АВД: 1 – відмова виникла на 0 с (відразу після відриву РКП від стартового столу); 2 – відмова виникла на 5 с; 3 – відмова виникла на 10 с.

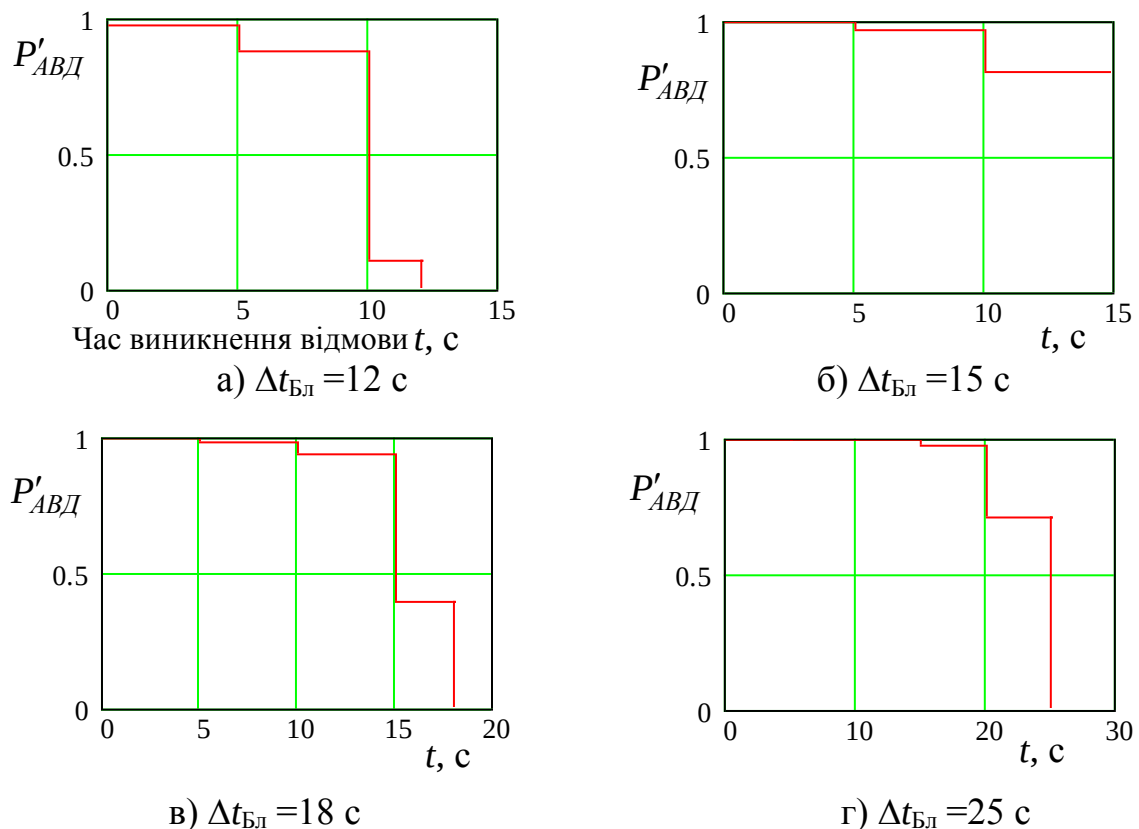


Рис. Г.3 – Імовірність реалізації АВД $P'_{ABД}^{(i)}$ (в момент скасування блокування АВД) для ПШС, обумовлених відмовою рульового двигуна в інтервалі $\Delta t_{Бл}$.

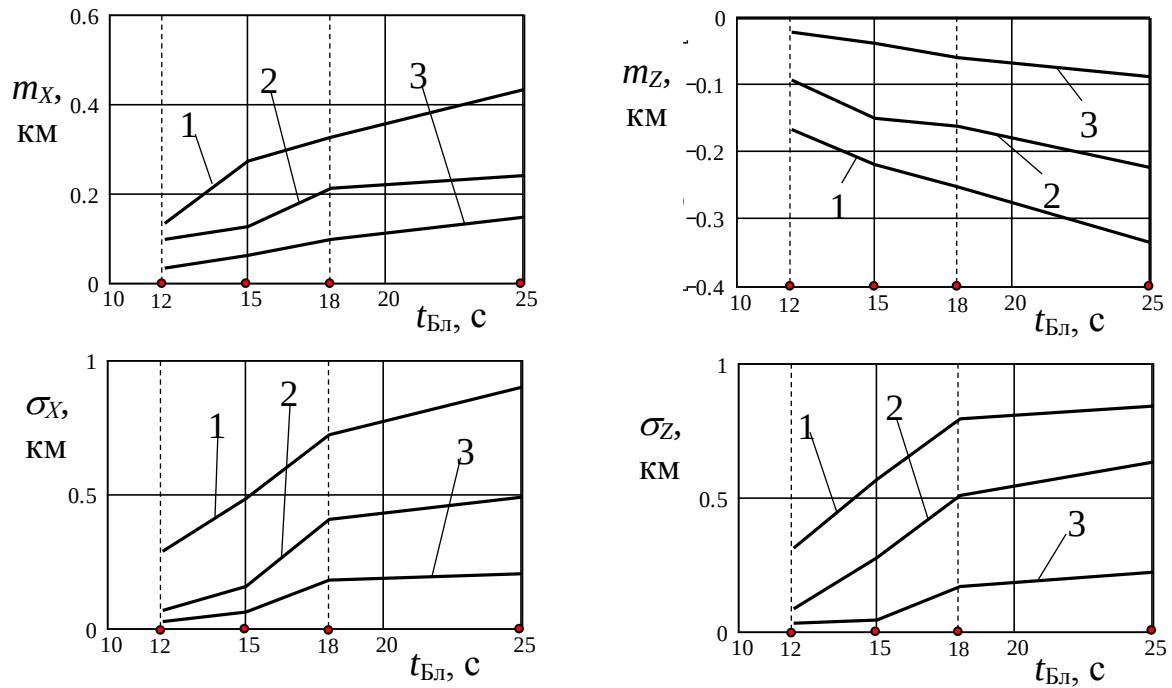


Рис. Г.4 – Характеристики розсіювання точок падіння аварійних РКП після АВД у випадку відмови одного рульового агрегата для різних інтервалів блокування АВД: 1 відмова виникла на 0 с (відразу після відриву РКП від стартового столу); 2 – відмова виникла на 5 с; 3 – відмова виникла на 10 с

