

Державне підприємство
«Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К.Янгеля»

ГЛАДКИЙ ЕДУАРД ГРИГОРОВИЧ

Прим. № _____
УДК 629.76/.78.017

**НОВІ ПІДХОДИ ДО КОМПЛЕКСНОГО ОЦІНЮВАННЯ
ПОЛЬотної БЕЗПЕКИ І НАДІЙНОСТІ
РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ СИСТЕМ**

05.07.02 Проектування, виробництво та випробування
літальних апаратів

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Дніпро – 2020

Дисертацією є _____ рукопис

(рукопис, монографія)

Робота виконана в Державному підприємстві «Конструкторське бюро
(назва організації, відомча підпорядкованість)

«Південне», Державне космічне агентство України

Науковий керівник (консультант) д.т.н., професор Перлик Віктор Іванович

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові, місце роботи, посада)

Офіційні опоненти:

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові, місце роботи, посада)

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові, місце роботи, посада)

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові, місце роботи, посада)

Захист відбудеться «___» _____ 2020 р. о _____ годині на засіданні
спеціалізованої вченої ради Д 08.051.15 при Дніпровському національному

(шифр ради, назва установи, в якій створена рада, адреса)

університеті імені Олеся Гончара, адреса м. Дніпро, вул. Наукова, 11

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці Дніпровського національного
університету, м. Дніпро, вул. Казакова, 8

(назва установи, адреса)

Автореферат розісланий «___» _____ 2020 р.

Вчений секретар

спеціалізованої вченої ради Д 08.051.15 _____

(підпис)

Січовий О.В.

(ініціали, прізвище)

Проблема забезпечення безпеки посідає одне з центральних місць в процесі створення сучасних складних технічних систем (СТС). Експлуатація таких енергонасичених СТС, до яких належать ракетно-космічні та бойові ракетні комплекси (далі – РК), 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. На етапі польоту ракета-носіїв (РН) або бойова ракета (БР) становить небезпеку не тільки в разі аварійного результату пуску, але і під час штатного польоту. Враховуючи те, що траси пусків розтягнуті на кілька тисяч кілометрів, збитки може бути завдано як об'єктам наземного комплексу (НК) та персоналу, так і населенню, а також об'єктам, що не пов'язані з космічними або військовими програмами.

Актуальність роботи

Сучасний рівень розвитку ракетно-космічної техніки (РКТ) потребує більш точного прогнозування рівня польотної безпеки РН (є актуальним і для БР). Це зумовлено низкою обставин. Глобалізація сучасного світу призводить до того, що території, через які прокладають траси польоту РН, 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, 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. На підтвердження цього зазначимо, 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, залишається одним із основних показників якості РКС. Забезпечення їх високого рівня 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. В жорстких умовах конкуренції потрібно забезпечити високу конкурентоспроможність розроблюваних Україною (самостійно або в співдружності з іноземними компаніями) засобів виведення КА, зокрема і за рахунок їх високої надійності та безпеки.

Отримання більш достовірних кількісних значень показників польотної безпеки дозволить підвищити ефективність керування процесами забезпечення безпеки людей і об'єктів уздовж трас польоту РН та БР (далі – РН(БР)), мінімізувавши витрати на ці цілі. Насамперед це стосується вироблення обґрунтованих рекомендацій, що спрямовані на убезпечення об'єктів НК і персоналу, а також населення та інших об'єктів, а саме визначення зони безпечного розміщення об'єктів НК і персоналу, зон евакуації населення і суден, а, у разі потреби, зон 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) органічно пов'язано з підвищенням надійності, отже паралельно необхідно вдосконалювати методи і методики оцінювання та забезпечення надійності 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 КРК «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 визначення надійності РН KSLV-II; робіт зі створення РКК «Циклон-4М».

Мета і задачі досліджень. Метою дисертаційної роботи є розвиток методичних підходів і математичних моделей оцінювання польотної безпеки і надійності з урахуванням специфіки РН(БР) української розробки. В дисертації вирішувалися наступні основні задачі:

1. Визначити і дослідити основні напрями вдосконалення математичних моделей оцінювання 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 оцінювання 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.

Об'єктом дослідження дисертації є безпека наземних об'єктів і людей під час пусків РН(БР).

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

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 (ризик) 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 СБП, яка забезпечує аварійне вимкнення двигуна (АВД) у разі виникнення АС. Для такої моделі запропоновано окремо 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 можливістю виникнення «хибних» спрацювань під час функціонування 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 об'єкта і є більш коректним у порівнянні з прийнятими в наявних моделях типовими ЗУО – прямокутниками і колами. Багатокутники ЗУО в процесі визначення ризиків запропоновано поділяти на складові трикутники, що дозволяє розглядати трикутник як найбільш універсальну типову елементарну фігуру для задач 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 (КБЧ), 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 вдосконалені методи оцінювання надійності, які дозволяють врахувати: 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 апріорну інформацію складають точкова оцінка надійності СТС та інтервал невизначеності для середнього квадратичного відхилення.

10. Розроблено нову математичну модель оцінювання польотної надійності ступенів РН на етапі експлуатації, яка дозволяє врахувати ефективність проведених у процесі експлуатації доопрацювань. В її основу покладено теорію станів та 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 РН. Для одновимірних задач запропоновано використовувати одновимірний узагальнений лямбда-розподіл (УЛР), який дає змогу описувати параметри і характеристики РКС у широкому діапазоні значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. Продемонстровано можливості УЛР для апроксимації статистичних сукупностей параметрів РКС, при цьому якість підгонки виявилася не гіршою ніж у розподілу Якобі, який є більш складним у побудові та використанні (універсальний розподіл Якобі запропоновано автором у 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, яка 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, що дозволяє 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 ураження площинних і лінійних об'єктів, а також колективного ризику для населених пунктів, що розташовані в аварійній зоні траси пуску.

Розроблено практичні підходи для дослідження ПШС, пов'язаних із втратою керованості РН(БР) на етапі польоту: 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 для пусків з космодрому Алкантара, проведено розрахунки показників польотної безпеки. 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 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 потрапляють 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 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 в процесі проведення льотних випробувань тактичних і оперативно-тактичних ракет з КБЧ дозволяє визначити

розміри небезпечних зон і обґрунтовано формувати рекомендації для вибору випробувального полігону.

Публікації. За темою дисертації опубліковано 42 наукових працях, які включають 21 статтю у фахових виданнях, 11 тез доповідей, 9 науко-технічних звітів та матеріалів проектів (пояснювальних записок) та 1 заявку на твір (корисну модель).

Особистий внесок здобувача. Основні наукові результати і висновки, які містять математичні моделі і методики польотної безпеки та надійності, що подані в дисертації і складають її сутність, 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 [13, 14, 15, 27]; математичні моделі оцінювання ймовірності відсутності аварії на борту РН, обладнаної СБП, яка забезпечує виявлення та запобігання аваріям [11, 26]; математичні моделі оцінювання надійності РН з урахуванням виконаних доопрацювань [4, 9, 22, 28] та її складових, що використовують байєсівську методологію [8, 23]; параметричні моделі оцінювання надійності, які використовують УЛР [12].

Апробація матеріалів дисертації. Матеріали дисертації доповідалися на міжнародних молодіжних науково-практичних конференціях «Людина і космос» НЦАОМУ (м. Дніпропетровськ, 2000, 2007, 2011 рр.), Третій міжнародній науково-технічній конференції «Космонавтика. Радіoeлектроніка. Геоінформатика» (м. Рязань, Росія, 2000 р.), XXVII академічних читаннях із космонавтики (м. Москва, Росія, 2003 р.), 1-му 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. Дніпро, 2007, 2015, 2017, 2019 рр.), 50-му і 66-му Міжнародних астронавтичних конгресах (м. Ріо-де-Жанейро, Бразилія, 2000 р.; м. Єрусалим, Ізраїль, 2015 р.).

Структура дисертації. Дисертація складається з вступу, десяти розділів і висновків, п'яти додатків та списку використаних джерел зі 185 найменувань. Загальний обсяг роботи складає 369 сторінок, у тому числі основний текст, викладено на 289 сторінках і супроводжується 89 малюнками і 33 таблицями.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовано актуальність обраного напрямку досліджень, сформульовано мету і задачі дослідження, відзначено наукову новизну, практичну цінність роботи та її апробацію.

У **першому розділі** проаналізовано історичні аспекти виникнення безпеки як окремого наукового напрямку, розглянуто формування і сутність концепції «прийнятного ризику» та загальні питання забезпечення безпеки РК.

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 і виокремленням в її межах особливого класу відмов СТС, так званих аварійних відмов (АВ), 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, де в цьому питанні накопичено достатній досвід. На цей час забезпечення безпеки в цих галузях промисловості має системний характер і базується на концепції «прийнятного ризику», основна ідея якої полягає в тому, що ризик аварії має бути встановлено, оцінено і знижено до прийнятного рівня. «Прийнятний ризик» дозволяє досягти компромісу між рівнем безпеки і економічними можливостями його досягнення.

Виділено та проаналізовано основні аспекти проблематики забезпечення безпеки під час розроблення РКТ, серед яких до найбільш актуальних віднесено організаційні та методичні аспекти. Організаційні аспекти пов'язані з розробленням і реалізацією під час створення РК Програми забезпечення безпеки для виконання вимог з безпеки. Підкреслено важливість для забезпечення безпеки РК етапу проектування, де фактично закладається рівень безпеки створюваного РК, приймаються принципові технічні рішення і плануються основні заходи щодо його забезпечення на наступних етапах. Методичні аспекти, насамперед, передбачають створення більш досконалих розрахункових моделей для оцінювання показників безпеки РК.

Загальна проблема безпеки РК поділяється на дві частини: забезпечення безпеки під час наземної експлуатації РК і забезпечення безпеки на етапі польоту РН(БР). 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 (це задача забезпечення безпеки небезпечного виробничого об'єкта). Для етапу виведення КА 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 персоналу і об'єктів НК можливо лише у випадку аварії РН на початковій ділянці траєкторії польоту. На етапі польоту РН ураження наземних об'єктів може бути зумовлено, по-перше, наявністю ВЧ (відпрацьованих ступенів, головного аеродинамічного обтічника та інших елементів, що скидаються), і, по-друге, можливими аваріями РН на активній ділянці траєкторії.

Основними способами забезпечення польотної безпеки для РН(БР) є їх висока надійність, виділення спеціальних районів для падіння ВЧ та бойового оснащення БР, а також використання на борту спеціальних СБП. Сформульовано загальні завдання, які повинні вирішуватися СБП РН, а саме, виявлення АС на етапі польоту; визначення причин виникнення АС; відбивання АС після їх виявлення, яке передбачає ліквідацію причин виникнення АС і спробу за рахунок можливостей РН продо-

вжити процес виведення КА. Для РН, розроблених в ДП «КБ «Південне», функції СБП здебільшого обмежуються локалізацією можливих наслідків аварій шляхом реалізації АВД після виявлення на борту АС, що приводить до обмеження районів можливого падіння аварійних РН та її фрагментів. Контроль стану РН здійснюється за двома основними функціональними параметрами: втратою керованості РН (втрата стійкості польоту РН) та відмовою БЦОК. Фактично єдиним способом відбивання АС, пов'язаних із втратою керованості, є використання так званого функціонала Fe (РКП «Зеніт-3SL», «Зеніт-3SLB», РКП «Циклон-4»), коли після отримання РН певних значень параметрів руху в разі виникнення зазначеної АС замість АВД виконується команда на відокремлення і запуск верхнього ступеня РН.

Надано тлумачення основних понять безпеки, які використано в дисертації. Відмова, що виникла в РН(БР) під час польоту, переводить її в стан порушення працездатності, тобто виникає й розвивається ПШС. ПШС, що призводять до аварії, вважається небезпечною ПШС або АС. Під аварією РН на етапі польоту розуміється припинення штатного процесу виведення КА, що супроводжується некерованим польотом (або польотом зі зниженими можливостями, що стосується керування) і падінням аварійної РН (її фрагментів). Оскільки наслідком аварії РН на етапі польоту є її падіння, введено поняття аварійної зони траси пуску (зони падіння аварійних РН) та аварійної траси пуску. Під ризиком для наземного об'єкта в дисертації розуміється ймовірність його ураження, тобто влучення ВЧ або аварійної РН(БР) або їх фрагментів у зону, в якій вплив уражального(их) фактора(ів) призводить до ураження об'єкта (так звана зона ураження об'єкта). Обґрунтовано перелік основних показників польотної безпеки для одного пуску РН(БР):

- потенційний територіальний ризик, що складається з індивідуальних ризиків у точках аварійної зони траси пуску (розглядається стосовно персоналу і населення);
- колективний ризик (середня кількість загиблих) на певній території, зокрема, в населених пунктах;
- ймовірність ураження (ризик) для поодинокого наземного об'єкта (зокрема, об'єктів космодрому) або судна (окремо може розглядатися ймовірність падіння аварійної РН (її фрагментів) на територію населених пунктів);
- ймовірність відсутності аварії в польоті для РН, обладнаної штатною СБП, яка забезпечує відбивання АС.

Надано допустимі значення показників польотної безпеки для людей і об'єктів, на які орієнтуються під час створення РКТ в Україні.

У **другому розділі** проведено аналіз загальної проблеми оцінювання польотної безпеки РН(БР), виділено основні задачі, які потребують вирішення, та наведено вихідні положення щодо побудови математичних моделей безпеки. Удосконалення наявних та побудова нових математичних моделей оцінювання польотної безпеки РН(БР) має охоплювати два напрями: випадок штатного польоту і

випадок аварійного результату пуску. Для першого напряму основними задачами є оцінювання ризиків для об'єктів в районах падіння ВЧ та побудова небезпечних зон для людей та суден (якщо зона падіння ВЧ розташована в океані), де ризики перевищують допустимі рівні. Відомі моделі оцінювання ризику в районах падіння ВЧ недостатньою мірою враховують особливості фрагментації ВЧ на ділянці пасивного падіння.

Для випадку аварії РН на етапі виведення КА виокремлено три основні задачі 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) та ймовірності падіння аварійної РН (її фрагментів) на населені пункти, які потрапляють в аварійну зону траси пуску;
- визначення ризиків для різних наземних об'єктів (природних і господарських), які потрапляють в аварійну зону траси пуску.

Математичні моделі, що використовуються в даний час для оцінювання польотної безпеки у разі аварії РН, не дозволяють повною мірою врахувати всі особливості, пов'язані з використанням на борту РН штатної СБП.

Питання забезпечення безпеки є також актуальними під час проведення випробувальних пусків ТР та ОТР, що розробляються в Україні. Для штатного польоту необхідно знати зони небезпеки в районі падіння бойового оснащення, і, що, особливо актуально, для КБЧ. Крім цього, потрібно враховувати чинник бойового оснащення і у випадку аварії ТР та ОТР у польоті.

Уражальні фактори у разі падіння ВЧ або аварійної РН. Зазначено, що характер уражальних факторів 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, адже їх відокремлення відбувається на значних висотах, що гарантовано призводить до їх руйнування. Характер уражальних факторів під час падіння ВЧ РН(БР) наведено у таблиці 1.

Характер фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння (у вигляді усередненої кількості фрагментів, що досягають поверхні Землі), залежно від часу аварії (t_A), для триступеневої РН може бути наближено описано з використанням типової моделі, яка показана на рис. 1 (притаманна РН типу «Зеніт», «Циклон», «Дніпро»). Характерні моменти аварій t_* , t_{**} , t_{***} є випадковими функціями пара-

метрів руху РН, характеристик атмосфери, міцності конструкції і різноманітних інших факторів. Характер уражальних факторів під час падіння аварійної РН(БР) наведено у таблиці 2.

