УДК 629.7.615.3

#### Н.С. Ащепкова

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

# МОДЕЛЮВАННЯ ВЗАЄМОДІЇ РУХОМОГО РОБОТА З ЗОВНІШНІМ СЕРЕДОВИЩЕМ

Розглянуто імітаційне моделювання системи керування транспортного робота на основі Arduino Uno. Виявлені особливості руху моделі транспортного робота в обмеженому робочому просторі ( «шахова дошка» ) з довільним, заздалегідь невідомим розміщенням перешкод.

Ключові слова: система керування, транспортний робот.

Рассмотрено имитационное моделирование системы управления транспортного работа на основе Arduino Uno. Выявлены особенности движения модели транспортного работа в ограниченном рабочем пространстве («шахматная доска») с произвольным, заранее неизвестным размещением препятствий.

Ключевые слова: система управления, транспортный робот.

The simulation modeling of the Arduino Uno-based transport management system is considered. The peculiarities of the motion of a transport work model in a limited working space ("chess board") with arbitrary, previously unknown placement of obstacles are revealed.

**Key words:** control system, transport robot.

Транспортні роботи використовуються для міжцехових переміщень деталей на виробництві, або для дослідження навколишнього середовища у шкідливих та небезпечних умовах. Робот, як керована машина має наступні властивості [1, 2]:

- універсальні можливості, тобто здатність виконувати різні механічні дії в реальному просторі.
- адаптивність до зовнішнього середовища, тобто здатність самостійно пристосовуватися (змінювати свою стратегію, кінематичну конфігурацію, траєкторію або параметри руху) залежно від змін робочого простору.

Постановка проблеми. Умови експлуатації роботів найчастіше не тільки не відомі, але й можуть непередбачено змінюватися в широкому діапазоні. Причини невизначеності й нестаціонарності цих умов полягають: 1) у недоліку інформації про властивості зовнішнього середовища; 2) у природному розкиді й дрейфі параметрів сенсорної й рухової систем робота; 3) у виникненні перешкод і обчислювальних погрішностей у каналах зв'язку й керування.

Аналіз літератури. В [3] перелічені завдання системи керування та навігації мобільного транспортного робота: контроль руху по небезпечній

© Н.С. Ащепкова 2017

траєкторії в обмежених просторах та навігація робота при відсутності даних від зовнішніх джерел навігації (наприклад, при відмові системи позиційної корекції на основі GPS).

- В [4] автори підкреслюють доцільність використання фотоелектричних датчиків у системах керування і навігації транспортними роботами, що діють в умовах обмеженого робочого простору.
- В [5] автори визначають особливості руху колісних транспортних роботів: відсутність бокового зносу; малі діапазони змін кутів крену та тангажа робота; незалежність кутової швидкості навколо вертикальної осі робота від кутових швидкостей навколо інших осей; мала швидкість руху робота.

Моделі, алгоритми і методи керування промисловими роботами базуються на результатах імітаційного моделювання. В [6] наведено результати розробки адаптивної системи керування робота-навантажувача на базі Lego Mindstorms NXT.

**Актуальність роботи** обумовлена тим, що успіхи в області теорії адаптивного керування й бурхливий розвиток мікропроцесорів створюють реальні передумови для розробки й широкого використання роботів з адаптивним керуванням і елементами штучного інтелекту.

**Мета дослідження** моделювання взаємодії робот - зовнішнє середовище, яке у загальному виді містить:

- трансляцію завдання (визначення об'єкту, кількості і характеру перешкод, точок старту та фінішу, гранично допустимих значень параметрів руху й т. ін.);
- пошук додаткової інформації або інструментів до початку виконання завдання;
- виконання завдання (деякої макрозадачі, яка може складатися з великої кількості елементарних підзадач).

Ефективність керування роботами в значній мірі визначається методами навчання й засобами адаптації, використовуваними в їхній системі керування.

Для досягнення мети реалізація адаптивного керування припускає певне «очувствление» робота, однак вимоги до набору сенсорних датчиків тут невисокі й можуть бути зведені до необхідного мінімуму. Разом з тим для досягнення мети при адаптивному керуванні точної ідентифікації параметрів робота й зовнішнього середовища, як правило, не потрібно.

**Постановка задачі.** Модель транспортного робота (рис. 1) реалізована у вигляді чотирьохколісного візка з системою керування на основі Arduino.

Рух здійснюється у обмеженому робочому просторі ( «шахова дошка» ) з довільним, заздалегідь невідомим розміщенням перешкод. Мета керування - переміщення вантажу з точки старту до точки фінішу, з одночасним визначенням заборонних ділянок де розташовані перешкоди. Таким чином система керування під час руху накопичує «знання» та оптимізує траєкторію.

Для розв'язання поставленої задачі необхідно визначено стратегію руху моделі (рис. 2) та розроблено систему керування на основі Arduino Uno для

імітаційного моделювання руху транспортного робота у невизначених умовах робочого простору.

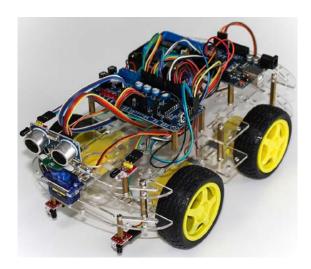


Рис.1. Модель транспортного робота.

Існуюча елементна база дозволяє здійснювати орієнтацію в робочому просторі, пошук перешкод, обрання безпечного маршруту та транспортування об'єкту в задану ділянку (або точку) робочої зони. Додаткова умова вибору стратегії руху — наявність перешкод у деяких ділянках робочої зони, критерій оптимальності — швидкодія.

Не визначена	Не визначена	Не визначена	Фініш
зона	зона	зона	
Не визначена	Заборонена	Заборонена	Не визначена
зона	зона	зона	зона
Старт	Дозволена зона		Дозволена зона

Рис.2. Стратегія руху транспортного робота

Для розробки алгоритму керування робочий простір уявляємо у вигляді кінцевої множини квадратних ділянок, схожих на шахову дошку. Моделювання перешкод здійснюється розміщенням кеглів на деякі ділянки робочого простору.

Для підвищення швидкодії необхідно скоротити час, який витрачається на аналіз інформації з датчиків, планування і дотримання траєкторії руху. Система керування має бути надійною, а стратегія руху – простою.

Блок-схема алгоритму роботи системи керування наведено на рис. 3.

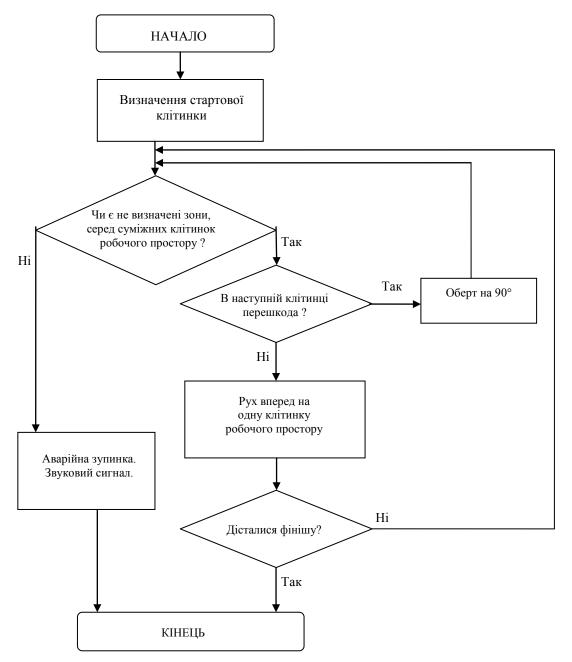


Рис.3. Блок-схема алгоритму роботи системи керування транспортного робота

Алгоритм роботи системи керування передбачає виконання декількох функцій:

- визначення напрямку від точки старту до точки фінішу;
- запит датчиків у пошуку перешкоди (кеглі) в наступній клітинці,
- аналіз сигналу відгуку,
- аналіз напрямку та відстані до фінішної точки,

- аналіз та розрахунок потужності, обертаючого моменту та часу витримки для приводів коліс,
  - здійснення переміщення,
- запит датчиків для аналізу розташування робота у межах робочої зони,
  - обрання найкоротшого маршруту у межах робочої зони,
  - транспортування об'єкту.

На основі отриманих даних рекомендовано оснащувати роботи засобами автоматичного навчання (самонавчання) і адаптації, які перетворюють їхню керуючу систему в надзвичайно гнучкий інструмент організації цілеспрямованого поводження в умовах невизначеності.

Саме тому роботи з адаптивним керуванням і елементами штучного інтелекту значно перевершують по можливостях роботи із програмним керуванням: вони можуть адекватно реагувати на зміни зовнішньої обстановки, підбудовуватися до дрейфу параметрів зовнішнього середовища, розпізнавати й обходити перешкоди, ідентифікувати цільові об'єкти, визначати їхні характеристики.

**Висновки.** Виконано імітаційне моделювання системи керування транспортного робота на основі Arduino Uno. Розроблено стратегію руху, представлено блок-схему алгоритму роботи системи керування моделі транспортного роботу.

# Библиографические ссылки

- 1. Юревич Е. И. Основы робототехники / Е. И. Юревич. Ленинград: Машиностроение, 1985. 271 с.
- 2. Куафе Ф. Взаимодействие робота с внешней средой / Ф. Куафе. М.: Мир, 1985. 285 с.
- 3. Алёшин Б. С. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Б. С. Алёшин, К. К. Веремеенко, А. И. Черноморский. М.: Физматлит, 2006. 424 с.
- 4. Слепокуров Ю. Р. Система навигации промышленного транспортного робота / Ю. Р. Слепокуров, В. В. Пешков // Вестник Воронежского государственного технического университета. Серия: Электроника. Радиотехника. Воронеж: ВГТУ. 2012.- № 12 (3). С.15-18.
- 5. Черноножкин В. А. Система локальной навигации для наземных мобильных роботов / В. А. Черноножкин, С. А. Половко // Научнотехнический вестник СпбГУ ИТМО. Санкт-Петербург: 2008, №57, С. 13 22.
- 6. Ащепкова Н. С. Розробка адаптивної системи керування моделі робота-навантажувача на базі Lego Midstorms NXT / Н. С. Ащепкова // Технологический аудит и резервы производства. Харьков: 2015, №5/6 (25), С. 45 48.

Надійшла до редколегії 30.05.2017

УДК 621.7

С. В. Аджамский, З. В. Сазанишвили, Ю. В. Ткачев

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

# ПОВЫШЕНИЕ ГИБКОСТИ ОПЫТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Розглянуті перспективні напрямки підвищення гнучкості дослідноекспериментального й одиничного виробництва виробів космічної Проаналізовані актуальні проблеми об'ємного друкування металевими порошками й формування виробів з композиційних матеріалів, а також автоматизації обробки на верстатах із ЧПУ. Зроблені висновки про те, що впровадження вказаних технологій у виробничий процес доцільно в умовах одиничного та дрібносерійного виробництва для розробок в галузі космічного інжинірингу комерційного призначення.

**Ключові слова:** адитивні технології, металевий порошок, намотування, станки верстати з ЧПУ, космічний інжиніринг.

Рассмотрены перспективные направления повышения гибкости опытноэкспериментального и единичного производства изделий космической техники. Проанализированы актуальные проблемы объемной печати металлическими порошками и формирования изделий из композиционных материалов, а также автоматизации обработки на станках с ЧПУ. Сделаны выводы о том, что внедрение указанных технологий в производственный процесс целесообразно в условиях единичного и мелкосерийного производства для разработок в области космического инжиниринга космического назначения.

**Ключевые слова:** аддитивные технологии, металлический порошок, намотка, станки с ЧПУ, космический инжиниринг.

Perspectives of increasing flexibility of pilot experimental and single-piece production are considered. Topical problems of metallic 3D printing and forming of composite material products, as well as processing of metals by numerically controlled machine tools are analyzed. A conclusion is made as for practicability of use of additive technologies, forming of composite materials by filament winding and implementation of NC machine tools in manufacturing process on the way of commercialization of the space engineering field.

**Keywords:** additive technologies, metal powder, winding, NC machines, space engineering.

#### Введение.

Коммерциализация разработок в области космического инжиниринга в современных условиях определяет вектор на использование экономичных инженерно-технических решений при разработке и производстве изделий космической техники, повышение гибкости производства, снижение затрат на изготовление специальной оснастки и нестандартного оборудования. На ряду с традиционными технологиями обработки (литье, механическая обработка,

штамповка и пр.) и сборки (сварка, пайка, клепка) необходимо внедрять энергои ресурсосберегающие технологические процессы; стремиться создавать конструкции, позволяющие снизить объем сборочных работ, таким путем повышать уровень технологичности конструкции в целом.

#### Формулирование целей и постановка задачи.

Целью данной работы является анализ современных технологий, которые способствуют повышению гибкости производства. Для этого необходимо рассмотреть преимущества и недостатки технологий, таких как объемная печать металлическими порошками (аддитивное производство), формообразование изделий из композиционных материалов, обработка деталей на станках с ЧПУ.

## Аддитивное производство.

Одним из комплексных решений для достижения поставленной цели может быть применение технологий и процессов аддитивного производства для изготовления деталей сложных узлов и агрегатов, например, для камер сгорания двигателей, некоторых элементов пневмогидравлической системы и других деталей сложной формы.

Аддитивное производство обеспечивает:

- сокращение цикла разработки от конструкторской документации до готовой детали, другими словами, быстрое прототипирование цифровой модели в реальном материале с минимальными затратами времени и средств на технологическую подготовку производства;
- сокращение расходов, или отсутствие необходимости вообще, в закупке или проектировании и производстве специального оборудования и оснастки;
- повышение гибкости производства на этапе изготовления опытных образцов, в том числе при необходимости внесения изменений в геометрические характеристики деталей;
- осуществление механической обработки только на финишных операциях, связанных, например, с подготовкой внутренней поверхности камеры сгорания и мест ее стыковки с трубопроводами пневмогидравлической системы, тем самым сведения производственных отходов к минимуму, приближения коэффициента использования материала к 100%;
- сокращение количества деталей в изделии, а, следовательно, существенное снижение трудоемкости сборочных работ, исключение из технологического процесса ресурсоемких сборочных операций пайки и сварки, а также контроля их качества;
- сокращение общего количества наименований технологического оборудования на производственном участке, а также уменьшение количества рабочих, используемой производственной площади и потребляемых энергоресурсов.

Практический опыт показал, что цельно-напечатанные элементы двигательной установки по технологии Micro Laser Sintering (микролазерное спекание) обеспечивают расчетные параметры при эксплуатации изделий и, следовательно, точность полученных геометрических размеров и форм, а

физико-механические свойства материала соответствует показателям для заготовок, полученных механической обработкой, штамповкой и т. п.

Остановимся более подробно на характеристиках аддитивных процессов. В общем случае в аддитивном производстве для изготовления элементов конструкции изделий исходными материалами являются металлические порошки с максимальным характерным размером частиц до 100 мкм.

В настоящее время не существует общих требований композициям, применяемым объемного послойного порошковым ДЛЯ формообразования деталей, а методы оценки свойств материалов, полученных традиционными технологиями, не могут быть применены в силу наличия анизотропии, неизбежной при послойном формообразовании деталей. Разные 3D-принтеров компании-производители рекомендуют свой перечень материалов с различным фракционным составом собственного производства.

Проблема получения порошковых материалов актуальна не только для развития аддитивных технологий, но и для целей порошковой металлургии. В последние ГОДЫ отмечается значительный интерес объемным наноматериалам, обусловлено ЭТО тем, что ИΧ конструкционные функциональные свойства значительно отличаются крупнозернистых аналогов, в связи с чем нанопорошковые материалы могут быть эффективно использованы для целей аддитивных технологий.

За рубежом вопросы стандартизации материалов для аддитивных технологий находятся в компетенции таких организаций, как NIST – National Institute of Standards and Technology, ISO – International Organization for Standardization (комитет TC261 по аддитивным технологиям) и ASTM – American Society for Testing and Materials (международный комитет F42 по аддитивным технологиям). В настоящее время разработан только стандарт ASTM F2924 на материал Ti-6Al-4V для применения в технологиях Powder Bed Fusion.

Основным параметром, характеризующим порошок, является средний диаметр частиц – d. Например, в принтерах Phenix Systems используется порошок с d = 10 мкм; принтеры компании Concept Laser работают с порошками, дисперсность которых лежит в переделах 25 – 52 мкм при d = 26,9 мкм; для устройств, выпускаемых Агсам, размер частиц составляет 45 – 100 мкм, а для принтеров компании SLM Solutions -d = 10 - 30 мкм и т.д. Следует отметить, что при снижении значения величины d обеспечивается лучшая рельефность и проработанность мелких элементов детали, поверхность изделия становится более гладкой. В тоже время, при слишком малом размере частиц порошка, в процессе построения легкие частицы будут «вылетать» из зоны воздействия лазера за счет введения в эту зону избыточного количества энергии, что приведет к повышению шероховатости детали и микропористости материала в целом. Для предотвращения попадания частиц, вылетающих из зоны воздействия, на сплавленные участки поверхности строящегося слоя рабочей камеры создают направленный «ветер», внутри вылетевшие частицы в сторону, что может привести к слишком интенсивному выносу «строительного материала» из зоны построения. Поэтому при работе с мелкодисперсными порошками со средним диаметром менее 10 мкм применяют маломощные лазеры, а, следовательно, низкопроизводительные. Вышеуказанные порошки в сочетании с соответствующими настройками оборудования применяют для изготовления мелких деталей, производство которых иным способом невозможно [1].

Практика показывает, что сферическая форма частиц порошка обеспечивает более компактную укладку частиц в определенный объем, а также лучшую «текучесть» порошковой композиции с минимальным сопротивлением в системах ее подачи.

В процессе лазерного синтеза, например, по технологии Selective Laser Melting (селективное лазерное плавление) или Selective Laser Sintering (селективное лазерное спекание) при построении детали лазерный луч не только «соединяет» частицы порошка, формируя деталь, но и «портит» частицы порошка, непосредственно прилегающие к поверхности этой детали. В таких системах печати применяют методы просеивания отработанного порошка с целью удаления из него «испорченных» частиц. Затем очищенный от «испорченных» частиц порошок смешивается с новым порошком. Поскольку пропорции смешивания устанавливает каждая компания индивидуально, то идентичность свойств материала деталей, напечатанных на одном и том же принтере, не гарантирована.

# Формообразование изделий из композиционных материалов.

Следует также отметить, что постоянное стремление к снижению массы изделий космической техники, непосредственно связано с применением неметаллических конструкционных композиционных материалов.

Основными элементами конструкции, изготавливаемыми из композиционных материалов, могут быть топливные баки и сосуды высоко давления; переходные, хвостовые, приборные отсеки; элементы двигательной установки; теплозащитные покрытия, которые можно получать с использованием различных технологий, например, намотки и выкладки [2].

Технология намотки может быть применена в производстве баллонов высокого давления различной формы; емкостей для хранения и транспортирования химически активных жидкостей; сосудов Дьюара; труб различного назначения; аэродинамических обтекателей и т. д.

Исходными данными при проектировании изделий, изготавливаемых намоткой, являются: длина изделия; наружный диаметр; рабочий объем; рабочее давление; давление разрушения; количество полюсных отверстий (одно или два); равность или различность полюсных отверстий; форма днища.

Взяв за основу исходные данные, в частности эксплуатационные свойства, материаловед совместно с химиком осуществляют выбор армирующего волокна и связующего. Также следует брать во внимание, что изготовители волокон производят их предварительную обработку под рекомендуемое ими же связующее для повышения степени пропитываемости, улучшения смачиваемости и пр.

В ракетной технике в качестве армирующих волокон используют углерод, стекло, кевлар, базальт, органику, как связующее – эпоксидные, фенолформальдегидные, фурфурольные, полиэфирные смолы и т.д.

На свойства композиционных материалов влияют следующие факторы:

- материал применяемых волокон и их химический состав;
- объемная доля наполнителя;
- состояние поверхности волокна;
- механические свойства наполнителя и матрицы;
- адгезионные характеристики связующего и свойства межфазных слоев;
- равномерность натяжения волокон в процессе намотки;
- температура и время процесса отверждения.

Расчетчик совместно с технологом определяют математическую схему намотки для участков поверхности с различной геометрией, с учетом коэффициента трения и механических свойств нити. Далее производится расчет прочности исходя из свойств однонаправленного волокна с учетом радиальных и осевых углов намотки, а также последующей кольцевой подмотки стыковочных и прочих закладных элементов. Следует учесть тот факт, что при использовании различных материалов необходимо вносить поправки в алгоритмы намотки, исходя из механических свойств. Например, при намотке углеродных нитей необходимо снижать угол укладки в связи с их хрупкостью и низкой прочностью на изгиб.

Расчетная модель учитывает математически идеальную геодезическую намотку, которая на практики трудно реализуется. Намотка по схеме близкой к геодезическим линиям применяется только для равнополюсных конструкций. На этапе разработки технологии расчетным путем выбирают углы, скорость и другие параметры намотки. При расчетах прочностных свойств необходимо ввести коэффициент безопасности 1,25...1,30.

При выборе технологии намотки важно учитывать направление приложенных нагрузок, например, при изготовлении баллонов, коконов (осевые нагрузки) используют «мокрую» спиральную намотку, а во время подмотки (радиальные нагрузки) рационально применять метод «сухой» кольцевой намотки.

Исходя из имеющегося оборудования, данная технология требует конструирования технологической оснастки и специальных приспособлений. В процессе отработки конструкций изделий возможно использование многоразовых металлических разъемных оправок, одноразовых песчано-полимерных оправок или лейнеров.

Программисты обеспечивают разработку управляющей программы для ЧПУ. Намотка одного изделия требует разработки 5 – 6 управляющих программ с последующей наладкой при изготовлении опытного образца. Количество управляющих программ определяется геометрией изделия, свойствами волокна, количеством используемых схем намотки, а также этапов – в случае большого различия в геометрии можно наматывать фрагменты

изделия по различным схемам с промежуточной механической обработкой для удаления излишков материала.

При отсутствии лейнера необходимо выбрать химически нейтральный (к компоненту в ёмкости) герметизирующий слой. Герметичность ёмкостей для хранения жидкостей можно контролировать масс-спектрометрическим методом. Степень негерметичности по отношению к гелию должна составлять  $10^{-6}$ – $10^{-18}$  л·мкм/с в зависимости от длительности хранения в наполненном состоянии и физических свойств жидкости. Обеспечение герметичности осуществляется подмоткой промежуточных слоев из резины, вулканизируемой с изделием, стеклофольги — специального материала на основе свинца и поликарбонатных компонентов.

Лейнер может быть изготовлен из стали на токарно-давильном станке обкаткой при локальном нагреве из бесшовной трубчатой заготовки либо иметь сварную конструкцию. При доступности материалов лейнер может быть изготовлен из алюминиевого сплава или пластика.

На завершающем этапе изготовления изделий методом намотки химик назначает технологические режимы отверждения, в частности определяет физические процессы, — термические, химические (полимеризация, поликонденсация, мономеризация и другие) — необходимые для получения заданных свойств полученного композиционного материала.