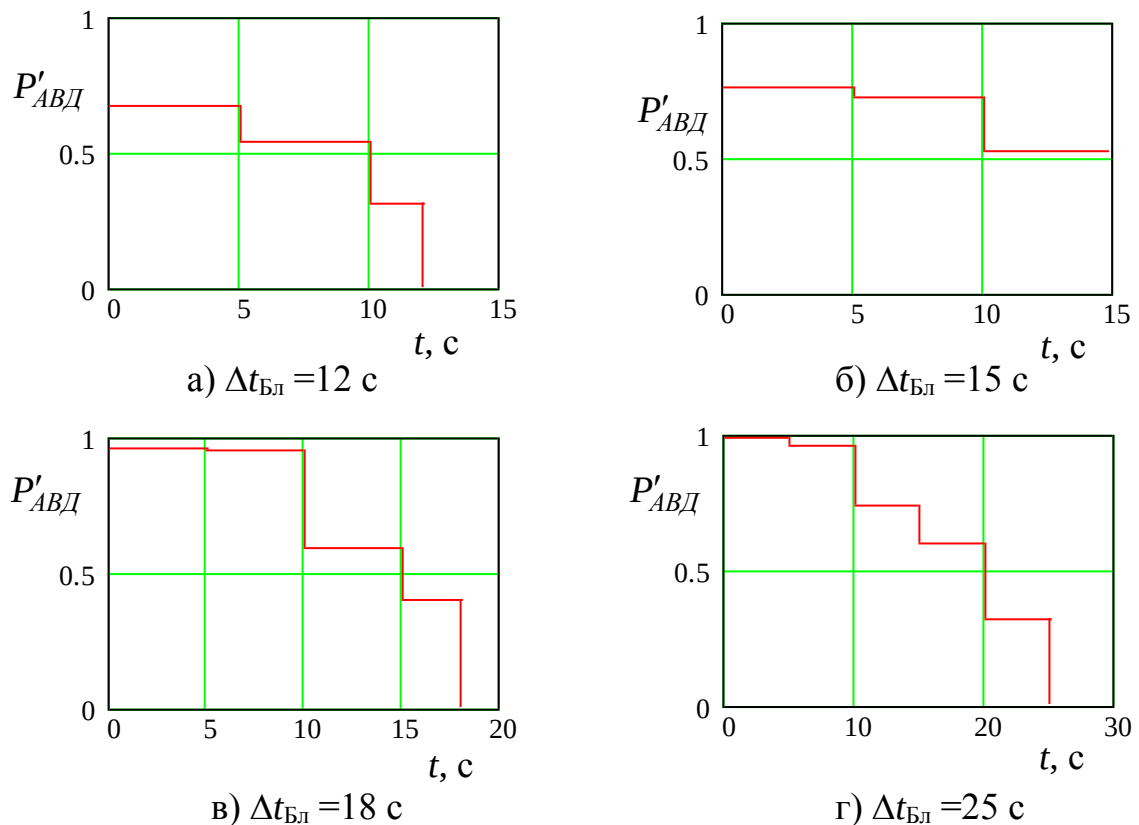


Рис. Г.5 – Імовірність реалізації АВД $P'_{ABD}^{(i)}$ (в момент скасування блокування АВД) для ПШС, обумовлених відмовою одного рульового агрегату в інтервалі $\Delta t_{\text{Бл}}$.

У той же час моделювання показало, що відмова одного з трьох блоків маршового двигуна РКП «Циклон-4» не призводить до втрати керованості в межах розглянутих інтервалів блокування АВД $\Delta t_{\text{Бл}}$.

З графіків рис. Г.2 – Г.5 випливає що, втрата керованості РКП на ділянці блокування АВД (коли АВД відбувається в момент скасування блокування $t_{\text{Бл}}$) призводить, по-перше, до зміщення центрів групування точок падіння аварійних РКП відносно аварійної траси. При цьому чим раніше трапилася відмова і довший інтервал $\Delta t_{\text{Бл}}$ тим далі від аварійної траси буде розташовуватися центр групування точок падіння аварійних РКП. По-друге, збільшуючи інтервал часу блокування АВД, збільшується розмір поля розсіювання точок падіння аварійних РКП (відповідно збільшуються $\sigma_x(t)$, $\sigma_z(t)$, які для обох напрямків пуску РКП виявляються близькими за значеннями). Зміна ймовірності $P'_{\text{ABД}}^{(i)}$ у межах інтервалу $[0, t_{\text{Бл}}]$ має спадний характер.

Результати аналізу моделювання ПШС, пов'язаних з втратою керованості: ймовірності реалізації АВД ($P'_{\text{ABД}}^{(i)}$, $P''_{\text{ABД}}^{(i)}$ для ділянки польоту у межах інтервалу $[0, t_{\text{Бл}}]$), а також середні тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД (після скасування блокування АВД) наведено в таблицях Г.2 и Г.3 відповідно. В таблиці Г.2 значення $P'_{\text{ABД}}^{(i)}$, $P''_{\text{ABД}}^{(i)}$ для початкової ділянки польоту відповідають тривалості блокування АВД $\Delta t_{\text{Бл}} = 15$ с (відповідно до підрозділу 5.2). На рис. Г.6 показано результати моделювання тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД для траєкторії виведення КА на ССО для відмови рульового двигуна і одного з рульових агрегатів.