Таблиця 1

Уражальні фактори під час падіння ВЧ

ВЧ	Уражальні фактори
I ступінь	Падіння незруйнованої ВЧ. Динамічний вплив (пряме влучання); внаслідок вибуху компонентів ракетного палива (КРП): вибухова ударна хвиля, термічний вплив від «вогняної кулі» та подальшої пожежі, розлітання фрагментів; токсичний вплив внаслідок викиду (випаровування) токсичних залишків КРП Руйнування ВЧ на ділянці пасивного падіння. Динамічний вплив фрагментів (пряме влучання)
Верхні ступені, стулки головного обтічника (СГО)	Динамічний вплив фрагментів (пряме влучання)

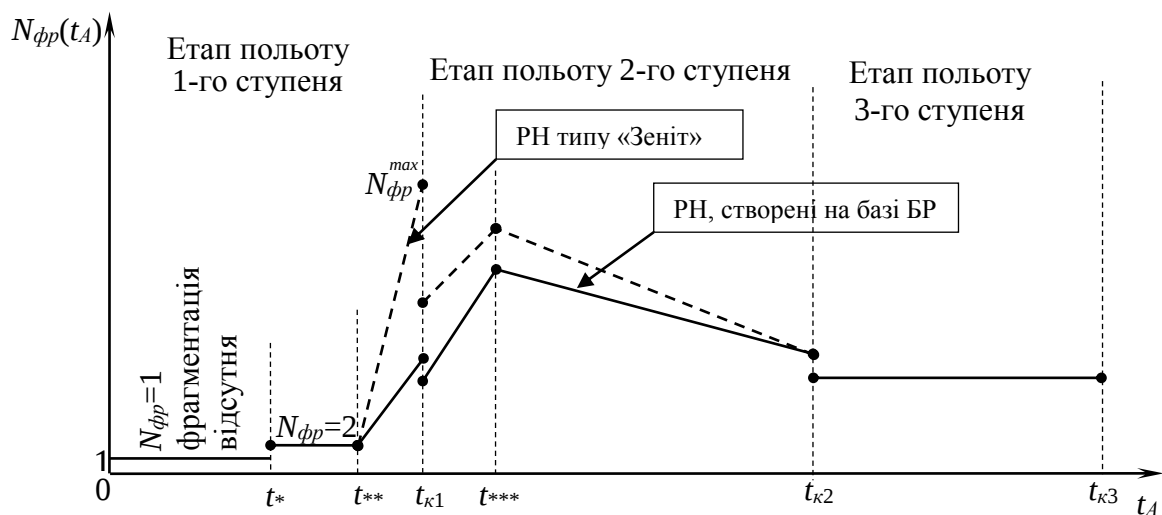


Рис. 1 – Кількість фрагментів аварійної РН, що досягають поверхні Землі

Таблиця 2

Уражальні фактори під час падіння аварійної РН

Етап польоту	Характер фрагментації	Уражальні фактори
I ступінь	На відрізку часу $[0, t_*]$. Фрагментація відсутня. Падіння на поверхню Землі незруйнованої аварійної РН із залишками КРП на борту	Динамічний вплив (пряме влучання); внаслідок вибуху КРП вибухова ударна хвиля, термічний вплив від «вогняної кулі» та подальшої пожежі, розлітання фрагментів; токсичний вплив внаслідок викиду (випаровування) токсичних залишків КРП
	На відрізку часу $[t_*, t_{**}]$. Аварійна РН руйнуватиметься на два великі фрагменти: ВЧ I ступеня і II ступеня, які містять КРП	
	На відрізку часу $[t_{**}, t_{k1}]$. Руйнування аварійної РН на фрагменти, що не містять КРП	
Верхні ступені	Руйнування аварійної РН на фрагменти, що не містять КРП	Динамічний вплив фрагментів (пряме влучання)

Зона ураження об'єкта (ЗУО). ЗУО утворюється додаванням до контуру зони об'єкта буферної зони, розмір якої відповідає радіусу ураження (R_y). Останній 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 та ступенем його стійкості до уражальних факторів. В наявних моделях визначення польотної безпеки традиційним є подання розрахункової ЗУО у вигляді типових фігур: прямокутників або кіл. Для об'єктів складної форми це може призводити до значних похибок в розрахунках показників безпеки. Зону об'єкта, якому може бути завдано шкоди, запропоновано зображати у вигляді опуклого багатокутника (або сукупності опуклих багатокутників), що є більш універсальним і дозволяє відобразити його реальну форму. Виходячи з цього, розроблено два способи подальшого зображення ЗУО (рис. 2). В першому випадку для зображення ЗУО використано подібний багатокутник і розроблено алгоритм для отримання координат його вершин. В другому випадку ЗУО зображено у вигляді подібного багатокутника із заокругленими вершинами, де у кутах розташовуватимуться кругові сектори, радіус яких відповідає R_y . У цьому випадку запропоновано ЗУО звести до рівновеликого ортогонально-орієнтованого прямокутника (сторони паралельні головним осям розсіювання).

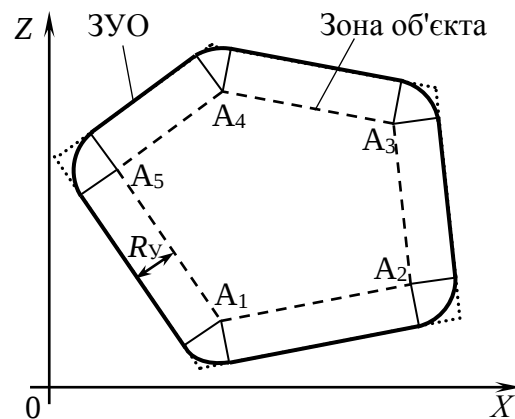


Рис. 2 – Зображення ЗУО

Надійність – основний чинник забезпечення польотної безпеки РН. Виходячи із загальної матриці станів СТС (РН), що складається з n складових частин (рис. 3), виділено працездатний стан B_1 (всі складові підсистеми працюють безвідмовно) та стани з відмовами складових частин $B_2 - B_N$ ($N = 2^n$), що зумовлюють розвиток ПШС. У свою чергу останні поділено на неаварійні стани B'_j ($j = 1, N_1$), та стани B''_j ($j = 1, N_2$), що призводять до аварії ($N_1 + N_2 = N - 1$). Імовірність того, що аварії СТС не відбудеться (подія $\bar{D}$), визначається так:

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

Отже, якщо не враховувати зовнішні причини появи аварії, то $P_c \leq P(\bar{D}) \leq 1$, де $P_c = P(B_1)$ – ІБР РН на етапі польоту. Коли всі стани СТС з відмовами є аварійними ($N_1 = 0$), безаварійність тотожна надійності, і навпаки, якщо всі відмови є неаварійними ($N_2 = 0$), тоді ймовірність відсутності аварії наближається до одиниці. Для РН на етапі

$\overline{A_1}$	A_2	A_3	...	A_n	B_1
$\overline{A_1}$	A_2	A_3	...	A_n	B_2
...	...	...	...	...	...
$\overline{A_1}$	$\overline{A_2}$	A_3	...	$\overline{A_n}$	B_{n+1}
$\overline{A_1}$	$\overline{A_2}$	A_3	...	A_n	B_{n+2}
...	...	...	...	...	...
...	...	...	...	...	...
...	...	...	...	...	...
$\overline{A_1}$	$\overline{A_2}$	$\overline{A_3}$	...	$\overline{A_n}$	B_N

Рис. 3 – Матриця станів СТС:
 A_i – працездатний стан; $\overline{A_i}$ – стан відмови; B_j ($j = 1, N$) – стани СТС

польоту кількість безпечних ПШС досить незначна ($N_1 \ll N_2$), отже друга складова в (1) є малою. Таким чином, для підвищення рівня безпеки РН необхідно, насамперед, підвищувати їх безвідмовність. Рівень безаварійності СТС може бути підвищено, якщо в її складі використати спеціальну СБП, яка в змозі відбити частину АС, що виникають.

Отримання більш коректних значень показників 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, які насамперед стосуються вдосконалення параметричних моделей та статистичних методів оцінювання надійності.

Домінуючими у структурі ступенів РН(БР) є механічні системи (МС): несучі конструкції, вузли пневмоавтоматики рідинних ракетних двигунів (РРД) і систем живлення, рухомі елементи та інш. На етапі проектування їх надійність визначається з використанням розрахункових (аналітичних) методів. Для цього нормальне функціонування МС описується сукупністю нерівностей (система умов працездатності), які виражають відсутність відмов, що впливають із суті фізичних процесів (відсутність втрати міцності або стійкості конструкції, кавітації в насосах тощо). В якості показника безвідмовності МС використовують ймовірність спільного виконання такої сукупності нерівностей, яку визначають за допомогою одного з двох інтегралів

$$P = \Pr\{Z_j = \varphi_j(\bar{X}) \geq 0, j = \overline{1, n}\} = \int_{\overline{\varphi}(\bar{X}) > 0} \dots \int f(\bar{x}) dx_1 \dots dx_n = \int_0^{\infty} \dots \int_0^{\infty} g(\bar{z}) dz_1 \dots dz_m, \quad (2)$$

де $\varphi_j(\bullet)$ – формалізовані умови відсутності відмов; $Z_1, Z_2, \dots, Z_m$ – вектор вихідних параметрів (змінних стану); $X_1, X_2, \dots, X_n$ – вектор первинних (вхідних) параметрів; $f(\bar{x})$, $g(\bar{z})$ – відповідно функції спільних щільностей розподілів первинних змінних і змінних стану. Отже, вдосконалення параметричних моделей надійності, пов'язане з використанням розподілів, що більш точно описують поведінку первинних змінних і змінних стану.

На етапі НЕВ надійність підсистем і агрегатів РН отримують за результатами випробувань з використанням статистичних методів. Проблемою для отримання достовірних оцінок надійності в сучасних умовах є скорочення обсягів випробувань. Її вирішення повинно ґрунтуватися на залученні різної додаткової інформації, яка отримана з етапу проектування, насамперед, коефіцієнтів безпеки і проектних оцінок надійності. Особливість етапів НЕВ, льотних випробувань (ЛВ) та експлуатації РН полягає в тому, що для виключення зафіксованих відмов проводять доопрацювання, які пов'язані з частковою зміною конструкції підсистем і агрегатів, умов і режимів їх функціонування, посиленням контролю за виготовленням РН. Отже, актуальною є задача уточнення моделей оцінювання надійності окремих підсистем і агрегатів, а також ступенів РН в умовах проведення доопрацювань.

У **третьому розділі** побудовано більш досконалі математичні моделі оцінювання безпеки наземних об'єктів у районах падіння ВЧ (відпрацьованих ступенів, СГО) для РН(БР) і бойового оснащення (або його еквівалентів) ТР і ОТР під час проведення ЛВ.

Проаналізовано загальний підхід до визначення ймовірності ураження наземного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ. На прикладі індивідуального ризику 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 призводить до розширення району падіння ВЧ і одночасно до зниження ймовірності ураження наземних об'єктів.

Для рідинних РН ризик для наземного об'єкта, розташованого в районі падіння ВЧ I ступеня, може бути визначено в такий спосіб:

$$R = P_I (R_{руй} + R_{неруй}),$$

де P_I – ймовірність безвідмовної роботи РН на етапі польоту I ступеня і в процесі відокремлення ВЧ (зазвичай визначається з використанням статистичних даних про ВЧ ступенів експлуатованих РН); $R_{руй}$ – 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. Враховуючи випадковий характер на ділянці пасивного падіння зовнішнього впливу на ВЧ та несучу здатність її конструкції, для визначення $R_{руй}$ запропоновано вираз:

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

де $P_{руй}(h)$ – ймовірність руйнування ВЧ I ступеня на висоті h (пов'язана з розрахунками міцності конструкції і потребує використання параметричних моделей $P_{руй}(h) = 1 - \Pr\{R(l, h) - S(l, h) > 0\}$, 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); $\Delta R_{руй}(h)$ – ймовірність влучання хоча б одного фрагмента ВЧ у ЗУО в разі фрагментації ВЧ на висоті h ; h_* – початкова висота, починаючи з якої можливе руйнування ВЧ I ступеня. Для ймовірності $\Delta R_{руй}(h)$ маємо

$$\Delta R_{руй}(h) = 1 - \prod_{N_{фр}} (1 - \Delta R_{фр}^{(i)}) \approx \sum_{N_{фр}} \Delta R_{фр}^{(i)}, \quad (3)$$

де $\Delta R_{фр}^{(i)}$ – ймовірність влучання i -того фрагмента ВЧ у ЗУО; $N_{фр}$ – кількість фрагментів ВЧ, що утворилися на ділянці пасивного польоту.

$$\text{Складова } R_{неруй} \text{ визначається так } R_{неруй} = \left(1 - \frac{1}{h_*} \int_0^{h_*} P_{руй}(h) dh \right) \cdot \Delta R_{неруй}.$$

Ймовірності влучання незруйнованої ВЧ або i -того фрагмента в ЗУО для нормального розподілу, який зазвичай використовують для опису випадкових величин

(ВВ) розсіювання точок падіння ВЧ або її фрагментів у поздовжньому і бічному напрямках, а також прямокутної області ЗУО визначаються так:

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

де $\Phi(\bullet)$ – функція нормального розподілу; m_X, m_Z – координати центру групування точок падіння ВЧ або фрагмента у поздовжньому і бічному напрямках відносно центру виділеного району падіння; σ_X, σ_Z – середні квадратичні відхилення (СКВ) в поздовжньому і бічному напрямках, що характеризують розсіювання точок падіння незруйнованої ВЧ; X'_1, X'_0, Z'_1, Z'_0 – координати вершин прямокутника ЗУО, ортогонально-орієнтованого до головних осей розсіювання.

З використанням запропонованої математичної моделі отримано небезпечну зону для людей у районі падіння ВЧ I ступеня РКП типу «Зеніт», що відповідає рівню допустимого ризику 10^{-6} (рис. 4), яка виявилася значно меншою за виділений район для падіння ВЧ (розмір становить 25 км × 14,5 км). При цьому отримана небезпечна зона виходить за межі виділеного району, отже, необхідна організація додаткових заходів щодо забезпечення безпеки.

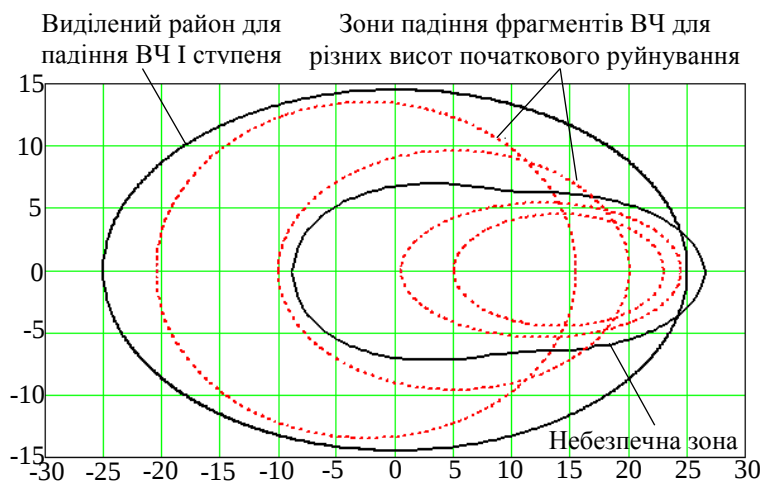


Рис. 4 – Небезпечна зона у районі падіння ВЧ першого ступеня РКП типу «Зеніт»

В окремих випадках, виходячи з відомих моменту відокремлення ВЧ (визначається циклограмою штатного польоту), висоти відокремлення ВЧ і початкових параметрів її руху, збурень, отриманих ВЧ у процесі відокремлення, а також аеродинамічних характеристик незруйнованої ВЧ, на підставі детермінованих розрахунків та результатів пусків РН-аналогів можливо прогнозувати характер руйнування ВЧ на пасивній ділянці і визначити фрагменти, що досягають поверхні Землі. Для такого випадку розроблену процедуру оцінювання ризиків для об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ, яка є ітеративною і передбачає: визначення висоти початкового руйнування і характеристик початкових (великих) фрагментів; розрахунок траєкторії руху великих фрагментів ВЧ, визначення навантажень та теплових потоків, що діють на них, і висоти їх можливого руйнування на дрібні фрагменти; визначення характеристик дрібних фрагментів, оцінювання можливості досягнення ними поверхні Землі і характеристик розсіювання точок їх падіння. З використанням такої процедури отримано небезпечну зону для кораблів у районі падіння ВЧ I ступеня РН «Антарес», де ризик перевищує 10^{-5} (рис. 5). Для порівняння розмір

виділеного району, який розглядався розробником РН (компанією Orbital) як небезпечний для суден, становить $\pm 70 \text{ км} \times \pm 35 \text{ км}$.