Испытания образцов и изделия в целом проводятся на всех этапах разработки:

- 1. Испытание одноосных волокон на прочность.
- 2. Определение механических свойств полученного композиционного материала. Для каждой пары связующего и наполнителя необходимо изготавливать эталонные образцы.
- 2. Намотка колец диаметром 300 мм с последующей вырезкой образцов для прочностных испытаний полученного композиционного материала.
- 3. Гидравлические испытания всех готовых конструкций при 75% от рабочего давления и выборочно до разрушения.
  - 4. Неразрушающий контроль:
- контактный метод дефектоскоп, укомплектованный дополнительно сканером и системой обработки данных. Недостаток при работе с композитами
   высокая шероховатость поверхности изделия не позволяет выявлять истинные дефекты.
- бесконтактный метод, основанный на ультразвуке. Преимущество создает карту дефектов готового изделия.

Разработка любой конструкции должна начинаться с изготовления масштабных макетов. Такой подход позволяет отработать геометрию, технологию, проверить свойства получаемого материала и провести испытания с минимальными затратами. Это увеличивает длительность подготовки производства.

Следует учесть, что помещение, в котором осуществляется намотка должно соответствовать требованиям по взрывоопасности В-16 (горючие газы

или пары ЛВЖ могут образовать с воздухом взрывоопасные смеси при аварии; аммиачные установки, электролиз воды и т.п.), а помещение, в котором осуществляется отверждение намотанного изделия должно соответствовать требованиям по взрывоопасности В-1а (горючие газы или пары ЛВЖ могут образовать с воздухом взрывоопасные смеси при аварии).

Также формообразование изделий из композиционных материалов намоткой не решает вопросов повышения гибкости производства, так как требует изготовления специальных приспособлений, применяемых для ограниченной номенклатуры изделий.

# Автоматизация обработки на станках с числовым программным управлением (ЧПУ).

Большую часть конструкции в современных изделиях ракетной техники занимают металлические детали и узлы.

Для металлообработки в условиях экспериментального и единичного производства, когда необходимо выполнять многоразовую смену инструмента при изготовлении сложных деталей, быстро перенастраивать оборудование, целесообразно применять станки с ЧПУ, а также токарные и фрезерные обрабатывающие центры различной степени сложности. В номенклатуре современных производителей металлообрабатывающего оборудования присутствуют многоосевые токарные и токарно-фрезерные станки с ЧПУ, горизонтальные и фрезерно-расточные центры, вертикальные и горизонтальные обрабатывающие сверлильно-расточные центры, станки, обрабатывающие центры для 5-сторонней обработки крупногабаритных деталей, токарно-карусельные, ленточно-пилочные, а также электроэрозионные станки и др. [3].

Применение станков с ЧПУ позволяет повысить гибкость производства, а именно [4]:

- использовать один станок для изготовления широкой номенклатуры деталей, в том числе при обработке деталей разной формы и размеров;
- изготовлять модифицированные детали без значительных дополнительных затрат на перенастройку, разработку или покупку новых приспособлений.

Внедрение технологий обкатки, раскатки, выдавливания, фланжирования и других формообразующих операций на станках с ЧПУ позволяет отказаться от аналогичных операций штамповки, вытяжки и пр. с использованием материалоемкой оснастки на кузнечнопрессовом оборудовании. Такой подход позволяет изготавливать оболочечные формы (днища, обечайки) широкой номенклатуры, обеспечивать быструю переналадку оборудования.

## Выводы.

При экспериментальном и единичном производстве узлов сложной формы рационально применять технологии объемной печати металлическими порошками. Технологии аддитивного производства способствуют быстрому прототипированию, повышению гибкости производства на этапе изготовления опытных образцов, сокращению специального оборудования и оснастки,

общего количества наименований технологического оборудования на производственном участке, а также рабочих и потребляемых ресурсов. Однако внедрение данной технологии требует отработки режимов изготовления, а также применения порошковых металлов определенной фракции.

В условиях постоянного стремления снижения массы изделий ракетно-космической техники целесообразно применение композиционных материалов. Для изготовления тел вращения, в том числе емкостей высокого давления и труб различного назначения рационально применять технологию намотки. Отработка геометрии и технологии, проверка свойств получаемого материала возможна на масштабных макетах, что позволяет снизить затраты на этапе разработки конструкции. Однако, длительная подготовка производства, необходимость изготовления дополнительной оснастки и оправок, особые требования к помещению не способствуют применению технологии намотки при опытном и единичном производстве.

Для повышения точности обработки, снижения времени изготовления детали и человеческого фактора, а также быстрой переналадки оборудования, в единичном производстве целесообразно применение станков с числовым программным управлением.

Анализ перспективных современных технологий показал, что внедрение в производственный процесс аддитивных технологий, а также обработки на станках с ЧПУ целесообразно применять в опытно-экспериментальном и единичном производстве.

# Библиографические ссылки

- 1. Новые производственные технологии: публичный аналитический доклад. М.: Издательский дом «Дело» РАНХиГС, 2015. 272 с.
- 2. Андрюшкин, А. Ю. Композиционные материалы в производстве летательных аппаратов / А. Ю. Андрюшкин, В. К. Иванов, Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2010.-144 с.
- 3. http://varius.com.ua/#oborudov
- 4. Ткачов, Ю. В. Технологічні основи вибору обладнання машинобудівних цехів: Навч. посіб. / Ю. В. Ткачов, Є. О. Джур, Є. Ю. Ніколенко. Д.: РВВ ДНУ, 2006. 136 с.

Надійшла до редколегії 30.05.2017

УДК 629.7.01

#### П.А. Гайдученко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

# ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТОРОВОЙ ЁМКОСТИ МИНИМАЛЬНОЙ МАССЫ

В статье приведено решение задачи определения параметров герметической торовой ёмкости минимальной массы. Предложена простая для использования инженерная методика определения оптимальных параметров ёмкости.

**Ключевые слова**: проектирование конструкции минимальной массы, торовая герметическая ёмкость.

У статті наведено розв'язок задачі визначення параметрів герметичної тороїдальної посудини мінімальної маси. Запропонована проста для використання інженерна методика визначення оптимальних параметрів оболонки в формі тору.

**Ключові слова**: проектування конструкції мінімальної маси, тороїдальна герметична посудина.

Ehe solution of a problem of selection of parameters hermetic toroidal tank of the minimum weight is presented in given article. The engineering technique of definition of optimum parameters of tank is offered.

**Keywords**: designing of a minimum weight structure, toroidal hermetic tank.

#### Введение

При выборе параметров герметических ёмкостей (топливных баков, приборных отсеков, баллонов высокого давления), воспринимающих внутреннее избыточное давление, их условно разделяют на ёмкости большого и малого объёма. Это деление в первую очередь определяется не габаритами ёмкости, а технологическим ограничением на толщину тонкостенных оболочек. Если расчётная толщина получается меньше технологического минимума, то ёмкость относят к малому объёму, в противном случае – к большому. Технологический минимум толщины в известной мере является условным понятием. В первую очередь он определяется возможностью изготовления тонкостенной оболочки выбранного конструкционного материала. Однако при определении технологического минимума толщины дополнительно учитываются и такие герметичность, надёжность, отсутствие требования, как деформаций конструкции от собственного веса при изготовлении, транспортировке и к эксплуатации и т.д. Для конструкционных материалов, применяющихся в отечественном ракетостроении, технологический минимум толщины гладких оболочек принимают равным мм.

Параметры ёмкости малого объёма выбираются в результате минимизации площади поверхности, для ёмкости большого объёма

© П.А. Гайдученко 2017

минимизируется масса. Хотя, фактически, оба этих критерия означают одно и то же — минимум массы. Дело в том, что для ёмкостей малого объёма толщина всегда остаётся величиной постоянной, равной технологическому минимуму, и, соответственно, масса ёмкости будет пропорциональна только площади поверхности, а для ёмкости большого объёма — произведению площади поверхности на толщину.

В авиа- и ракетостроении герметическим ёмкостям часто придают форму тора. Определение параметров торовой оболочки, нагруженной внутренним избыточным давлением, если её габариты заданы, не представляет никаких сложностей. Однако в случае если габариты ёмкости не заданы, то один и тот же объем можно получить при различных значениях геометрических параметров ёмкости. В настоящей статье приведено решение задачи выбора параметров торовой ёмкости с заданным объёмом, исходя из критерия минимума массы. В аналитическом виде получено общее решение этой задачи. В результате анализа этого решения предложена простая для использования инженерная методика. Причём в этой методике учтены случаи, когда ёмкость относится как к ёмкостям большого, так и малого объёма.

#### 1. Постановка задачи

Будем рассматривать герметическую ёмкость в форме тора. Объём ёмкости  $V_0$ , расчётное значение внутреннего избыточного давления p, физикомеханические характеристики конструкционного материала и технологический минимум толщины  $\delta_{\text{техн}}$  для данного конструкционного материала будем считать известными. Предположим, что диаметр миделя ёмкости не может превышать значения D (рис. 1). Также будем считать, что на другие габаритные размеры ёмкости — диаметр d и высоту h, — никаких ограничений не накладывается.

Необходимо определить параметры торовой ёмкости минимальной массы.

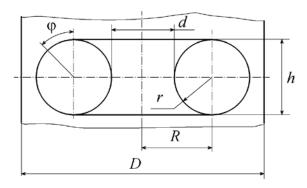


Рис. 1. Геометрические параметры торовой ёмкости

# 2. Выбор параметров ёмкости с постоянной толщиной стенки

Рассмотрим случай, когда торовая оболочка имеет постоянную толщину (рис. 2, a). Сформулируем задачу выбора параметров ёмкости минимальной

массы. Масса ёмкости определяется как произведение площади поверхности S на толщину  $\delta$  и плотность конструкционного материала  $\rho$ :

$$M = S\delta\rho = 4\pi^2 Rr\delta\rho ,$$

где R — радиус вращения поперечного сечения тора (большой радиус тора), r — радиус сечения тора (меньший радиус).



Рис. 2. Геометрические параметры торовой ёмкости с постоянной толщиной стенки (a) и ступенчатым изменением толщины ( $\delta$ )

Толщина торовой оболочки, нагруженной внутренним избыточным давлением p, определяется из условия непревышения максимальным напряжением допустимого значения. В качестве допустимого значения примем предел прочности  $\sigma_{\rm B}$ . Тогда ограничение для определения толщины будет иметь вид:

$$\frac{pr}{2\delta} \cdot \frac{2R-r}{R-r} \le \sigma_{\hat{A}}.$$

Последняя формула получена в предположении, что напряжения, возникающие в оболочке, с достаточной степенью точности могут быть определены по безмоментной теории. Область применимости этой формулы задаётся неравенством

$$2r \leq R$$
.

Будем использовать это неравенство в качестве одного из ограничений оптимизационной задачи.

Ограничение на диаметр миделя ёмкости будет иметь вид:

$$2(R+r) \leq D$$
.

Ещё два ограничения запишем, исходя из условия равенства объёма ёмкости V заданному значению  $V_0$ :

$$V = 2\pi^2 R r^2 = V_0 \tag{1}$$

и технологического ограничения на толщину:

$$\delta \geq \delta_{\text{TEXH}}$$
.

Сразу же преобразуем эту задачу так, чтобы все ограничения имели вид неравенств. Для этого с помощью единственного ограничения-равенства (1) выразим большой радиус тора R через меньший радиус r:

$$R = \frac{V_0}{2\pi^2 r^2}. (1)$$

Подставим (2) в выражение для целевой функции и ограничений. Выполнив элементарные преобразования и сократив выражение для целевой функции на постоянную, не зависящую от проектных параметров r и  $\delta$ , получим такую оптимизационную задачу

$$\begin{cases} \frac{\delta}{r} \to \min; \\ \frac{pr}{2\delta} \cdot \frac{2c - 2r^3}{c - 2r^3} \le \sigma_{\hat{A}}, \\ r \le r_2, \\ Dr^2 - 2r^3 \ge c, \\ \delta \ge \delta_{\text{TEXH}}, \end{cases}$$
 (2)

где с помощью c и  $r_2$  обозначены постоянные:

$$c = \frac{V_0}{\pi^2},\tag{3}$$

$$r_2 = \sqrt[3]{\frac{V_0}{4\pi^2}} = \sqrt[3]{\frac{\tilde{n}}{4}} \,. \tag{4}$$

представляет собой Полученная задачу задача математического программирования, все ограничения которой имеют вид неравенств. Найдём её решение обобщённым методом множителей Лагранжа. Согласно этому методу решение оптимизационной ограничениями-неравенствами задачи c декомпозируется на последовательное решение нескольких вспомогательных задач, заключающихся в исследовании функции на экстремум, исследовании функции на условный экстремум и решения систем уравнений, полученных из ограничений-неравенств, с последующим сравнением всех полученных допустимых решений вспомогательных задач для определения искомого оптимума. В данном случае имеем такие вспомогательные задачи.

1. Вспомогательная задача исследования функции на экстремум имеет вид:

$$\frac{\delta}{r} \rightarrow \min$$
.

Несложно убедиться, что эта функция экстремумов не имеет.

2. Вспомогательные задачи исследования функции на условный экстремум. Поскольку целевая функция задачи (3) зависит от двух аргументов, а количество ограничений-неравенств равно четырём, то имеем четыре задачи, в каждой из которых только одно из ограничений-неравенств рассматривается как равенство.

Первая из этих задач имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{\delta}{r} \to \min; \\ \frac{p}{2\delta} \cdot \frac{2c - 2r^3}{c - 2r^3} = \sigma_{\hat{A}}. \end{cases}$$

Решим её методом подстановки. Из ограничения найдём расчётную толщину:

$$\delta = ar \frac{2c - 2r^3}{c - 2r^3},$$

где

$$a = \frac{p}{2\sigma_{\hat{\Lambda}}}. (5)$$

Подставим полученное выражение в целевую функцию. В результате получим новую целевую функцию, зависящую от одного аргумента r:

$$f(r) = a \frac{2c - 2r^3}{c - 2r^3}. (6)$$

Можно показать, что в области r > 0 функция (7) монотонно возрастает и, соответственно, экстремумов не имеет. Соответственно, не имеет решения и первая задача исследования функции на условный экстремум.

Несложно убедиться, что и три остальные задачи исследования функции на условный экстремум, а именно

$$\begin{cases} \frac{\delta}{r} \to \min; \\ r = r_2, \end{cases}$$

$$\begin{cases} \frac{\delta}{r} \to \min; \\ Dr^2 - 2r^3 = c \end{cases}$$

И

$$\begin{cases} \frac{\delta}{r} \to \min; \\ \delta = \delta_{\text{TEXH}} \end{cases}$$

решений также не имеют.

3. Вспомогательные задачи определения граничных точек области решений (ОДР). Если воспользоваться допустимых геометрической терминологией, граничная точка ОДР есть результат пересечения линий (поверхностей), задающих границы областей выполнения ограниченийнеравенств в координатной плоскости проектных параметров. Другими словами, в граничных точках ОДР несколько из ограничения-неравенства Количество одновременно выполняются как равенства. ограниченийнеравенств, одновременно выполняющихся как равенства, равно количеству проектных параметров оптимизационной задачи.

Найдём граничные точки ОДР задачи (3). В данном случае имеем два проектных параметра  $(r \ u \ \delta)$  и четыре ограничения-неравенства. Из этих ограничений можно получить  $C_4^2=6$  различных систем уравнений, где  $C_4^2$  – число сочетаний. Для последующего анализа будем использовать геометрические обозначения для каждого из этих решений. Так, точкой A будем называть решение системы

$$\begin{cases} \frac{pr}{2\delta} \frac{2c - 2r^3}{c - 2r^3} = \sigma_{\hat{A}}, \\ r = r_2. \end{cases}$$

Решение этой системы будет таким:

$$r = r_2 = \sqrt[3]{\frac{c}{4}}, \ \delta = 3ar_2 = 3a\sqrt[3]{\frac{c}{4}}.$$
 (7)

Найдём решение системы

$$\begin{cases} \frac{pr}{2\delta} \frac{2c - 2r^{3}}{c - 2r^{3}} = \sigma_{\hat{A}}, \\ Dr^{2} - 2r^{3} = c. \end{cases}$$

Второе уравнение системы представляет собой кубическое уравнение с одной неизвестной r. Из трёх его корней в данном случае имеет смысл такой:

$$r = r_1 = \frac{D}{6} - \frac{\Psi}{2} \left( 1 + \sqrt{-3} \right) - \frac{D^2}{72\Psi} \left( 1 - \sqrt{-3} \right), \tag{8}$$

где 
$$\psi = \sqrt[3]{\frac{D^3}{216} - \frac{c}{4} + \sqrt{\frac{c^2}{16} - \frac{D^3 c}{432}}};$$

большой радиус тора определяется из соотношения

$$R=\frac{D}{2}-r_1,$$

а толщина б определяется выражением:

$$\delta = ar_1 \frac{2R - r_1}{R - r_1} = ar_1 \frac{2D - 6r_1}{D - 4r_1}.$$

Обозначим это решение точкой B.

Решение системы

$$\begin{cases} \frac{pr}{2\delta} \frac{2c - 2r^3}{c - 2r^3} = \sigma_{\hat{A}}, \\ \delta = \delta_{\hat{o}\hat{a}\hat{o}\hat{i}} \end{cases}$$

обозначим точкой C.

Система двух уравнений с одной неизвестной r

$$\begin{cases} r = r_2, \\ Dr^2 - 2r^3 = c \end{cases}$$

решений не имеет. Или имеет бесконечное множество решений, если  $r_1 = r_2$ . Но в таком случае ОДР вырождается в луч вертикальной прямой. Отдельно этот случай рассматривать не будем, поскольку он всегда сводится к другим вариантам решения (см. ниже).

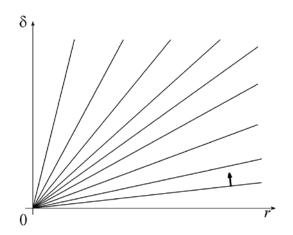
Решения двух оставшихся систем уравнений обозначим соответственно точкой E:

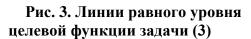
$$\begin{cases} r = r_1, \\ \delta = \delta_{\text{TEXH}} \end{cases}$$

и точкой F:

$$\begin{cases} Dr^2 - 2r^3 = c, \\ \delta = \delta_{\text{TEXH}}. \end{cases}$$

Проанализируем полученные результаты. При этом будем принимать во характер изменения целевой функции форму внимание И квадранте оптимизационной (3). Целевая функция первом задачи В координатной плоскости  $(r0\delta)$  монотонно возрастает по аргументу  $\delta$  и монотонно убывает по второму аргументу r. Линии равного уровня целевой функции представляют собой прямые линии, проходящие через начало координат (очевидно, что в начале координат целевая функция не определена). Направление возрастания целевой функции показано стрелкой (рис. 3). Качественно изобразим ОДР оптимизационной задачи (3). Каждое ограничение делит плоскость  $(r0\delta)$  на две части. Ту часть плоскости, в которой ограничение выполняется, отметим стрелкой. Геометрически ОДР будет представлять собой область, в которой одновременно выполняются все ограничения (рис. 4). Как показано выше задача (3) может иметь решение в одной из пяти граничных точек ОДР, т.е. точках A - F. Выясним, в какой именно.





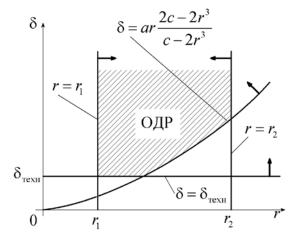


Рис. 4. Схема образования ОДР оптимизационной задачи (3)

Для этого изобразим три характерных варианта ОДР (рис. 5). Учитывая характер изменения целевой функции, можно утверждать, что решением задачи

(3) будет либо точка B (рис. 5, a), либо точка C (рис. 5,  $\delta$ ), либо точка E(рис. 5, в). Поясним, какими соображениями мы руководствовались, утверждая это. Для случая, показанного на рис. 5, а, ОДР принадлежат только две точки – А и В. Сравним значения целевой функции в этих точках. Если расчётное значение толщины превышает технологический минимум, то масса оболочки с точностью до постоянной определяется функцией (7). Эта функция монотонно возрастает по своему единственному аргументу r. Значение радиуса r в точке A больше, чем в точке B, а, следовательно, и значение массы оболочки в точке A будет больше, чем в точке B. Это означает, что для варианта ОДР, показанного на рис. 5, a, оптимум будет находиться в точке B. Руководствуясь аналогичными соображениями, для ситуации, показанной на рис. 5,  $\delta$ , исключаются точки A и F, а для ситуации, показанной на рис 5, e, — точка F. В результате мы получили универсальное правило выбора параметров торовой ёмкости минимальной массы. При этом в точке В параметры торовой ёмкости, фактически, выбираются из критерия минимума массы (т.е. применяется модель ёмкости большого объёма). В этом случае торовая ёмкость будет иметь максимально возможный диаметр миделя и значение толщины, превышающее технологический минимум. В точках CИ Eпараметры оболочки определяются из критерия минимума площади поверхности при толщине, равной технологическому минимуму (т.е., фактически, используется модель ёмкости малого объёма). Диаметр миделя ёмкости при этом будет меньше предельно допустимого значения D.

Чтобы определится, какой из трёх случаев имеет место для конкретных числовых данных, достаточно выполнить не более двух проверок:

- 1) если расчётная толщина оболочки при  $r=r_1$  получится больше  $\delta_{\text{техн}}$ , то имеем случай, показанный на рис. 5, a, и, соответственно, оптимум будет находиться в точке B. В противном случае оптимум будет находиться либо в точке C, либо в E. Чтобы определить, в какой из них, необходимо выполнить ещё одну проверку;
- 2) если расчётная толщина в точке A больше  $\delta_{\text{техн}}$ , то имеем случай, показанный на рис. 5,  $\delta$ , и оптимум находится в точке C, если расчётная толщина в точке A не превышает  $\delta_{\text{техн}}$ , то оптимумом будет точка E (рис. 5,  $\epsilon$ ).

На основании проведённого анализа можно предложить такой линейный алгоритм выбора параметров торовой ёмкости минимальной массы. Этот алгоритм имеет несколько возможных точек останова вычислений. Точки останова будем отмечать символом ◀.

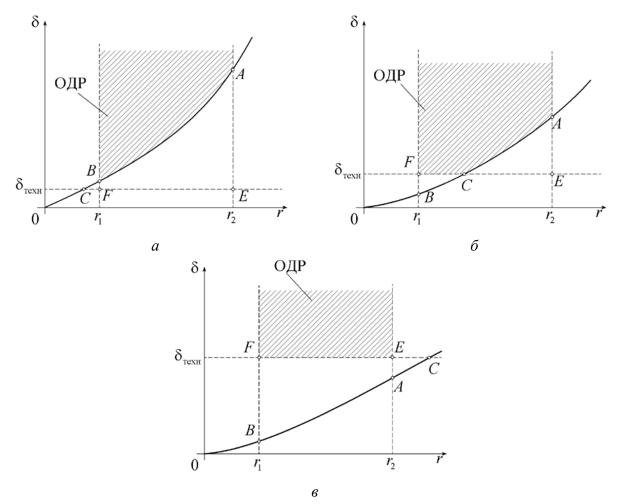


Рис. 5. Варианты ОДР оптимизационной задачи (3)

Инженерная методика выбора параметров торовой ёмкости минимальной массы (случай постоянной толщины стенки).