Аналіз процесу розвитку розглянутих ПШС, що призводять до втрати керованості, підтверджує, що після скасування блокування АВД, зміна ймовірності реалізації АВД в залежності від часу виникнення відмови має спадний характер.

У випадку відмови рульового двигуна І ступеня РКП «Циклон-4» процес розвитку ПШС має досить динамічний характер, про що свідчить незначна середня тривалість розвитку ПШС до реалізації АВД, а також близькі до одиниці ймовірності реалізації АВД на всій ділянці польоту І ступеня. З рис. Г.6 також видно, що мінімальний час реалізації АВД не перевищує 2 с (в основному 1-1,5 с), а інтервал часу реалізації АВД ($t_{\text{ABД}}^{\min}, t_{\text{ABД}}^{\max}$) досить стислий.

У випадку відмови одного з чотирьох рульових агрегатів середня тривалість розвитку ПШС від моменту відмови до реалізації АВД збільшується у порівнянні з відмовою рульового двигуна, як і протяжність інтервалу ($t_{\text{ABД}}^{\min}, t_{\text{ABД}}^{\max}$). Ближче до кінця роботи ступеня, виявляється, що виникла відмова в більшості випадків не призводить до втрати керованості і реалізації АВД.

Таким чином, є можливості за рахунок трьох робочих рульових агрегатів відбити збурення, обумовлені виниклою відмовою.

Для відмови одного з трьох блоків маршового двигуна характерним є тривалий час розвитку ПШС і при цьому значна частина ПШС не призводить до АВД (особливо характерно для другої половини часу роботи ступеня).

Таблиця Г.2

**Ймовірність реалізації АВД у випадку виникнення відмов другої групи
для ділянки польоту першого ступеня РКП «Циклон-4»**

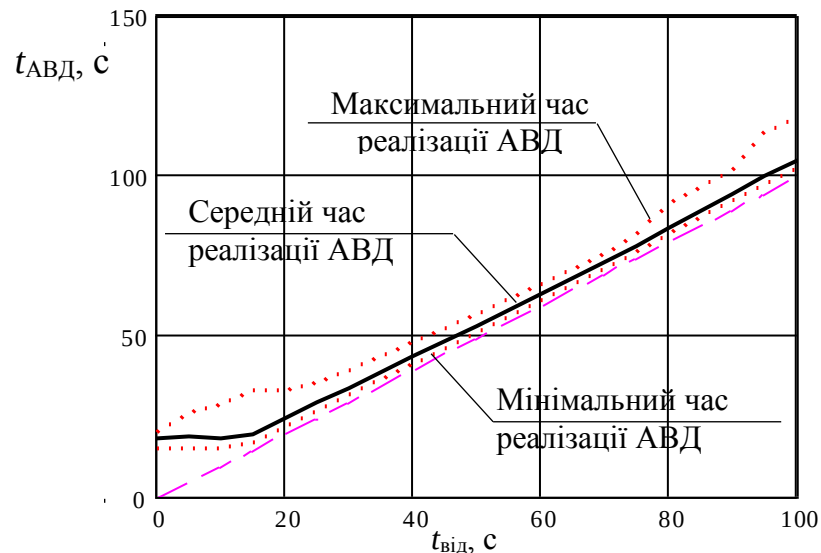
Час виник- нення відмови, с	ЕО			ССО		
	Відмова рульового двигуна	Відмова одного з чотирьох рульових агрегатів	Відмова одного з трьох блоків МД	Відмова рульового двигуна	Відмова одного з чотирьох рульових агрегатів	Відмова одного з трьох блоків МД
0	0,996/0,004	0,798/0,202	-/1	0,996/0,004	0,759/0,241	-/1
5	0,963/0,037	0,685/0,315	-/1	0,968/0,032	0,726/0,274	-/1
10	0,797/0,203	0,516/0,484	-/1	0,809/0,191	0,528/0,472	-/1
15	1	1	1	1	1	1
20	1	1	1	1	1	1
25	1	1	1	1	1	1
30	1	1	1	1	1	1
40	1	1	1	1	1	1
50	1	1	0,306	1	1	0,205
60	1	0,999	0,013	1	1	0
70	1	0,950	0	1	0,980	0
75	1	0,894	0	1	0,949	0
80	1	0,876	0	1	0,866	0
90	1	0,271	0	1	0,281	0
95	1	0,076	0	1	0,015	0
100	0,999	0,046	0	1	0,011	0

Примітка. В комірках таблиці, де наведено два значення, перше значення відповідає $P_{ABD}^{(i)}$, друге – $P_{ABD}^{(i)}$.