Особливості визначення ризику для наземного об'єкта, зона ураження якого зображується опуклим багатокутником. Для визначення складових $\Delta R_{\text{неруй}}$ та $\Delta R_{\text{руй}}(\Delta R_{\text{фр}_i})$ розроблено процедуру визначення координат вершин багатокутника зони об'єкта в системі координат XOZ з центром у центрі району падіння ВЧ і осями, що відповідають головним осям розсіювання, шляхом переходу

$$(\varphi, \lambda) \rightarrow (x_{NE}, z_{NE}) \rightarrow (x, z),$$

де (φ, λ) – широта і довгота вершини багатокутника зони об'єкта; (x_{NE}, z_{NE}) – координати вершин багатокутника зони об'єкта в системі координат $X_{NE}OZ_{NE}$ (вісь OX_{NE} спрямована на північ; вісь OZ_{NE} – на схід) з подальшим визначенням координат вершин подібного багатокутника ЗУО (отриманого з урахуванням R_y). Далі багатокутник ЗУО запропоновано подати у вигляді сукупності трикутників, тоді ймовірність влучання ВЧ або її фрагмента в ЗУО визначатиметься так:

$$R_O = \sum_{N_\Delta} R_{\Delta i}, \quad (4)$$

де $N_\Delta = N_O - 2$ – кількість трикутників, що складають вихідний багатокутник ЗУО (N_O – кількість вершин багатокутника); $R_{\Delta i}$ – ймовірності потрапляння ВВ в область, яка описується кожним трикутником. Запропоновано процедуру визначення R_Δ для чого загальний трикутник поділяється на складові трикутники, виходячи з умов визначення подвійного інтегралу. Розроблена процедура для багатокутника є досить універсальною, а трикутник в задачі оцінювання безпеки може розглядатися як найбільш універсальна елементарна фігура для опису ЗУО.

Оцінювання ймовірності ураження хоча б одного з групи випадкових площинних об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ (аналог колективного ризику). Розглянуто випадок, коли ВЧ не руйнується під час падіння і вражає певну площу, яку зображено колом відомого радіуса R_y (детермінована величина). Випадкові площинні об'єкти в районі падіння ВЧ подано у вигляді кіл, радіуси яких розрізняються. Їх центри розташовані у випадкових точках, які описуються пуассоновим полем. Ураження об'єкта відбудеться, якщо його зона перетнеться із зоною ураження ВЧ. Подія B , згідно з якою жоден із n об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ не потрапив у зону ураження, визначається так $B = A_1 \cap A_2 \cap \dots \cap A_n$, де A_1 – подія, яка полягає в тому, що зона найближчого об'єкта не перетнулася із зоною ураження

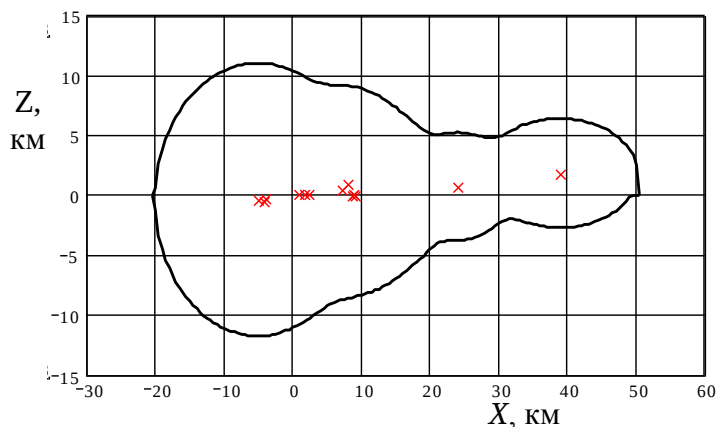


Рис. 5 – Небезпечна зона для кораблів у районі падіння фрагментів ВЧ I ступеня РН «Антарес»:

× – центри падіння фрагментів ВЧ

ВЧ; $A_2, A_3, \dots, A_n$ – події, які полягають в тому, що зона найближчих другого, третього і т.д. n -ого об'єктів не перетнулися із зоною ураження ВЧ. Імовірність того, що хоча б один об'єкт у зоні можливого падіння ВЧ був уражений, визначатиметься

для оберненої події $P(\bar{B}) = 1 - \prod_{i=1}^n p_i$, де p_i – ймовірність виконання нерівності

$r_i - (R_Y + R_O) > 0$ (r_1 – відстань від центра найближчого об'єкта до центра зони ураження; відповідно $r_2, r_3, \dots, r_n$ – відстані до центрів другого, третього і т.д. n -ого об'єктів). Якщо радіуси зон об'єктів, розташованих у районі падіння ВЧ, є детермінованими і рівними R_O , та виходячи з відомих розподілів відстаней до об'єктів ураження r_i , для ймовірності p_i отримано вираз

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

де λ – густина об'єктів можливого ураження в районі падіння ВЧ.

Якщо розміри об'єктів ураження вважаються випадковими, співвідношення для p_i у загальному випадку має вигляд

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

де $f(R_O)$ – розподіл радіусу кола об'єкта ураження. Розглянуто випадки, коли радіуси об'єктів ураження підпорядковані рівномірному та гама-розподілу.

Побудовану модель може бути використано для оцінювання безпеки суден в океані, природних площинних об'єктів, зокрема, косяків риби, стад тварин тощо.

Математичні моделі оцінювання безпеки в районі падіння елементів КБЧ під час відпрацювання ОТРК. 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 застосовуються для ураження групових цілей. Для розроблюваних в Україні ТР(ОТР) із КБЧ льотні випробування (ЛВ) з метою визначення розмірів зон накриття, точок падіння окремих БЕ, групового та індивідуального розсіювання БЕ, передбачається проводити шляхом пусків ракет в акваторію Чорного моря, де існує небезпека ураження об'єктів (суден) БЕ або їх еквівалентами. Розроблено дві математичні моделі оцінювання ризику для суден під час ЛВ ТР(ОТР) з КБЧ, які враховують дані, що є у розробника на різних етапах розроблення комплексу. Перша модель придатна для початкового етапу розроблення, коли конструктивна реалізація відсіку КБЧ та схема кидання БЕ не отримали остаточного завершення і відомою є площа зони накриття ($S_{накр}$) і групове розсіювання сукупності БЕ. Подаючи зону накриття КБЧ у формі рівновеликого квадрата зі стороною a і вважаючи, що $a > L_c$ і $a > B_c$ (L_c, B_c – довжина і ширина судна) імовірність ураження судна визначається наступним чином:

$$R_c = P_{LB}(1 - \exp(-\lambda_{BE} L_c B_c)) + P_L \int_0^{B_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} L_c u_Z)) f(u_Z) du_Z + \\ + P_B \int_0^{L_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} u_X B_c)) f(u_X) du_X + \int_0^{L_c} \int_0^{B_c} (1 - \exp(-\lambda_{BE} u_X u_Z)) f(u_X) f(u_Z) du_X du_Z,$$

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; $\lambda_{BE} = \frac{N_{BE}}{S_{накр}}$ (N_{BE} – кількість БЕ); u_X , u_Z – відрізки, що визначають

перекриття площі судна в поздовжньому і поперечному напрямках $0 < u_X < L_c$, $0 < u_Z < B_c$, а $f(u_X)$, $f(u_Z)$ – відповідно щільності розподілу зазначених величин. Запропоновано процедури визначення кожної складової R_c , які зведено до табличних інтегралів і числових процедур.

Друга математична модель дозволяє оцінити ризики для суден у випадку, коли відомі конструктивно-компонувальна схема КБЧ і характеристики процесу кидання БЕ (номінальні точки падіння БЕ, а також їх індивідуальні розсіювання). Імовірність того, що хоча б один БЕ влучив у судно, визначається за формулою:

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

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

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

де $f(x, z; \bullet)$ – щільність двовимірного нормального розподілу; X_i , Z_i – координати номінальної точки падіння i -того БЕ відносно центру області розсіювання (зазвичай БЕ кидаються таким чином, що за відсутності збурень вони рівномірним чином розташовуються на кількох концентричних колах); $\sigma_{X_{\Sigma_i}}$, $\sigma_{Z_{\Sigma_i}}$, $\rho_{X_{\Sigma_i}, Z_{\Sigma_i}}$ – СКВ, що характеризують сумарне розсіювання (враховують групове та індивідуальне розсіювання) точок падіння кожного БЕ в поздовжньому і бічному напрямках, та коефіцієнт лінійної кореляції між ними (виникає за рахунок кута між системами координат, в яких визначається групове та індивідуальне розсіювання).

У **четвертому розділі** побудовано математичні моделі оцінювання ризику для наземних об'єктів у випадку аварії РН, обладнаної СБП, що реалізує АВД. Математичні моделі і методики, які зараз використовуються для оцінювання польотної безпеки у випадку аварій РН і бойових ракет (НАСА, ЦНДІмаш), не дозволяють повною мірою врахувати можливий тривалий розвиток певних ПШС і реакцію на них

СБП, а також блокування АВД, що використовують для підвищення безпеки наземних об'єктів (насамперед СК).

Відмови підсистем і агрегатів РН, що виникають на етапі польоту, умовно поділено на дві групи. Першу групу складають відмови, виникнення яких практично миттєво призводить до припинення штатного польоту і падіння аварійної РН (відмова РРД, системи живлення, руйнування конструкції корпусу РН тощо). Це небезпечні ПШС або АС. В цьому випадку падіння аварійної РН (або її фрагментів) відбувається у порівняно вузькій смузі уздовж траси польоту. До другої групи належать відмови підсистем і агрегатів РН, виникнення яких може зумовити втрату керованості (відмовами рульового двигуна, одного або декількох гідро-(електро)приводів рульових органів, відмова частини РРД тощо). Головною особливістю таких ПШС є можливість тривалого розвитку, внаслідок чого падіння аварійної РН або її фрагментів може статися на значній відстані від штатної траси польоту, де буде завдано шкоди людям та іншим об'єктам. Застосування СБП, що реалізує АВД у випадку фіксації втрати керованості (коли значення одного або кількох контрольованих параметрів руху вийдуть за допустимі межі), дозволяє звужити зону падіння аварійних РН (їх фрагментів). Процес виникнення відмови і розвитку ПШС, що можуть призвести до втрати керованості і до АВД, запропоновано подавати у вигляді сукупності двох складових: часу виникнення відмови і тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД, які є випадковими величинами (рис. 6). Тривалий характер процесу розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи, може сприяти

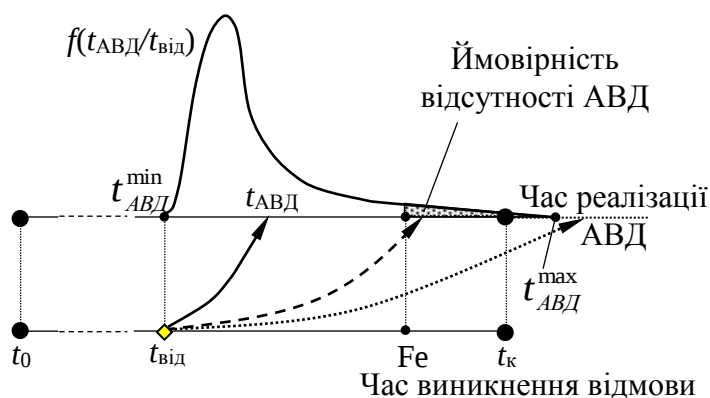


Рис. 6 – Процес розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи

тому, що значення контрольованих параметрів руху РН необов'язково залишають допустимі межі до закінчення роботи ступеня, отже остаточної втрати керованості РН і реалізації АВД не відбудеться. Крім того, необхідно враховувати факт існування в алгоритмі системи керування РН функціонала F_e , який за певних умов дозволяє продовжити політ.

Звуження зони можливого падіння аварійних РН, яке забезпечує АВД у разі втрати керованості, сприяє збільшенню ризику для СК. Для підвищення його збереженості застосовують блокування АВД на початковій ділянці польоту І ступеня (є обов'язковим для РН розроблення ДП «КБ «Південне»). Таке блокування АВД зумовлює деформацію розподілу ВВ тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД $f(t_{ABD}/t_{від})$ (рис. 7), який стає мішаним: має дискретну частину – точку $t_{Бл}$ (момент скасування блокування) і безперервну частину в інтервалі $(t_{Бл}, t_{ABD}^{max})$.

Імовірність ураження аварійною РН наземного об'єкта (ризик), у випадку, коли не відбувається руйнування корпусу аварійної РН на ділянці пасивного падіння, визначається так:

$$R = R_1 + R_2, \quad (5)$$

де R_1 і R_2 – ризики ураження наземного об'єкта у разі виникнення на борту РН відмов першої та другої груп відповідно. Для R_1 маємо

$$R_1 = \sum_{i=1}^{N_{Q_1}} R_1^{(i)}, \quad R_1^{(i)} = Q_1^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \Delta R^{(i)}(\Delta t_j), \quad (6)$$

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.

Ймовірності $P_{\Delta t_j}^{(i)}$ можуть бути визначені виходячи з реальної статистики щодо часу виникнення відмов ступенів РН-аналогів, або у найпростішому випадку, припустивши рівномірний розподіл моментів виникнення АВ підсистем РН протягом часу польоту ступеня $P_{\Delta t_j}^{(i)} = \Delta t_j / t_k$ ($j = \overline{1, N_{\Delta t}}$).

Під час визначення ймовірності $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$ 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. В такому випадку:

$$\Delta R^{(i)}(\Delta t_j) = \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \left[\iint_{S_{ЗУО}} N(x; m_x(t), \sigma_x(t)) N(z; m_z(t), \sigma_z(t)) dx dz \right] dt, \quad (7)$$

де $N(\bullet)$ – щільність одновимірного нормального розподілу; $m_x(t)$, $m_z(t)$, $\sigma_x(t)$, $\sigma_z(t)$ – центри розсіювання та СКВ точок падіння аварійних РН у поздовжньому і бічному напрямках для моменту часу виникнення АВ t ; $S_{ЗУО}$ – область інтегрування – площа ЗУО. Апроксимація функцій $m_x(t)$, $m_z(t)$ (для АВ першої групи $m_z(t) \approx 0$), $\sigma_x(t)$, $\sigma_z(t)$ будується виходячи з результатів моделюються точок падіння аварійних РН для моментів часу виникнення АВ t_j ($j = \overline{0, N}$), які відповідають межах інтервалів Δt_j .

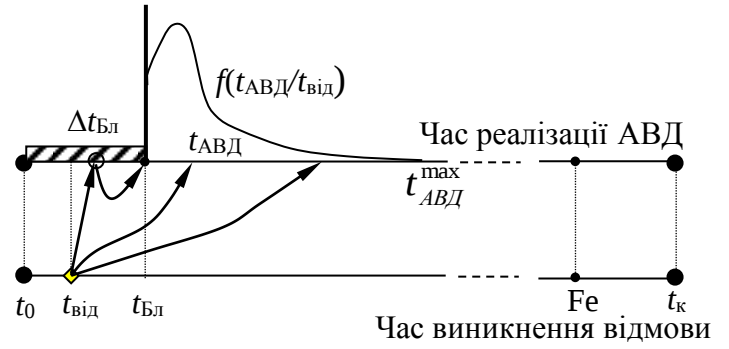


Рис. 7 – Процес розвитку ПШС з урахуванням блокування АВД на початковій ділянці польоту РН

Для визначення складової R_2 кожному моменту часу виникнення відмови РН поставлено у відповідність математичне сподівання ВВ тривалості розвитку ПШС до реалізації АВД $t_{ABD} - \bar{t}_{ABD}$. Виходячи з цього, R_2 розраховується так

$$R_2 = \sum_{i=1}^{N_{Q_2}} R_2^{(i)}, \quad R_2^{(i)} = Q_2^{(i)} \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot P_{ABD_j}^{(i)} \cdot \Delta R^{(i)}(\Delta t_j), \quad (8)$$

де N_{Q_2} – кількість відмов другої групи; $Q_2^{(i)}$ – ймовірність виникнення i -тої відмови другої групи; $P_{\Delta t_j}^{(i)}$ – 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.

Для розрахунку складової $\Delta R^{(i)}(\Delta t_j)$ у (8) треба використати співвідношення (7), при цьому апроксимація функцій $m_x(t)$, $m_z(t)$, $\sigma_x(t)$, $\sigma_z(t)$ здійснюється за значеннями $m_x(\bar{t}_{ABD_j})$, $m_z(\bar{t}_{ABD_j})$, $\sigma_x(\bar{t}_{ABD_j})$, $\sigma_z(\bar{t}_{ABD_j})$ ($j = \overline{0, N}$). Для визначення $\bar{t}_{ABD_j}$, $P_{ABD_j}^{(i)}$ та $m_x(\bar{t}_{ABD_j})$, $m_z(\bar{t}_{ABD_j})$, $\sigma_x(\bar{t}_{ABD_j})$, $\sigma_z(\bar{t}_{ABD_j})$ ($j = \overline{0, N}$) для моментів t_j здійснюється моделювання розвитку ПШС, зумовлених відмовами другої групи. У разі перевищення одним з контрольованих параметрів руху РН гранично допустимих значень фіксується факт аварії РН, після чого відбувається АВД і моделюється падіння аварійної РН. З використанням отриманих результатів моделювання оцінюють зазначені характеристики процесів розвитку ПШС: $\bar{t}_{ABD}$ (середнє); ймовірність $P_{ABD_j}^{(i)}$ – відношення кількості експериментів, для яких ПШС призвела до втрати керованості і реалізації АВД, до загальної кількості експериментів; числові характеристики розсіювання точок падіння аварійних РН після АВД для $\bar{t}_{ABD}$, які враховують збурюючі фактори на ділянках штатного польоту, від моменту виникнення відмови до моменту АВД та пасивного польоту після реалізації АВД.