Дано: объём ёмкости  $V_0$ , давление p, граничное значение диаметра миделя ёмкости D, допустимое значение напряжения  $\sigma_{\rm B}$ , технологический минимум толщины  $\delta_{\rm TEXH}$ .

**Шаг 1.** Используя соотношения (4) и (6) найти постоянные c и a.

**Шаг 2.** Найти граничные значения меньшого радиуса тора:  $r_1$  – с помощью соотношения (9),  $r_2$  – выражения (5).

**Шаг 3.** Положить  $r=r_{\!_1}$ . Найти  $R=\frac{D}{2}-r_{\!_1}$  и расчётное значение толщины  $\delta=ar_{\!_1}\frac{2D-6r_{\!_1}}{D-4r_{\!_1}}\,.$ 

**Шаг 4.** Сравнить найденное на шаге 3 расчётное значение толщины с  $\delta_{\text{TEXH}}$ . Если  $\delta \! \geq \! \delta_{\text{TEXH}}$ , то оптимумом будут параметры, найденные на третьем шаге, т.е.

$$r = r_1, R = \frac{D}{2} - r_1, \delta = ar_1 \frac{2D - 6r_1}{D - 4r_1}.$$

В противном случае, если  $\delta < \delta_{\text{техн}}$ , то перейти к шагу 5.

**Шаг 5.** Положить  $r = r_2$ . Найти  $R = 2r_2$  и расчётное значение толщины

$$\delta = ar_2 \frac{2R - r_2}{R - r_2} = 3ar_2.$$

**Шаг 6.** Сравнить найденное на шаге 5 расчётное значение толщины с  $\delta_{\text{ТЕХН}}$ . Если  $\delta > \delta_{\text{ТЕХН}}$ , то оптимум будет таким: толщина  $\delta = \delta_{\text{ТЕХН}}$ , а радиус r следует найти в результате решения уравнения

$$ar\frac{2\tilde{n}-2r^3}{\tilde{n}-2r^3} = \delta_{\text{TEXH}}; \tag{9}$$

после этого большой радиус тора R определяется из соотношения (2).  $\blacktriangleleft$  В случае если  $\delta \leq \delta_{\text{техн}}$ , то оптимум будет таким:  $\delta = \delta_{\text{техн}}$ ,  $r = r_2$ ,  $R = 2r_2$ .  $\blacktriangleleft$ 

# 3. Выбор параметров ёмкости со ступенчато изменяющейся толщиной стенки

Как известно, торовые оболочки постоянной толщины, нагруженные равномерным внутренним избыточным давлением, являются неравнопрочными, поскольку действующие в оболочке кольцевые напряжения  $\sigma_2$  являются функцией угла  $\phi$  (рис. 1):

$$\sigma_2 = \frac{p}{2\delta} \cdot \frac{2R + r\sin\phi}{R + r\sin\phi}$$
.

Кольцевые напряжения достигают максимума при  $\phi = 270^{\circ}$  и минимума при  $\phi = 90^{\circ}$ . Если перепад расчётных толщин в этих точках значителен, то одним из вариантов снижения массы ёмкости является применение переменной толщины. Технологически проще изготовить оболочку с тремя ступенями изменения толщины (рис. 2,  $\delta$ ): для каждого из трёх секторов поперечного сечения оболочки толщина будет постоянной; потребная толщина для каждого сектора выбирается из условия непревышения максимальными напряжениями для этого участка допустимого значения. Соответствующие неравенства для определения толщин имеют такой вид:

$$\frac{p}{2\delta_1} \cdot \frac{4R + \sqrt{2}r}{4R + \sqrt{2}r} \le \sigma_{\hat{\mathrm{A}}}, \text{ если } 45^\circ \le \phi \le 135^\circ,$$
 
$$\frac{p}{2\delta_2} \cdot \frac{4R - \sqrt{2}r}{4R - \sqrt{2}r} \le \sigma_{\hat{\mathrm{A}}}, \text{ если } -45^\circ \le \phi \le 45^\circ \text{ или } 135^\circ \le \phi \le 225^\circ,$$
 
$$\frac{p}{2\delta_3} \cdot \frac{2R - r}{R - r} \le \sigma_{\hat{\mathrm{A}}}, \text{ если } 225^\circ \le \phi \le 315^\circ.$$

Площадь поверхности сегментов тора, имеющих толщины  $\delta_1$   $\delta_2$  и  $\delta_3$ , определяются такими выражениями:

$$S_1 = \pi r \left( \pi R + 2\sqrt{2}r \right), \ S_2 = \pi^2 R r, \ S_3 = \pi r \left( \pi R - 2\sqrt{2}r \right).$$

В данном случае оптимизационная задача выбора параметров торовой ёмкости минимальной массы усложняется по сравнению со случаем тора постоянной толщины за счёт появления двух дополнительных проектных параметров: толщин  $\delta_1$  и  $\delta_2$ . Формулировка соответствующей оптимизационной задачи будет такой

$$\begin{cases}
\left(\pi \frac{c}{2r} + 2\sqrt{2}r^{2}\right) \delta_{1} + \pi \frac{c}{r} \delta_{2} + \left(\pi \frac{c}{2r} - 2\sqrt{2}r^{2}\right) \delta_{3} \rightarrow \min; \\
\frac{p}{2\delta_{1}} \cdot \frac{2c + \sqrt{2}r^{3}}{c + \sqrt{2}r^{3}} \leq \sigma_{\hat{A}}, \\
\frac{p}{2\delta_{2}} \cdot \frac{2c - \sqrt{2}r^{3}}{c - \sqrt{2}r^{3}} \leq \sigma_{\hat{A}}, \\
\frac{p}{2\delta_{3}} \cdot \frac{2c - 2r^{3}}{c - 2r^{3}} \leq \sigma_{\hat{A}}, \\
r \leq r_{1}, \\
Dr^{2} - 2r^{3} \geq c, \\
\delta_{1} \geq \delta_{\text{TEXH}}, \delta_{2} \geq \delta_{\text{TEXH}}, \delta_{3} \geq \delta_{\text{TEXH}}.
\end{cases} (10)$$

Заметим, что для торовых ёмкостей со ступенчатым изменением толщины критерий минимума площади поверхности вообще теряет свой смысл. Принимая во внимание, что для расчётных толщин  $\delta_1$ ,  $\delta_2$  и  $\delta_3$  всегда выполняется неравенство

$$\delta_1 < \delta_2 < \delta_3$$
,

можно утверждать, что если  $\delta_1 \geq \delta_{\text{техн}}$ , то ёмкость следует отнести к большому объёму, а если  $\delta_3 < \delta_{\text{техн}}$  — то к малому. Однако, когда часть толщин получается меньше технологического минимума, а часть — больше, утрачивается признак деления ёмкостей на большой и малый объём. Соответственно, из двух критериев оптимальности остаётся один, универсальный — масса.

Опустив все выкладки формального решения задачи (10) по причине их громоздкости, сразу же приведём алгоритм выбора параметров ёмкости минимальной массы. Символом ◀ по-прежнему будем отмечать точки останова вычислений в этом алгоритме.

Инженерная методика выбора параметров торовой ёмкости минимальной массы (случай ступенчатого изменения толщины стенки). Дано: объём ёмкости  $V_0$ , давление p, граничное значение диаметра миделя ёмкости D, допустимое значение напряжения  $\sigma_{\rm B}$ , технологический минимум толщины  $\delta_{\rm техн}$ .

**Шаг 1.** Используя соотношения (4) и (6) найти постоянные c и a.

**Шаг 2.** Найти граничные значения малого радиуса тора:  $r_1$  – с помощью соотношения (9),  $r_2$  – выражения (5).

**Шаг 3.** Положить  $r=r_2$ . Найти  $R=2r_2$  и расчётное значение толщины  $\delta_3=3ar_2$ . Сравнить  $\delta_3$  с  $\delta_{\text{техн}}$ . Если  $\delta_3<\delta_{\text{техн}}$ , то оптимум будет таким:

$$r = r_2$$
,  $R = 2r_2$ ,  $\delta_1 = \delta_2 = \delta_3 = \delta_{\text{TEXH}}$ .

Если  $\delta_3 \ge \delta_{\text{TEXH}}$ , то перейти к шагу 4.

**Шаг 4.** Найти расчётное значение толщины  $\delta_2$  при  $r = r_2$  и  $R = 2r_2$ :

$$\delta_2 = \frac{8 - \sqrt{2}}{4 - \sqrt{2}} a r_2.$$

Сравнить  $\delta_2$  с  $\delta_{\text{техн}}$  . Если  $\delta_2 \leq \delta_{\text{техн}}$  , то оптимум будет таким:

$$r = r_2$$
,  $R = 2r_2$ ,  $\delta_1 = \delta_2 = \delta_{\text{TEXH}}$ ,  $\delta_3 = 3ar_2$ .

Если  $\delta_2 > \delta_{\text{ТЕХН}}$ , то перейти к шагу 5.

**Шаг 5.** Найти r в результате решения уравнения

$$ar \cdot \frac{2c - \sqrt{2}r^3}{c - \sqrt{2}r^3} = \delta_{\text{TEXH}}.$$
 (11)

Сравнить r с  $r_1$ . Если  $r > r_1$ , то оптимум будет найденное в результате решения уравнения (12) значение радиуса r; значение большого радиуса тора находится из соотношения (2), а толщины будут такими:

$$\delta_3 = ar \cdot \frac{2R - r}{R - r}$$
 и  $\delta_1 = \delta_2 = \delta_{\text{TEXH}}$ .

Если  $r \le r_1$ , то оптимум будет таким:

$$r = r_{1}, R = \frac{D}{2} - r_{1}, \delta_{3} = ar_{1} \frac{2D - 6r_{1}}{D - 4r_{1}}, \delta_{2} = ar_{1} \frac{2D - (4 + \sqrt{2})r_{1}}{D - (2 + \sqrt{2})r_{1}},$$

$$\delta_{1} = \max \left( ar_{1} \frac{2D - (4 - \sqrt{2})r_{1}}{D - (2 - \sqrt{2})r_{1}}, \delta_{\text{TEXH}} \right). \blacktriangleleft$$

# 4. Примеры расчёта

Рассмотрим несколько численных примеров, иллюстрирующих выбора применение предложенных алгоритмов параметров минимальной массы. Предположим, что значение ограничивающего диаметра D во всех случаях равно 3 м, ёмкость изготовлена алюминиевого сплава AMr6M, имеющего предел прочности  $\sigma_{\rm B} = 320 \, \rm M \Pi a$ плотность  $\rho = 2640~{\rm kr/m^3}$  . Технологический минимум толщины условно примем равным 1 мм. Значения объёма ёмкости  $V_{\scriptscriptstyle 0}$  и внутреннего избыточного давления pбудут оговорены в каждом примере.

Объем тора, диаметр миделя которой ограничен значением D, геометрически ограничен сверху значением

$$V_{\text{max}} = \frac{\pi^2}{32}D^3$$

(это объем абстрактного геометрического примитива, у которого меньший радиус равен большему радиусу R = r). Объём реальной конструкции торовой ёмкости ограничен меньшим значением. Так, если при выборе параметров торовой ёмкости придерживаться ограничения на соотношение радиусов тора  $R \ge 2r$ , то объём будет ограничен сверху таким значением

$$V_1 = \frac{\pi^2}{54} D^3 = \frac{32}{54} V_{\text{max}} = 0,59259 V_{\text{max}}.$$

Для диаметра D = 3 м предельное значение объёма  $V_1 = 4,935\,$  м<sup>3</sup> .

**Пример 1.** Пусть объем ёмкости равен  $V_0 = 0.15V_{\rm max} = 1.25~{\rm m}^3$ , внутреннее избыточное давление  $p = 0.1~{\rm M\Pi a}$ .

Определим параметры ёмкости с постоянной толщиной стенки.

1. Найдём постоянные a и c:

$$a = \frac{1 \cdot 10^5}{2 \cdot 320 \cdot 10^5} = 1,583 \cdot 10^{-4}, \ c = \frac{1,25}{\pi^2} = 0,127 \text{ m}^3.$$

2. Найдём граничные значения меньшего радиуса тора r:

$$\psi = \sqrt[3]{\frac{3^3}{216} - \frac{0,127}{4} + \sqrt{\frac{0,127^2}{16} - \frac{3^3 \cdot 0,127}{432}}} = (0,485 + 0,12i) \text{ M},$$

$$r_1 = \frac{3}{6} - \psi \left(1 + \sqrt{-3}\right) - \frac{3^3}{72\psi} \left(1 - \sqrt{-3}\right) = 0,223 \text{ M}, r_2 = \sqrt[3]{\frac{0,127}{4}} = 0,316 \text{ M}.$$

3. Найдём расчётное значение толщины оболочки при  $r = r_1$ :

$$\delta = 1,583 \cdot 10^{-4} \cdot 0,223 \frac{2 \cdot 3 - 6 \cdot 0,223}{3 - 4 \cdot 0,223} = 0,078 \text{ MM}.$$

Поскольку толщина оболочки получилась меньше технологического минимума, переходим к следующему шагу.

4. Найдём расчётное значение толщины при  $r = r_2 = 0.316$  м и R = 2r = 0.632 м:

$$\delta = 3 \cdot 1,583 \cdot 10^{-4} \cdot 0,316 = 0,15$$
 mm.

Поскольку и это значение толщины меньше технологического минимума, то оптимум будет таким:

$$r = r_2 = 0,316$$
 m,  $R = 2r = 0,632$  m,  $\delta = \delta_{\text{TEXH}} = 1$  mm.

Масса ёмкости для таких значений параметров будет равна 20,9 кг, диаметр миделя ёмкости d=2(R+r)=1,898 м. Поскольку в данном случае при определении оптимальных параметров ёмкости, фактически, использовалась модель «ёмкости малого объёма», то применение переменной толщины невозможно. Ниже (рис. 6) показано, как будет изменяться масса ёмкости в окрестности оптимума.

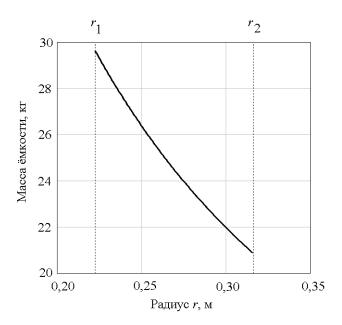


Рис. 6. Зависимость массы ёмкости от радиуса для исходных данных примера 1

**Пример 2.** Пусть объём ёмкости равен  $V_0 = 0, 4V_{\rm max} = 3,33\,$  м<sup>3</sup>, внутреннее избыточное давление  $p = 0,6\,$  МПа .

Определим параметры торовой ёмкости постоянной толщины.

Найдём постоянные a и c:

$$a = 9.5 \cdot 10^{-4}, c = 0.337 \text{ m}^3.$$

Найдём граничные значения радиуса r:

$$r_1 = 0.39$$
 м и  $r_2 = 0.439$  м.

Найдём расчётную толщину при  $r = r_1$ :

$$\delta = 0.941 \, \text{ mm}$$
.

Расчётная толщина получилась меньше технологического минимума. Найдём расчётную толщину при  $r=r_2$ :

$$\delta = 1,25$$
 MM.

Поскольку это значение больше технологического минимума, то в результате решения уравнения (10) находим значение радиуса r = 0,4 м. Минимальную массу, равную 43,8 кг, ёмкость будет иметь при таких значениях проектных параметров:

$$r = 0,4$$
 m,  $R = 1,047$  m,  $\delta = \delta_{\text{TEXH}} = 1$  mm.

Диаметр миделя ёмкости при этом равен 2,717 м.

Поскольку одна из расчётных толщин получилась больше технологического минимума, найдём для сравнения массу ёмкости со ступенчатым изменением толщины.

Значения постоянных a, c и граничные значения меньшего радиуса  $r_1$  и  $r_2$  получаются такими же, как для тора постоянной толщины.

Найдём расчётную толщину  $\delta_3$  при  $r=r_2$ :

$$\delta_3 = 3 \cdot 9, 5 \cdot 10^{-4} \cdot 0,439 = 1,25 \,\text{mm}.$$

Поскольку  $\delta_3 > \delta_{\text{ТЕХН}}$  , то находим расчётное значение толщины  $\delta_2$  при  $r = r_2$  :

$$\delta_2 = \frac{8 - \sqrt{2}}{4 - \sqrt{2}} \cdot 9,5 \cdot 10^{-4} \cdot 0,439 = 1,06 \,\text{mm}.$$

Поскольку и  $\delta_2 > \delta_{\text{ТЕХН}}$ , то в результате решения уравнения (12) находим значение радиуса  $r = 0,425\,\text{м}$  и сравниваем его с  $r_1 = 0,39\,\text{м}$ . Условие  $r > r_1$  выполняется. Это означает, что оптимум будет таким:

$$r = 0.425 \,\mathrm{M}, R = 0.933 \,\mathrm{M},$$

$$\delta_3 = ar \frac{2R - r}{R - r} = 9,5 \cdot 10^{-4} \cdot 0,425 \frac{2 \cdot 0,933 - 0,425}{0,933 - 0,425} = 1,15 \,\text{mm}, \ \delta_2 = \delta_1 = \delta_{\text{TEXH}} = 1 \,\text{mm}.$$

Масса ёмкости при этом будет равна 42,2 кг. На рис. 7 показано, как в окрестности оптимума изменяется масса торовой ёмкости постоянной толщины (сплошная линия) и со ступенчатым изменением толщины (пунктирная линия). Как видно из рисунков выигрыш в массе от применения переменной толщины в данном случае представляет чисто теоретический интерес.

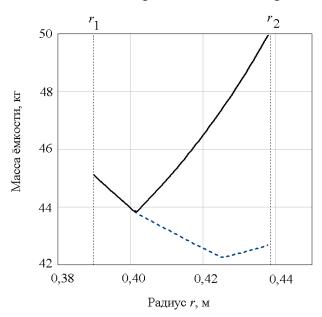


Рис. 7. Зависимость массы ёмкости от радиуса для исходных данных примера 2 (сплошная линия – постоянная толщина стенки, пунктирная – переменная)

**Пример 3.** Пусть объём ёмкости равен  $V_0 = 0.3V_{\rm max} = 2.5~{\rm M}^3$ , внутреннее избыточное давление  $p = 2.5~{\rm M}\Pi a$ .

Параметры ёмкости минимальной массы в этом случае будут такими. Габаритные размеры оболочки постоянной толщины и оболочки со ступенчатым изменением толщины будут одинаковыми: R = 1,171 м, r = 0,329 м

(диаметр миделя бака равен максимально возможному значению). Толщины будут такими.

Для случая оболочки постоянной толщины  $\delta = 3,1$ мм. Для случая оболочки со ступенчатым изменением толщины  $\delta_3 = 3,1$ мм,  $\delta_2 = 2,9$  мм,  $\delta_1 = 2,4$  мм. Масса ёмкости в случае постоянной толщины стенки равна 124,8 кг, в случае переменной толщины – 112 кг, что почти на 13 кг меньше. На рис. 8 построены графики, демонстрирующие изменение массы ёмкости от меньшего радиуса тора.

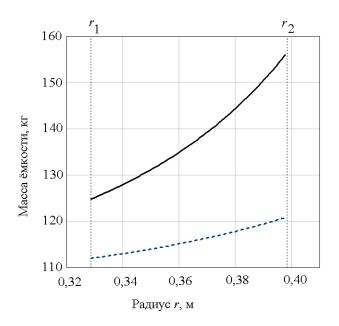


Рис. 8. Зависимость массы ёмкости от радиуса для исходных данных примера 3 (сплошная линия – постоянная толщина стенки, пунктирная – переменная)

Следует отметить, что приведённые на рис. 6-8 графики нельзя использовать для каких-то обобщающих выводов, поскольку они получены для частных наборов исходных данных. Однако эти графики всё-таки дают некоторое представление о том, каким будет проигрыш в массе торовой ёмкости, если исходя из каких-то дополнительных соображений (прежде всего выполнения требований компоновки) придётся принять значения параметров ёмкости, отличающихся от оптимальных.

#### 5. Выводы

В статье предложена инженерная методика выбора оптимальных параметров торовой ёмкости для двух случаев – оболочки постоянной толщины и оболочки со ступенчатым изменением толщины стенки. Объединять две эти методики в одну, позволяющую с помощью формального правила определять, в каких случаях применение переменной толщины будет давать выигрыш в массе, хотя и возможно, но, как представляется, не имеет смысла. Решение о

том, оправдано ли применение переменной толщины, в каждом конкретном случае должно приниматься в результате сопоставления размера выигрыша в массе с проигрышем в стоимости изготовления.

Следует заметить, что использованная в данном исследовании массовая модель торовых ёмкостей позволяет определить только теоретический минимум массы, поскольку при превышении толщиной технологического минимума масса ёмкости определяется по расчётному значению толщины без округления в большую сторону до значений, которые могут быть указаны в технической документации. Более того, в использованной массовой модели не добавки массе оболочки, возникающие vчтены К вследствие технологических особенностей её изготовления.

#### Библиографические ссылки

- 1. Малышев Г.В. Проектирование автоматических космических аппаратов. Вероятностные методы анализа [Текст] / Г.В. Малышев, Х.С. Блейх, В.И. Зернов. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.
- 2. Лизин, В.Т. Проектирование тонкостенных конструкций [Текст] / В.Т. Лизин, В.А. Пяткин. М.: Машиностроение, 1985. 344 с.
- 3. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов [Текст]: учеб. для студ. втузов / Б.В. Грабин [и др.]; под ред. В.П. Мишина, В.К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.

Надійшла до редколегії 12.06.2017

УДК 629.7.023.224:629.783

## И.А. Гусарова

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»

# ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПОЗИЦИОННЫХ КЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ЖАРОСТОЙКИХ И ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Проведено аналіз існуючих і перспективних керамічних матеріалів з урахуванням вимог до них у залежності від умов експлуатації. Показано, що застосування ультрависокотемпературної кераміки доцільно в жаростійких конструкціях, а кераміка на основі тугоплавких боридів і карбідів бору, армована керамічними волокнами, ефективна в жароміцних конструкціях навітряної частини орбітального космічного літака.

Ключові слова: кераміка, жаростійкість, жароміцність, конструктивні матеріали.

Проведен анализ существующих и перспективных керамических материалов с учетом требований к ним в зависимости от условий эксплуатации. Показано, что применение ультравысокотемпературной керамики целесообразно в жаропрочных конструкциях, а керамика на основе тугоплавких боридов и карбида бора, армированная керамическими волокнами, эффективна в жаропрочных конструкциях наветренной части орбитального космического самолета.

**Ключові слова:** керамика, жаростойкость, жаропрочность, конструкционные материалы.

The study of available and perspective ceramic materials was performed taking into account the requirements depending on exploitation conditions. It is shown that the application of ultrahigh temperature ceramics is reasonable in heat-protective structures; the ceramics based on churlish borides and borocarbon, reinforced by ceramics fibers is efficient in heat-protective structures for windward surfaces of orbital re-entry space vehicle.