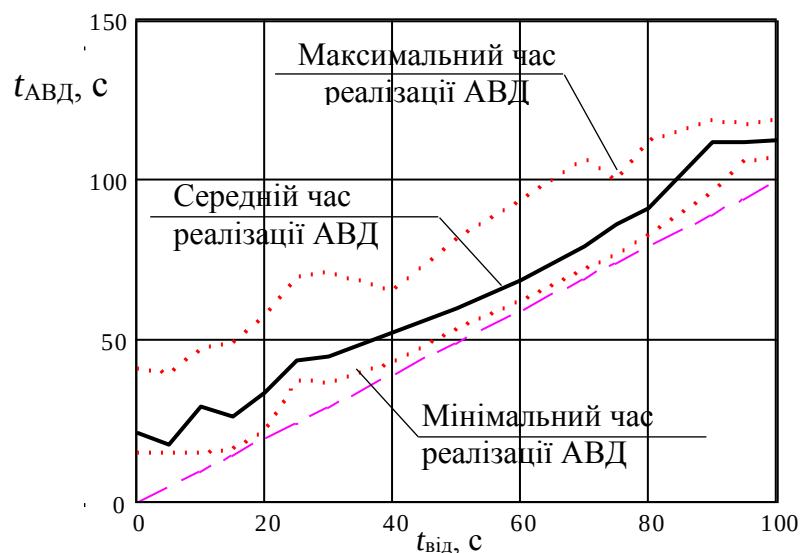
Таблиця Г.3

**Середня тривалість розвитку ПШС до реалізації АВД
для відмов, що призводять до втрати керованості**

Час виник- нення відмови, с	ЕО			ССО		
	Відмова рульового двигуна	Відмова одного з чотирьох рульових агрегатів	Відмова одного з трьох блоків МД	Відмова рульового двигуна	Відмова одного з чотирьох рульових агрегатів	Відмова одного з трьох блоків МД
15	4,4	3,1	46,4	4,2	11,2	48,0
20	3,9	3,4	43,7	4,2	13,2	48,9
25	3,4	16,7	39,5	4,1	18,2	51,6
30	3,0	14,5	62,8	3,7	14,8	61,7
40	3,0	11,1	69,0	3,3	12,0	61,1
50	2,4	7,6	61,6	2,7	9,9	52,3
60	2,9	8,8	52,2	2,7	8,5	Не приз- водить до АВД
70	3,0	9,3	Не приз- водить до АВД	2,9	9,3	Не приз- водить до АВД
75	3,3	11,4	Не приз- водить до АВД	3,0	10,9	Не приз- водить до АВД
80	4,1	11,2	Не приз- водить до АВД	3,6	11,0	Не приз- водить до АВД
90	4,9	22,0	Не приз- водить до АВД	4,3	21,3	Не приз- водить до АВД
95	5,0	15,4	Не приз- водить до АВД	4,7	16,4	Не приз- водить до АВД
100	5,2	12,6	Не приз- водить до АВД	4,8	12,6	Не приз- водить до АВД



а)



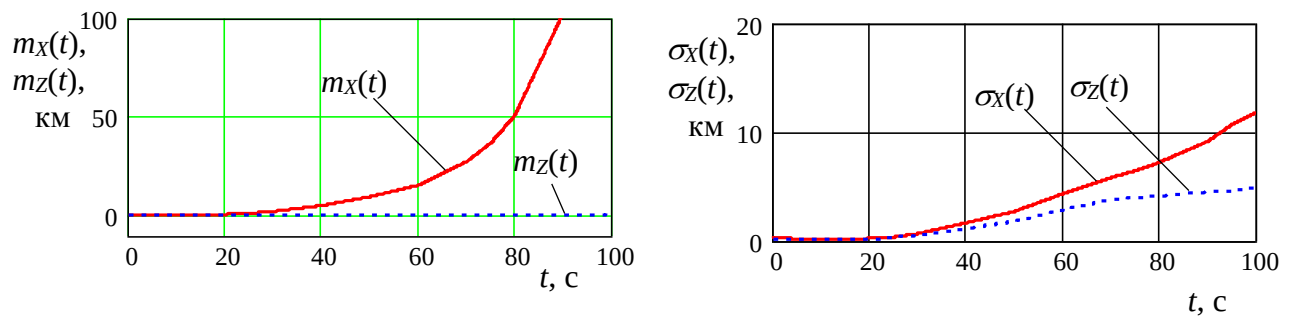
б)

Рис. Г.6 – Тривалість розвитку ПШС до реалізації АВД:

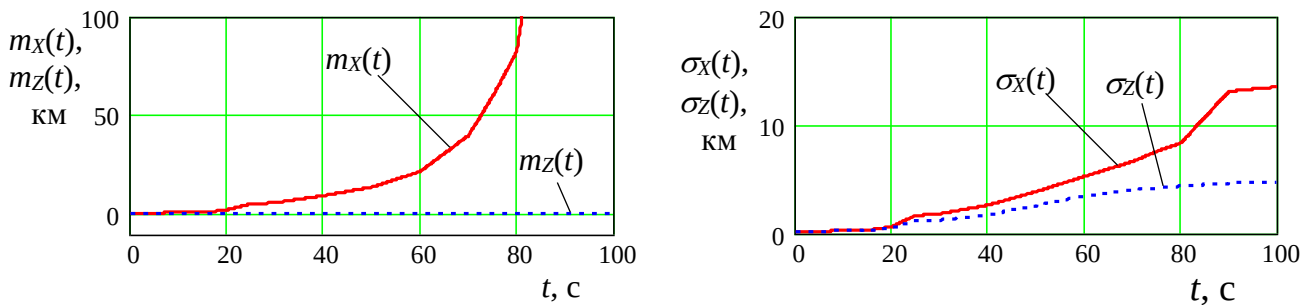
а) відмова рульового двигуна;