Визначення ризиків для об'єктів, розташованих в навколостартовій зоні з урахуванням блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня. Впровадження блокування АВД на початковій ділянці траєкторії польоту не впливає на процедуру визначення складової R_1 , проте змінює підхід до оцінювання R_2 , адже 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. 7). Відповідно ризик для об'єкта, розташованого в навколостартовій зоні, може бути визначено так:

$$R = R_1 + R'_2 + R''_2, \quad (9)$$

де 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.

Побудова виразів для складових R'_2 та R''_2 у методичному плані не відрізняється від способу отримання R_2 . Тепер моментам відмов t_j відповідають наступні часові проміжки виходу на АВД: для R'_2 – інтервал від t_j до моменту скасування блокування АВД $t_{\text{Бл}}$; для R''_2 – середній час розвитку ПШС до реалізації АВД ($\bar{t}_{\text{ABД}j}$), який оцінюється виключно для моментів АВД, які перевищують $t_{\text{Бл}}$.

Врахування фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння. Для випадку фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння, запропоновано дві моделі розрахунку ризиків для наземних об'єктів. Перша модель придатна для аварій РН на етапі польоту І 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, наприклад в межах інтервалів часу аварійного припинення польоту $[t^*, t^{**}]$ і $[t^{**}, t_{\text{к1}}]$ (див. рис. 1). В цьому випадку для визначення складових R_1 і R_2 можуть бути використані наступні співвідношення:

$$R_1^{(i)} = Q_1^{(i)} \left[\sum_{N'_{\Delta t}} + \sum_{N''_{\Delta t}} + \sum_{N'''_{\Delta t}} \left(P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j) \right) \right], \quad R_2^{(i)} = Q_2^{(i)} \left[\sum_{N'_{\Delta t}} + \sum_{N''_{\Delta t}} + \sum_{N'''_{\Delta t}} \left(P_{\Delta t_j}^{(i)} \cdot P_{\text{ABД}j}^{(i)} \cdot \Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j) \right) \right],$$

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 розрахунку $\Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j)$ у випадку ПШС, обумовлених відмовами другої групи, кількість фрагментів аварійної РН, що утворилися на ділянці пасивного падіння після АВД, відповідає $\bar{t}_{\text{ABД}}$. Для кожного моменту часу в межах часових інтервалів аварійного припинення польоту $[t^*, t^{**}]$, $[t^{**}, t_{\text{к1}}]$ оцінювати числові характеристики точок падіння відомих фрагментів $m_x(t_j)$, $m_z(t_j)$, $\sigma_x(t_j)$, $\sigma_z(t_j)$. Для визначення $\Delta R_{\Sigma}^{(i)}(\Delta t_j)$ може бути використано співвідношення (3) за відомої кількості фрагментів, що утворюються під час руйнування корпусу РН на інтервалі часу, що розглядається.

Друга модель може бути застосована у разі нерегулярної (випадкової) фрагментації аварійної РН на ділянці пасивного падіння (характерно для етапу польоту верхніх ступенів РН). Її сутність полягає в тому, що залежно від часу виникнення відмови безпосередньо будується апроксимація функції $\Delta R^{(i)}(t)$ для відповідної кількості фрагментів. Для оцінювання ризику ураження наземного об'єкта аварійної РН безпосередньо використовується загальне співвідношення (5). 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 використані вирази, що відповідають методу трапецій.

Для деяких ПШС, зумовлених відмовами другої групи, проміжок часу до реалізації АВД $(t_{ABД}^{\min}, t_{ABД}^{\max})$ може бути істотно розтягнутим, і, як наслідок, різним моментам АВД відповідатиме різна кількість фрагментів аварійної РН, що утворилися на ділянці пасивного падіння. Виходячи з цього, для кожного моменту виникнення відмови запропоновано розглядати сукупність інтервалів часу реалізації АВД, на які поділяється область варіювання ВВ $t_{ABД}$. Отже, кожному моменту відмови $t_{від}$ відповідають кілька значень часу реалізації АВД, що є серединами інтервалів розбиття зі своєю тривалістю реалізації АВД. В цьому випадку в (8) треба

використати $P_{ABДj}^{(i)} \Delta R^{(i)}(t_j) = \sum_{k=1}^{N_{\Delta t}^{ABД}} P_{ABДjk}^{(i)} \Delta R_{jk}'^{(i)}(\Delta t_k)$, де $N_{\Delta t}^{ABД}$ – кількість інтервалів розбиття області варіювання ВВ $t_{ABД}$ $(t_{ABД}^{\min}, t_{ABД}^{\max})$; $P_{ABДjk}^{(i)}$ – 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.

У п'ятому розділі отримано розв'язання для низки практично важливих задач забезпечення безпеки в разі аварії РН(БР) на етапі польоту, і, насамперед, для аварій на початковій ділянці польоту.

Побудова небезпечної зони для людей (поля потенційного територіального ризику) у випадку аварії РН на початковій ділянці польоту. Основу алгоритму складає побудова сітки в межах аварійної зони траси пуску, у вузлах якої визначаються значення індивідуального ризику з використанням (9), що враховує блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня. Виходячи з одержаних значень індивідуальних ризиків у вузлах сітки, в стартовій системі координат (ССК) ХОZ, вісь ОХ якої співпадає із аварійною трасою, будується плоска крива $z = \varphi(x)$, в точках якої рівень індивідуального ризику дорівнює $R_{\text{доп}}$, таким чином $R(x, z) = R_{\text{доп}}$. 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.

Розроблений алгоритм було використано в рамках проекту розроблення КРК «Циклон-4» для побудови небезпечних зон для персоналу (відповідають $R_{\text{доп}} = 10^{-6}$) і населення (відповідають $R_{\text{доп}} = 10^{-7}$) у процесі пусків РКП «Циклон-4» з території ФР Бразилія (пусковий центр Алкантара) на сонячно-синхронну (ССО) і екваторіальну (ЕО) орбіти (рис. 9). 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'яза-

них із втратою керованості: $\bar{t}_{ABДj}$, $P_{ABДj}^{(i)}$. Показано, що розвиток таких ПШС 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 АВД. Запропонована математична модель приводить до менших розмірів небезпечної зони для персоналу і населення в бічному напрямку у порівнянні з традиційним способом, коли не враховувалася класифікація відмов (на рис. 9 показано пунктиром). 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 мешкало поблизу космодрому. Для цього під час виведення КА на ССО було змінено початковий азимут пуску РКП з 358° на 17° і розроблено рекомендації для організації зон евакуації.

Вибір тривалості блокування АВД на початковій ділянці траєкторії польоту РН. Зменшення зони можливого падіння аварійних РН за рахунок реалізації АВД у випадку аварії РН на початковій ділянці траєкторії сприяє підвищенню ймовірності ураження СК. Блокування АВД у межах певного інтервалу часу на цій ділянці польоту дозволяє підвищити збереженість СК. Проте за рахунок розширення зони можливого падіння аварійних РН зростають ризики для інших об'єктів НК, а також розширюється небезпечна зона для людей. Отже, виникає оптимізаційна задача вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту. Якщо розташування об'єктів НК відносно точки старту, їх розміри та стійкість до уражальних факторів аварійної РН (тиску у фронті ударної хвилі і теплового впливу), а також розміщення людей відомі, задача вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня формулюється так:

$$R(S_{СК} / \Delta t_{Бл}) \rightarrow \min_{\arg \Delta t_{Бл}}$$

$$R(S_{НК_i} / \Delta t_{Бл}) \leq R_* \text{ для } i = \overline{1, N_{НК}},$$

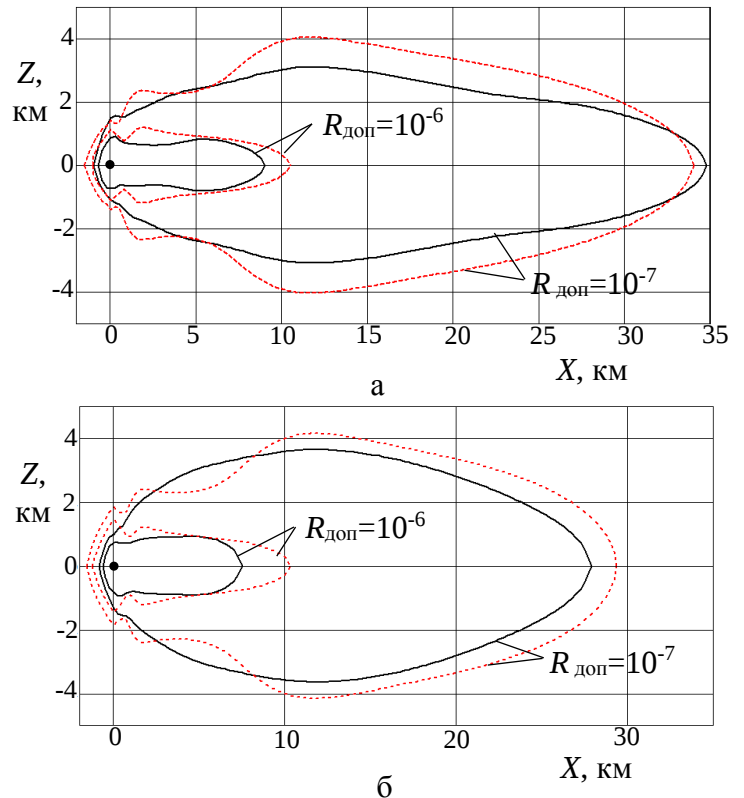


Рис. 9 – Небезпечні зони для людей під час пуску РКП «Циклон-4»: а – траєкторія виведення КА на ССО; б – траєкторія виведення КА на ЕО

$$S_{НЗ}^{(людо)}(R_{Доп}/\Delta t_{Бл}) \leq S_{Доп},$$

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; $S_{НЗ}^{(людо)}(R_{Доп}/\Delta t_{Бл})$ – 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 індивідуального ризику для людей (зона, де під час проведення пуску РН гарантовано буде відсутнє населення).

Для розв'язання задачі вибору $\Delta t_{Бл}$ запропоновано з використанням співвідношення (9) оцінити ризики для об'єктів НК та небезпечні зони для людей для кількох значень $\Delta t_{Бл}$ (отриманих із певним кроком). Як розв'язок треба взяти значення $\Delta t_{Бл}$, для якого близька до невиконання одна із умов, наприклад максимальний ризик ураження серед усіх об'єктів НК (виключаючи СК) близький або збігається з гранично допустимим рівнем R_* .

Запропоновану модель було використано для вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту РКП «Циклон-4». Основні результати розрахунків наведено у таблиці 3. Виявлено, що з усіх об'єктів НК КРК «Циклон-4» у разі збільшення $\Delta t_{Бл}$ найшвидше зростає ризик для ТК, який розташований найближче до СК і має значну площу (люди на ТК під час пуску РКП відсутні, допустиме значення ризику $R_* = 3 \cdot 10^{-5}$). Для інших об'єктів НК КРК – командного пункту, зони тимчасового зберігання КРП, де під час пуску РКП мав би перебувати персонал, ризики значно нижче допустимого рівня (10^{-6}). Виходячи виключно із допустимого рівня ризику для об'єктів НК, тривалість блокування АВД може становити до 25 с. Проте для виключення потрапляння в небезпечну зону прилеглих до космодрому поселень (найближче селище розташоване на відстані $\sim 1,5$ км від точки старту РКП) інтервал блокування АВД на початковій ділянці польоту для РКП «Циклон-4» має становити не більше 15 с. Останнє значення було використано в циклограмі роботи системи керування РКП, яка реалізує алгоритм СБП.

Особливості оцінювання ризику для наземного об'єкта, зону ураження якого зображено у вигляді опуклого багатокутника. Зображення ЗУО у вигляді опуклого багатокутника змінює підхід до визначення ймовірностей $\Delta R(t)$ у формулах (6) і (8). Для їх розрахунку необхідно визначити у ССК координати вершин багатокутників зони об'єкта і ЗУО (з урахуванням радіуса зони ураження під час

Таблиця 3
Ризики для СК і ТК та радіуси небезпечної зони для людей

$\Delta t_{Бл},$ с	Ризики для СК і ТК		Радіус небезпечної зони для людей $R_{НЗ}^{(людо)}$, км
	$R_{СК}$	$R_{ТК}$	
12	$1,36 \cdot 10^{-3}$	$1,72 \cdot 10^{-6}$	0,8
15	$1,23 \cdot 10^{-3}$	$4,43 \cdot 10^{-6}$	1,4
18	$1,03 \cdot 10^{-3}$	$1,54 \cdot 10^{-5}$	1,9
25	$7,40 \cdot 10^{-4}$	$3,05 \cdot 10^{-5}$	2,8

падіння аварійної РН). Для визначення координат вершин багатокутника зони об'єкта, розташованого в аварійній зоні траси пуску, запропоновано алгоритм з використанням трьох послідовних точок аварійної траси. Для об'єктів НК, які зазвичай розташовуються позаду точки старту РН координати точок зон об'єктів НК у ССК можуть бути отримані виходячи з Генерального Плану розміщення КРК. Для визначення $\Delta R(t)$ опуклий багатокутник ЗУО подано у вигляді сукупності елементарних трикутників, згідно з (4).

Розроблену процедуру було використано для визначення ймовірності падіння фрагментів (що не містять КРП) аварійної РКП «Зеніт-3SLБ» з КА «Либідь» на воді о. Байкал у разі її аварії на ділянці польоту другого ступеня. У розрахунках о. Байкал було умовно подано у вигляді десяти опуклих багатокутників. Отримана ймовірність не перевищує $1,5 \cdot 10^{-6}$, що є прийнятним.

Визначення колективного ризику для населеного пункту, територію якого зображено у вигляді багатокутника. Розглянуто НП, який розташований у зоні падіння незруйнованих аварійних РН (характерно для аварій РН на початковій ділянці польоту першого ступеня). Показано, що традиційна процедура оцінювання колективного ризику (E_c) для НП має певні недоліки у випадку, коли зона ураження має значні розміри (під час падіння незруйнованої аварійної РН або її ступеня з паливом) і може бути порівнянна з площею сельбищної території НП або перевищувати її. Колективний ризик для НП запропоновано визначати за формулою:

$$E_c = Q \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} N_{zag}(t) dt,$$

де Q – ймовірність виникнення АВ на ділянці польоту першого ступеня; $N_{zag}(t)$ – кількість загиблих у НП у випадку аварії РН у момент часу t .

Для фіксованого моменту часу виникнення АВ кількість загиблих на території розглянутого НП може бути визначено в такий спосіб:

$$N_{zag} = \lambda \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} S_{yp}(x, z) f(x, z; m_x, m_z, \sigma_x, \sigma_z) dx dz,$$

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 . Зазвичай відхилення точок падіння аварійної РН у поздовжньому і бічному напрямках вважаються нормальними і незалежними. Для визначення N_{zag} запропоновано використати статистичне моделювання. Для певного моменту часу виникнення АВ РН (t_j) моделюються точки падіння аварійної РН і для кожної з них визначається площа перетину кола зони ураження РН та багатокутника, що зображує сельбищну територію НП. Для цього

багатокутник НП поділяється на складові трикутники і відповідно $S_{yp} = \sum_{i=1}^{N_{\Delta}} S_{\Delta i}$, де

$S_{\Delta i}$ – площа перетину кола та i -того трикутника, що складає багатокутник сельбищної території НП. Побудовано стандартну процедуру визначення площі перетину кола і трикутника у залежності від кількості вершин трикутника, які розташовані всередині кола. У підсумку для розрахунку колективного ризику запропоновано вираз $E_c = Q \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \cdot \left[\frac{\bar{N}_{zag}(t_j) + \bar{N}_{zag}(t_{j-1})}{2} \right]$, де $\bar{N}_{zag}(t_j)$ – середня кількість загиблих у НП у випадку виникнення АВ РН у момент часу t_j .

З використанням запропонованої процедури визначено колективний ризик для невеликого НП (200 мешканців), розташованого в аварійній зоні траси пуску РН «Дніпро», під час запуску КА з пускової бази Ясний в південному напрямку (на ССО). Відповідно до запропонованої процедури значення колективного ризику для розглянутого НП становить $3,9 \cdot 10^{-5}$ (згідно традиційного підходу $E_c = 3,7 \cdot 10^{-5}$).