**Keywords::** *ceramics, high-temperature resistant, heat-protective, structural materials* 

Разработкой многоразовых космических аппаратов (МКА), обеспечивающих значительное снижение стоимости пусков, в настоящее время занимаются ученые практически всех космических держав мира [1, 2].

В настоящее время работы ведутся в двух направлениях: создание многоразовых транспортно-космических систем для выведения различных объектов в космос и разработка возвращаемых космических аппаратов, выводимых на орбиту одноразовыми ракетаносителями.

Одной из основных проблем при эксплуатации МКА являются экстремально высокие температуры, реализующиеся на поверхности в течение достаточно длительного промежутка времени при полетах с гиперзвуковыми скоростями в атмосфере Земли.

<sup>©</sup> И.А. Гусарова, 2017

При использовании традиционных одноразовых ракетоносителей эта задача решается путем использования аблирующих покрытий, которые обеспечивают отвод тепла за счет использования теплоты химического взаимодействия и фазовых превращений при разрушении теплозащитного материала, а также за счет вдува газообразных продуктов разрушения в пограничный слой набегающего потока. При высоких тепловых нагрузках это самый эффективный метод, но для многоразовых систем необходимо использовать другие подходы и материалы при проектировании конструкций. При этом необходимо учитывать наряду с функциональными свойствами материалов их массовые параметры, которые при окончательном выборе являются основным критерием.

Так как существующие теплозащитные материалы при заданных ограничениях обеспечивают температуры, массовых не позволяющие традиционные материалы ракетно-космический использовать необходимы новые жаростойкие жаропрочные конструкционные материалы, способные сохранять свои эксплуатационные свойства при многократных сменах температур в диапазоне: от минус 100 до плюс 1200 °C. В настоящее время известно три класса таких конструкционных материалов: жаростойкие жаропрочные металлические сплавы, углерод-углеродные материалы керамические материалы.

Основным недостатком жаростойких жаропрочных металлических сплавов является высокий удельный вес, углерод-углеродные материалы окисляются в рабочих условиях, имеют очень высокую стоимость и недостаточно технологичны. Поэтому новая экономически эффективная, легкая, температуростойкая керамика, способная выдерживать требуемое количество термоциклов, может стать перспективным конструкционным материалов для гиперзвуковых многоразовых летательных аппаратов.

Цель данной работы - выбор керамических материалов для конструкций гиперзвуковых летательных аппаратов, рабочие температуры которых достигают  $1200~^{\circ}$ C на протяжении 500~пусков.

Основным недостатком, ограничивающим применение керамических материалов, является их хрупкость, обусловленная наличием дефектов структуры, которые усугубляются на каждом технологическом цикле получения керамики.

Анализ стойкости керамики к циклическим сменам температур показал, что основным параметром, определяющим надежность ее эксплуатации при полетах МКА, является термостойкость. Наиболее распространенным экспериментальным критерием оценки термостойкости керамики является резкий температурный перепад, который выдерживает материал без разрушения. Согласно экспериментальным данным, распределение керамики по термостойкости имеет вид:

 $T_{mc}$  (BN)> $T_{mc}$ (SiO<sub>2</sub>)> $T_{mc}$  (BeO) $\geq T_{mc}$ (ситалл)> $T_{mc}$  (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>)> $T_{mc}$  (MgO)

По рабочему интервалу температур керамические материалы располагаются в такой последовательности:

SiC,  $Si_3N_4$  (300-1850K)> BN (300-1500K)>  $SiO_2$  (900-1400K)>BeO (300-1300K)>ситалл (470-870K)>  $Al_2O_3$  (300-720K)>MgO (300-500K)

Поэтому для использования в конструкциях МКА с рабочими температурами до 1200 °С может быть рассмотрена керамика на основе нитрида бора, карбида бора, карбида кремния, кварцевая керамика и перспективные новые керамические материалы [3].

К перспективным керамическим материалам относятся композиционные керамические материалы, армированные высокопрочными нитями и волокнами. Например, значения критических коэффициентов интенсивности напряжений  $K_{1c}$ , которые реализуются в горячепрессованной нитридкремниевой керамики с объемной долей нитевидных кристаллов SiC 30%, достигает 10,5 МПа·м<sup>1/2</sup>, а при введении углеродных волокон – 15,6 МПа·м<sup>1/2</sup> [3].

Новый перспективный класс материалов - ультравысокотемпературная керамика (УВТК) имеет точку плавления, составляющую около 3500 K, термостабильность, удовлетворительные термохимические и термомеханические свойства и высокую окислительную стойкость в условиях возвращения в атмосфере.

УВТК представляющих собой композиты с керамической матрицей из боридов, упрочненной непрерывными или дискретными волокнами, усами, пластинчатыми или изометричными частицами тугоплавких соединений (карбидов, силицидов, боридов, нитридов). Большинство исследований в мире сосредоточено на разработке ультравысокотемпературной керамики систем ZrB<sub>2</sub>-SiC и HfB<sub>2</sub>-SiC. В Украине в Институте проблем материаловедения разработаны научные основы получения нового класса конструкционных керамических материалов с повышенным сопротивлением окислению и коррозии в газовых средах и расплавах с рабочей температурой выше 1500° С [4]. Это керамика на основе ZrB<sub>2</sub>, HfB<sub>2</sub>, ZrB<sub>2</sub>-SiC, ZrB<sub>2</sub>-SiC-MeB<sub>2</sub>.

Основные свойства керамики  $ZrB_2$ -SiC- $Zr(Mo)Si_2$ :

1 2 \ / 2	
Плотность, $\Gamma/\text{см}^3$	4-5.2
Теплопроводность в интервале 0-2000 °C, W/mK	60-100
Модуль Юнга, ГПа	490-515
Окисление в кислороде, мг/см <sup>2</sup>	6-10
(привес массы при 1500 °C за время 50 час.)	
Прочность при изгибе, комнатная температура, МПа	400-600
Прочность при изгибе, 1500 °C, МПа	250-500
Максимальная рабочая температура, °С	1800-2000.

Более высокие механические характеристики и термостойкость имеет керамика из диоксида циркония, но она отличается большой плотностью -  $5500-6000 \, \mathrm{kr/m}^3$ .

Создание изделий РКТ из таких материалов ведется и за рубежом. В рамках программы SHARP исследовательским центром HACA им. Эймса проведены летные испытания острого носового конуса (SHARP B1, радиус затупления 3 мм) и острых кромок (SHARP B2, 1 мм) из УВТК систем HfB<sub>2</sub>-

SiC,  $ZrB_2$ -SiC,  $ZrB_2$ -C/SiC. (Ракета Minuteman-3, возвращаемая головная часть Mk.12, максимальная скорость - 22M). Французский национальный центр аэрокосмических исследований (ONERA) разработал и изготовил прототип секции входного устройства ПВРД (рис. 1) [5].

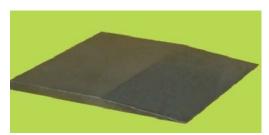


Рисунок 1. - Прототип секции входного устройства ПВРД, обработанный алмазным инструментом

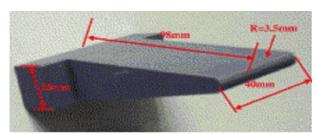


Рисунок 2 - Модель острой кромки из УВТК (угол клина 8°, радиус затупления 3,5 мм)

В Харбинском технологическом институте (КНР) разработаны модели острой кромки ГЛА из УВТК состава  $ZrB_2-20~\%$  (об.) SiC (а) и карбида кремния, армированного волокнами углерода и проведены их испытания в плазменном потоке [6] (рис.2). (температура передней кромки - 1450 °C, время испытаний – 200 секунд).

УВТК обладает высокими термостойкостью и физико-механическими характеристиками, однако она имеет достаточно высокую плотность и стоимость, ее применение эффективно при температурах 1500 — 1800 °C. Применение УВТК целесообразно в жаропрочных конструкциях орбитального космического самолета (носовой обтекатель, кромки крыльев), температуры которых достигают такого уровня.

работающих 1200 °C Для конструкций, при температурах до целесообразно использовать керамические материалы с соответствующим рабочим интервалом температур и меньшей плотностью. В связи с этим в настоящее время для лобовых частей крыльев стабилизаторов, килей и обтекателей головных частей в основном используется керамика на основе SiO<sub>2</sub>, SiC, BN, Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> в виде композиционных волокнистых, пенных и тканевых материалов с той или иной степенью пропитки, жесткости и плотности. Современная технология обтекателей ракетных систем на основе SiO<sub>2</sub>, SiO<sub>2</sub> - $B_2O_3$ ,  $SiO_2 - B_2O_3$ - $Al_2O_3$  включает золь-гель процесс, формование методом шликерного литья или гидростатического прессования и последующее спекание при 1500-1600 К [10]. Основным недостатком этих материалов является недостаточная термостойкость, их применение эффективно для жаропрочных конструкций одноразовых изделий РКТ.

В многоразовых летательных аппаратах температуры до 1200 °C реализуются на наветренной части орбитального космического самолета, площадь которой составляет порядка 40% и на выступающих конструкциях планера транспортно-космической системы (рис. 3).

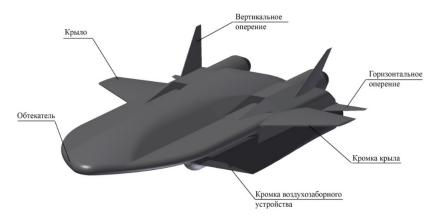


Рисунок 3 – Расположение жаростойких конструкционных элементов в планере ТКС

Для жаропрочных конструкций многоразовых летательных аппаратов перспективным принципиально новым конструкционным материалом может стать керамика на основе тугоплавких боридов и карбида бора с большим ковалентной составляющей химической связи, которая высокотемпературной заметной ползучести 0,5-0,8 Тпл, что значительно выше, чем в металлических конструкционных материалах. Керамика имеет в 1,5-2 раза меньший, чем металлические материалы, коэффициент термического расширения, что позволяет снизить уровень тепловых деформаций конструкционных элементов. Повышение прочности таких материалов может достигаться за счет введения в них пластической фазы, увеличения эффективной энергии разрушения путем измельчения зерна, создания внутренних сжимающих напряжений на пути перемещения трещины, армирования волокнами. Из всех известных методов устранения хрупкости керамических материалов, только армирование керамическими волокнами дает возможность повысить прочность и вязкость разрушения в 22-25 раз, при сохранении уровня твердости и жесткости [7].

Технология синтеза таких композиционных керамических материалов создана в Киевском политехническом институте – разработан принципиально новый способ выращивания кристаллов тугоплавких соединений, который заключается в том, что безтигельной зонной плавке подвергаются неспеченные порошковые заготовки пористостью 35-50 % ив процессе плавки перед фронтом плавления одновременно проходит очистка частичек порошка от примесей и уплотнение прессовки до безпористого состоянию. Последнее достигается за счет введения в исходный порошок растворителя примесей с температурою плавления ниже, чем температура плавления тугоплавкого соединения. Микроструктура поверхности образца эвтектического композита LaB<sub>6</sub>-TiB<sub>2</sub> представляющая матрицу одного тугоплавкого соединения (бориды P3M, карбиды бора, карбидкремния, др), армированную монокристаллическими волокнами другого тугоплавкого соединения (бориды переходных металлов, неметаллические тугоплавкие соединения) приведена на рис.4.

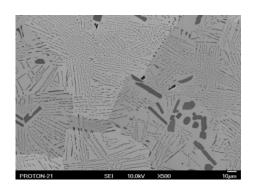


Рисунок 4 – Микроструктура поверхности образца эвтектического композита LaB<sub>6</sub>-TiB<sub>2</sub>. x5000

Механическая прочность при изгибе армированных керамических композитов с диаметром волокон 0,8-1,5 мкм находится на уровне металлических и металлокерамических твердых сплавов и составляет 400- $1500~\rm M\Pi a$  при комнатной температуре. С увеличением температуры прочность армированных керамических материалов возрастает и при температурах  $600-1300~\rm ^{\circ}C$  составляет  $480-1500~\rm M\Pi a$ . Модуль упругости может меняться в широком диапазоне от  $250~\rm \Gamma\Pi a$  до  $700~\rm \Gamma\Pi a$ .

Установлено, что механические характеристики армированных керамических материалов возрастают по мере уменьшения диаметра волокон армирующей фазы и при размерах 0.2-0.15 мкм их прочность составляет  $4.4~\Gamma\Pi a$ , а вязкость разрушения  $K_{1c}$ =24 МПа.м $^{1/2}$ .

Армированные керамические материалы на основе боридов и неметаллических тугоплавких соединений владеют рекордными по сравнении с другими классами материалов значениями термической стабильности физико-химических свойств. Теплопроводность армированных керамических материалов в рабочем диапазоне температур составляет 40-200 Вт/м·К.

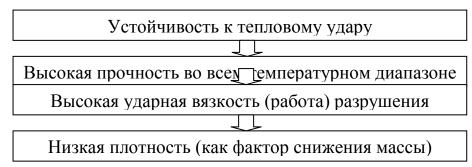


Рисунок 5 – Иерархическая схема требований к керамическим материалам для жаростойких конструкций МКА

Таким образом, керамические материалы должны обеспечивать достаточную прочность и надёжность жаростойких конструкций МКА при их минимальной массе. Иерархический характер основных требований к керамическому материалу приведён на рисунке 5.

На основе проведенного анализа существующих и перспективных керамических материалов и с учетом основных требований к материалу в зависимости от условий эксплуатации можно сделать следующие выводы:

- 1. Применение УВТК, имеющей плотность 4-6,5 кг/см<sup>3</sup> и рабочие температуры 1500-2000 °С, целесообразно в жаропрочных конструкциях орбитального космического самолета (носовой обтекатель, кромки крыльев), температуры которых достигают такого уровня.
- 2. Керамика тугоплавких боридов на основе карбида бора, 2,5-3,5 г/см<sup>3</sup> и армированная керамическими волокнами, с плотностью температурами 1200-1300 °C эффективна В жаропрочных конструкциях наветренной части орбитального космического самолета и на выступающих конструкциях планера транспортно-космической системы, где реализуются указанные температуры.

#### Библиографические ссылки

- 1. В. Тетерина, Т.Е. Кревина, «Возвращение к использованию многоразовых космических кораблей», сб. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Технические науки. Сибирский государственный аэрокосмический университет, Красноярск.
- 2. www.aerospaceweb.org.
- 3. А.П. Гаршин, В.М. Гропянов, Г.П. Зайцев, С.С. Семенов «Керамика для машиностроения». Москва.-2003.
- 4. O.N. Grigoriev, B.A. Galanov, V.A. Lavrenkoet.al, OxidationofZrB2-SiC(ZrSi2) ceramicsinoxygen, J. Europ.Ceram. Soc. 2010,30, 2397-2405
- 5. Ultra High Temperature Ceramics: Densification, Properties and Thermal Stability. J.F. Justin, A.Jankowiak«OneraAerospacelab Journal». Issue 3. November 2011. P. 11.
- 6. Ablation behavior of ZrB<sub>2</sub>–SiCultra high temperature ceramics under simulated atmospheric re-entry conditions. Zhang X., Hu P., Han J., Meng S. Composites Science and Technology. 2008. Vol.68. Iss. 7 8. P. 1718 1726.
- 7. ЛободаП.І.Фізико–хімічні основи створення нових боридних матеріалів для електронної техніки і розробка керамічних катодних вузлів з підвищеною ефективністю: Дис. д.т.н.: 05.16.06. К., 2004. 512 с.

Надійшла до редколегії 12.04.2017

УДК 532.516

#### В.И.Елисеев\*, Ю.П.Совит\*\*

Институт геотехнически механики НАН Украины\* Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара\*\*

# ДИФФУЗИОННЫЙ МАСООБМЕН В НЕСМЕШИВАЮЩИХСЯ ЖИДКИХ ЭЛЕКТРОЛИТАХ

Розглянуто дифузійний іоноперенос в середовищах з різкою зміною фізичних параметрів. На міжфазовій границі виписані граничні умови, в основі яких лежать коефіцієнти Генрі. Показано, що значення цих коефіцієнтів обумовлюють скачки концентрацій і потенціалу. Відмінність навіть одного із коефіцієнтів від одиниці призводить до появи подвійного електричного шару та приповерхневих зарядів від відповідного йому компонента, який переносить заряди.

**Ключові слова:** дифузія, електроліт, міжфазова границя, коефіцієнти Генрі, компоненти, потенціал, подвійний електричний шар.

Рассмотрен диффузионный ионоперенос в средах с резким изменением физических параметров. На межфазовой границе выписаны граничные условия, в основе которых лежат коэффициенты Генри. Показано, что значения этих коэффициентов обуславливат скачки концентраций и потенциала. Отличие даже одного из коэффициентов от единицы приводит к появлению двойного электрического слоя и приповерхностных зарядов от соответствующего ему зарядонесущего компонента.

**Ключові слова:** диффузия, электролит, межфазовая граница, коэффициенты Генри, компоненты, потенциал, двойной электрический слой.

Diffusion ion transport in media with a sharp change in physical parameters is considered. On the interphase boundary, boundary conditions are written, based on the Henry coefficients. It is shown that the values of these coefficients cause jumps in concentrations and potential. The difference of even one of the coefficients from unity leads to the appearance of a double electric layer and near surface charges from the corresponding charge bearing component.

**Key words:** diffusion, electrolyte, interphase boundary, Henry coefficients, components, potential, double electric layer.

**Введение.** Одной из фундаментальных проблем современной физикохимии является разделение зарядов на межфазных границах. Как отмечается в [1] интерес к процессам на границах раздела двух несмешивающихся жидкостей связан с тем, что наш мир по существу многофазен. Практически все энергопреобразующие процессы в живых системах (дыхание, фотосинтез) протекают на границе раздела жидких фаз. Известно, что и твердые тела и жидкости в зависимости от электропроводности

©В.И.Елисеев, Ю.П.Совит, 2017

разделяются на проводники, полупроводники и диэлектрики. На границе этих сред, вследствие поляризации различной физической и химической природы возникают разности потенциалов. Для твердых тел наличие границ между ними, практически, естественно. Для жидких же сред возникновение достаточно четкой границы возможно, вследствие определенных физических условий, связанных с тем, что молекулы ни одной из жидкостей не могут проникнуть вглубь другой. Примером двух идеально несмешивающихся жидкостей является система вода – ртуть. В действительности между ними образуется слой порядка 0,1-10 нм, вследствие чего представление об идеальной границе и в этом случае является модельным, но достаточно удобным. Другой также практически идеальной парой является вода - масло, т.к. взаимная растворимость низкая и составляет сотые доли процентов.

В связи с развитием нанотехнологий актуальность исследований границ раздела фаз, и, в частности, границы раздела двух жидких сред возрастает. Это связано с тем, что физические свойства граничных слоев фаз сильно отличаются от свойств в более однородных областях, т.к. особенность этих обусловлена нескомпенсированным действием молекулярных электрических и электрических сил [2]. Поля молекулярных, поверхностных сил определяют величину поверхностного натяжения, строение двойного электрического слоя и величины плотностей зарядов, а также устанавливают структуры адсорбционных слоев. По мере приближения к границе раздела фаз меняются концентрации компонентов, диэлектрическая проницаемость и структура растворов, что приводит к сложным межфазовым процессам.

При термодинамическом равновесии на границе раздела двух несмешивающихся жидкостей устанавливается разность потенциалов, которую называют граничной. Структура и величина граничного перепада зависит от распределения зарядонесущих компонентов и конфигурация присутствующих возле границы поляризованных дипольных частиц. Равновесные потенциалы подразделяются на три вида в зависимости от того, какие частицы переходят через фазовую поверхность [1].

- 1. Потенциалы, возникающие в равновесной системе, в которой все ионы способны переходить из одной фазы в другую, называются потенциалами распределения.
- 2. Если в одной из жидкостей системы находятся ионы, которые в отличие от других не могут переходить через границу, возникают потенциалы Доннана или мембранные потенциалы. Переходу ионов могут препятствовать, как механические, так и химические факторы.
- 3. Если среды на границе обмениваются только электронами, то такой потенциал называется окислительно-восстановительный, что характерно для электродных процессов в аккумуляторах. Межфазные потенциалы на совершенно поляризуемой границе могут быть обусловлены также адсорбцией заряженных или дипольных частиц, либо заряжением границы от внешнего источника.

Межфазные явления, которые сопровождают переход ионов, согласно [3], могут включать в себя химические реакции, адсорбцию, поверхностную ассоциацию ионов, образование зон пересыщения и микрогетерогенности, формирование конденсированных пленок. Возникновение этих эффектов вблизи границы оказывает влияние на массообмен, образуя дополнительные, как нормальные, так и касательные температурные и концентрационные градиенты. В свою очередь появление поверхностных градиентов случае свободных границ к концентраций и температур приводит в неустойчивости самой поверхности (эффект Марангони). В зависимости от интенсивности конвективных локальных течений возникает неустойчивость Рэлея-Тейлора, которая может приводить в определенных условиях к диспергации одной жидкости в другой с образованием некоторого слоя с другими реологическими свойствами. Образованию межфазного слоя также способствует гидратация и дегридратация ионов пересекающих границу, т.к. вместе с гидратированным ионом в другую среду проникают молекулы первой. Более подробно эти процессы обсуждаются в диссертационной работе [4], в показывается, что процесс экстракции сопровождается возникновением и развитием поверхностной конвекции, которая заметно повышает массообмен. Развитие конвекции в экстракционных системах тесно свяпроцессами поверхностной ассоциации, адсорбцией. зано структурообразованием и образованием двойных электрических слоев. На границах между средами силы межмолекулярного взаимодействия приводят к адсорбции или хемосорбции, связанной с протеканием поверхностных реакций.

Адсорбция некоторых веществ на границе раздела фаз может приводить к поверхностных слоев, которые существенно физические свойства приграничной окрестности. Известные по литературе данные показывают, что при наличии градиентов концентраций возможно образование нескольких типов дисперсных структур на разных участках межфазной поверхности. Кроме того, например, при экстракции возникающие флуктуации концентраций компонентов дают условия для переходов одних дисперсных структур в другие с появлением каких-то самосборных образований. Все это указывает на то, что между фазами практически образуется тонкий переходной слой, обладающий другими достаточно устойчивыми реологическими свойствами, отличающимися от объемных фаз. Таким образом, межфазная граница между двумя несмешивающимися жидкостями с большим приближением может рассматриваться как некоторая поверхность с резко изменяющимися физическими параметрами. Целью данной работы является отработка численной процедуры в расчетах, получение численных результатов, а также качественное рассмотрение диффузионных процессов, связанных с переходами зарядонесущих компонентов через фазовые границы.