б) відмова одного з чотирьох рульових агрегатів

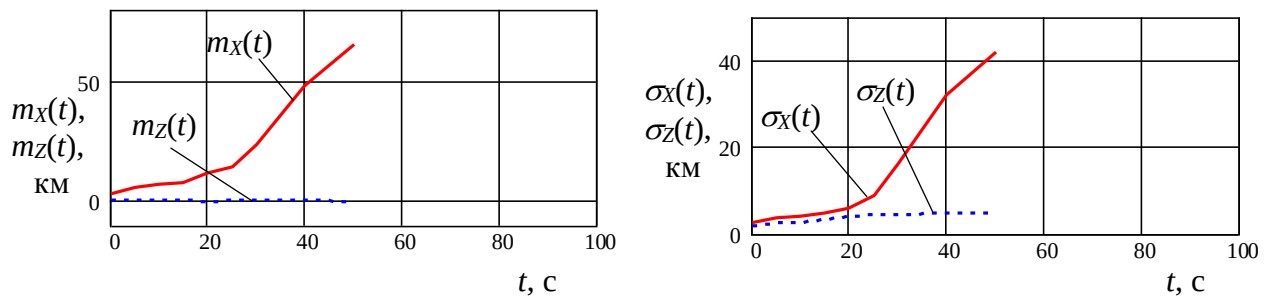
Характеристики розсіювання точок падіння аварійних РКП після реалізації АВД у випадку виникнення ПШС, обумовлених відмовами другої групи, в залежності від часу виникнення відмови, для траєкторії виведення КА на ССО, отримані для середньої тривалості розвитку ПШС до виходу на АВД, показано на рис. Г.7.



а) Відмова рульового двигуна



б) Відмова одного з чотирьох рульових агрегатів



в) Відмова одного з трьох блоків маршового двигуна

Рис. Г.7 – Характеристики розсіювання точок падіння аварійних РКП у випадку втрати керованості в залежності від часу виникнення відмови

З проведеного аналізу випливає, що для оцінки ризику ураження об'єктів НК «Циклон-4» і побудови небезпечної зони для людей досить розглянути часові інтервали в межах ~ 70 с польоту I ступеня. Для зазначеного інтервалу часу руйнування аварійної РКП на ділянці пасивного падіння не відбувається.

ДОДАТОК Д

ІСТОРІЯ ПУСКІВ РН СІМЕЙСТВА «ЗЕНІТ»

Д.1 Сімейство ракет-носіїв типу «Зеніт»

Базовою РН сімейства «Зеніт» є двоступенева РН «Зеніт-2» (11К77), перший пуск якої відбувся 13.04.1985 р.

Ракета-носіїв «Зеніт-2S» є складовою частиною РКП «Зеніт-3SL», що використовується в проекті «Морський старт» (РКП «Зеніт-3SL» також включає розгінний блок (РБ) ДМ-SL розробки РКК «Енергія» і блок корисного вантажу (БКВ) розробки компанії Boeing). Ракета-носіїв «Зеніт-2S» є доопрацьованою під установаження РБ ДМ-SL і БКВ РН «Зеніт-2». Крім того, для неї реалізовано комплекс заходів, спрямованих на подальше вдосконалення конструкції, підвищення надійності та енергетичних характеристик. Найбільш суттєвим доопрацюванням є використання в складі РН «Зеніт-2S» нової системи керування на базі вдосконалених БЦОК «Бісер-3» і гіростабілізованої платформи ПВ300.

Ракета-носіїв «Зеніт-2СБ» – прямий аналог РН «Зеніт-2S» – використовується в проекті «Наземний старт» в складі РКП «Зеніт-3SLБ» (включає також РБ ДМ-SLB розробки РКК «Енергія» і БКВ розробки НВО ім. Лавочкина), РКП «Зеніт-2SLБ» (двоступенева РКП включає БКВ розробки НВО ім. Лавочкина) і РКП «Зеніт-3SLБФ» (включає РБ «Фрегат» і БКВ розробки НВО ім. Лавочкина). Основні зміни РН «Зеніт-2СБ» у порівнянні з РН «Зеніт-2S» пов'язані з використанням відповідних РБ і БКВ.

Д.2 Історія експлуатації РН «Зеніт-2»

Базова двоступенева РН «Зеніт-2» (11К77) пройшла всі етапи створення, передбачені нормативною документацією (зокрема, етап льотно-конструкторських випробувань). Станом на 01.01.2017 р. здійснено 36 пусків РН «Зеніт-2».

Крім того, перший ступінь РН (блок А) у кількості восьми штук успішно пройшов випробування при пусках ракетно-космічного комплексу «Енергія-Буран» (15.05.1987, 15.11.1988).

Для здачі РН «Зеніт-2» Замовнику з 1985 до 1987 року було здійснено 11 льотних випробувань. В процесі льотно-конструкторських випробувань відпрацьовувалися і підтверджувалися основні параметри і можливості РН. Перші чотири пуски проведено з еквівалентами корисного навантаження (макетами КА). Пуски з №5 до №11 виконувалися з реальними КА. Після одинадцятого пуску Держкомісією було прийнято рішення щодо закінчення льотних випробувань і прийняття КРК «Зеніт» в експлуатацію. Починаючи з дванадцятого пуску, проводилися серійні товарні запуски КА.

Статистика пусків РН «Зеніт-2»(11К77), причини невдалих (аварійних) пусків і проведені з цього приводу доопрацювання наведені в таблиці Д.1.

Таблиця Д.1

Статистика пусків РН «Зеніт-2»(11К77)