Оцінювання ризику для лінійного об'єкта у разі аварії РН на етапі польоту. В зонах можливого падіння аварійних РН можуть перебувати небезпечні промислові об'єкти такі як магістральні газо- або нафтогони, пошкодження яких може спричинити серйозні, а в окремих випадках, катастрофічні наслідки. Такі об'єкти є лінійними (довжина трубопроводу набагато більша за його діаметр) і їх слід розглядати як окремий випадок площинного об'єкта. Для визначення ймовірності ураження частини газогону (в загальному випадку трубопроводу), яка потрапляє в аварійну зону траси пуску, її запропоновано подавати у вигляді сукупності окремих прямолінійних ділянок (відрізків), отже:

$$R_{mp} = \sum_{N_{mp}} R_i,$$

де N_{tr} – кількість прямолінійних ділянок газогону(трубопроводу), що потрапили в аварійну зону траси пуску РН.

Ризик для кожної прямолінійної ділянки газогону(трубопроводу) визначається за формулою $R = Q \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \frac{1}{\Delta t_j} \int_{t_{j-1}}^{t_j} \Delta R_{mp}(t) dt$, 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 . 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. Виходячи із цього $\Delta R_{mp}(t)$ буде визначатися в такий спосіб:

$$\Delta R_{mp}(t) = \int_{z_1}^{z_2} \int_{x_1}^{x_2} f(x, z; m_X(t), m_Z(t), \sigma_X(t), \sigma_Z(t)) dx dz,$$

де z_1, z_2 – координати кінців ділянки трубопроводів у ССК; $x_1(z), x_2(z)$ – прямі, що визначають межі зони ураження ділянки трубопроводу (на відстані R_y від прямолінійної ділянки газогону, що розглядається).

Визначено ризик для 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. Загальний ризик для магістрального газогону «Бухара-Урал» становить $7,2 \cdot 10^{-7}$, що є прийнятним.

Визначення зон небезпеки для людей у разі аварії ТР(ОТР) на ділянці автономного польоту. Під час проведення ЛВ розроблюваного національного ОТРК найбільшу небезпеку становить відпрацювання ТР(ОТР) з КБЧ на основі некерованих уламково-фугасних БЕ, які забезпечують значну площу ураження. Запропоновано модель для оцінювання ймовірності ураження людей і наземних об'єктів у випадку аварії ТР(ОТР), споряджену КБЧ, на ділянці автономного (пасивного) польоту, коли знято ступені запобігання КБЧ, що блокують її задіяння. Ризики для об'єктів і людей, які можуть перебувати у районі проведення ЛВ можуть бути визначені з використанням співвідношень

$$R = \sum_{i=1}^{N_Q} R^{(i)}; \quad R^{(i)} = Q_i \cdot \sum_{j=1}^{N_{\Delta t}} P_{\Delta t_j} \cdot \Delta R_j,$$

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.

З допомогою побудованої моделі визначено небезпечні зони для людей у разі виникнення АС на ділянці автономного польоту ТР, пов'язаної із втратою керованості з подальшим розкриттям КБЧ та без її задіяння. Отримано, що зона можливого ураження людей в першому випадку значно більша (~ 2 рази) в порівнянні з випадком, коли задіяння КБЧ не відбувається. Виходячи з цього, в алгоритмі СБП для ТР(ОТР) було передбачено команду на блокування задіяння КБЧ у випадку фіксації АС, з метою зменшення розмірів небезпечної зони і спрощення вибору полігона, для проведення льотно-конструкторських і Державних випробувань.

У **шостому розділі** розроблено математичні моделі для визначення ймовірності відсутності аварії на борту РН, обладнаної СБП, яка забезпечує виявлення та запобігання аваріям. В цьому випадку ймовірність відсутності аварії РН визначається в такий спосіб

$$P(\bar{D}) = P(B) + P(\bar{B}) \cdot P(C/\bar{B}),$$

де B – подія, що полягає у відсутності аварійних відмов на борту РН
 $B = B_1 \cup \left(\bigcup_{j=1}^{N_1} B'_j \right)$ (згідно матриці станів рис. 3); $\bar{B} = \bigcup_{j=1}^{N_2} B''_j$; C – подія, що полягає в запобіганні аварії штатною СБП РН.

Розглянуто загальний випадок, коли в складі СБП для запобігання кожного окремого типу АС, що виникла, використовуються окремі система контролю (СКр) і система запобігання (СЗ), таким чином, що:

$$AB_j \Rightarrow AC_j \Rightarrow СКр_j \Rightarrow СЗ_j \quad (j = \overline{1, N_2}),$$

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. Таким чином,

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N_1} P(B'_j) + \sum_{j=1}^{N_2} P(AB_j) \cdot P(СКр_j \cap СЗ_j).$$

Формула відображає випадок, коли СБП відбиває всі можливі АС. Більш природною є ситуація, коли СБП здатна відбити лише частину АС N'_2 ($N'_2 < N_2$). Отже,

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N_1} P(B'_j) + \sum_{j=1}^{N'_2} P(AB_j) \cdot P(СКр_j \cap СЗ_j). \quad (10)$$

Співвідношення між N_2 і N'_2 характеризує міру охоплення можливих АС і, фактично ефективність використовуваної СБП. Оскільки для РН $N_1 \rightarrow 0$, і при цьому лише частина із АС них може бути відбита штатною СБП, отже

$$P(\bar{D}) = P(B_1) + \sum_{j=1}^{N'_2} P(AB_j) \cdot P(СКр_j \cap СЗ_j).$$

Для визначення $P(СКр_j \cap СЗ_j)$ $j = \overline{1, N'_2}$ розглянуто часову діаграму процесу розвитку АС від моменту виникнення АВ до настання аварії з урахуванням задіяння СБП (рис. 10). Можливість застосування спеціальних систем запобігання аварій ґрунтується на тому, що від моменту появи АВ є деякий проміжок часу (тривалість розвитку АС), протягом якого вони можуть бути задіяні. Отже, тривалість розвитку АС $\tau_{АС} = t_D - t_{АВ}$ є її найважливішою характеристикою, яка дозволяє обрати і реалізувати найбільш ефективні способи запобігання аварії. Для більш ефективного

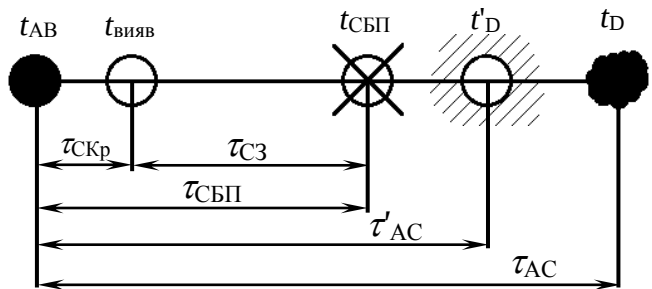


Рис. 10 – Процес розвитку АС на борту РН: t_{AB} – момент виникнення АВ; $t_{вияв}$ – виявлення СКр АС; $t_{СБП}$ – відбиття АС (вихід із АС); t'_D – момент, після якого неминуче відбудеться аварія; t_D – момент аварії; $\tau_{СКр}$ – тривалість виявлення АС; $\tau_{СЗ}$ – час на відбиття АС; $\tau_{АС}$ – тривалість розвитку АС; $\tau'_{АС}$ – резерв часу на відбиття АС.

припинення розвитку АС запропоновано розглядати момент часу t'_D , починаючи з якого запобігти аварії вже неможливо (аварія ще не відбулася в своєму остаточному вигляді, але після t'_D вона неминуче настане, які б можливі зусилля не прикладалися). Виходячи з цього тривалість розвитку АС визначатиметься як $\tau'_{AC} = t'_D - t_{AB}$, і це є фактичний резерв часу, що надається СБП для запобігання аварії. Величини τ_{AC} і τ'_{AC} є випадковими.

СКр і СЗ мають свої часові характеристики, необхідні для виявлення АС та відпрацювання команди на запобігання аварії. Гарантією того, що СКр і СЗ зможуть запобігти аварії за умови появи АВ буде виконання нерівності

$$\Delta\tau = \tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0,$$

$\tau_{СБП}$ – час на розпізнавання АС і запобігання аварії (відбиття АС). Величина $\Delta\tau$ також є випадковою, тому

$$P(\text{СКр}_j \cap \text{СЗ}_j) = \Pr\{\Delta\tau = \tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0\}.$$

Загальне співвідношення для визначення цієї імовірності має вигляд:

$$P(\text{СКр}_j \cap \text{СЗ}_j) = \iint_{\tau'_{AC} - \tau_{СБП} > 0} f(\tau'_{AC}, \tau_{СБП}) d\tau'_{AC} \cdot d\tau_{СБП}, \quad (11)$$

де $f(\tau'_{AC}, \tau_{СБП})$ – спільна щільність розподілу ВВ τ'_{AC} і $\tau_{СБП}$.

Використання спеціальних систем запобігання аварій у складі СТС призводить до ускладнення останньої та безпосередньо позначається на ймовірності виконання її основного завдання (надійності). Мета СКр і СЗ (складових СБП) полягає у виявленні і відбитті АС. Проте їх «хибні» спрацювання можуть припинити нормальне функціонування РН і перевести її в режим ліквідації АС. Подія

виконання РН завдання щодо виведення КА (подія А) має вигляд $A = B_1 \cap \left(\bigcap_{j=1}^{N'_2} H_{2j} \right)$,

де H_{2j} – подія, згідно якої СКр_j і СЗ_j не призводить до зриву нормального функціонування основної системи. Розглянуто можливі стани пари систем СКр і СЗ, і показано, що

$$H_{2j} = \text{СКр}_j \cap \text{СЗ}_j + \overline{\text{СКр}_j} \cap \overline{\text{СЗ}_j} + \overline{\text{СКр}_j} \cap \text{СЗ}_j + \overline{\text{СКр}_j} \cap \overline{\text{СЗ}_j} + \overline{\overline{\text{СКр}_j}} \cap \overline{\overline{\text{СЗ}_j}},$$

де СКр і СЗ – працездатний стан (правильна реакція на стан основної системи); $\overline{\text{СКр}}$, $\overline{\text{СЗ}}$ – відсутність реакції на появу АВ в основній системі; $\overline{\overline{\text{СКр}}}$, $\overline{\overline{\text{СЗ}}}$ – «хибне» спрацювання за відсутності АВ в основній системі. Таким чином, ймовірність виконання основного завдання в припущенні незалежності роботи основної системи і систем СКр, СЗ дорівнюватиме

$$P(A) = P\left(\bigcap_{j=1}^{N'_2} H_{2j}\right) \cdot P_c. \quad (12)$$

Враховуючи, що $P(\overline{\text{СКр}}) \neq 0$, $P(\overline{\text{СП}}) \neq 0$, величина $P\left(\bigcap_{j=1}^{N'_2} H_{2j}\right) < 1$ і, відповідно,

$P(A) < P_c$. Отже, зі збільшенням кількості АС, які має відбити СБП, величина $P(\overline{D})$ згідно з (10) збільшується, проте величина $P(A)$ згідно з (12) зменшується, причому $P(\overline{D})$ 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.

Треба зауважити, що у випадку використання на борту РН зазначеної СБП у формулах оцінювання ризику для наземного об'єкта слід використовувати ймовірність події – аварії РН, яка визначається так:

$$D = A_Q \cap \overline{A_{\text{СБП}}},$$

де A_Q – подія виникнення АВ, яка спричиняє розвиток АС; $\overline{A_{\text{СБП}}}$ – подія, яка полягає у тому, що дії з боку СБП, спрямовані на відбиття виниклої АС, не дали позитивного ефекту.

У **сьомому розділі** розроблено нові моделі оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН для етапу НЕВ (автономні випробування), які є актуальними в умовах скорочення обсягів випробувань, оскільки дозволяють врахувати в розрахунках апріорну інформацію з попередніх етапів розробки.

Визначення надійності МС РН з урахуванням апріорної інформації, яку містять використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки. В моделях функціонування (працездатності), що застосовуються в процесі проектування МС, всі неточності (похибки умов працездатності і вихідних даних) зазвичай враховують за допомогою коефіцієнтів безпеки. Для цього параметри, що визначають зовнішній вплив на МС (експлуатаційні навантаження), збільшуються на величину коефіцієнта безпеки f . Коефіцієнти безпеки визначаються нормативною документацією (наприклад, нормами міцності) і в процесі проектування вони є незмінними. Розглянуто два типи використовуваних коефіцієнтів безпеки:

центральный $\bar{f} = \frac{m_R}{m_S}$, де m_R m_S – математичні сподівання несучої здатності і

навантаження, та екстремальний $f' = \frac{R_{\min}}{S_{\max}}$, де $R_{\min}$ – мінімальна несуча здатність;

$S_{\max}$ – максимальне діюче навантаження ($R_{\min} = m_R - \lambda_R \sigma_R$; $S_{\max} = m_S + \lambda_S \sigma_S$, $\lambda_R, \lambda_S > 0$). Практика проектування МС (насамперед, несучих конструкцій) свідчить, що нормативні коефіцієнти безпеки, які використовують у розрахунках, трактують як екстремальні. Центральний і екстремальний коефіцієнти безпеки пов'язані наступною залежністю

$$\bar{f} = f' \frac{1 + \lambda_S V_S}{1 - \lambda_R V_R}, \quad (13)$$

де V_R , V_S – коефіцієнти варіації несучої здатності і навантаження відповідно. Екстремальному коефіцієнту безпеки f' завжди відповідає більше значення центрального аналога $\bar{f}$. Показано, що коефіцієнти варіації несучої здатності МС і параметрів, що її визначають, зазвичай, не перевищують 0,1; для навантажень максимальні значення коефіцієнтів варіації можуть досягати 0,15–0,20.

Між коефіцієнтом безпеки та ІБР МС існує тісний зв'язок, який зазвичай описують двома способами: параметричним і непараметричним. Для параметричного підходу, використовуючи певні закони розподілів ВВ R і S , за відомого значення коефіцієнта безпеки отримують відповідне значення показника безвідмовності. Останнє може бути використано як апріорна точкова оцінка надійності. Для випадку, коли ВВ R і S незалежні і відповідають нормальним законам для $f' = 1,25$ (мінімального значення, що використовувалося в практиці проектування ДП «КБ «Південне») для $V_R, V_S \leq 0,1$ і $\lambda_R = \lambda_S = 3$ отримано значення ІБР не гірше за 0,999997, яке у поєднанні з результатами експерименту може призвести до необґрунтовано високої апостеріорної оцінки надійності МС.

Для непараметричного підходу коефіцієнт безпеки дозволяє зробити апріорні припущення щодо нижньої межі ІБР МС без визначення розподілів R і S . Розглянуто чотири способи отримання нижньої межі ІБР (P_n) для використовуваних у проектних розрахунках нормативних коефіцієнтів безпеки (рис. 11). Показано, що з урахуванням гарантованого забезпечення надійності МС для визначення P_n найкраще обирати співвідношення з використанням нерівності Бієнайме-Чебишова для коефіцієнта запасу, що забезпечує найменші значення.

В переважній більшості випадків втрата працездатності МС може визначається одним типом відмов (рідше двома), отже використовуваний коефіцієнт безпеки f' визначає нижню межу ІБР $P_n = P_n(f')$ для МС у цілому. Апріорній інформації у вигляді інтервалу $[P_n, 1]$, всередині якого перебуває справжнє значення ІБР МС, поставлено у відповідність рівномірний розподіл. Для біноміальному плану випробувань (n, d) отримано байєсівські оцінку ІБР у вигляді математичного сподівання функції апостеріорної щільності та її СКВ:

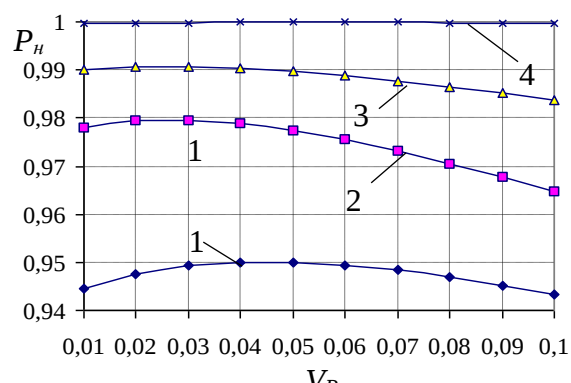


Рис. 11 – Нижні межі ІБР для $f' = 1,25$, $\lambda_R = \lambda_S = 3$ і $V_S = 0,1$: 1 - нерівність Бієнайме-Чебишова для коефіцієнта запасу η ; 2 - нерівність Бієнайме-Чебишова у випадку мінімізації ймовірності $P_{eid} = \Pr\{Z \leq 0\} < \Pr\{|z - c| \geq c\}$; 3 - нерівність Кемпа-Мейделля (посилена нерівність Бієнайме-Чебишова) для P_{eid} ; 4 - з використанням апроксимації розподілів ВВ R і S у зонах екстремальних відхилень певними граничними формами.

$$\hat{P} = \frac{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+2}}{n-i+2}}{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+1}}{n-i+1}}, \quad \sigma_{\hat{P}}^2 = \frac{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+3}}{n-i+3}}{\sum_{i=0}^d C_d^i (-1)^{d-i} \frac{1 - P_n^{n-i+1}}{n-i+1}} - \hat{P}^2.$$

Показано практичне застосування запропонованої моделі для визначення надійності МС в умовах нечисленного експерименту.