**Постановка задачи и граничные условия.** Рассматривая только диффузионные процессы в порах, заполненных электролитом, или в тонких пленках, используем известную модель ионного переноса, получившую

широкое распространение в современной литературе, например [5, 6]. Выпишем эти уравнения в форме, представленной в [7]:

$$\frac{\partial c_j}{\partial t} = div \overrightarrow{J}_j + R_j, \tag{1}$$

$$\overrightarrow{J_{j}} = -D_{j}gradc_{j} - w_{j}c_{j}z_{j}Fgrad\varphi + c_{j}\overrightarrow{V}, \qquad (2)$$

$$div(\varepsilon_0 \varepsilon \cdot grad\varphi) = -F \sum_{j=1}^N z_j \frac{c_j}{M_j}, \qquad (3)$$

где t - время, c;  $c_j$  - массовые концентрации компонентов;  $\overrightarrow{V}$  - гидродинамическая скорость среды, м/c;  $\varphi$  - электрический потенциал, B;  $w_j$  - скорость миграции ионов, м²/c;  $D_j$  - коэффициенты диффузии компонентов, м²/c;  $M_j$  - мольные массы, кг/моль;  $R_j$  - источник, характеризующий скорость химических реакций c участием j-го компонента; F - число Фарадея, Кул/моль;  $\varepsilon_0$  - диэлектрическая постоянная вакуума,  $\Phi$ ;  $\varepsilon$  - коэффициент диэлектрической постоянной среды;  $\overrightarrow{J}_j$  - поток j-го компонента;  $z_j$  - заряд. В записанной системе уравнение (1) является условием сохранения j-го компонента, второе уравнение определяет величину потока и третье является уравнением Пуассона.

Если к этим уравнениям добавить уравнения Навье-Стокса с учетом электрических сил, то будем иметь полную систему для численного моделирования конвективных течений. Однако В условиях порового пространства, масштаб которого составляет милимметры и меньше, без больших температурных и концентрационных градиентов, можно принять, что массовая скорость равна нулю. Основной сложностью решения уравнений (1) – (3) является появление при обезразмеривании уравнения Пуассона большого числа, которое требует при интегрировании малого шага по времени и устойчивой численной схемы. Возникающие в связи с этим сложности инициировали развитие математических методов решения, которые образуют как бы два направления работ [8, 9], не лишенных некоторых трудностей и ограничений для исследования диффузионных процессов в указанных масштабах. В данной работе используем известный метод решения [10], который привлекает к себе своей простой и универсальностью и заключащийся во введении в уравнение Пуассона нестационарного члена с некоторым релаксационным коэффициентом, что приводит уравнение (3) к виду:

$$\frac{\partial \varphi}{\partial t} = \beta \left[ div \left( \varepsilon_0 \varepsilon \cdot grad \varphi \right) + F \sum_{j=1}^N z_j \frac{c_j}{M_j} \right]. \tag{4}$$

Рассмотрим теперь одномерную нестационарную задачу, в которой происходит диффузия ионов в двух сопряженных областях, между которыми имеется четкая гладкая граница. По обе стороны от нее находятся пленки жидкостей несмешивающихся c резко отличающимися физическими свойствами. Примером таких пленок могут служить вода и масло, жидкость и газ. В каком-то таком приближении можно считать и границу между жидким диэлектриком и оксидными пленками. В настоящее время в связи с развитием исследователей нанотехнологий значительное внимание уделяется окрестности электрохимическим процессам, проходящим В фазовых поверхностей. Большая сложность физических эффектов, связанных с геометрическими, структурными и молекулярными эффектами на границе не дают пока четких представлений о тех процессах, которые развиваются при переходе ионов и электронов через фазовую границу. Сложность усугубляется еще тем, что в этих областях, ввиду их размеров, теряется сплошность среды, рассмотрение таких задач в сферу фундаментальных представлений, связанных в том числе и с квантовой механикой. Вместе с тем, современные подходы с позиций сплошных сред не утратили своей актуальности и широко используются в литературе. Для электродинамического потенциала в веществе граничные условия в одномерной постановке имеют вид [11, 12]

$$\varphi^{I}\Big|_{H=0} = \varphi^{II}\Big|_{H=0}; \qquad \varepsilon^{I} \frac{\partial \varphi^{I}}{\partial x}\Big|_{H=0} = \varepsilon^{II} \frac{\partial \varphi^{II}}{\partial x}_{H=0} + 4\pi \rho_{S}, \qquad (5)$$

где индексы определяют соответствующую область, а  $\rho_{S}$  - плотность поверхностного электрического заряда. В нашем случае примем эту величину равной нулю, т.к. по обе стороны граничной линии заряды будут формироваться в процессе перехода ионов из одной области в другую, вследствие чего поверхностными зарядами будут ионы, непосредственно прилегающие к границе и занимающие несколько шагов в расчетной схеме. При рассмотрении подобных задач значительную сложность представляет установление концентраций на поверхностях двух сред и, соответственно, установление величин потоков зарядонесущих компонентов. В физической химии принято считать, что на фазовой границе между компанентами устанавливается связь, определяемая законом Генри [13], который устанавливает связь между парцильным давлением компоненты в газе и концентрацией его на поверхности жидкости. Для жидких сред он формально может быть записан как

$$c_j^{I}\Big|_{H=0} = K_j c_j^{II}\Big|_{H=0},\tag{6}$$

где  $K_j$  - коэффициент распределения. В [14] эта форма используется и для зарядонесущих компонентов.

В реальных процессах эта запись должна иметь матричный вид, т.к. любой компонент с одной стороны оказывает влияние на все компоненты с другой стороны фазовой поверхности. Однако ввиду сложности установления количественного соотношения в литературе используется формула (6). Еще более сложным вопросом при рассмотрении нестационарного массопереноса через фазовые поверхности является установление потоков компонентов. Это связано с установкой электрических сил (кулоновских, дисперсионных и сил изображения). Здесь используем следующий подход. Условие (6) применяется в стационарных случаях. Если принять условие квазистационарности или квазиравновесности, то его можно использовать и в нестационарных задачах в виде

$$q_{j}^{I}\Big|_{H=0} = q_{j}^{II}\Big|_{H=0} = A_{j}\left(c_{j}^{I}\Big|_{H=0} - K_{j}c_{j}^{II}\Big|_{H=0}\right),$$
 (7)

где коэффициенты  $A_j$  определяет скорость перехода компонента из одной области в другую. При установлении равновесия потоки через границу становятся равными нулю. Таким образом, выражения (5) - (7) являются необходимыми условиями для решения задач о переходе компонентов через фазовую границу. С физических позиций условия (5) – (7) являются формальными, т.к. введенные коэффициенты определяются сочетанием различных приграничных молекулярных сил, которые сами по себе в настоящее время практически неопределимы. Однако, для качественного анализа ионообмена и распределения зарядонесущих компонентов такой подход может быть полезен.

При написании условий на границах областей для выполнения законов необходимо масс вводить гидродинамические (стефановские потоки). Однако, часто при рассмотрении массообменных диффузионных задач этими скоростями пренебрегают, что значительно упрощает само решение задачи, но при этом нарушается баланс масс, что может приводить к понижению точности расчетов. Компенсацией некоторого дисбаланса масс может служить изменение плотности раствора, которое учитывается при рассмотрении процесса со сравнительно большим масштабом времени. В нашем случае мы будем пренебрегать как массовыми потоками (гидродинамическими), возникающими в процессе массообмена, изменением плотности в пленках. В случае, если в задачу включать межфазовый слой, то выражения (6), (7) отпадают, т.к. параметры будут меняться в нем непрерывно, но при этом необходимо будет знать физические и химические условия в слое, что представляет значительные сложности.

**Результаты расчетов.** Рассмотрим теперь несколько достаточно простых задач, раскрывающих процесс переноса ионов в жидких диэлектриках, имеющих границу раздела.

Задачи с потоками равными нулю на внешних границах. В этом классе задач вещество, занимающее вначале половину области I, начинает диффундировать. В начальный момент оно принимается нейтральным, т.е. для него выполняется условие:

$$m_1 c_{10} = m_2 c_{20}, (8)$$

где  $c_{j0}$  начальные концентрации ионов (1 — относится к отрицательным; 2 — к положительным);  $m_j = M_G^I/M_j$  ( $M_G^I$  - молекулярная масса растворителя).

Вследствие того, что коэффициенты диффузии компонентов могут сильно отличаться друг от друга (в расчетах примем, что  $D_2=2.5D_1$ , как в первой, так и во второй областях), один компонент будет отставать от другого, в результате чего будут возникать перепады потенциала. По прошествии некоторого времени эти перепады постепенно спадают и в конце процесса потенциалы, за исключением приграничных полосок, становятся постоянными в своей области, но отличающиеся друг от друга на некоторую ведичину. На границе раздела коэффициенты Генри определяют скачки компонентов по обе ее стороны.

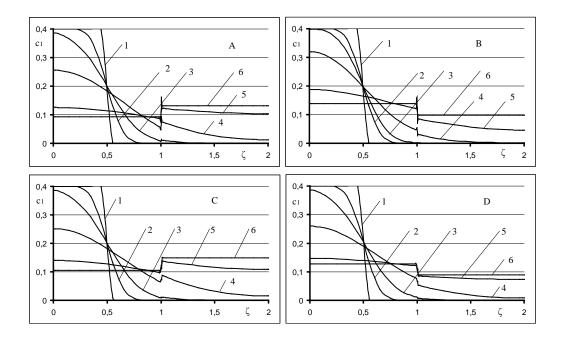


Рис. 1. Распределение концентрации компонента  $c_1$  по ширине пленок в зависимости от времени ( $H^I/H_D^I=H^{II}/H_D^{II}=10000$ ,  $\beta=100$ ): A)  $K_1=0.5$ ;  $K_2=1$ ;  $1-\tau=2.53\cdot 10^{-4}$ ;  $2-5.25\cdot 10^{-3}$ ;  $3-2.50\cdot 10^{-2}$ ;  $4-1.24\cdot 10^{-1}$ ;  $5-6.02\cdot 10^{-1}$ ; 6-3.01. B)  $K_1=2$ ;  $K_2=1$ ;  $1-\tau=2.53\cdot 10^{-4}$ ;  $2-5.25\cdot 10^{-3}$ ;  $3-1.30\cdot 10^{-2}$ ;  $4-5.98\cdot 10^{-2}$ ;  $5-3.00\cdot 10^{-1}$ ; 6-2.15.

C) 
$$K_1 = 1$$
;  $K_2 = 0.5$ ;  $1 - \tau = 2.53 \cdot 10^{-4}$ ;  $2 - 5.25 \cdot 10^{-3}$ ;  $3 - 2.50 \cdot 10^{-2}$ ;  $4 - 1.26 \cdot 10^{-1}$ ;  $5 - 5.01 \cdot 10^{-1}$ ;  $6 - 2.38$ .  
D)  $K_1 = 1$ ;  $K_2 = 2$ ;  $1 - \tau = 2.53 \cdot 10^{-4}$ ;  $2 - 5.25 \cdot 10^{-3}$ ;  $3 - 2.50 \cdot 10^{-2}$ ;  $4 - 1.21 \cdot 10^{-1}$ ;  $5 - 6.02 \cdot 10^{-1}$ ;  $6 - 2.24$ .

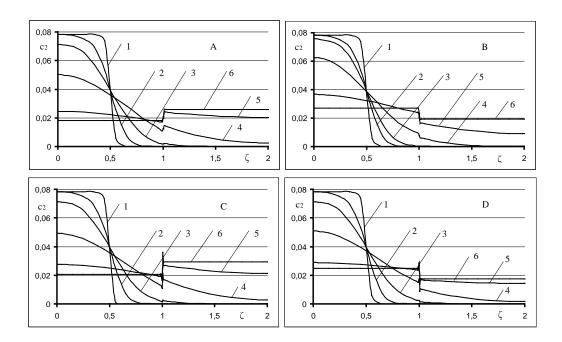


Рис. 2. Распределение концентрации компонента  $c_2$  по ширине пленок в зависимости от времени (  $H^I/H_D^I=H^{II}/H_D^{II}=$  10000,  $\beta=$  100).

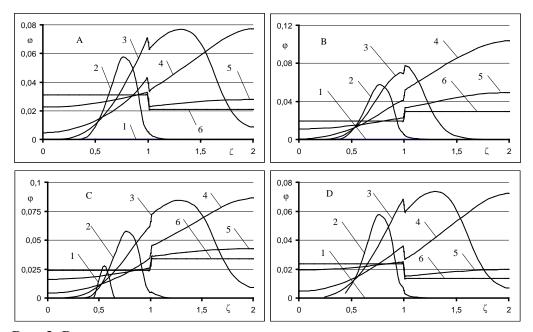


Рис. 3. Распределение потенциала  $\varphi$  по ширине пленок в зависимости от времени (  $H^I/H_D^I=H^{II}/H_D^{II}=$  10000,  $\beta=$  100).

На рис. 1 - 3 приведены кривые концентраций первого и второго (отрицательного и положительного) компонентов в зависимости от времени,

диффундирующих из области I в соседнюю область через фазовую поверхность, на которой коэффициенты Генри имеют различные значения. Интересно отметить, что в случае, когда коэффиффициент Генри для какого-то компонента равен единице (для другого он сильно отличается), то в непосредственной близости от границы возникают большие градиенты, как одного компонента, так и другого, обусловленные скачками концентраций. Однако скачки концентраций имеют различные качественные особенности. Для компонента, у которого К = 1, кривые достаточно плавно подходят к межфазовой границе к каким-то своим значениям. В непосредственной ее близости наблюдается резкий градиент концентраций, способствующий переходу из одного значения в другой по обе стороны границы. Для другого компонента, у которого коэффициент Генри отличен от единицы вблизи границы наблюдаются всплески концентраций (см. рис. 1 А, В и рис. 2 С, D). Эти дополнительные скачки обусловлены образованием на одной стороне границы поверхностного или приповерхностного заряда, несомого этим компонентом, а с другой стороны, более резкого падения концентрации этого же компонета, связанного с отталкиванием его же от этих зарядов. На рис. 3 хорошо видны изменения во времени потенциалов, которые, как упоминалось выше, постепенно затухают, но на границе остается некоторый перепад, связанный с определенными значениями коэффициентов Генри. Расчеты показали, что при равенстве обеих значений коэффициента К единице перепады потенциалов и концентраций на межфазной границе не образуются. Однако при коэффициентах Генри не равных единице такие же скачки концентраций появляются и в случае, когда коэффициенты диффузии, например в области II на три порядка отличаются от коэффициентов в области I (вода – воздух).

Задачи с постоянными концентрациями на внешних границах. Здесь примем, также, как и в первом классе задач, что в области І в начальный момент половину этого пространства занимает электронейтральное вещество в виде положительных отрицательных одновалентных концентрациями которых имеется условие электронейтральности (8). На внешней границе области I примем, что  $c_j = C_j^I$ ,  $\varphi = 0$  ( $C_2^I = (m_1/m_2)C_1^I$ ), а на внешней границе II -  $c_j = C_j^{II} = 0$ ,  $\varphi = 0$ . Эти граничные условия обеспечивают электронейтральность внешних границ рассматриваемой области. На рис. 4 – 6 показаны кривые изменения потенциала и концентраций по ширине пленок для разных значений времени. Расчеты были проведены для сред слабо отличающихся друг от друга:  $\rho^I = \rho^{II} = 1000$  кг/м $^3$ ;  $K_1 = 0.8$ ;  $K_2 = 1$ ;  $\varepsilon^I = 80$ ;  $arepsilon^{II}=40;\; D_1^I=D_1^{II}=D_G=10^{-8}\; \mathrm{m}^2\;/\mathrm{c};\; D_2^I=D_2^{II}=2,\!5\cdot D_G\;.$  Из рисунков видно, что на межфазовой границе возникают резкие градиенты потенциала и заметные скачки концентраций. Несмотря на то, что  $K_1$  близка к единице, однако эти скачки имеют такую же структуру, что и выше.

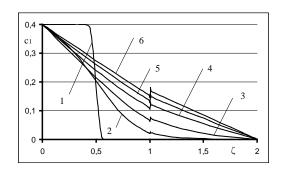


Рис. 4. Распределение концентрации компонента  $c_1$  по ширине пленок в зависимости от времени ( $H^I/H_D^I=H^{II}/H_D^{II}=10000$ ,  $\beta=100$ ):  $1-\tau=2.53\cdot10^{-4}; 2-4.06\cdot10^{-2}; 3-1.19\cdot10^{-1}; 4-3.20\cdot10^{-1}; 5-6.18\cdot10^{-1}; 6-1.32$ .

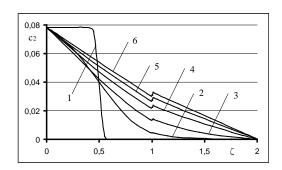


Рис. 5. Распределение концентрации компонента  $c_2$  по ширине пленок в зависимости от времени ( $H^I/H_D^I=H^{II}/H_D^{II}$  = 10000,  $\beta$  = 100):  $1-\tau=2.53\cdot10^{-4}; 2-4.06\cdot10^{-2}; 3-1.19\cdot10^{-1}; 4-3.20\cdot10^{-1}; 5-6.18\cdot10^{-1}; 6-1.32$ .

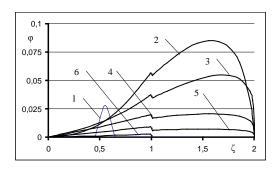


Рис. 6. Распределение потенциала  $\varphi$  по ширине пленок в зависимости от времени ( $H^I/H_D^I=H^{II}/H_D^{II}=10000$ ,  $\beta=100$ ):  $1-\tau=2.53\cdot10^{-4}; 2-4.06\cdot10^{-2}; 3-1.19\cdot10^{-1}; 4-3.20\cdot10^{-1}; 5-6.18\cdot10^{-1}; 6-1.32$ .

В связи с возникающими приповерхностными физико-химическими эффектами встает вопрос о точности расчетов. Конечно, для подтверждения наличия полученных зависимостей необходимы конкретные расчеты с известными компонентами и средами и с хорошо известными экспериментальными данными. В данной работе рассматриваются модельные

задачи, вследствие чего расчеты ведутся на достаточно грубой сетке, но, тем не менее, в первом рассмотренном классе задач легко можно получить величины, характеризующие точность проведенных расчетов в силу сохранения массы вещества в средах. Приведем эти оценки. Для кривых на рис. 1-3: вариант А ( $K_1=0.5,\,K_2=1$ ) – относительная ошибка для первого компонента  $\Delta_1=-6.75\%$ , относительная ошибка для второго компонента  $\Delta_2=-6.82\%$ ; вариант В ( $K_1=2,\,K_2=1$ ) -  $\Delta_1=3.90\%,\,\Delta_2=3.82\%$ ; вариант С ( $K_1=1,\,K_2=0.5$ ) -  $\Delta_1=5.77\%,\,\Delta_2=5.77\%$ ; вариант D ( $K_1=1,\,K_2=2$ ) -  $\Delta_1=-4.93\%,\,\Delta_2=-6.97\%$ . В целом ошибки пемлемые и при более тщательном подходе они могут быть уменьшены. Если принять, что компоненты  $c_1$  и  $c_2$  нейтральны, то для этого случая относительные ошибки по абсолютной величине значительно меньше единицы.

**Выводы.** Проведенные расчеты показали, что используемый метод расчета дает возможность определять распределения концентраций зарядонесущих компонентов в электролитах в условиях с резкими изменениями физических параметров растворов. Одними из важнейших параметров, определяющих поведение концентраций того или иного компонента на межфазных границах являются коэффициенты Генри. В зависимости от их значений скачки концентраций компонентов могут иметь существенные отличия, связанные с образованием приповерхностных зарядов на межфазной границе.

# Библиографические ссылки

- 1. Маркин В.С. Межфазные потенциалы на границе раздела двух несмешивающихся растворов электролитов [Текст] / В.С. Маркин, А.Г. Волков // Успехи химии. 1988. LVII, Вып. 12. С. 1963 1989.
- 2. Парфенюк В.И. Физико-химические и электрические свойства жидких систем на границе раздела фаз [Текст] / В.И. Парфенюк // II Международная научно-техническая конференция Современные методы в теоретической и экспериментальной электрохимии. Тезисы докладов. Россия Ивановская обл. 21 25 июня 2010 г., С.11.
- 3. Тарасов В.В. Роль межфазных явлений в процессах ионного транспорта через жидкие мембраны [Текст] / В.В. Тарасов, А.А. Пичугин // Успехи химии. 1988. LVII, Вып. 6. С. 990 1000.
- 4. Голубина Е.Н. Экстракция при локальных механических воздействиях на межфазный слой [Текст] / Е.Н. Голубина //Диссертация на соискание ученой степени доктора химических наук 05.17.02 Технология редких, рассеянных и радиоактивных элементов. М. Российский химико-технологический университет им. Л.И. Менделеева. 2015. 375с.
- 5. Антропов Л.И. Теоретическая электрохимия. 4-е изд. [Текст] / Л.И. Антропов. М.: Высшая школа. 1984. 519c.

- 6. Дамаскин Д.Д. Электрохимия [Текст]/ Д.Д. Дамаскин, О.А. Петрий, Г.А. Цирлина. М.: Химия. КолосС, 2006. 672с.
- 7. Волгин В.М Численные методы моделирования нестационарного ионного переноса с учетом миграции в электрохимических системах [Текст]/ В.М. Волгин, А.Д. Давыдов // Электрохимия. 2001. Т. 37, № 11. С. 1376 1385.
- 8. Волгин В.М Развитие теории массопереноса в электрохимических системах: от фундаментальных работ В.Г. Левича до сегодняшнего дня / Презентация. f31\_volgin.pdf.
- 9. Коваленко А.В. Математические модели электроконвекции в электромембранных системах. [Текст] / А.В. Коваленко // Диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук по специальности 05.13.18 Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ (физико-математические науки). Краснодар: 2016. 456с.
- 10. Chorin A.J. A numerical method for solving incompressible viscous flow problems / A.J. Chorin // J. Comput. Phys. 1967. V.2. Pp. 12 26.
- 11. Левич В.Г Курс теоретической физики. Том II. Электромагнитные процессы в веществе. Квантовая механика. [Текст] / В.Г. Левич, Ю.А. Вдовин, В.А. Мямлин. М.: Госиздат. Физматлит, 1962. 819с.
- 12.Жакин А.И. Электрогидродинамика [Текст]/ А.И. Жакин // Успехи физических наук. -2012. Т. 182, №5. С. 495 520.
- 13.Глазов В.М. Аналитический аппарат физической химии. Учебное пособие по курсу физической химии [Текст]/ В.М. Глазов, А.С. Пашинкин. М.: Министерство образования Российской Федерации. Московский государственный институт электронной техники. 2000. 98с.
- 14.Шавлов А.В. Электрические процессы при испарении и конденсации воды и льда [Текст]/ А.В. Шавлов // Коллоидный журнал. -2009. Т. 71, № 2. С. 267 274.

Надійшла до редколегії 10.0.2017

УДК 621.791.722

# Е. В. Карпович\*, И. А. Черныш\*\*

\*Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара \*\*Государственное предприятие «ПО ЮМЗ» им. А.М. Макарова

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ПОЛУЧЕНИЯ БЕЗДЕФЕКТНЫХ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ14 ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКОЙ

В работе выполнен анализ результатов механических испытаний и металлографических исследований образцов в виде пластин толщиной 16мм, 18 мм и 24 мм из титанового сплава ВТ14, полученных электронно-лучевой сваркой при различных технологических условиях. Установлено, что для получения бездефектных соединений из сплава ВТ14 необходимо применять специальные технологические приемы. Определено, что условия формирования соединений в замковых экваториальных швах шаробаллонов из титанового сплава ВТ14 отличаются от условий сварки пластин, что приводит к появлению дефектов в соединении.