Номер пуску №	РН (в цілому)	I ступінь	II ступінь	Причини відмови, проведені доопрацювання
1 (13.04.1985)	відмова	відпрацював успішно	відмова	В системі керування витратою палива II ступеня спостерігалася невідповідність командних сигналів на привід з фактичним їх виконанням. Як наслідок пришвидшена витрата пального і передчасне вимкнення двигунів через брак цього компонента. Доопрацьовано алгоритм роботи системи керування витратою палива
2 (21.06.1985)	відмова	відпрацював успішно	відмова	Засмічення фільтра, встановленого в клапані входу окислювача через потрапляння кристалів води і вуглекислоти, викинутих з магістралі МД 11Д123 після його вимкнення. Це призвело до кавітаційного зриву насоса окислювача рульового двигуна 11Д513. Встановлено фільтр з більшою пропускною здатністю. Змінено циклограму вимкнення МД 11Д123.
3-14 (12)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-
15 (04.10.1990)	відмова	відмова	невиконання завдання	Загоряння МД I ступеня 11Д520 внаслідок потрапляння мастила у внутрішню кисневу порожнину вузла гойдання. Доопрацьовано наземне обладнання, з метою виключення натікання мастила на РРД під час виготовлення, випробувань, збирання і підготовки РН до пуску. Доопрацювання РРД 11Д520 не здійснювалося, посилено контроль якості складання двигунів.
16, 17 (2) (30.08.1991, 05.02.1992)	відмова	відпрацював успішно	відмова	Відмова МД II ступеня 11Д123 внаслідок загоряння і руйнування насоса окислювача. Причина загоряння - необґрунтована заміна матеріалу одного з дотичних елементів авторозвантажувального пристрою ТНА. Зроблено заміну матеріалу нерухомого кільця авторозвантажувального пристрою. У магістралі розкрутки ТНА встановлено додатковий клапан.

Номер пуску №	РН (в цілому)	I ступінь	II ступінь	Причини відмови, проведені доопрацювання
18-27 (10)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-
28 (20.05.1997)	відмова	відмова	невиконання завдання	Вибух МД 11Д520. Руйнування МД I ступеня було викликано розгерметизацією і спалахом тракту газогенератора в районі стику зі статором турбіни внаслідок підвищеної вібрації двигуна. Посилено контроль віброактивності РРД 11Д520, що поставляються на складання. Посилено зварний шов в перерізі, де сталася розгерметизація.
29,30 (2)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-
31 (09.09.1998)	відмова	відпрацював успішно	відмова	Відмова системи керування РН, яка була викликана послідовним вимкненням двох каналів (з трьох) БЦОК з подальшою штатною реалізацією аварійної циклограми. Причиною вимкнення двох каналів БЦОК виявилися виниклі в них поодинокі збої в поєднанні з недосконалістю прийнятого алгоритму, відповідно до якого, поодинокий збій не відбивається і кваліфікується як відмова каналу. Причини збоїв в каналах не з'ясовані. Доопрацьовано алгоритм системи керування з БЦОК «Бісер-2» в частині захисту каналів від збоїв.
32-36 (5)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-

Д.3 Історія експлуатації РН «Зеніт-2S»

Станом на 01.01.2017 відбулося 36 пусків РН «Зеніт-2S» в складі РКП «Зеніт-3SL». Під час першого пуску #SL1 (28.03.1999) РКП «Зеніт-3SL» на геостационарну орбіту виведено макет корисного навантаження. Пуск підтвердив готовність комплексу морського базування до експлуатації. Всі інші пуски #SL2 – #SL36 є комерційними (виведення КА Замовника). Статистика пусків РН «Зеніт-2S», а також проведені доопрацювання наведені в таблиці Д.2.

Таблиця Д.2

Статистика пусків РН «Зеніт-2S» в складі РКП «Зеніт-3SL»

Номер пуску #	РН (в цілому)	I ступінь	II ступінь	Причини відмови і проведені доопрацювання
SL1, SL2	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-
SL3 (12.03.2000)	відмова	відпрацював успішно	відмова	Аварійне вимкнення МД II ступеня 11Д123. Причиною є невидача команди на закриття електропневмоклапана ПГСП II ступеня РКП від комплексу автоматизованої системи керування підготовкою та пуском в процесі передстартової підготовки. Відсутність команди на закриття електропневмоклапана стало наслідком логічної помилки під час коригування закону управління перед пуском РКП «Зеніт-3SL»
SL4-SL23 (20)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-
SL24 (31.01.2007)	відмова	відмова	невиконання завдання	Руйнування МД I ступеня внаслідок потрапляння випадкової металевої частинки в насос окислювача
SL25-SL34 (10)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-
SL35 (01.02.2013)	відмова	відмова	невиконання завдання	Відмова бортового джерела потужності
SL36 (1)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-

Д.4 Історія експлуатації РН «Зеніт-2СБ»

Станом на 01.01.2017 здійснено 6 пусків РН «Зеніт-2СБ» у складі РКП «Зеніт-3SLБ» (перший пуск відбувся 28.04.2008) і 2 пуска у складі РКП «Зеніт-3SLБФ» (перший пуск відбувся 20.01.2011). Крім того, до статистики пусків РН «Зеніт-2СБ» віднесено пуск РН 11K77 – 1 – 2005, який відбувся 29.06.2007. Зазначена РН являє перехідну модифікацію між РН «Зеніт-2» та РН «Зеніт-2СБ» і в деяких джерелах її пуск заявлено як пуск РКП «Зеніт-2SLБ». Статистика пусків РН «Зеніт-2СБ» наведена в таблицях Д.3 и Д.4.

Таблиця Д.3

**Статистика пусків РН «Зеніт-2СБ» у складі
РКП «Зеніт-3СЛБ» і РКП «Зеніт-2СЛБ»**

Номер пуску №	РН (в цілому)	I ступінь	II ступінь	Причини відмови і проведені доопрацювання
	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-
SLБ1 – SLБ8 (8)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-

Таблиця Д.4

Статистика пусків РН «Зеніт-2СБ» у складі РКП «Зеніт-3СЛБФ»

Номер пуску №	РН (в цілому)	I ступінь	II ступінь	Причини відмови і проведені доопрацювання
SLБФ1 – SLБФ3 (3)	успіх	відпрацював успішно	відпрацював успішно	-

Аналіз наявних відмов ступенів РН сімейства «Зеніт» свідчить, що тільки чотири із них (№2, №16, №17, №31) слід вважати конструкторськими або проектними помилками, в той час як решта тою чи іншою мірою зумовлені порушеннями в процесі експлуатації, помилками під час виготовлення і контролю складових частин РН, що поставляються на складання. Відмови всіх типів носили поодинокий характер, крім двох відмов другого ступеня РН «Зеніт-2» (№16, №17).