Використання показників безвідмовності, отриманих на етапі проектування, для оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН на етапі НЕВ. У більшості випадків на етапі проектування з використанням проектних (аналітичних) методів визначають точкову оцінку надійності (позначимо P_0) без зазначення точності (наприклад, у вигляді СКВ), з якою її отримано. Застосувати традиційну байєсівську процедуру, яка полягає у побудові апіорного бета-розподілу

$f(p; \alpha, \beta) = \frac{1}{B(\alpha, \beta)} p^{\alpha-1} (1-p)^{\beta-1}$ ($p \in [0; 1]$), $B(\bullet)$ – бета-функція, $\alpha \geq 0$, $\beta \geq 0$), що

ставиться у відповідність апіорній інформації, тобто визначенні параметрів α і β та переході до апостеріорної щільності неможливо. На практиці визначення параметрів апіорного бета-розподілу ґрунтується на пошуку максимуму функції апостеріорної дисперсії, яка потребує перевірки умови відсутності монотонності. У випадку невиконання останньої апіорна інформація (у вигляді P_0) ігнорується. Показано, що зазначений алгоритм розрахунку надійності в умовах часткової апіорної визначеності здебільшого може бути застосований у випадку безвідмовних випробувань ($d = 0$), коли умова відсутності монотонності виконується автоматично. У разі $d \neq 0$ умова не виконується для значних областей апіорних значень ІБР, зокрема, якщо у випробуваннях були зафіксовані відмови і при цьому апіорний рівень надійності СТС перевищує рівень статистичної оцінки. Отримано вираз для

критичного рівня $P_0^* = \frac{1}{1 + g(n, d)}$, де $g(n, d) = \frac{d}{n-d} \cdot \frac{(d+1)(n-2d) + 2(n-d)^2}{(n-d+1)(n-2d) - 2d^2}$,

перевищення якого для P_0 призводить до того, що умова відсутності монотонності не виконується.

Параметри апіорного бета-розподілу запропоновано шукати, використовуючи інформаційний критерій з визначенням максимуму функції

$$H(\alpha) = \ln[B(\alpha, \beta(\alpha))] - (\alpha - 1) \int_0^1 \ln(p) f(p; \alpha, \beta(\alpha)) dp -$$

$$- (\beta(\alpha) - 1) \int_0^1 \ln(1-p) f(p; \alpha, \beta(\alpha)) dp \rightarrow \max_{\alpha},$$

$$\text{де } \beta(\alpha) = \frac{\alpha(1 - P_0)}{P_0}.$$

Для будь-яких значень P_0 функція $H(\alpha)$ матиме максимум в області $\alpha \geq 0$, а отже вона може бути використана для визначення параметрів апіорного бета-розподілу і застосування традиційної байєсівської процедури.

Байєсівська модель оцінювання надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань. В процесі автономних випробувань підсистем і агрегатів РН виявляють можливі відмови і впроваджують комплекс заходів для усунення причин їх виникнення – доопрацювання. Проведення доопрацювань приводить до зміни (зазвичай, підвищення) надійності СТС. Для оцінювання надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань (розглянуто біноміальну схему випробувань, коли в експериментах відстежується виключно факт наявності відмов) використовують: моделі зростання надійності, підхід, що базується на оцінюванні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань, байєсівські моделі. Відзначається, що всім цим моделям властиві певні недоліки.

Запропоновано нову байєсівську модель оцінювання надійності СТС з урахуванням проведених доопрацювань. Основними даними для розрахунку надійності СТС в i -тій серії випробувань є дослідна інформація (n_i, d_i) . Апіорною інформацією в цьому випадку є дані про ймовірність усунення зафіксованих у попередніх серіях відмов. Для даних, отриманих у $(i-1)$ -ій серії з використанням формули (15) визначається ІБР системи з урахуванням проведених доопрацювань. Для кожного типу відмов (зафіксовані у випробуваннях відмови попередньо класифікують за типами) зазначена інформація міститиме кількість випробувань і кількість відмов до проведення останнього доопрацювання та кількість випробувань, проведених після цього доопрацювання $\{n_1^{(j)}, d_1^{(j)}; n_2^{(j)}\} \quad j = \overline{1, k_i}$ (вважається, що за k_i типами відмов проведені доопрацювання). Ймовірність того, що доопрацювання не призвело до підвищення надійності, визначається так:

$$R = \frac{C_{n_1}^{d_1}}{C_n^{d_1}}. \quad (14)$$

(побудовано на базі гіпергеометричного розподілу для підходу, що базується на оцінюванні ймовірності відсутності відмов після проведення доопрацювань). Отримана точкова оцінка показника безвідмовності розглядається як апіорне значення ІБР. При цьому СКВ отриманої оцінки 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 ($\sigma_{\hat{P}_0^{(i)}} > \sigma_{\hat{P}_{k_i}}$). Таке ймовірнісне припущення

запишемо у вигляді апіорної щільності рівномірного розподілу $h(\sigma_P) = \frac{1}{\sigma_{\hat{P}_0} - \sigma_{\hat{P}_k}}$.

Для функції правдоподібності $l(p; n, d)$ виконано перепараметризацію щодо σ_P таким чином $l(\sigma_P, n, d) = 2^{-n} C_n^d \left(1 + \sqrt{1 - 4n\sigma_P^2}\right)^{n-d} \left(1 - \sqrt{1 - 4n\sigma_P^2}\right)^d$.

В підсумку апостеріорну функцію щільності $h(\sigma_P)$ отримаємо так:

$$h(\sigma_P) = \frac{h(\sigma_P) \cdot l(\sigma_P, n, d)}{\int_{\sigma_{\hat{P}_k}}^{\sigma_{\hat{P}_0}} h(\sigma_P) \cdot l(\sigma_P, n, d) d\sigma_P}, \quad \sigma_{\hat{P}_k} < \sigma_P \leq \sigma_{\hat{P}_0}.$$

Як апостеріорну оцінку надійності використано математичне сподівання $P_* = \int_{\sigma_{\hat{P}_k}}^{\sigma_{\hat{P}_0}} P(\sigma_P) \cdot h(\sigma_P) d\sigma_P$, 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 апіорній визначеності за відомих (P_0, σ_{P_0}) , коли їм у відповідність ставиться апіорний бета-розподіл). Точність отриманої апостеріорної

оцінки надійності характеризується СКВ $\sigma_* = \int_{\sigma_{\hat{P}_k}}^{\sigma_{\hat{P}_0}} \sigma(\sigma_P) \cdot h(\sigma_P) d\sigma_P$, де

$$\sigma(\sigma_P) = \sigma_P \sqrt{\frac{P(\sigma_P)(1 - P(\sigma_P))}{P_0(1 - P_0) + n\sigma_P^2}}.$$

На прикладі показано, що розроблена байєсівська модель дозволяє гнучко врахувати в розрахунках надійності проведення доопрацювань з кожного типу відмов відповідно до інформації, що накопичується в процесі випробувань.

У **восьмому розділі** побудовано математичну модель оцінювання надійності ступенів РН на етапі ЛВ і експлуатації. Останнім часом ЛВ є нечисленними і часто поєднуються з етапом експлуатації. Характерним для зазначених етапів є прояв відмов РН з невеликою ймовірністю появи, що не були виявлені на етапі НЕВ. Такі відмови в більшості випадків мають поодинокий характер. Після невдалих пусків РН відбуваються доопрацювання, спрямовані на усунення відмов, що спричинили аварію. В той же час телеметрична апаратура, якою обладнана РН, дозволяє визначати причини відмов і, як наслідок, здійснювати ефективні доопрацювання.

Для оцінювання надійності РН та її ступенів на етапах ЛВ та експлуатації широке застосування отримав підхід, згідно з яким пуски з відмовами (всі зафіксовані відмови класифікують за типами прояву), за якими проведені ефективні доопрацювання, переводять в категорію незалікових і виключають із статистики, що використовується для розрахунку польотної надійності (підхід використовується для оцінювання надійності ступенів і РН сімейств «Зеніт» і «Циклон»). Ефективність доопрацювання визначається за кількістю вдалим після його проведення пусків. В основі визначення такої кількості пусків лежить перевірка статистичної гіпотези про

належність серій випробувань до проведення доопрацювання (n_1 проведених випробувань і в них зафіксовано d_1 відмов) і після нього (n_2 успішних випробувань) до однієї генеральної сукупності. За такого підходу значення надійності змінюється стрибком після підтвердження ефективності проведеного доопрацювання і переведення пуску з відмовою в категорію незалікових а, кількість необхідних для цього безвідмовних випробувань, для різних моделей істотно відрізняється (див. таблицю 4) і залежить від рівня значущості, що призначається суб'єктивно.

Розглянуто схему, відповідно до якої доопрацювання збільшує надійність СТС (доопрацювання ефективне) або залишає надійність на колишньому рівні (доопрацювання неефективне). Таким чином, 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 враховуються всі відмови, що виникли в процесі експлуатації. Виходячи з цього, статистична оцінка надійності СТС у разі проведення доопрацювань повинна належати інтервалу $[\hat{P}_0, \hat{P}_1]$.

Розглянуто випадок, коли за k типами відмов проведено доопрацювання. Множину станів відмов СТС, пов'язаних із заліковістю або незаліковістю кожної із відмов (загальна кількість станів $N = 2^k$), розбито на $k+1$ групу $B^{(j)}$, де $j = \overline{0, k}$ – кількість ефективних доопрацювань. Кожному стану відповідає певне значення ІБР СТС. Відповідно до формули повної ймовірності ІБР системи з урахуванням проведених доопрацювань, визначатиметься у такий спосіб:

$$\hat{P} = \hat{P}_0 \cdot P(B_1) + \sum_{i=1}^{C_k^1} \hat{P}_1^{(i)} \cdot P(B_i^{(1)}) + \sum_{i=1}^{C_k^2} \hat{P}_2^{(i)} \cdot P(B_i^{(2)}) + \dots + \hat{P}_k \cdot P(B_N), \quad (15)$$

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.

Таблиця 4
Кількість успішних випробувань (n_2),
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 традиційного критерію на основі біноміального розподілу, друге (в дужках) – гіпергеометричного розподілу (формула (14)).

Оцінки $\hat{P}_j^{(*)}$ визначаємо за формулами $\hat{P}_j = 1 - \frac{d - \sum_{i=1}^j d_i}{n - \sum_{i=1}^j d_i}$, 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); або

$\hat{P}_k = 1 - \frac{1}{2 \left(n - \sum_{i=1}^k d_i + 1 \right)}$, в разі, коли всі типи відмов, щодо яких проведені

доопрацювання, переведено в категорію незалікових. Ймовірність події B_i , вважаючи проведені доопрацювання незалежними, дорівнюватиме добутку ймовірностей подій, які його складають.

Розроблену методику було використано для визначення польотної надійності І та ІІ ступенів РН сімейства «Зеніт». Проаналізовано статистичні дані з пусків РН «Зеніт-2», «Зеніт-2S» і «Зеніт-2SB», а також РКК «Енергія-Буран», у складі якого в якості прискорювача використовувався модифікований І ступінь РН «Зеніт-2» (Блок А). Для І ступеня РН сімейства «Зеніт» виділено чотири типи відмов; для ІІ ступеня – три типи відмов. Оброблену статистику пусків І і ІІ ступенів РН сімейства «Зеніт» за типами відмов, а також отримані ефективності проведених доопрацювань, визначені як $E = 1 - R$, наведено у таблиці 5. З використанням (15) отримано оцінку польотної надійності для першого ступеня $\hat{P}_I = 0,9736$; для другого – $\hat{P}_{II} = 0,9932$. Для порівняння частість успішних

Таблиця 5
Серії пусків за типами відмов
для ступенів РН сімейства «Зеніт»

Тип відмови	n_1	d_1	n_2	d_2	E
І ступень					
I	23	1	65	0	0,7386
II	35	1	53	0	0,6023
III	65	1	23	0	0,2614
IV	85	1	3	0	0,0341
ІІ ступень					
I	1	1	74	0	0,9867
II	2	2	73	0	0,9996
III	3	2	60	0	0,9985

польотів І ступеня РН сімейства «Зеніт» складає 0,9560; ІІ ступеня - 0,9241. Порівняльний аналіз результатів оцінювання польотної надійності ступенів РН сімейства «Зеніт» з використанням різних методик засвідчив, що запропонована модель дозволяє найбільш гнучко оцінити надійність і враховувати в умовах внесення доопрацювань результати кожного проведеного пуску.

В забезпечення побудованої моделі встановлено, що формули, рекомендовані нормативною документацією для оцінювання надійності та її СКВ у разі безвідмовних випробувань

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{2(n+2)}; \quad (16)$$

$$\sigma_{\hat{P}} = \frac{1}{2(n+2)} \sqrt{\frac{5n+7}{n+3}} \quad (17)$$

(n – кількість безвідмовних випробувань) призводять до некоректного результату. Отримане значення СКВ є дуже грубим (рис. 12), більш того, точність отримуваної оцінки надійності в разі безвідмовних випробувань для $n > 18$ гірша за точність оцінки ІБР у випадку однієї залікової відмови. Некоректність обумовлена тим, що формули (16) і (17) є наближеними. Обґрунтовано необхідність переходу під час визначення надійності ступенів РН (і РН в цілому) в разі безвідмовних випробувань на співвідношення

$$\hat{P} = 1 - \frac{1}{2(n+1)}; \quad (18)$$

$$\sigma_{\hat{P}} = \frac{1}{2(n+1)} \sqrt{\frac{2n+1}{n+2}}. \quad (19)$$

що призводять до більш коректного результату, насамперед, під час розрахунків точності одержуваної оцінки надійності (рис. 13). Формули отримано на основі байєсівського підходу для біноміальної схеми випробувань і апіорного бета-розподілу $f(p) = \frac{1}{[\Gamma(0,5)]^2 p^{0,5} (1-p)^{0,5}}$, який для цієї схеми випробувань є найбільш загальним неінформативним (що характеризує «мізерність знання») апіорним розподілом.

У дев'ятому розділі подальший розвиток отримали одновимірні імовірнісні моделі. Такі моделі набули поширення з кількох причин. У багатьох практичних випадках в процесі визначення параметричної надійності МС згідно (2) змінні стану Z_j ($j = \overline{1, m}$) вважають незалежними. Більш того, в окремих випадках надійність МС може визначати одна критична умова працездатності (наприклад, втрата міцності під дією внутрішнього тиску для корпусу РДТП). До одновимірних моделей задачу оцінювання параметричної надійності МС також дозволяє звести прийом, пов'язаний зі зниженням кратності інтеграла $P \approx 1 - \sum_{j=1}^m \Pr\{\bar{B}_j\}$, де $\bar{B}_j$ – подія невиконання умови $Z_j > 0$.