*Ключевые слова:* высокопрочные титановые сплавы, электронно-лучевая сварка, дефекты сварного соединения

В роботі виконано аналіз результатів механічних випробувань і металографічних досліджень зразків у вигляді пластин товщиною 16мм, 18 мм і 24 мм з титанового сплаву ВТ14, отриманих електронно-променевим зварюванням у різних технологічних умовах. Встановлено, що для отримання бездефектних з'єднань зі сплаву ВТ14 необхідно застосовувати спеціальні технологічні прийоми. Визначено, що умови формування з'єднань в замкових екваторіальних швах шаробаллонів з титанового сплаву ВТ14 відрізняються від умов зварювання пластин, що призводить до виникнення дефектів у з'єднанні.

*Ключові слова:* високоміцні титанові сплави, електронно-променеве зварювання, дефекти зварного з'єднання

The paper analyzes the results of mechanical tests and metallographic studies of samples in the form of plates 16mm, 18mm and 24mm thick made of titanium alloy BT14 welded by electron beam welding under various technological conditions. It is established that for obtaining defect-free compounds from BT14 alloy special technological methods must be used. It is determined that the conditions for the formation of joints in the lock equatorial joints of balloballones from the titanium alloy BT14 differ from the conditions for plate welding, which leads to the appearance of defects in the joint.

Keywords: high-strength titanium alloys, electron-beam welding, defects of welded joints

**Введение.** Значительная часть сварных конструкций в узлах и агрегатах реактивных двигательных установок ракет-носителей и авиационной техники выполняются из коррозионностойких материалов. При этом требуемое качество сварных соединений обеспечивается не только тщательным контролем

© Е. В. Карпович, И. А. Черныш, 2017

-

режимов сварки, но и за счет применения специальных технологических приемов. В зависимости от толщины и конфигурации свариваемых кромок, при полным проплавлением, могут использоваться устанавливаемые с обратной стороны шва, подкладки, ИЛИ замковые соединения. Окончательная конфигурация сварного соединения в конструкции последующей механической обработкой. технология применима только для соединений с доступом к верхней и нижней поверхности зоны сварки на всех этапах технологического процесса и не может использоваться для замкнутых закрытых сварных швов, используемых при сварке шаробаллонов системы предварительного наддува топливных баков.

Шаробаллоны изготавливаются из высокопрочных титановых сплавов и нержавеющей стали и применяются на всех современных ракетоносителях для подачи топлива под давлением в газогенератор и камеру сгорания. В процессе работы они находятся под действием внутреннего давления 22–34 МПа при криогенных температурах 77 К (-196 °C) и должны обеспечивать надёжную работу на протяжении всего цикла эксплуатации [1]. Конструктивной особенностью шаровых баллонов является расположение нижней стороны сварного соединения внутри замкнутой шаровой полости, что требует применения методов односторонней сварки, обеспечивающих надежное и качественное формирование сварного шва по всему периметру.

Анализ литературных данных и постановка задачи. Шаробаллоны из титановых сплавов составляют примерно 70 % от всего объема производства баллонов высокого давления. Их сварка выполняется методом автоматической аргонно-дуговой сварки погруженной дугой в камерах с контролируемой атмосферой. Основным недостатком применяемого метода является чувствительность длины дуги к колебаниям режимов сварки, что приводит к изменению ее проплавляющей способности и нестабильности геометрии сварного шва [2]. Способ сварки в вакууме полым катодом позволяет исключить указанный недостаток аргонно-дуговой сварки и получить дугу с одинаковой проплавляющей способностью при колебаниях ее длины в большом диапазоне [3]. Кроме того, сварка полым катодом в вакууме обеспечивает высокую степень защиты металла и повышенную концентрацию энергии. Однако данный метод сварки имеет ограниченное применение в производстве, так как позволяет получать качественный сварные соединения из деталей толщиной не белее 14 мм.

В работе [4] исследована сварка полым катодом пластин из титанового сплава ВТ6С толщиной 5 мм, 8 мм, 14 мм с целью отработки технологии сварки полусфер шаробаллонов. Механические свойства соединений соответствуют требуемым и достигаются при наличии зазора до 1 мм между свариваемыми кромками. Для обеспечения минимальной массы шаробаллона сварка проводилась без подкладных технологических пластин. Формирование шва обеспечивалось на весу.

Шаробаллоны большого диаметра изготавливаются из титанового сплава полусфер 16...24 мм. с толщиной При аналогичных формирования сварного соединения необходима большая тепловая мощность дуги, что приведет к увеличению объема расплавленного металла, возрастанию в сварочной ванне гравитационных и гидродинамических сил, превышающих силы поверхностного натяжения в нижней части шва, разрыву пленки, вытеканию ванны и образованию дефектов в виде прожогов, которые недопустимы при любых видах сварки. Применение технологических подкладных элементов или замковых соединений при сварке полым катодом шаробаллонов большого диаметра с толщиной стенки 16...24 мм обеспечит более благоприятные условия формирования сварного соединения. Однако, геометрические параметры сварного шва и зоны термического влияния (ЗТВ) будут иметь значительные размеры, что может привести к снижению характеристик сварного соединения, температурным деформациям в конструкции, повышению уровня остаточных напряжений и другим отрицательным явлениям сварочного процесса.

Получение сварных соединений из высокопрочных титановых сплавов значительной толщины с минимальными размерами сварного шва, ЗТВ и, соответственно, уровнем остаточных напряжений и деформаций возможно методом электронно-лучевой сварки, который также обеспечивает вакуумную защиту расплавленного металла в процессе сварки. В работе [5] рассмотрена сварка титановых сплавов и показано, что на сложных ответственных изделиях сварка в нижнем положении выполняется в большинстве случаев на подкладке и при толщине деталей от 10 до 70 мм. После сварки подкладка с расположенным в ней дефектным участком шва удаляется механической обработкой. Сварка полусфер шаробаллона также выполняется вертикальным лучом в нижнем положении, но подкладной технологичекий элемент оснастки не может быть удален, так как после сварки находится внутри замкнутой полости сферы. При таких технологических условиях формирования шва наиболее целесообразно использовать замковое соединение, при котором целостность сварной конструкции с одной стороны сварного шва будет обеспечиваться основным металлом полусферы, а с другой – сварным соединением. Требования к качеству сварного соединения должны соблюдаться не только в зоне свариваемых кромок, но и в зоне сплавления с замковой частью, так как наличие дефектов в этой области сварной конструкции может привести к появлению трещин и разрушению сварного шва.

Анализ значений механических характеристик сварных соединений из титанового сплава ВТ14, полученных ЭЛС и термообработанных, показал, что предел прочности на растяжение в сварном шве выше, чем у основного металла ( $\sigma B = 1150 \text{ M}\Pi a$ ) и составляет  $\sigma B = 1180 \text{ M}\Pi a$ . При этом ударная вязкость сварного соединения ( $KCU = 2,7\cdot10^5 \text{ Дж/м}^2$ ) ниже, чем у основного металла ( $KCU = 4,2\cdot10^5 \text{ Дж/м}^2$ ) на 64 % [5] и не соответствуют требованиям конструкторской документации к шаробаллонам из титанового сплава ВТ14, согласно которым ударная вязкость должна быть не менее  $2,5\cdot10^5 \text{ Дж/м}^2$ .

Пониженная пластичность сварных соединений из титанового сплава BT14 обуславливается как металлургическими процессами при ЭЛС, так и возможным наличием дефектов.

Наиболее распространенными дефектами сварных соединений из высокопрочных титановых сплавов являются поры, которые появляются в результате дегазации металла при нагревании электронным лучом [5, 6]. Поры малого размера не определяются неразрушающими методами контроля, которые имеют недостаточную разрешающую способность, что требует проведение металлографического анализа на микрошлифах. Присутствие микропористости в сварном шве снижает механические характеристики сварных соединений [5].

В связи с этим возникает задача определения технологических условий получения бездефектных сварных соединений деталей из титанового сплава ВТ14 с толщиной от 16мм до 24 мм методом ЭЛС, и апробация разработанных рекомендаций при изготовлении шаробаллонов из полусфер соответствующей толщины.

**Цель и задачи исследования.** Целью работы является определение технологических условий получения бездефектных сварных соединений деталей из титанового сплава BT14 с толщиной 16мм, 18 мм и 24 мм методом ЭЛС и проверка рекомендуемых условий при сварке кольцевых швов шаробаллонов, изготавливаемых из полусфер соответствующей толщины.

Для достижения поставленной цели были поставлены следующие задачи:

- выполнить анализ результатов механических испытаний и металлографических исследований образцов толщиной 16мм, 18 мм и 24 мм, сваренных методом ЭЛС при различных технологических условиях, и определить рекомендуемые условия, которые обеспечат получение бездефектных сварных соединений с требуемым комплексом механических характеристик;
- определить общие условия получения бездефектных ЭЛС требуемым соединений методом комплексом механических сварных конструкциях из характеристик титанового В сплава изготовленных из деталей толщиной 16мм, 18 мм и 24 мм;
- проверить рекомендуемые технологические условия ЭЛС соединений деталей толщиной 16мм, 18 мм и 24 мм из титанового сплава ВТ14 при сварке кольцевых швов шаробаллонов, изготавливаемых из полусфер соответствующей толщины.

**Материалы и методы исследований.** Экспериментальная отработка технологии электронно-лучевой сварки проводилась на образцах в виде пластин из титанового сплава ВТ14 толщиной 16 мм, 18 мм, 24 мм. Сварка проводилась с различным количеством проходов и величиной смещения луча от оси стыка (таблица 1) на принятых технологических режимах ЭЛС, соответствующих свариваемым толщинам.

Таблица 1

Условия ЭЛС образцов разной толщины

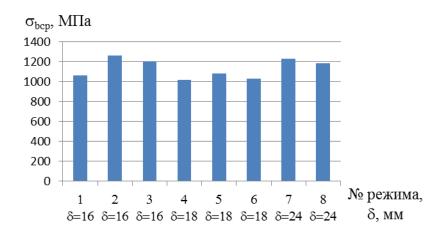
			<u> </u>
№	Толщина	Количество	Смещение
режима	образцов, мм	проходов	луча от стыка,
			MM
1	16	2	без смещения
2	16	2	0,4
3	16	3	1
4	18	1	без смещения
5	18	2	0,4
6	18	3	1
7	24	2	1
8	24	3	0,4

Технологические условия получения бездефектных сварных конструкций из титанового сплава ВТ14 определялись качеством сварных соединений, которое оценивалось по результатам механических испытаний и наличию дефектов в сварном шве на основе анализа макро- и микроструктуры сварного шва. Образцы для механических испытаний вырезались из каждого сварного образца в количестве 5 штук и изготавливались в соответствии с ISO6892-84. Исследования макро- и микроструктуры соединений на наличие дефектов проводились по двум микрошлифам, которые приготавливались из вырезанных образцов каждой сварной пластины.

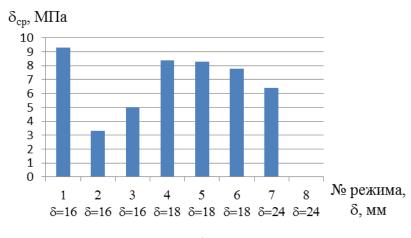
Результаты исследований сварных соединений из титанового сплава BT14. Для сварных соединений из титанового сплава BT14 определялись такие механические свойства как предел прочности  $\sigma_{\rm B}$ , относительное удлинение  $\delta$  и ударная вязкость KCU (рис. 1).

Анализ результатов исследований позволил установить, что наилучшее сочетание механических характеристик сварных соединений обеспечивается режимом № 3 для толщины деталей  $\delta = 16$  мм и № 7 для  $\delta = 24$  мм. Указанные режимы обеспечивают получение сварных соединений из титанового сплава ВТ14 с пределом прочности, относительным удлинением и ударной вязкостью не менее  $\sigma_B = 1100$  МПа,  $\delta = 6$  %, КСU =  $2.5 \cdot 10^5$  Дж/м², что соответствует требованиям к высоконагруженным конструкциям из титановых сплавов.

Прочность сварных пластин толщиной  $\delta = 18$  мм несколько ниже требуемых. Получение максимального значения прочности  $\sigma_{\rm B} = 1086$  МПа обеспечивается режимом № 5, при котором относительное удлинение и ударная вязкость находятся на требуемом уровне. Исследования макро- и микроструктуры показали, что в сварных соединениях пластин, полученных на режимах 1, 2, 3, 5 и 8 (Рис. 2), дефектов сварки в виде пор, трещин, непроваров не обнаружено. В остальных образцах присутствуют поры и цепочки пор различного размера, шлаковые включения (таблица 2).



a



б

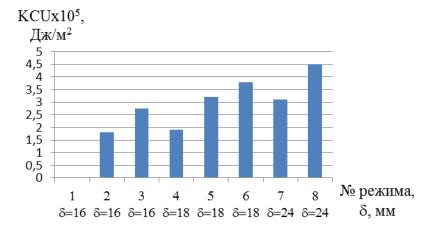


Рис. 1. Механические свойства сварных соединений из титанового сплава BT14:

В

а – предел прочности на растяжение;б – относительное удлинение; в – ударная вязкость

Таблица 2

Виды дефектов в сварных	соелинениях из	титанового	сплава ВТ14
Duddi demektod d edabiidia	сосинсиния из	) inianubulu	силара рттт

No	Виды дефектов
режима	•
1	дефектов не обнаружено
2	дефектов не обнаружено
3	дефектов не обнаружено
4	единичные поры диаметром до 0,08 мм
5	дефектов не обнаружено
6	единичные поры диаметром до 0,2 мм
7	в наплавленном металле мелкие поры диаметром до 0,1
	мм; в технологической подкладке плена высотой 2,5 мм
8	дефектов не обнаружено



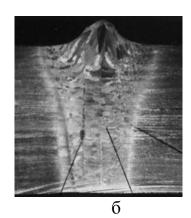




Рис. 2. Макроструктура соединений пластин из титанового сплава ВТ14: а – режим № 3,  $\delta$  = 16 мм (x1,5);  $\delta$  – режим № 5,  $\delta$  = 18 мм (x2); в – режим № 7,  $\delta$  = 24 мм (x1,5)

Совместный анализ результатов механических испытаний металлографических исследований показал, что режимы № 3 и №5 для толщин 16 мм и 18 мм, соответственно, позволяют получать бездефектные сварные соединения из титанового сплава ВТ14 с требуемым комплексом механических характеристик. В образцах, сваренных на режиме № 7, выявлены дефекты в верхней части сварного шва и в технологической подкладке, при этом механические характеристики соединения находятся на требуемом уровне. Появление дефектов в соединениях, полученных на режиме № 7 с толщиной деталей 24 мм, может быть связано с недостаточной степенью очистки поверхностей перед сваркой, что обусловило появление пор в сварном шве в результате пузырьковой дегазации ванны и образования замкнутых полостей на шероховатостях свариваемых кромок с капиллярно-конденсированной влагой и загрязнениями. Режим ЭЛС №7 предусматривает двукратный переплав металла шва, что позволило образовавшимся пузырькам выйти в наплавленную часть шва и не оказывать заметное влияние на механические характеристики сварного соединения.

В сварных соединениях, сваренных на режимах № 3, № 5, № 7, отсутствуют дефекты в центральной части сварного шва. Для получения бездефектных соединений по всему сечению сварной конструкции, включая наплавленный металл и технологическую подкладку, рекомендуется более тщательная подготовка свариваемых кромок под сварку путем обеспечения их шероховатости не более 3,2 мкм и последующего обезжиривания с перерывом до установки в камеру ЭЛС не более 1 часа.

На основе проведенных исследований можно сделать вывод, что общими условиями получения бездефектных сварных соединений из титанового сплава ВТ14 методом ЭЛС с требуемым комплексом механических характеристик являются:

- выполнение многократного переплава металла шва;
- смещение луча от стыка на определенную величину.

Проверка условий ЭЛС по выбранному режиму № 7 проводилась на натурных образцах — шаробаллонах из титанового сплава ВТ14с толщиной стенки 24 мм. Металлографические исследования кольцевого сварного шва шаробаллонов проводились в поперечном сечении соединения. В зоне сварного шва дефектов сварки в виде непроваров, трещин и пор не обнаружено. В области канавки присутствует незаплавление на глубине 0,8...0,9 мм (рис. 3).



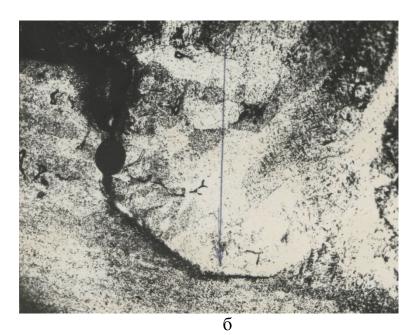


Рис. 3. Формирование кольцевого сварного шва: а – макроструктура сварного шва шаробаллона (x1,6); б – частичное незаплавление канавки (x70)

Появление дефекта незаплавления в области технологической канавки может быть связано с отличиями сварной конструкции замкового соединения в шаробаллонах от соединения пластин на технологической подкладке, снижением мощности электронного луча, малым смещением луча от стыка. Данный дефект является недопустимым в кольцевом соединении полусфер, так

как является концентратором напряжений и при действии эксплуатационных нагрузок приведет к появлению трещин и разрушению шаробаллона.

Для обеспечения всех требований к качеству кольцевых сварных швов полусфер толщиной от 16мм до 24 мм необходимо совершенствовать технологию ЭЛС шаробаллонов из титанового сплава BT14 на основе дополнительных теоретических и экспериментальных исследований.

**Выводы.** На основе проведенных исследований ЭЛС пластин из титанового сплава ВТ14 толщиной 16 мм, 18 мм и 24мм определено, что для получения бездефектных сварных соединений и обеспечения требуемого комплекса механических характеристик сварных соединений необходимо выполнить следующие технологические условия:

- для деталей толщиной 16 мм: три прохода со смещением луча 1 мм;
- для деталей толщиной 18 мм: два прохода со смещением луча 0,4 мм;
- для деталей толщиной 24 мм: два прохода со смещением луча 1 мм.

В сварных соединениях толщиной деталей  $\delta=16$  мм и  $\delta=24$  мм, изготовленных с обеспечением технологических условий, величина предела прочности, относительного удлинения и ударной вязкости составляет не менее  $\sigma_{\text{в}}=1100$  МПа,  $\delta=6$  %, KCU =  $2.5\cdot10^5$  Дж/м², что соответствует требованиям к высоконагруженным конструкциям из титанового сплава ВТ14. Прочность сварных пластин толщиной  $\delta=18$  мм несколько ниже требуемых и составляет  $\sigma_{\text{в}}=1086$  МПа, при этом относительное удлинение и ударная вязкость находятся на требуемом уровне.

Установлено, что общими технологическими условиями получения рассматриваемых соединений являются выполнение многократного переплава металла шва и смещение луча от стыка на определенную величину.

Металлографический анализ образцов показал отсутствие дефектов в центральной части шва соединений, полученных с обеспечением требуемых условий ЭЛС.

Результаты проверки технологических условий ЭЛС для кольцевых швов шаробаллонов с толщиной стенки свариваемых полусфер 24 мм показали наличие дефектов в замковой части соединения, что требует совершенствования технологии ЭЛС шаробаллонов из титанового сплава ВТ14 на основе дополнительных теоретических и экспериментальных исследований.

# Библиографические ссылки

- 1. Южмаш: Емкости, работающие под высоким давлением (шаробаллоны) [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.yuzhmash.com/production/index/ptn?id=32.
- 2. Перерва, В. А. Особенности сварки шаробаллонов в вакууме полым катодом [Текст] / В. А. Перерва, Е. В. Карпович // Космическая техника. Ракетное вооружение: Научно-технический сборник. —

- Випуск 2. Днепропетровск: ГП «КБЮ им. М.К. Янгеля», 2010. С. 137-150.
- 3. Krizan, J. Analysis of the strain-induced martensitic transformation of retained austenite in cold rolled micro-alloyed TRIP steel [Text] / J. Krizan, B. C. De Cooman // Steel Research International, vol. 79, no. 7, P. 513–522, 2008
- 4. Перерва, В. А. Сварка титановых полусфер в вакууме [Текст] / В. А. Перерва, Е. В. Карпович // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. Випуск 14. Т. 1. Дніпропетровськ: ДНУ, 2011. С. 88-97.
- 5. Электронно-лучевая сварка [Текст] / О. К. Назаренко, А. А. Кайдалов, С. Н. Ковбасенко и др. ; под ред. Б. Е. Патона. Киев : Наукова думка, 1987. 256 с.
- 6. Кузнецов, А. А. Формирование металла шва при электронно-лучевой сварке конструкций из титановых сплавов [Текст] / А. А. Кузнецов, П. В. Череповский, В. И. Муравьев // Сварка и диагностика. 2010. № 4. С. 27—30. ISSN 2071-5234

Надійшла до редколегії 15.06.2017

УДК 669.715

#### А.В. Калинин, Т.В. Носова, А.В. Давидюк, О.П. Юшкевич

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры

# ВЛИЯНИЕ МИКРОЛЕГИРОВАНИЯ И МОДИФИЦИРОВАНИЯ НА СТРУКТУРНОЕ УПРОЧНЕНИЕ И СВОЙСТВА СПЛАВОВ

Изучены структурное упрочнение и свойства деформированных алюминиевых сплавов, легированных скандием и переходными металлами. Определены кристаллогеометрические параметры скандия как микролегирующего элемента алюминиевых сплавов. Результаты выхода годного листа при добавлении 0,5 % скандия показали увеличение на 15 – 30 %.

**Ключевые слова:** деформированные алюминиевые сплавы, свойства, структурное упрочнение, скандий.

Вивчено структурне зміцнення та властивості деформованих алюмінієвих сплавів, легованих скандієм та перехідними металами. Визначено кристалогеометричні параметри скандію як мікролегуючого елементу алюмінієвих сплавів. Результати виходу придатного листа при додаванні 0,5 % скандію показали збільшення на 15 — 30%.

**Ключові слова:** деформовані алюмінієві сплави, властивості, структурне зміцнення, скандій.

Properties and strentching of structure deforming alloys treated by dispersed inoculation elements by scandium and connecting metal has been studied. Cristallometric parameters of scandium as inoculation element have been defined. The results of the suitable sheet on output at accompaniment scandium 0.5% have shown increase on 15-30%.

**Key words:** *deforming aluminium alloys, properties, strentching of structure, scandium.* 

Введение. Чистый алюминий – мягкий и пластичный материал с пределом текучести  $\sigma_{T}$  до 10 МПа и твердостью HV до 167 МПа. Вместе с тем промышленные алюминиевые сплавы имеют предел текучести  $\sigma_{\tau}$  до 600 МПа и МПа [1]. Уникальное повышение механических свойств до 2000 обусловлено сплавов различными алюминиевых видами твердорастворным за счет образования в сплаве дисперсных фаз, структурным, а также деформационным упрочнением в результате пластической деформации. Перспективным способом упрочнения алюминиевых сплавов модифицирование расплавов дисперсными композициями и микролегирование скандием.