Після всіх аварійних пусків РН було проведено заходи, спрямовані на виключення їх повторної появи. Після проведення доопрацювань аналогічні відмови не відбувалися (виключення пуски №16, №17).

ДОДАТОК Е

МОДИФІКОВАНА ЗВ'ЯЗКА ФАРЛЬС–ГУМБЕЛЯ–МОРГЕНШТЕРНА

Модифікована зв'язка Фарльс–Гумбеля–Моргенштерна (10.17) була запропонована з метою розширення можливостей класичного розподілу Гумбеля–Моргенштерна [166, 174], який має вигляд

$$F(x, y) = F_1(x)F_2(y)[1 + \alpha(1 - F_1(x))(1 - F_2(y))], \quad (\text{E.1})$$

де α – параметр кореляції ($|\alpha| \leq 1$).

Розподілу (E.1) притаманні недоліки, що обмежують його практичне використання. По-перше, сімейство ліній регресії такого розподілу є недостатньо гнучким, оскільки (E.1) має лише один параметр (α). По-друге, інтервал можливих значень коефіцієнта лінійної кореляції, враховуючи умови існування розподілу, складає $|\rho_{11}| \leq 0,33$, а для випадку маргінальних розподілів з додатнім ексцесом такий інтервал іще менше $|\rho_{11}| \leq 0,3$.

Розподіл (E.1) отримано на основі загальної форми сімейства розподілів Фарльс [166]

$$F(x, y) = F_1(x)F_2(y)[1 + \alpha A(F_1(x))B(F_2(y))], \quad (\text{E.2})$$

де $A(\bullet), B(\bullet)$ – певні функції, обмежені зі своїми частинними похідними, для яких повинні бути виконані наступні умови $A(1) = 0$, $B(1) = 0$. Для розподілу (E.1) функції $A(\bullet), B(\bullet)$ мають вигляд $A(F_1(x)) = 1 - F_1(x)$, $B(F_2(y)) = 1 - F_2(y)$.

Використання більш загальних функцій $A(F_1(x)) = 1 - F_1^p(x)$, $B(F_2(y)) = 1 - F_2^q(y)$, де p і q деякі параметри, дозволяє отримати вираз для модифікованої зв'язки Фарльс–Гумбеля–Моргенштерна [138]

$$F(x, y) = F_1(x)F_2(y)[1 + \alpha(1 - F_1^p(x))(1 - F_2^q(y))]. \quad (\text{E.3})$$

Функція щільності розподілу модифікованої зв'язки Фарльс–Гумбеля–Моргенштерна визначається шляхом безпосереднього диференціювання виразу (E.3)

$$f(x, y) = f_1(x)f_2(y)[1 + \alpha((p+1)F_1^p(x) - 1)((q+1)F_2^q(y) - 1)], \quad (\text{E.4})$$

Щоб щільність розподілу (E.4) була додатною на всій області визначення x і y для параметра α необхідно виконання наступної умови

$$-\frac{1}{pq} \leq \alpha \leq \min\left(\frac{1}{p}, \frac{1}{q}\right).$$

Інтервал можливих значень коефіцієнта лінійної кореляції, враховуючи умови існування розподілу, обмежений інтервалом $|\rho_{11}| \leq 0,5$ [138].

Параметри розподілу p і q визначаються з використанням методу моментів [130]. Вираз для спільного центрального моменту порядку $m + n$ розподілу (E.4), визначається безпосередньо інтегруванням і має вигляд:

$$\mu_{mn} = \mu_{m0}\mu_{0n} + \alpha \left((p+1)(q+1)L_X^{(mp)}L_Y^{(nq)} - (p+1)\mu_{0n}L_X^{(mp)} - (q+1)\mu_{m0}L_Y^{(nq)} + \mu_{m0}\mu_{0n} \right), \quad (\text{E.5})$$

де позначено $L_Z^{(np)} = \int_{-\infty}^{\infty} (z - m_Z)^n [F(z)]^p dF(Z)$.

Із загального співвідношення (E.5) випливають вирази для спільних центральних моментів

$$\begin{aligned} \mu_{11} &= \alpha(p+1)(q+1)L_X^{(1p)}L_Y^{(1q)}; \\ \mu_{12} &= \alpha(p+1)L_X^{(1p)} \left[(q+1)L_Y^{(2q)} - \sigma_Y^2 \right]; \\ \mu_{21} &= \alpha(q+1)L_Y^{(1q)} \left[(p+1)L_X^{(2p)} - \sigma_X^2 \right]. \end{aligned}$$

Для визначення p і q необхідно вирази μ_{12} і μ_{21} поділити на вираз μ_{11} . Після очевидних перетворень отримуємо

$$\frac{\mu_{12}}{\mu_{11}} = \frac{(q+1)L_Y^{(2q)} - \sigma_Y^2}{(q+1)L_Y^{(1q)}}; \quad (\text{E.6})$$

$$\frac{\mu_{21}}{\mu_{11}} = \frac{(p+1)L_X^{(2p)} - \sigma_X^2}{(p+1)L_X^{(1p)}}. \quad (\text{E.7})$$

Отже, для отримання p і q необхідно чисельно розв'язати систему алгебраїчних рівнянь (E.6) і (E.7). Параметр α обчислюється в такий спосіб:

$$\alpha = \frac{\mu_{11}}{(q+1)(p+1)L_Y^{(1q)}L_X^{(1p)}}.$$

Загальний інтеграл $L_Z^{(np)}$ з використанням бінома Ньютона може бути записано через більш прості інтеграли вигляду $K_Z^{(np)} = \int_{-\infty}^{+\infty} z^n F^p(z) dF(z)$. Останні можуть бути визначені чисельно.