Вичерпну інформацію для побудови одновимірних моделей надійності надають одновимірні імовірнісні закони розподілів. Зазначено, що найбільш

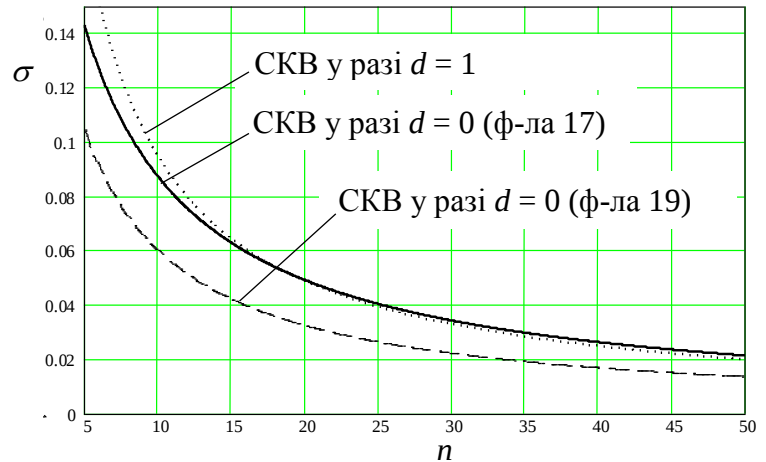


Рис. 12 – Залежність СКВ оцінок ІБР від кількості випробувань

ефективним для практичного використання є розподіли, для яких умови застосування адекватні схемі утворення ВВ. Такі розподіли, найбільшою мірою, дозволяють врахувати фізичну природу формування випадковості. Проте в практичних випадках знайти такий розподіл дуже складно. У цьому сенсі більш ефективним є використання апроксимації розподілів ВВ. Важливою властивістю імовірнісного розподілу є кількість параметрів. Оскільки переважна кількість параметрів і характеристик РКС мають відмінні від нуля коефіцієнти асиметрії і ексцесу, то ідеальним видається використання для їх апроксимації класу чотирипараметричних розподілів (можливо з кінцевими інтервалами варіювання, оскільки реальні фізичні параметри завжди мають обмежені області зміни). 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. Останнє дозволить зберегти властивість універсальності наявних інженерних методів розрахунку надійності і безпеки.

Проаналізовано відомі одновимірні універсальні розподіли, серед яких розподіли сімейств Пірсона і Джонсона, розподіл Грама–Шарльє та 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 (подання невідомої функції щільності у вигляді розкладання за системою ортогональних поліномів Ерміта), 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. 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. Розподіл Якобі, що являє собою розкладання невідомої функції щільності за ортогональними поліномами Якобі, є доволі гнучким (його було рекомендовано автором в кандидатській дисертації для статистичної обробки даних і розрахунків параметричної надійності), проте за аналогією з розподілом Грама–Шарльє схильний до утворення «від'ємних хвостів» і полімодальності. В дисертації визначено область використання розподілу Якобі (рис. 13), яка є достатньо широкою (так в області нульових і від'ємних значень ексцесів вона значно більша ніж у традиційного розподілу Грама–Шарльє та його модифікації).

Запропоновано використати універсальний чотирипараметричний УЛР, який визначається за допомогою квантильної функції $Q(u)$ для $0 \leq u \leq 1$ – зворотна функція до функції розподілу $F(x)$ деякої ВВ ($F \equiv Q^{(-)}$). В якості $Q(u)$ розглянуто

$$Q(u) = \lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2}, \text{ де } \lambda_1 - \text{параметр положення, } \lambda_2 - \text{параметр масштабу, } \lambda_3,$$

λ_4 – параметри форми. В параметричному вигляді функція розподілу і функція щільності розподілу мають вигляд

$$\begin{cases} x = \lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2} \\ F(x) = u \end{cases} \quad \begin{cases} x = \lambda_1 + \frac{u^{\lambda_3} - (1-u)^{\lambda_4}}{\lambda_2} \\ f(x) = \frac{\lambda_2}{\lambda_3 u^{\lambda_3-1} + \lambda_4 (1-u)^{\lambda_4-1}} \end{cases}.$$

УЛР має значну гнучкість і дозволяє апроксимувати ВВ (параметри РКС) у межах широкої області спільних значень коефіцієнтів асиметрії і ексцесу. Незважаючи на певні обмеження, що накладаються на значення параметрів λ_i область застосування УЛР є досить широкою, і вона значно більша, ніж у розподілів Грама–Шарльє і Якобі. Для визначення параметрів УЛР під час підгонки параметрів РКС і змінних стану рекомендовано метод моментів, який потребує розв'язання системи нелінійних алгебраїчних рівнянь.

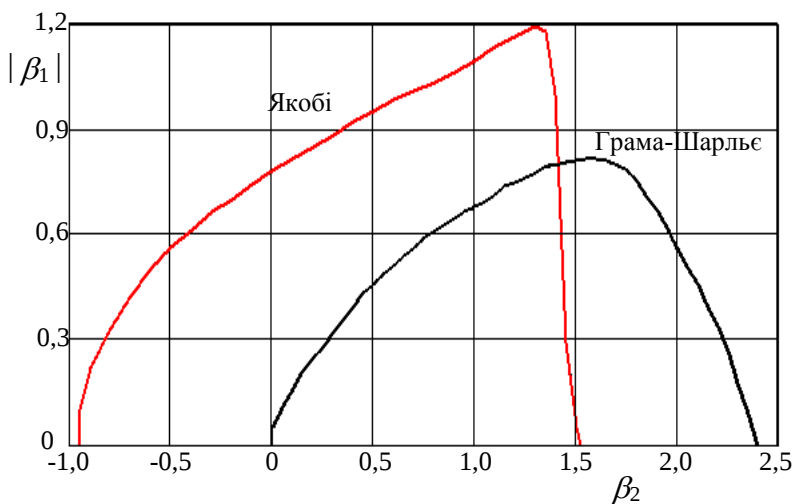


Рис. 13 – Области використання розподілів Якобі і Грама–Шарльє

Продемонстровано широкі можливості практичного використання УЛР для підгонки статистичних даних параметрів РКС. Статистичне оброблення одновимірних статистичних сукупностей параметрів МС та зовнішнього впливу показало (рис. 14), що якість підгонки порівняна з розподілом Якобі, проте УЛР є більш простим у побудові.

Для визначення параметричної надійності у вигляді ймовірності виконання нерівності $Z > 0$ необхідно для відомих числових характеристик змінної стану m_Z , σ_Z , β_{1Z} , β_{2Z} визначити значення параметрів λ_i ($i = \overline{1, 4}$) і розв'язати рівняння

$$\lambda_1 + \frac{(1-P)^{\lambda_3} - P^{\lambda_4}}{\lambda_2} = 0 \quad \text{відносно } P. \quad \text{Розв'язок рівняння може бути отримано}$$

виключно числовими методами.

Практичне використання УЛР продемонстровано на прикладі визначення ймовірності останнього вмикання двигуна четвертого ступеня РН «Вега» в умовах мікрогравітації. Визначальною (критичною) виявилася умова утримання палива в комірках капілярного забірної пристрою під час дії сили аеродинамічного гальмування. Для УЛР (виходячі з $m_Z = 0,6520$ кгс/см²; $\sigma_Z = 0,2961$ кгс/см²; $\beta_{1Z} = 0,986$; $\beta_{2Z} = 0,942$) отримано найбільш коректне значення ІБР 0,999956. З використанням нормального закону (у разі ігнорування значень коефіцієнтів

асиметрії і ексцесу ВВ Z) ймовірність відсутності відмови дорівнює 0,986166; для розподілу Грама–Шарльє - 1,002862, яке зумовлене його «від'ємними хвостами».

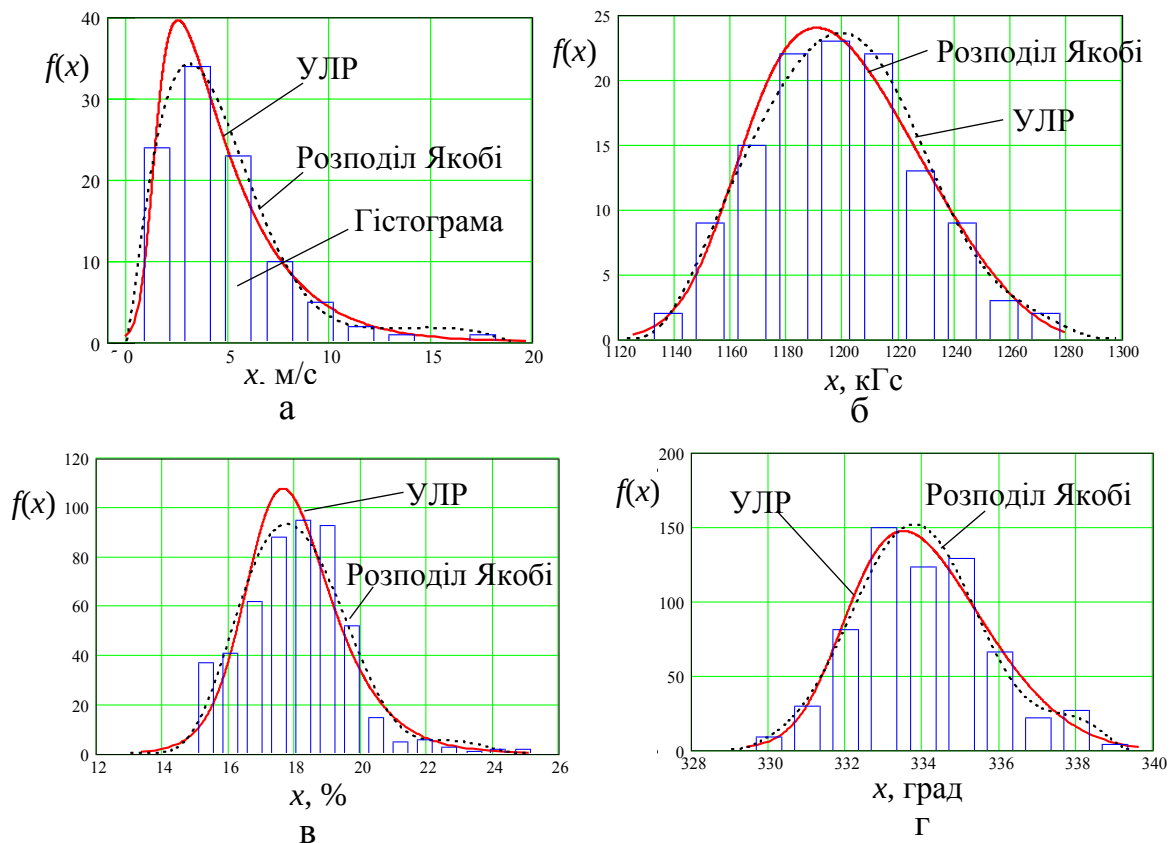


Рис. 14 – Результати підгонки статистичних рядів параметрів МС: а – швидкість вітру в приземному шарі; б – вага «сухого» бака; в – відносне подовження матеріалу АМг6; г – температура на поверхні теплозахисного покриття приладового відсіку РН

Для моделі «навантаження–несуча здатність», коли для описання ВВ R і S використано УЛР, отримано формулу для розрахунку ІБР

$$P = \int_0^1 U_S(u_R) du_R,$$

де $U_S(u_R)$ – функція, яка задана в неявному вигляді наступним чином

$$\lambda_{1_R} + \frac{u_R^{\lambda_{3_R}} - (1 - u_R)^{\lambda_{4_R}}}{\lambda_{1_R}} = \lambda_{1_S} + \frac{U_S^{\lambda_{3_S}} - (1 - U_S)^{\lambda_{4_S}}}{\lambda_{1_S}},$$

де $\lambda_{i_R}, \lambda_{i_S}$ ($i = \overline{1, 4}$) – параметри квантильних функцій для ВВ R і S .

В окремому випадку, коли розподіл несучої здатності близький до нормального закону, а навантаження має розподіл, що істотно відрізняється від нормального, і апроксимується УЛР, ймовірність відсутності відмови може бути визначено за формулою $P = 1 - \int_0^1 \Phi\left(\frac{Q_S(u) - m_R}{\sigma_R}\right) du$.

В **десятому розділі** вдосконалено двовимірні (багатовимірні) параметричні моделі надійності. Зазначено, що для практичного використання таких моделей

бажано мати певні універсальні форми розподілів, в яких властивість універсальності має поширюватися як на маргінальні розподіли, так і на можливі форми ліній регресії. Проаналізовано відомі двовимірні (багатовимірні) універсальні розподіли з погляду їх прикладного використання в задачах надійності та безпеки. Відзначено, що першою і найбільш поширеною була модель, побудована з використанням багатовимірного нормального розподілу, яка має відому аналітичну форму, а лінії регресії – прямі. 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. Показано, що основною складністю двовимірних систем Пірсона і Джонсона, які узагальнюють відповідні одновимірні випадки, є вибір потрібних форм для опису сукупності ВВ (до того ж лінії регресії розподілів системи Пірсона є прямими). Для двовимірного 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 двовимірного розподілу Якобі (розглянуто в кандидатській дисертації автора), що має значну гнучкість, зустрічає істотні труднощі обчислювального характеру.

Зазначено, що універсалізм для двовимірних (багатовимірних) моделей, який розповсюджується на маргінальні складові і стохастичну залежність, є практично недосяжним. З огляду на це, запропоновано використовувати універсальність двовимірного розподілу в більш простому розумінні. Оброблення багатовимірних статистичних масивів даних передбачає аналіз одновимірних вибірок, а також стохастичної залежності між ВВ. Статистичний аналіз одновимірних статистичних сукупностей останнім часом неодмінно передбачає визначення вибірових коефіцієнтів асиметрії та ексцесу, що характеризують відмінність розподілу ВВ від нормального випадку. Дослідження стохастичного зв'язку між ВВ, зазвичай, не виходить за межі лінійної кореляції. Крім того, дослідження парної кореляції в багатовимірних сукупностях характеристик МС РКС свідчать, що у більшості випадків параметри МС РН виявляються зв'язаними лінійною стохастичною залежністю. Нелінійну стохастичну залежність в середньому слід очікувати лише не більше ніж у 30% випадків. Виходячи з цього, 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.

Для двовимірних імовірнісних моделей надійності та безпеки рекомендовано використовувати двовимірну нормальну зв'язку, побудовану на основі одновимірних УЛР, функція розподілу якої має вигляд

$$\begin{cases} F_{1,2}(x_1, x_2) = \Phi(\Phi^{(-)}(u_1), \Phi^{(-)}(u_2); \theta) \\ x_1 = \lambda_{1_1} + \frac{u_1^{\lambda_{3_1}} - (1-u_1)^{\lambda_{4_1}}}{\lambda_{2_1}}; x_2 = \lambda_{1_2} + \frac{u_2^{\lambda_{3_2}} - (1-u_2)^{\lambda_{4_2}}}{\lambda_{2_2}} \end{cases} \quad (20)$$

де $\Phi^{(-)}(\bullet)$ – функція обернена 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. Такий розподіл дозволяє врахувати відмінність маргінальних ВВ від нормального випадку і лінійну кореляцію між ними (на відміну від інших відомих зв'язок враховує як від'ємні, так і додатні значення лінійної кореляції, охоплюючи випадки, коли коефіцієнт лінійної кореляції близький до ± 1). Лінії регресії (20) відмінні від прямих, що обумовлено відмінними від нуля коефіцієнтами асиметрії та ексцесу маргінальних ВВ. Розглянуто теоретичні основи (20) та способи його практичної побудови.

Параметрична надійність у разі залежних змінних стану Z_1 і Z_2 з використанням розподілу (20) визначається в такий спосіб:

$$P = \Pr\{Z_1 \geq 0 \cap Z_2 \geq 0\} = 1 - u_1 - u_2 + \Phi(\Phi^{(-)}(u_1), \Phi^{(-)}(u_2); \theta),$$

де u_1, u_2 – є розв'язками рівнянь $\lambda_{1_1} + \frac{u_1^{\lambda_{3_1}} - (1-u_1)^{\lambda_{4_1}}}{\lambda_{2_1}} = 0$ і $\lambda_{1_2} + \frac{u_2^{\lambda_{3_2}} - (1-u_2)^{\lambda_{4_2}}}{\lambda_{2_2}} = 0$.

На прикладі маргінальних розподілів ВВ Z_1 і Z_2 із сильними і слабкими зкошеністю і гостровершинністю, показано, що 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.

Продемонстровано вплив на показник безвідмовності нелінійної кореляції у вигляді відмінних від нуля зведених змішаних

моментів $\rho_{21} = \frac{\mu_{21}}{\sigma_1^2 \sigma_2}$ і $\rho_{12} = \frac{\mu_{12}}{\sigma_1 \sigma_2^2}$. Для цього

розглянуто дві залежні умови працездатності, і для оцінювання параметричної надійності використано модель на базі (20) та модель, побудовану на основі модифікованої зв'язки Фарльє–Гумбеля–Моргенштерна. Порівняльний аналіз результатів розрахунків (таблиця 6) демонструє, що урахування спільних числових характеристик ВВ ρ_{21} і ρ_{12} має незначний вплив

на оцінки параметричної надійності, особливо у випадку високих значень ІБР (0,9 і вище). Це дозволяє рекомендувати для проведення практичних розрахунків надійності нормальну зв'язку, обмежуючи необхідні для розрахунків вихідні дані

Таблиця 6

Значення ІБР ($\beta_{1_1} = 0,3$; $\beta_{2_1} = 0,6$;
 $\beta_{1_2} = 0,5$; $\beta_{2_2} = 0,7$; $\rho_{11} = 0,25$)

t	Нормальна зв'язка	Зв'язка Фарльє-Гумбеля-Моргенштерна	
		$\rho_{21}=0,20$; $\rho_{12}=0,15$	$\rho_{21}=0,05$; $\rho_{12}=0,15$
1,5	0,9037	0,9005	0,9011
2,0	0,9703	0,9698	0,9698
2,5	0,9920	0,9919	0,9919

маргінальними числовими характеристиками змінних стану до 4-го порядку включно і лінійною кореляцією між цими ВВ.