Наибольшей прочностью в настоящее время обладают алюминиевые сплавы системы Al-Zn-Mg -Cu. Однако скрытые резервы повышения прочности алюминиевых сплавов заложены в микролегировании скандием и переходными

\_

металлами. Микролегирование скандием позволило не только повысить прочность и пластичность сплавов, но и улучшить технологические свойства: свариваемость, обрабатываемость резанием, а также коррозионные свойства [2].

**Постановка** задачи. Установление влияния и дисперсного модифицирования скандия на формирование структуры и свойств свариваемых промышленных алюминиевых сплавов и низколегированных сталей.

**Метод решения и анализ полученных результатов.** Промышленные алюминиевые сплавы являются многокомпонентными системами, поэтому легирование скандием имеет особенности, обусловленные взаимодействием скандия с легирующими элементами, входящими в состав сплавов.

Теоретические предпосылки и результаты исследования. Скандий (Sc) — химический элемент III группы периодической системы, температура плавления  $1540^{\circ}$  С, температура кипения  $2700^{\circ}$  С, плотность 3020 кг/м³. Скандий — полиморфный металл, имеет 2 аллотропные модификации:  $\alpha$ -модификацию с ГПУ - решеткой и  $\beta$  - модификацию с ОЦК - решеткой. Температура полиморфного превращения составляет  $1334^{\circ}$  С. Электронная конфигурация атома скандия аналогична иттрию и P3M-металлам и соответствует  $3d^{1}4s^{2}$ . Растворимость скандия в алюминии составляет 0,3 % мас., а в лигатуре присутствует упрочняющая фаза интерметаллид  $Al_{3}Sc$ , размеры которого должны быть не более 20 мкм, чтобы обеспечить растворимость в расплаве.

Согласно диаграмме состояния Al-Sc, эвтектическое превращение  $\mathcal{K} \to \alpha$  - Al + Al<sub>3</sub>Sc происходит при 0,55 % Sc. В сплавах после охлаждения структура состоит из матрицы –  $\alpha$ -Al и интерметаллидов Al<sub>3</sub>Sc. В сплаве присутствуют другие легирующие элементы, в основном переходные металлы: Ti, Zr, Hf, то концентрацию скандия для получения мелкого зерна сплавов можно уменьшать [3].

В результате закалки сплавов системы Al–Sc, содержащих 0.3% скандия, от температуры  $620^{\circ}$  С и резкого охлаждения со скоростью  $100^{\circ}$  С/с и выше не происходит распада твердого раствора с выделением частиц интерметаллида Al<sub>3</sub>Sc. В процессе старения закаленных сплавов выделяются вторичные интерметаллиды Al<sub>3</sub>Sc. Оптимальная температура старения составляет  $300^{\circ}$ C. Поскольку в сложнолегированных сплавах алюминия температура плавления ниже  $600^{\circ}$  С, закалка от предплавильных температур не приводит в этих сплавах к переводу скандия в твердый раствор. Образование вторичных выделений Al<sub>3</sub>Sc возможно путем старения сплавов после ускоренной кристаллизации, а также путем деформационного старения.

Особенность влияния скандия на структурное образование сплавов алюминия объясняется электронным строением скандия. Так, интерметаллиды алюминия с решеткой типа AuCu<sub>3</sub>, формируются только с тремя элементами периодической системы: Er, Tm, Yb, но они нерастворимы в алюминии. Существенно большую растворимость скандия в большинстве элементов

связывают со значительно меньшим значением атомного радиуса скандия, обусловленного его электронным строением.

Скандий по физико-химическим свойствам является аналогом иттрия и редкоземельных элементов. При легировании алюминия скандием имеют место характерные черты, свойственные легированию переходными металлами: малый температурный интервал кристаллизации твердых растворов (5°С); относительно низкая растворимость в алюминии; переменная растворимость с понижением температуры.

Обладая всеми положительными качествами переходных металлов, используемых при легировании сплавов алюминия [2, 3], скандий имеет существенные преимущества в связи с уникальными свойствами интерметаллида  $Al_3Sc$ . В работе [4] методом электронной микроскопии изучена морфология вторичных выделений  $Al_3Sc$  в сплаве Al - 0.5 % Sc после старения при  $300^{\circ}$  C.

Кристаллическая решетка интерметаллида Al<sub>3</sub>Sc изоморфна решетке алюминия при незначительном (на 1,4 %) превышении параметра решетки. Поэтому первичные кристаллы интерметаллида Al<sub>3</sub>Sc обладают сильнейшим модифицирующим действием при кристаллизации легированных скандием алюминиевых сплавов и вызывают измельчение зеренной структуры отливок. Вторичные частицы АІ<sub>3</sub>Sc, выпадающие из пересыщенного твердого раствора при термической обработке, долго сохраняют когерентную связь с матрицей и способствуют упрочнению. Выделение вторичных частиц Al<sub>3</sub>Sc обуславливает наибольшее удельное упрочнение алюминиевой матрицы по сравнению с другими элементами периодической системы. Прирост предела текучести алюминия на 1 ат.% Ѕс составляет 1000 МПа, что существенно превышает влияние других элементов. Наличие дисперсных когерентно связанных с матрицей частиц Al<sub>3</sub>Sc закрепляет дислокационные субграницы и способствует формированию в деформированных сплавах мелкой ячеистой дислокационной структуры, обладающей высокой термической стабильностью. Эти свойства Al<sub>3</sub>Sc открывают возможности для улучшения комплекса свойств сплавов методами термической обработки путем закалочного и деформационного Дополнительное улучшение свойств сплавов получают легировании их скандием в сочетании с другими переходными металлами (Мп, Ti) [3].

Атомы скандия в твердом растворе алюминия имеют максимальную энергию связи с вакансией (табл.1). Это может обеспечить дополнительное упрочнение при легировании алюминия скандием, однако этот вопрос изучен в настоящее время недостаточно.

Таблица 1 Энергия связи между вакансией и растворимыми атомами различных элементов в твердом растворе алюминия [6]

Элемент	Sc	Mg	Si	Cu	Zn
U,эв	0,35	0,29	0,26	0,20	0,18

Таким образом, положительное влияние скандия на свойства сплавов носит комплексный характер. Так, добавки скандия не только повышают предел текучести и предел прочности, но и улучшают обрабатываемость сплава и его технологическую пластичность (табл.2), позволяют уменьшить размер зерен в литом состоянии и сварном шве, резко повышают температуру рекристаллизации в связи с закреплением субграниц дисперсными частицами второй фазы (табл.3). Добавки скандия существенно повышают свариваемость коррозионную стойкость алюминиевых сплавов [4]. Повышение свариваемости обусловлено уменьшением размера зерна в сварном шве и уменьшением зоны термического влияния в связи с повышенной температурой рекристаллизации. В результате снижается склонность к образованию горячих трещин при сварке; механические свойства сварного соединения при комнатной температуре возрастают [8].

Таблица 2
Влияние скандия на выход годного листа при деформации алюминиевых сплавов

Марка	Система легирования	Выход годного, %		
сплава		0%Sc	0,2%Sc	0,5%Sc
2195	Al-4,1Cu-1,05Li-0,4Mg-0,14Zr	50	75	90
7075	Al-5,6Zn-2,5Mg-1,6Cu-0,23Cr	20	30	100
2618	Al-2,3Cu-1,5Mg-1,1Fe-1,1Ni-0,15Si	50	75	95
2024	Al-4,3Cu-1,5Mg-0,6Mn	15	50	100
2219	Al-6,3Cu-0,3Mn	18	40	100

Таблица 3 Температура начала рекристаллизации  $T_{\rm p}$  алюминиевых сплавов

Состав сплава, % мас.	$T_p$ , $^{\circ}$ C
Al	100-200
Al-0,26Sc	540
A1 - 0,2Sc- 0,18Zr	610
Al -7Zn-2Mg-0,14Zr-0,2Sc	Не рекристаллизуется до температуры
	плавления
Al- 6Mg-0,14Zr-0,2Sc	Не рекристаллизуется до температуры
	плавления
Al-6,3Cu-0,3Mn	Не рекристаллизуется до температуры
	плавления

Свариваемый сплав 2219 системы Al-Cu-Mn технологичен, работает в условиях криогенных температур, коррозионностоек, не склонен к охрупчиванию вплоть до -253 °C (табл.4). Удовлетворительно сваривается всеми видами сварки. Известно, что при легировании алюминия для создания высокопрочных сплавов используются различные элементы.

Таблица 4 Механические свойства деформируемых алюминиевых сплавов

Марка	t <sub>исп.</sub> , ° С	$\sigma_{\scriptscriptstyle B,} M\Pi a$	$\sigma_{\scriptscriptstyle B}^{\scriptscriptstyle CB}$ , M $\Pi a$	Коэффициент
сплава				прочности
				сварного
				соединения
				$\sigma_{\rm B}^{\ \ c_{\rm B}}/\sigma_{\rm B}$
2219	-70	430-450	287-305	0,74
	-196	500-530	330-358	0,73
	-253	600-630	400-410	0,68
Д20	-70	420	-	-
	-196	520	-	-
Д21	-70	440	-	-
	-196	540	-	-

Различают следующие группы легирующих элементов:

- 1. Элементы, повышающие или существенно не снижающие температуру солидуса  $T_s$  алюминия и не образующие со скандием интерметаллидов в твердом растворе алюминия Ti, Zr, Hf, V, Nb, Mn, Cr, Mo, т.е. в основном переходные металлы.
- 2. Элементы, снижающие  $T_s$ , но имеющие высокую растворимость в алюминии при температуре старения Zn, Mg, Li.
- 3. Элементы, снижающие  $T_s$  и имеющие низкую растворимость при температуре старения по скандию Cu и Si.
- 4. Элементы, образующие прочные соединения со скандием и не участвующие в упрочнении, Fe, Co, Ni, а также Cu и Si при высоких концентрациях.
- 5. Элементы, частично замещающие скандий в Al<sub>3</sub>Sc и снижающие расход Sc при сохранении упрочняющего эффекта (Zr, Y, P3M).

**Выводы** .Обоснован выбор микролегирующего элемента — скандия для обработки алюминиевых расплавов. Исследование свойств высокопрочных алюминиевых сплавов, легированных скандием, показало снижение скорости коррозии, увеличение прочности сварных соединений и выхода годного при деформации заготовок.

#### Библиографические ссылки

- 1. Елагин В. И. Алюминиевые сплавы, легированные Sc / В. И. Елагин, В. И. Захаров, Т. Д. Ростова // Металловедение и термическая обработка металлов, Д. 1992. № 1. С. 24–28.
- 2. Мильман Ю. В. Скандиевый эффект повышения прочности алюминиевых сплавов / Ю. В. Мильман, Д. В. Лоцко, А. И. Сирко: // Сб. научн. тр. III Междунар. сем. «Современные проблемы прочности». − 1999. № 1. С. 277 283.
- 3. Мильман Ю. В. Влияние добавок скандия на структуру и свойства алюминиевых сплавов и их сварных соединений / Ю. В. Мильман, Р. К. Иващенко, Н. П. Захарова, К. В. Емельянов, А. Я. Ищенко // Электронная микроскопия и прочность металлов. К.: ИМП. 1998. Вып. 9. С.83 92.
- 4. Hyder K. B. The effect of cooling rate on the morphology of primary Al3Sc intermetallic particles in Al Sc alloy / K. B. Hyder, Prangnell, Mc. Ewen R. S. // Acta Mater. 2001. 49. P. 1327 1337.
- 5. Фридляндер И.Н. Структура и свойства штамповок из высокопрочных алюминиевых сплавов / И. Н. Фридляндер, В.И. Хольнова. М.: Металлургия, 1985. 96 с.
- 6. Андриевский Р.А. Наноматериалы: концепция и современные проблемы / Р.А. Андриевский // Рос. хим. журнал 2002.— № 5 с.50—56.
- 7. Gleiter A. Nanostructured materials: basic concepts and microstructure // Acta materials. 2000, vol.48. № 1. p.1 29.
- 8. Ищенко А.Я. Сварка современных конструкций из алюминиевых сплавов / А.Я. Ищенко, Т.М. Лабур. К.: Наукова думка, 2013. 412 с.

Поступила в редколлегию: 22.03.2017.

УДК 621.7

М.А. Лукашов, С.А. Паршин, Ю.В. Ткачев, З.В. Сазанишвили

Приднепровская государственная академия строительства и архитектуры Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара

# ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К РАКЕТАМ-НОСИТЕЛЯМ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА В РАМКАХ СОВРЕМЕННОГО РЫНКА ПУСКОВЫХ УСЛУГ

У статті проаналізовано тенденції ринку пускових послуг, передумови до появи нового класу ракет-носіїв а так само розглянуті накладаються ринком обмеження на розробку ракет-носіїв і нові вимоги до них.

Ключові слова: ракета-носій, проектні параметри, система живлення, технологія.

В статье проанализированы тенденции рынка пусковых услуг, предпосылки к появлению нового класса ракет-носителей а так же рассмотрены налагаемые рынком ограничения на разработку ракет-носителей и новые требования к ним.

**Ключевые слова:** ракета-носитель, проектные параметры, система питания, технология.

The article analyzes the trends in the launch services market, the prerequisites for the emergence of a new class of carrier rockets, and also examines market-imposed restrictions on the development of carrier rockets and new requirements for them.

**Key words:** launch vehicle, design parameters, power supply system, technology.

#### 1. Тенденции развития рынка пусковых услуг.

Современный рынок пусковых услуг стремительно меняется под влиянием роста спроса на услуги, которые предоставляются с помощью искусственных спутников, что обусловлено увеличением доступности спутниковых технологий, уменьшением себестоимости разработки и производства спутников, увеличением доли микро- и нано- спутников на рынке предоставления услуг по дистанционному зондированию Земли.

Прогнозы, основанные на объявленных и будущих планах разработчиков программ, указывают на то, что с 2000 до 2750 нано / микроспутников будут требовать запуска с 2014 до 2020 года [1].

Увеличение на 330% запусков наноспутников (1-10 кг) в 2013 году, по сравнению с 2012 г., показывало признаки растущего рынка их запусков [1]. На сегодняшний день основным способом доставки миниатюрного спутника на орбиту все еще остается закрепление его в качестве «сопутствующего» груза на ракете-носителе, где уже есть запланированный «основной» полезный груз (так называемый «ріддуваск»). Подобная практика хотя и удешевляет запуск сравнительно с классическим «целевым» запуском, но привязывает запуск микроспутника к орбите, на которую выводится «целевой» груз.

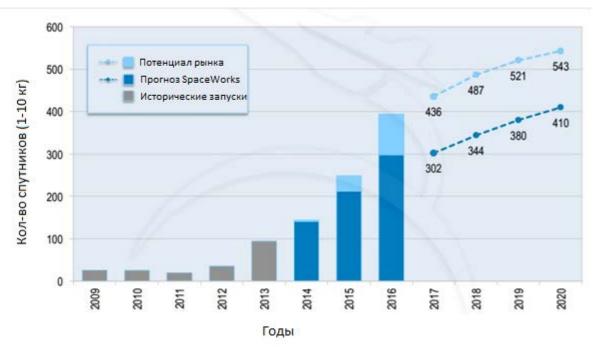


Рис. 1 Динамика выведения нано- и микроспутников



Рис. 2 Фактический рост количества выводимых спутников

накладывает существенные ограничения на области применения микроспутников. Одним из решением этой проблемы может стать разработка ракеты-носителя сверхлегкого класса (РН СЛК), предназначенной для целевого вывода таких спутников непосредственно на необходимую орбиту. Вывод на рынок ракет носителей такого класса значительно ускорит темпы роста доли миниатюрных спутников в общем объеме космических аппаратов и еще более удешевит ИХ вывода. Таким образом, на сегодняшний день формироваться совершенно новый рынок стартовых услуг, спрос на которые уже существует, а завершенных проектов еще нет. Многие современных носителей технологических компаний уже начали разработку ракет

сверхлегкого класса. Поэтому исследование особенностей подобных ракет и их создание является перспективным направлением исследования. За последние несколько лет появилась целая серия разработок таких ракет-носителей: ELECTRON, «Таймыр», Launcher One, NEPTUNE.

**Таблица 1** *Характеристики разрабатываемых РН СЛК* 

Разработчик Характеристики	Virgin Galactic Launcher One	RocketLab ELECTRON	Interorbital Systems NEPTUNE	Лин Индастриал Таймыр
Стартовая масса, кг	Н/Д	Н/Д	Н/Д	14 600 кг
Масса конструкции, кг	Н/Д	Н/Д	Н/Д	1 604 кг
Полезная нагрузка, кг	120 кг	100 кг	145 кг	135 кг
Длина, м	Н/Д	20 м	Н/Д	10,7 м
Диаметр, м	Н/Д	1 м	Н/Д	2,7 м
Кол-во ступеней	2	2	2	3
Тяга двигателей	Н/Д	183 кН, - 1ст. 22 кН – 2ст.	Н/Д	Н/Д
Удельная тяга, с	Н/Д	327 c	Н/Д	Н/Д
Тип топлива	Н/Д	кислород – керосин	азотная кислота скипидар	_ перекись - керосин
Система подачи топлива	Н/Д	электронасосная	Н/Д	вытеснительная
Материал корпуса	Н/Д	углепластик	Н/Д	углепластик, органопластик
Тип орбиты (высота)	ССО	ССО (500 км)	Полярная (310 км)	CCO
Стоимость вывода 1 кг ПГ	~ 83 300\$	~49 000\$	~35 000\$	~20 000\$
Страна производитель	США	США	США	РФ

Вторым фактором, определяющим тенденцию развития рынка пусковых услуг, является его коммерциализация, что выносит на первое место требования к минимальной стоимости вывода одного килограмма полезной нагрузки на орбиту при достаточной надежности. За последние годы появилось много частных компаний, которые ориентируются на предоставление услуг по

выводу груза на орбиту. Это обстоятельство приводит к появлению конкуренции на данном рынке и очевидно, что победит в конкурентной борьбе тот проект, который при достаточной степени надежности будет обеспечивать минимальную стоимость выведения груза на орбиту.

Необходимость в появлении ракет-носителей сверхлегкого класса порождает ряд новых требований, выдвигаемых к ракетам данного класса.

Ограничения, накладываемые рынком:

- Масса выводимого полезного груза от 100 до 300 кг
- Целевые орбиты от опорных до гелиосинхронных и, в перспективе, до геосинхронной.
- Масса РН порядка 10 тонн, длина порядка 10 метров (рамки нового класса ракет, выбранные из статистических показателей, разрабатываемых РН)

Основные требования к подобным РН:

- Минимальная стартовая масса
- Минимальная стоимость вывода 1 кг груза на орбиту
- Простота конструкции
- Простота эксплуатации
- Высокая надежность
- Технологичность и простота производства
- Мобильность стартового комплекса [2]

### 2. Формирование облика РН СЛК

В связи с формирующейся тенденцией общий вид современной РН СЛК можно сформулировать, проанализировав тенденции пошагово по принципиальной и конструктивно-компоновочной схеме:

# 1. Тип стартовой установки и схема старта

Одно из направлений по снижению стоимости разработки и эксплуатации РН заключается в переходе к мобильным стартовым комплексам, которые не требуют строительства дорогостоящих космодромов. Мобильный стартовый позволит эксплуатировать ракетно-космические потребителям, не имеющим возможности выделять территории под космодром и зоны отчуждения. Мобильные стартовые комплексы могут появится в виде универсальных масштабируемых модульных комплексов, которые возможно будет размещать как на колесном шасси, так и на плавучей платформе. Однако, трудностью создания мобильных комплексов является необходимость использования высококипящих компонентов.

# 2. Схема выведения КА на орбиту

Для минимизации энергозатрат для выведения КА на заданные орбиты необходимо делить активный участок траектории на участки с различной, но оптимальной для каждого момента тяговооруженностью. Это позволит оптимизировать потери скорости как на сопротивление набегающему потоку, так и действие сил гравитации.

#### 3. Тип ракетного топлива и состав двигательной установки

Применение мобильного стартового комплекса ставит ограничение на выбор топлива. Для максимальной компактности и простоты в эксплуатации топлива должны быть ограничены только высококипящими компонентами. Так использование (АТ+НДМГ). же недопустимо токсичных компонентов Наиболее подходящим вариантом является применение высококонцентрированной перекиси водорода (>90%) «high-test peroxide (HTP)» и керосина (RP-1). Такое сочетание компонентов применялось ранее в РН Black Arrow (Британия). Данная пара применяется в классическом ЖРД с активным охлаждением перекисью.

В связи с тем, что одной из основных проблем двигателестроения на сегодняшний день является повышение технико-экономической эффективности как средств выведения ракет, так и средств межорбитальной транспортировки, таких как разгонные блоки (РБ), межорбитальные буксиры, транспортные модули и т.д. очень актуальной становится возможность применения гибридных компонентов топлива

Степень ИΧ совершенства, надежность И стоимость запуска предопределяет эффективность, в первую очередь - удельную стоимость выводимого в космос полезного груза. Исходя из проблем эксплуатации современных ракет-носителей И оценки реализуемости долгосрочных в основу программ, формирования космических системы выведения рационально положить следующие требования [7]:

- 1. снижение удельной стоимости выведения КА;
- 2. сокращение номенклатуры и унификация средств и систем выведения;
- 3. модернизация и максимальное использование задела по агрегатам, системам, производственной и стендово-экспериментальной базам, наземным комплексам;
- 4. снижение вредного воздействия системы выведения на окружающую среду (сокращение токсичных компонентов, площадей районов падения, снижение уровня техногенного засорения орбит);
- 5. создание научно-технического и технологического задела по ключевым элементам системы выведения нового поколения;
- 6. расширение функциональных возможностей и улучшение эксплуатационных характеристик, в том числе создание специальных бортовых технических средств, обеспечивающих групповые запуски космического аппарата (КА) на целевые орбиты, а также разработка конструкции РБ, позволяющей реализовать менее энергозатратные схемы выведения на геостационарную орбиту КА.

Как показали работы разных авторов [8, 9], а также многолетние исследования, проводимые в Исследовательском центре им.М.В. Келдыша, например [7, 10], в значительной степени перечисленным выше требованиям отвечают гибридные ракетные двигатели (ГРД), работающие на твердом горючем и жидком или газообразном окислителе.

Важно отметить, что ПО своим удельным энергомассовым характеристикам ГРД занимают промежуточное положение между жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) на криогенных топливах и ракетными двигателями на твердом топливе (РДТТ). В то же время ГРД имеют высокие значения удельного импульса, чем РДТТ, вследствие использования топлив с большим запасом химической энергии, но при этом одинаковых или несколько меньших значений удельного импульса, чем у ЖРД. Идеальный удельный импульс ГРД может изменяться в диапазоне от ~ 3250 м/с  $(Pkc = 2 M\Pi a, Da = 3.5)$  до ~ 3940 м/с  $(Pkc = 10 M\Pi a, Da = 10)$  в зависимости от компонентов топлива [7, 11].

Исходя из этого у ГРД по сравнению с ЖРД должна повыситься надежность вследствие отсутствия исполнительных устройств и магистралей, отвечающих за подачу и размещение второго жидкого компонента, и уменьшиться стоимость разработки, производства двигательной установки в целом, а также упроститься и эксплуатация.