Використовуючи параметричну форму УЛР (9.17), запишемо наступний вираз для функції розподілу модифікованої зв'язки Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна

$$\left\{ \begin{aligned} F(x, y) &= F_1(x)F_2(y) \left[1 + \alpha(1 - F_1^p(x))(1 - F_2^q(y)) \right] \\ F_1(x) &= u_1 \\ F_2(y) &= u_2 \\ x &= \lambda_{1X} + \frac{u_1^{\lambda_{3X}} - (1 - u_1)^{\lambda_{4X}}}{\lambda_{2X}} \\ y &= \lambda_{1Y} + \frac{u_2^{\lambda_{3Y}} - (1 - u_2)^{\lambda_{4Y}}}{\lambda_{2Y}} \end{aligned} \right.$$

У випадку використання УЛР в якості маргінальних складових (Е.3) для визначення параметрів p і q необхідно визначити інтеграли $K_Z^{(np)}$. Шляхом заміни

$$\left\{ \begin{array}{l} u = F(x) \\ du = dF(x) \\ x = Q(u) \end{array} \right\}$$

інтеграл $K_Z^{(np)}$ зводиться до простого вигляду

$$K_Z^{(np)} = \int_0^1 [Q(u)]^n u^p du.$$

Тепер, підставляючи вираз для квантильної функції $Q(u)$ (9.15), визначаються $K_Z^{(np)}$. Зокрема, для $K^{(ip)}$ $i = \overline{1, 3}$, необхідних для отримання p і q шляхом безпосереднього інтегрування отримаємо

$$\begin{aligned} K^{(1p)} &= \int_0^1 \left[\lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2} \right] u^p du = \frac{\lambda_1}{p+1} + \frac{1}{\lambda_2} \left[\frac{1}{\lambda_3 + p + 1} - B(p+1, \lambda_4 + 1) \right] \\ &\quad ; \\ K^{(2p)} &= \int_0^1 \left[\lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2} \right]^2 u^p du = \\ &= \frac{\lambda_1^2}{p+1} + \frac{2\lambda_1}{\lambda_2} \left[\frac{1}{\lambda_3 + p + 1} - B(p+1, \lambda_4 + 1) \right] + \\ &\quad + \frac{1}{\lambda_2^2} \left[\frac{1}{2\lambda_3 + p + 1} - 2B(\lambda_3 + p + 1, \lambda_4 + 1) + B(p+1, 2\lambda_4 + 1) \right] ; \\ K^{(3p)} &= \int_0^1 \left[\lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2} \right]^3 u^p du = \\ &= \frac{\lambda_1^3}{p+1} + \frac{3\lambda_1^2}{\lambda_2} \left[\frac{1}{\lambda_3 + p + 1} - B(p+1, \lambda_4 + 1) \right] + \\ &\quad + \frac{3\lambda_1}{\lambda_2^2} \left[\frac{1}{2\lambda_3 + p + 1} - 2B(\lambda_3 + p + 1, \lambda_4 + 1) + B(p+1, 2\lambda_4 + 1) \right] + \\ &\quad + \frac{1}{\lambda_2^3} \left[\frac{1}{3\lambda_3 + p + 1} - 3B(2\lambda_3 + p + 1, \lambda_4 + 1) + \right. \\ &\quad \left. + 3B(\lambda_3 + p + 1; 2\lambda_4 + 1) - B(p+1, 3\lambda_4 + 1) \right], \end{aligned}$$

де $B(\bullet, \bullet)$ – бета-функція.

Гладкий Э.Г. Определение коллективного риска в случае аварии ракеты-носителя «Циклон-4М» на этапе полета с использованием представления населенных территорий в виде многоугольников // *Космічна наука і технологія*. – Киев: ГАО, 2019. – Т. 27. – № 6. С. XX – XX.

14 CFR. Chapter III. Commercial space transportation, Federal aviation administration, Department of transportation, Subchapter C – Licensing, part 417 – Launch safety, 2001 URL:<http://law.cornell.edu/cfr/text/14/part-417>.

14 CFR. Chapter III. Commercial space transportation, Federal aviation administration, Department of transportation, Subchapter C – Licensing, part 420 – License to Operate a Launch Site, 2000 URL:<http://law.cornell.edu/cfr/text/14/part-420>.

Анализ целесообразности расширения допустимых углов отклонения РКН «Зенит-3SL» и РН «Зенит-2М» от программных значений. «Зенит-3SL».21.13498.018 ОТ. Исп. Сметанин Ю.А., Свириденко Э.М., Гладкий Э.Г. и др.

ДСТУ 3900-99 Безпека у надзвичайних ситуаціях. Основні положення.

Federal Register. Part II 14 CFR Parts 413, 415 and 417 Licensing and Safety Requirements for Launch.

Commercial space transportation, Federal aviation administration, Department of transportation Subchapter C – Licensing, part 417 – Launch Safety, 2001

14 CFR Part 420 License Operate a Launch Site. 2000

ДСТУ ISO 14620-1:2008. Космічні системи. Вимоги безпеки. Частина 1. Безпечність системи (ISO 14620-1:2002, IDT). [Чинний від 01.10.2008]. Київ, 2009.- 38 с.

ДСТУ ISO 14620-2:2011. Космічні системи. Вимоги безпеки. Частина 2. Безпечність системи (ISO 14620-2:2002, IDT). [Чинний від 01.10.2008]. Київ, 2009.

ДСТУ ISO 14620-3:2011. Космічні системи. Вимоги безпеки. Частина 3. Система безпеки польотів (ISO 14620-3:2002, IDT). [Чинний від 01.10.2008]. Київ, 2009.