Розглянуто задачу визначення ймовірності достатності палива для безаварійного завершення роботи першого ступеня РН «Зеніт-2СБ» під час виведення КА «Либідь». Різноманітні відхилення від номінальних значень характеристик РН, параметрів атмосфери тощо призводять до відмінності реальної траєкторії РН від розрахункової, як наслідок, можлива передчасна витрата одного з КРП. Ймовірність достатності палива на момент вимкнення РРУ записується так

$$P_{\text{Дост}} = \Pr[(G_{\text{зал}}^{\text{Ок}} > 0) \cap (G_{\text{зал}}^{\text{П}} > 0)] = \int_0^{\infty} \int_0^{\infty} f(G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}, G_{\text{зал}}^{\text{П}}) dG_{\text{зал}}^{\text{Ок}} dG_{\text{зал}}^{\text{П}},$$

де $f(G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}, G_{\text{зал}}^{\text{П}})$ – двовимірний закон розподілу ВВ залишків (робочий і гарантійний запас) окислювача і пального $G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}$ і $G_{\text{зал}}^{\text{П}}$ відповідно, які є залежними.

Для числових характеристик ВВ $G_{\text{зал}}^{\text{Ок}}$ і $G_{\text{зал}}^{\text{П}}$ (отримані за результатами статистичного моделювання та оброблення даних з попередніх пусків РН) з використанням двовимірного нормального розподілу отримано значення $P_{\text{Дост}} = 0,9969$. У той же час нормальна зв'язка, яка враховує відмінність маргінальних розподілів від нормального випадку, дозволяє отримати значення ймовірності достатності палива 0,9996, що є більш високим.

ВИСНОВКИ

1. У загальній структурі проблематики забезпечення безпеки РК виділено організаційні та методичні аспекти, що є найбільш актуальними. 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 СБП.

2. Розроблено математичні моделі і практичні процедури оцінювання ризиків для наземних об'єктів або суден у районі падіння ВЧ, а також в районі падіння касетного бойового оснащення ТР і ОТР.

3. Для РН, обладнаною СБП, яка реалізує АВД, побудовано нову математичну модель оцінювання ймовірності ураження наземних об'єктів і людей у випадку аварії РН на етапі польоту, в якій враховано поділ ПШС, що виникають внаслідок відмов систем РН(БР), на дві категорії. Розроблено узагальнення моделі, що враховує блокування АВД на початковій ділянці польоту першого ступеня, а також можливу фрагментацію аварійної РН(БР) на ділянці пасивного падіння.

4. У моделях оцінювання безпеки вперше запропоновано ЗУО зображати у вигляді опуклих багатокутників. В процесі визначення ризиків для наземних об'єктів багатокутник ЗУО розбивається на елементарні фігури – трикутники, які в задачі

оцінювання безпеки можуть розглядатися як найбільш універсальні типові елементарні фігури у порівнянні з колами і прямокутниками.

5. Вперше сформульовано і розв'язано оптимізаційну задачу вибору тривалості блокування АВД на початковій ділянці польоту I ступеня для зниження ймовірності ураження СК у разі аварії РН.

6. Розроблено практичні процедури для визначення небезпечних зон для людей у випадку аварії РН(БР) на етапі польоту; безпеки лінійних об'єктів (окремий випадок площинних об'єктів) та колективного ризику для населених пунктів, які потрапляють в аварійну зону траси пуску РН; ризиків для наземних об'єктів в разі аварії ТР(ОТР), оснащеної КБЧ, на етапі автономного польоту.

7. З використанням розроблених моделей, алгоритмів і процедур для створеного КРК «Циклон-4» проведено комплексний аналіз польотної безпеки в разі аварії РКП «Циклон-4» на ділянці польоту першого ступеня під час пусків з космодрому Алкантара, який дозволив оптимізувати заходи щодо убезпечення населення на території Бразилії; проведено оцінювання безпеки для об'єктів при пусках РН «Дніпро» і РКН «Зеніт-3SLБ», та при випробувальних пусках ТР і ОТР

8. Розроблено методичні підходи до визначення ймовірності відсутності аварії РН, обладнаної штатною СБП, що містить засоби контролю виникнення АС і засоби їх запобігання (загальний випадок).

9. Розроблено математичні моделі оцінювання надійності підсистем і агрегатів РН(БР) на етапі НЕВ, які дозволяють враховувати використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки, оцінки надійності, отримані на проектних етапах та доопрацювання, що реалізуються для виключення появи відмов.

10. Виділено і досліджено нову схему часткової апріорної визначеності, для якої в якості апріорної інформації використовується точкова оцінка надійності і дані про інтервал можливих значень СКВ, що характеризує точність отриманої оцінки надійності.

11. З використанням теорії станів побудовано нову модель оцінювання надійності ступенів РН за результатами експлуатації в умовах проведення доопрацювань. З її допомогою розраховано надійність ступенів РН сімейства «Зеніт» яка становить: для першого ступеня – 0,9736, для другого – 0,9932.

12. Обґрунтовано необхідність використання під час визначення надійності ступенів РН (і РН у цілому) у разі безвідмовних випробувань формул, що впливають із принципу мінімуму інформативності Джеффріса і дозволяють отримати більш коректний результат.

13. Подальший розвиток отримали параметричні моделі оцінки надійності, зокрема, для одновимірних імовірнісних моделей надійності і безпеки рекомендовано використовувати УЛР, який має значну гнучкість і дозволяє описувати ВВ з істотними за величиною значеннями коефіцієнтів асиметрії та ексцесу; для універсального одновимірний розподіл Якобі отримано область

використання; для багатовимірних імовірнісних моделей запропоновано використовувати двовимірну нормальну зв'язку, побудовану на основі одновимірних УЛР, що дозволяє врахувати відмінність розподілів параметрів РКС від нормального випадку і лінійну кореляцію між ними

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Основні результати дисертації викладено в таких публікаціях:

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 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 (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

5. 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.

6. 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.

7. 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.

8. 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.

9. 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.

10. 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.

11. 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.

12. 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.

13. 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.

14. 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.

15. 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.

16. 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.

17. 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.

18. 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.

19. 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.

20. 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.

21. 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.

Наукові праці, які підтверджують апробацію матеріалів дисертації

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.

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.

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.

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.

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.

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.

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.

29. Гладкий Э.Г. Математическая модель оценки полетной безопасности ракеты-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.

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.

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

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.

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

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

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.

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.

36. Увязка КА «Лыбидь» с РКК «Зенит-М»: пояснительная записка Зенит-М/Лыбидь ПЗ, 2012. – 363 с.

37. Программа АКРК-2. АКРК-2. Анализ полетной безопасности. Полетная безопасность. SLS YZH ANL 008 00, исп. Гладкий Э.Г. [и др.].

38. Программа «Гром-2». Оперативно-тактический ракетный комплекс. Полетная безопасность. GR2 YZH ANL 016 00, исп. Гладкий Э.Г. [и др.].

39. Программа МАЯК. Ракетно-космический комплекс. Анализ безопасности ракетно-космического комплекса. Анализ полетной безопасности ракеты космического назначения. MSA YZH ANL 006 00, исп. Гладкий Э.Г. [и др.]

40. Проект ТКРК Анализ приемлемости альтернативной точки # 7 для размещения КПЦ ТКРК SL-YN-TD-R-009, исп. Гладкий Э.Г. [и др.]

41. Программа «Циклон-4М». Ракетно-космический комплекс. Анализ полетной безопасности РКК. С4М YZH ANL 062 00, исп. Гладкий Э.Г. [и др.].

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.

АННОТАЦИЯ

Гладкий Э.Г. Новые подходы к комплексной оценке полетной безопасности и надежности ракетно-космических систем. – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.02 Проектирование, производство и испытания летательных аппаратов. Днепр. Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, 2019.

В диссертации определены общие проблемы оценки полетной безопасности при пусках ракет-носителей (РН) и боевых ракет (БР) с целью повышения безопасности персонала и объектов ракетных комплексов, а также населения и объектов вдоль трасс полета (являются составной частью общей проблематики обеспечения безопасности боевых и космических ракетных комплексов). Проанализированы недостатки традиционных моделей оценки безопасности при штатном полете и в случае аварии РН(БР). Для штатного полета в районах падения отделяющихся частей (ОЧ) совершенствование моделей связано с учетом возможной фрагментации. Разработанные модели позволяют учесть априорную информацию по фрагментации аналогов, а также неопределенность высоты первоначального разрушения ОЧ. Для аварийного полета построение более совершенных моделей призвано учесть особенности систем безопасности полета (СБП), которыми оснащаются РН и БР разработки ГП «КБ «Южное» для выявления аварийного состояния и аварийного выключения двигателя (АВД). Построены модели, которые учитывают различный характер нештатных ситуаций, возникающих на этапе полета РН вследствие отказов ее систем и реакцию на них СБП. Обобщение построенных моделей позволяет учесть возможные блокировки АВД (прежде всего, на начальном этапе полета) и фрагментацию аварийной РН на участке пассивного падения. Предложено более точное представление зон поражения объектов в моделях оценки безопасности с использованием многоугольников, что значительно повышает адекватность разработанных моделей полетной безопасности. Решен ряд практических задач, связанных с построением опасной зоны для людей и оценкой коллективного риска для населенных пунктов, выбором времени блокировки АВД на начальном участке полета, оценкой рисков для линейных объектов. Рассмотрены теоретические вопросы оценки вероятности отсутствия аварии на борту РН, оснащенной СБП, которая обеспечивает выявление и предотвращение аварийных ситуаций, а также влияния такой системы на выполнение РН основной задачи. Построены модели оценки безопасности для боевых тактических и оперативно-тактических ракет, оснащенных кассетной боевой частью в случае проведения испытаний на территории Украины.

Повышение надежности РН является одним из главных факторов повышения полетной безопасности. В этой связи построены более совершенные модели оценки надежности систем РН и ее ступеней, пригодные для различных этапов разработки. В частности, такие модели позволяют учесть используемые в процессе проектирования коэффициенты безопасности, проводимые в процессе испытаний доработки. Отдельное внимание уделяется параметрическим моделям надежности и безопасности, в рамках которых рекомендуется использовать универсальное лямбда распределение и нормальную связку на ее основе.

Ключевые слова: ракета-носитель, полетная безопасность, нештатная ситуация, авария, аварийное выключение двигателя, отделяющаяся часть, индивидуальный риск, коллективный риск, зона поражения объекта; полетная надежность.

АНОТАЦІЯ

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

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук зі спеціальності 05.07.02 Проектування, виробництво та випробування літальних апаратів. Дніпро. Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля, 2019.

У дисертації визначено загальні проблеми оцінки польотної безпеки під час пусків ракет-носіїв (РН) і бойових ракет (БР) з метою підвищення безпеки персоналу та об'єктів ракетних комплексів, а також населення і об'єктів уздовж трас польоту (є складовою частиною загальної проблематики забезпечення безпеки бойових і космічних ракетних комплексів). Проаналізовано недоліки традиційних моделей оцінки безпеки при штатному польоті та у разі аварії РН (БР). Для штатного польоту в районах падіння відокремлюваних частин (ВЧ) вдосконалення моделей пов'язане з урахуванням можливої фрагментації. Розроблені моделі дозволяють врахувати апріорну інформацію щодо фрагментації ВЧ ракет-аналогів, а також невизначеність висоти початкового руйнування ВЧ. Для аварійного польоту побудова більш досконалих моделей покликана врахувати особливості систем безпеки польоту (СБП), якими обладнані РН і БР розробки ДП «КБ «Південне» для виявлення аварійного стану і аварійного вимкнення двигуна (АВД). Узагальнення побудованих моделей дозволяє врахувати можливі блокування АВД (насамперед, на початковій ділянці польоту) і фрагментацію аварійної РН на ділянці пасивного падіння. Запропоновано більш точне зображення зон ураження об'єктів в моделях оцінки безпеки з використанням багатокутників, що значно підвищує адекватність розроблених моделей польотної безпеки. Вирішено ряд практичних задач, пов'язаних з побудовою небезпечної зони для людей і оцінкою колективного ризику для населених пунктів, вибором часу блокування АВД на початковій ділянці польоту, оцінкою ризиків для лінійних об'єктів. Розглянуто теоретичні питання

оцінки вірогідності відсутності аварії на борту РН, оснащеної СБП, яка забезпечує виявлення і запобігання аварійних ситуацій, а також впливу такої системи на виконання РН основного завдання. Побудовано моделі оцінки безпеки для бойових тактичних і оперативно-тактичних ракет, оснащених касетної бойовою частиною в разі проведення випробувань на території України.

Підвищення надійності РН є одним з головних чинників підвищення польотної безпеки. У зв'язку з цим побудовані більш досконалі моделі оцінки надійності систем РН і її ступенів, придатні для різних етапів розробки. Зокрема, такі моделі дозволяють врахувати використовувані в процесі проектування коефіцієнти безпеки, та доопрацювання, що проводяться в процесі випробувань. Окрему увагу приділено параметричним моделям надійності і безпеки, для яких рекомендовано використовувати універсальні розподіли: узагальнений лямбда-розподіл в одновимірному випадку та нормальну зв'язку на його основі для випадків більшої розмірності. Розроблені моделі знайшли практичне застосування для визначення надійності ступенів ракети-носія сімейства «Зеніт», визначення параметричної надійності та достатності палива.

Ключові слова: ракета-носії, польотна безпека, нештатна ситуація, аварія, аварійне вимкнення двигуна, відокремлювана частина, індивідуальний ризик, колективний ризик, зона ураження об'єкта; польотна надійність

SUMMARY

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

Dissertation for a scientific degree of Doctor of Technical Sciences in specialty 05.07.02 Design, production and testing of flying vehicles. Dnipro. Yuzhnoye State Design Office, 2019.

The dissertation defines general problems in evaluating flight safety for launch vehicles (LV) and missile launches in order to increase the safety of space launch system facilities and personnel as well as people living along the line of flight (the described problems are a part of the general issue of ensuring the safety of combat missile systems and space launch systems). Shortcomings of traditional safety evaluation models were analyzed for the cases of LV (missile) normal flight and emergency. For normal flight, the model improvement is related to the consideration of possible fragmentation in areas of separating parts (SP) fall. The developed flight safety evaluation model allow taking into account the prior information on fragmentation of analogue vehicles and the uncertainty of SP initial destruction altitude. For emergency flight, the specifics of flight safety systems (FSS) installed on Yuzhnoye launch vehicles and missiles to identify emergency conditions and emergency engine shutoff (EES) should be taken into account in creating more advanced flight safety evaluation models. The models that are built consider different characteristics of abnormal situations occurring due to a system failure during LV

flight and a corresponding FSS reaction to those abnormal situations. Generalization of created models allows taking into account possible EES blocking (first of all, in the initial flight phase) and emergency LV fragmentation in the passive fall phase. Using polygons is proposed for more precise representation of damage areas in safety evaluation models, which significantly increases the adequacy of the developed flight safety models. A number of practical tasks are solved in relation to designing the areas that are dangerous for people, assessing a collective risk for settlements, selecting the ESS blocking time in the initial flight phase, and assessing risks for linear objects. Theoretical questions are considered in relation to the assessment of zero emergency probability for an LV equipped with the FSS that identifies and prevents emergencies and the analysis of influence of this system on the LV basic mission performance. Safety evaluation models are built for the case of testing combat tactical and short-range missiles with cluster warheads on the territory of Ukraine.

The enhancement of launch vehicle reliability is one of the basic factors of increasing flight safety. Hence, more advanced models for evaluating the reliability of LV and its stages are built to be applied in different development phases. In particular, these models allow taking into account safety factors applied during design phase and improvements adopted during development tests. Special attention is paid to the parametric reliability and safety models in which it is recommended to use universal lambda-distribution and normal copula on its basis.

Key words: launch vehicle, flight safety, abnormal situation, accident, emergency engine shutoff, separating part, individual risk, collective risk, damage area, flight reliability.