#### 4. Тип системы и органов управления

Система и органы управления, обеспечивая в первую очередь выполнение полетного задания, должны отвечать двум основным требованиям — простота и надежность. Перспективным выглядит применение в РН СЛК систем управления, построенных на стандартных промышленных или гражданских компонентах с широким применением резервирования, обеспечивающих достаточную для решения задач прием, обработку и передачу данных, принятие решений и пространственное позиционирование.

# 5. Конструктивно-компоновочная схема отсеков РН СЛК

Обозначившаяся тенденция по расширению рынка запуска малых космических аппаратов накладывает жесткое ограничение по конечной носителей. Это ограничение возможно стоимости ракет реализовать применением упрощенных компоновочных схем, гибкого производства, гибких сборочных процессов, унификацией производственного сборочного оборудования. В имеющихся условиях снижение значимости критериев минимальной массы и плотности компоновки может быть целесообразным в пользу упрощения производства, сокращения сроков разработки и удешевления системы в целом.

#### 6. Тип системы питания

Ограничения по стоимости пуска и срокам разработки принуждают разработчиков обратить внимание на альтернативы турбонасосной системе подачи. Для ракет носителей сверхлегкого класса вполне применимы вытеснительные системы подачи, которые могут потенциально упростить конструкцию, повысить надежность и сократить сроки разработки за счет простоты конструкции и сокращения времени на экспериментальную разработку. [3]

#### 4. Новый подход к организации производства РН СЛК

Коммерциализация разработок в области космического инжиниринга в современных условиях определяет вектор на использование экономичных инженерно-технических решений при разработке и в производстве космических носителей. Таким образом, на ряду с традиционными технологиями обработки (литье, механическая обработка, штамповка и пр.) и сборки (сварка, пайка, клепка) необходимо внедрять энерго- и ресурсосберегающие технологические процессы с одной стороны, стремиться создавать конструкции, позволяющие снизить объем сборочных работ с другой, таким образом повысить уровень технологичности конструкции изделия в целом.

Одним из комплексных решений для достижения поставленных целей может быть применение технологий и процессов аддитивного производства для сложных узлов и агрегатов, например, для камер сгорания двигателей. Аддитивное производство обеспечивает:

- сокращение цикла разработки от чертежной документации до готового узла, то есть быстрое прототипирование цифровой модели с минимальными затратами времени и средств на технологическую подготовку производства;
- сокращение расходов или отсутствие необходимости вообще в покупке
   или проектировании и производстве специального оборудования и оснастки;
- повышение гибкости производства на этапе изготовления опытных образцов, в том числе при изменении геометрических характеристик узла;
- осуществление механической обработки только на финишных операциях, связанных с подготовкой внутренней поверхности камеры сгорания и мест ее стыковки с трубопроводами пневмогидравлической системы, тем самым сведения производственных отходов к минимуму, и приближения коэффициента использования материала к 100%;
- сокращение количества деталей от нескольких сотен до одной, а, следовательно, отсутствие в технологическом процессе ресурсоемких сборочных операций пайки и сварки, а также контроля их качества;
- сокращение общего количества наименований технологического оборудования на производственном участке, а также уменьшение количества рабочих, используемой производственной площади и потребляемых ресурсов.

Практический опыт показал, что цельно-напечатанные элементы двигательной установки по технологии Selective Laser Sintering обеспечивают расчетные параметры при огневых испытаниях, а, следовательно, точность полученных геометрических размеров и форм, прочностные характеристики используемого материала соответствуют результатам, полученным расчетным путем.

Остановимся более подробно на характеристиках аддитивных процессов. В общем случае в аддитивном производстве для изготовления элементов конструкции изделий исходными материалами являются металлические порошки с максимальным характерным размером частиц до 1,0 мм.

В настоящее время не существует общих требований к металло-порошковым композициям, применяемым для объемного послойного

формообразования деталей, а методы оценки свойств материалов, полученных традиционными технологиями, не могут быть применены в силу наличия анизотропии, неизбежной при послойном принципе создания изделия. Разные компании-производители 3D-принтеров рекомендуют свой перечень материалов с различным фракционным составом собственного производства.

За рубежом вопросы стандартизации по материалам для аддитивных технологий находятся в компетенции таких организаций, как NIST — National Institute of Standards and Technology (США), Международной организации по стандартизации ISO (комитет TC261 по аддитивным технологиям) и ASTM (международный комитет F42 по аддитивным технологиям). В настоящее время разработан только стандарт ASTM F2924 на материал Ti-6Al-4V для применения в технологиях Powder Bed Fusion.

Проблема получения порошковых материалов актуальна не только для развития аддитивных технологий, но и для целей классической порошковой металлургии. В последние годы отмечается значительный интерес к объемным обусловлено наноматериалам, ЭТО тем, что ИΧ конструкционные функциональные свойства свойств значительно отличаются ОТ крупнозернистых аналогов, в связи с чем нанопорошковые материалы могут быть эффективно использованы для целей аддитивных технологий.

Одним из параметров, характеризующих порошок, является средний диаметр частиц – d. Так, например, в машинах Phenix Systems используется порошок с d = 10 мкм; для машин Conzept Laser дисперсность порошка лежит в переделах 25 - 52 мкм при d = 26.9 мкм; для Arcam размер частиц составляет 45 -100 мкм, для машин SLM Solutions -d = 10 - 30 и т.д. Следует отметить, что при снижении значения величины d обеспечивается лучшая рельефность и проработанность мелких элементов детали, поверхность изделия становится более гладкой. В тоже время, если порошок имеет слишком малый размер частиц, то в процессе построения легкие частицы будут «вылетать» из зоны расплава за счет введения в зону действия лазера большого количества энергии, что приведет к повышенной шероховатости детали и микропористости материала в целом. Для предотвращения попадания вылетающих из зоны расплава частиц на сплавленные участки поверхности строящегося слоя, «ветер», внутри рабочей камеры создают направленный сдувающий вылетевшие частицы в сторону. Это также может привести к слишком интенсивному выносу «строительного материала» из зоны построения. В силу этого при работе с мелкодисперсными порошками со средним диаметром менее 10 МКМ применяют маломощные лазеры, следовательно, a, малопроизводительные. Вышеуказанные порошки В сочетании соответствующими настройками оборудования применяют для изготовления мелких деталей, производство которых иным способом невозможно.

Общим требованием к порошкам для принтеров является сферическая форма частиц, которая обеспечивает более компактную укладку частиц в определенный объем, а также «текучесть» порошковой композиции с минимальным сопротивлением в системах подачи материала.

В процессе лазерного синтеза, например, по технологии Selective Laser Melting, при построении детали лазерный луч не только сплавляет частицы порошка, формируя тело детали, но и «портит» материал, непосредственно прилегающий к поверхности строящейся детали. В практике работы с принтерами по технологии Selective Laser Sintering применяют методы просеивания отработанного материала с целью удаления «бракованной» части с дальнейшим перемешиванием «отработавшего» порошка со свежим порошком. Поскольку пропорции смешения устанавливает каждая компания, то идентичность образцов, построенных на одной машине и из одного и того же порошка, не гарантирована.

#### 5.Выводы

В целом, появление на рынке пусковых услуг нового класса ракетносителей является закономерным. Так же закономерным является постепенное наполнение данного рынка разработками подобными ракетами-носителями. Данная тенденция обуславливает перспективность исследований проблемных вопросов при их проектировании. Проведенное ранее исследование показало зависимость стартовой массы РН от выбора давления в камере двигателя. Так же очевидно, что новые подходы к проектированию расширяют возможности применения современных подходов к расчетам и применению передовых технологий и материалов при разработке ракет носителей сверхлегкого класса. Комбинация подходов, разносторонний анализ и осознанный отход от устоявшихся «традиций проектирования», а также современные тенденции на простор полного пусковых услуг дают ДЛЯ переосмысления проектирования ракет и возможность создавать эффективные технические решения для современного рынка.

#### Библиографические ссылки:

- 1. <a href="http://www.sei.aero/eng/papers/uploads/archive/SpaceWorks\_Nano\_Microsatellite\_Market\_Assessment\_January\_2014.pdf">http://www.sei.aero/eng/papers/uploads/archive/SpaceWorks\_Nano\_Microsatellite\_Market\_Assessment\_January\_2014.pdf</a>
- 2. Збірник наукових праць «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» Том XX; Н.М. Дронь, М.В. Андриевский, М.А. Лукашов влияние выбора компонентов топлива и системы подачи на проектные параметры рн слк., Дніпро, «Ліра», 2016. 85 с
- 3. В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник, А.С. Макарова, Д.В. Майданюк, В.Ю. Шевцов «Проектування і конструкція ракет-носіїв», Дніпропетровськ, 2007. 504 с
- 4. В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов, Д.Н. Щеверов «Основы проектирования летательных аппаратов», Москва, 1985
- 5. В.И. Куренков «Конструкция и проектирование изделий ракетнокосмической техники. Часть 2. Основы проектирования ракетносителей», Самара, 2012

- 6. Міжнародна конференція «Людина і космос 2015». "Оцінка проектних параметрів універсальної метеорологічної ракети спрощеної конструкції", Лукашов М.О., Паршин С.А., Ястремський В.Л., проф. Дронь М.М.
- 7. Процессы в гибридных ракетных двигателях / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Р.Г Голлендер и др.; под ред. А.С. Коротеева. М.: Наука, 2008. 405 с.
- 8. Волков, Е.Б. Ракетные двигатели на комбинированном топливе / Е.Б. Волков, Г.Ю. Мазинг, Ю.Н. Шишкин. М.: Машиностроение,1973. 184c.
- 9. Головков, Л.Г. Гибридные ракетные двигатели / Л.Г. Головков. М.: Воениздат, 1976. 168 с.
- 10.Hybrid rocket engines: The benefits and prospects / N.A. Davydenko, R.G. Gollender, A.M. Gubertovetal. // Aerospace Science and Technology. 2007. Vol. 11. P. 55–60.
- 11.Иванов, Н.Н. К использованию гибридных ракетных двигателей на космических аппаратах / Н.Н. Иванов, А.Н. Иванов // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 3. С. 50–55.

Надійшла до редколегії 07.05.2017

УДК 629.7.03.001

В.И. Липовский, А.К. Линник, ст-т В.И. Шинкарук

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, ГП «КБ «Южное» имени М.К. Янгеля»

### ОПТИМИЗАЦИЯ «КЕЙСА» ТОПЛИВНОГО ОТСЕКА ОРБИТАЛЬНОЙ СТУПЕНИ РН «ВЕГА»

У статті виконано чисельне параметричне моделювання та оптимізація конструкції «кейса» (елемента корпусу, що скріплює баки) паливного відсіку орбітальної ступені ракети носія (РН) «Вега» . Виконано порівняння оптимізованої по масі конструкції з існуючою.

Ключові слова: параметричне моделювання, оптимізація, напруження, деформації.

В статье выполнено численное параметрическое моделирование и оптимизация конструкции «кейса» (элемента корпуса, скрепляющего баки) топливного отсека орбитальной ступени ракеты носителя (РН) «Вега». Проведено сравнение оптимизированной по массе конструкции с существующей.

**Ключевые слова:** параметрическое моделирование, оптимизация, напряжения, деформации.

This article represents the parametric simulation and optimization of the «case» design of the fuel compartment of orbital stage of «Vega» launch vehicle. «Case» is a body element that holds the tanks. The optimized mass design was compared with the existing one as well.

**Keywords:** parametric design (simulation), optimization, stress, deformations.

**Введение.** Решение любой задачи минимизации массы конструкции всегда находится в противоречии с требованиями ее прочности и жесткости. Поиск оптимального соотношения геометрических параметров элементов работоспособной конструкции ЛА является одной из основных проблем проектирования изделий [1,2,3].

Появление и развитие в настоящее время САЕ (Computer Aided Engineering) систем позволяет выполнить анализ существующих конструкций, предложить новые конструктивные решения, определить их параметры и дать оценку принятого инженерного конструктивного решения.

Объект исследования. Объектом исследования является «кейс» топливного отсека орбитальной ступени РН «Вега», скрепляющий баки в единую конструкцию. Компоновочная схема топливного отсека ступени представлена на рис. 1, а исходные данные в таблице 1 [4]. Анализ конструкции «кейса» топливного отсека показывает, что плоская круглая пластина, на которой закреплены топливные баки, работает на изгиб. Уменьшение массы этой пластины выполнено за счет увеличения изгибной жесткости конструкции.

Увеличение изгибной жесткости реализовано за счет вертикальных пластин, расположенных в плоскостях симметрии конструкции.

Улучшить условия работы конструкции можно за счет изменения ее геометрии. Если вместо плоского днища использовать сферическое, то в этом случае конструкция «кейса» будет работать на растяжение, а не на изгиб. Использованные в конструкции цилиндрические баки с полусферическими днищами также являются не оптимальными. Вместо них рациональнее использовать сферические баки.

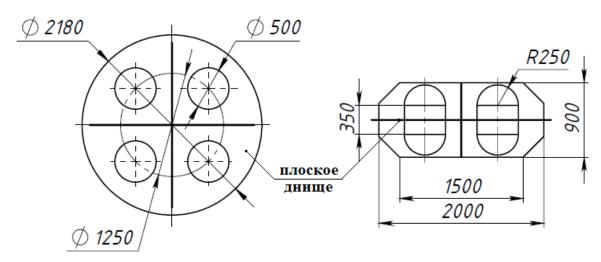


Рис. 1. Компоновочная схема топливного отсека орбитальной ступени РН «Вега»

Таблица 1

Исходные данные орбитальной ступени РН «ВЕГА»					
Габариты	Диаметр— 2180 мм, Высота — 900 мм				
Компоновочная схема	Алюминиевый кейс с 4-ма топливными баками				
Компоненты топлива	381 кг (0,261 м³) – АТ 196 кг (0,245 м³) - НДМГ				
Двигательная установка	Двигатель – РД-869, Тяга в пустоте – 2,45 кН Удельный пустотный импульс – 314,6 с				
Система подачи топлива	Вытеснительная				
Система наддува топливных	Шаробаллон с гелием (3,9 кг)				
баков	Давление в баллоне – 328 Бар				
Габариты топливных баков	Баки цилиндрические с полусферическими днищами: 1) Высота цилиндрической части — 350 мм; 2) Радиус — 250 мм. 3) Вес бака — 6,625 кг				
Давление в топливных баках	26 Бар				
Вес конструкции	86 кг				

**Расчетный случай.** Численное моделирование и решение задачи оптимизации проведено для расчетного случая максимального продольного нагружения «кейса» топливного отсека, что соответствует моменту разделения

орбитальной ступени от РН. Значение коэффициента перегрузки принято равным 5,2.

Решение оптимизационной задачи выполнено при помощи параметрического моделирования геометрии конструкции реализованного в пакете ANSYS [5]. Выбор оптимальной конструкции выполнен встроенными в пакет инструментами Design Exploration и Shape Optimization.

#### Формулировка задачи:

#### - Объект оптимизации

Объектом оптимизации является элемент конструкции (плоское днище) топливного отсека орбитальной ступени РН «Вега», на которое в специальные отверстия устанавливаются баки с компонентами топлива. При решении задачи исходное плоское днище заменяется сферическим с отверстиями под баки.

#### - Критерий оптимальности

Критерием оптимальности является минимум веса конструкции при условии ее работоспособности. Работоспособность конструкции определяется по коэффициенту запаса прочности. Коэффициент запаса прочности вычисляется относительно предела текучести материала по эквивалентным напряжениям IV теории прочности.

#### - Геометрические параметры объекта оптимизации

Геометрическая модель конструкции строится в виде 3-D модели, в которой задаются следующие изменяющиеся параметрические размеры:

- толщина сферического днища;
- радиус кривизны сферы;
- радиус отверстий под установку баков;
- угол между нормалью к диаметру отверстия под бак и осью «кейса».

#### - Ограничения

На параметры конструкции накладываются следующие ограничения, а именно:

- толщина днища не может быть меньше определенного технологического минимума 1 мм, а также шаг изменения толщины принят равным 0,05 мм.
- исходя из габаритов исходного «кейса» топливного отсека орбитальной ступени «Вега» радиус кривизны сферического днища не может быть меньше 1,09 м.
- радиус отверстий под установку топливных баков ограничивается значениями объемов используемых компонентов. Максимальное значение радиуса отверстия соответствует случаю, когда используется сферический бак и составляет 325 мм.

В качестве материала конструкции «кейса» использован алюминиевый сплав АМг6М. Материал моделируется как линейно упругий со следующими физико-механическими характеристиками:  $\sigma_B = 320$  МПа,  $\sigma_{02} = 165$  МПа, E = 68 ГПа,  $\rho = 2640$  кг/м<sup>3</sup>.

Для сравнения результатов оптимизации конструкции выполнено численное моделирование и расчет напряженно-деформированного состояния исходной конструкции «кейса» топливного отсека. На рис. 2 и 3 представлены картины распределений полей деформаций и эквивалентных напряжений по Мизесу.

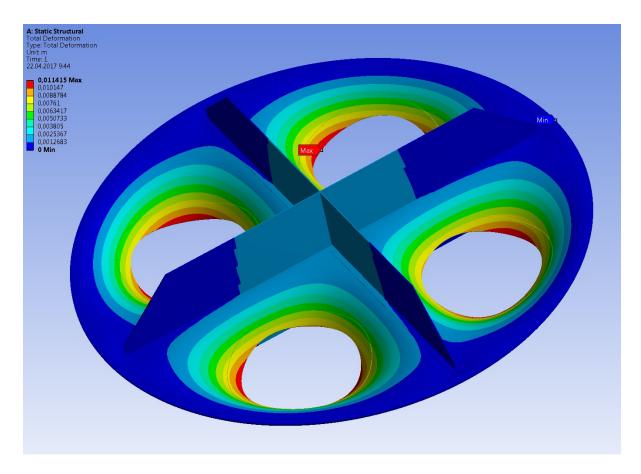


Рис. 2. Распределение полей деформаций в исходной конструкции «кейса»

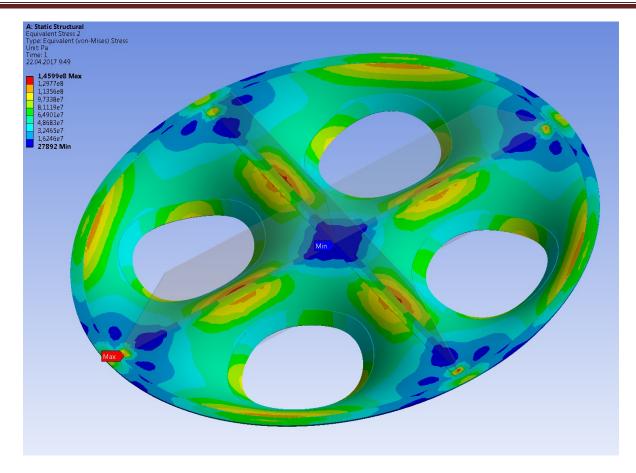


Рис. 3. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в пластине «кейса»

Поскольку конструкция имеет две плоскости симметрии, то при геометрическом моделировании сферического днища рассматривается только четверть конструкции с условиями симметрии на границах. Расчетная схема представлена на рис.4.

Решение оптимизационной задачи выполнено в несколько этапов. На каждом этапе выполнялся численный эксперимент. Геометрия конструкции в заданном диапазоне параметров изменялась, перестраивалась 3D модель и выполнялся статический расчет. По результатам расчета стоилась поверхность отклика влияния параметров геометрии на вес детали. Из области решений Парето выбирались три лучших варианта конструкции, при которых вес конструкции и коэффициент запаса прочности были минимальны, но коэффициент запаса прочности должен быть больше единицы.

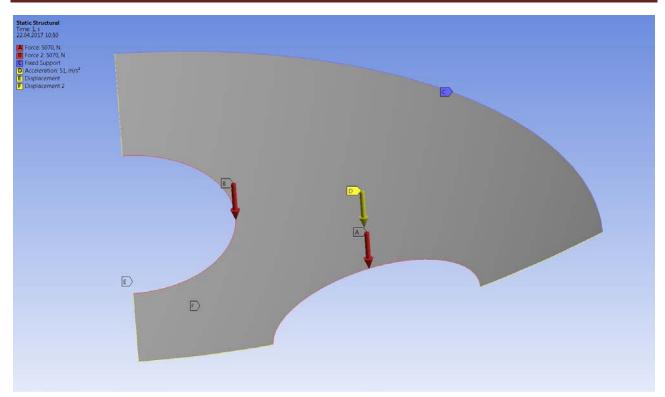


Рис. 4 Расчетная схема сферического днища «кейса» топливного отсека

#### Первый этап решения задачи

На первом этапе рассмотрена конструкция с исходными цилиндрическими баками с полусферическими днищами радиусом 0,25 м. Расположение баков такое же, как в исходной конструкции. Варьируемыми геометрическими параметрами конструкции была толщина и радиус кривизны сферического днища. Толщина изменялась в диапазоне от 2 до 5 мм, шаг изменения 0,25 мм. Диаметр сферической оболочки имел минимальное значение 2,5 м, а максимальное 10 м. Шаг изменения диаметра 0,25 м. Поверхность отклика зависимости кривизны, толщины и объема (веса) сферического днища «кейса» топливного отсека орбитальной ступени представлен на рис. 5.

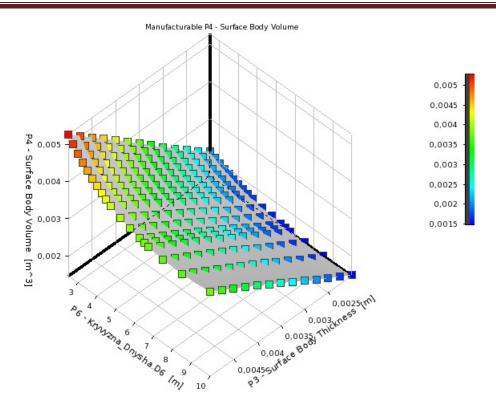


Рис. 5. Поверхность отклика зависимости кривизны, толщины и объема (веса) сферического днища «кейса» топливного отсека

Параметры трех лучших конструкций, удовлетворяющих требованиям минимума веса и работоспособности, представлены в таблице 2.

Таблина 2

Параметры конструкции	№1	№2	№3
Диаметр сферической оболочки, м	2,5	7,5	6,25
Толщина оболочки, мм	2,5	3,75	3,5
Коэффициент запаса прочности	1,0152	1,0221	1,0129
Вес, кг	27,508	27,777	28,361

#### Второй этап решения задачи

На этом этапе выполнена замена исходных цилиндрических баков с полусферическими днищами радиусом 0,25 м сферическими баками радиусом 0,325 м. Варьируемыми геометрическими параметрами конструкции была толщина и радиус кривизны сферического днища. Толщина изменялась в диапазоне от 2 до 5 мм, шаг изменения 0,25 мм. Диаметр сферической оболочки имел минимальное значение 2,5 м, а максимальное 10 м. Шаг изменения диаметра 0,25 м. Поверхность отклика зависимости кривизны, толщины и

объема (веса) сферического днища «кейса» топливного отсека орбитальной ступени представлен на рис. 6.

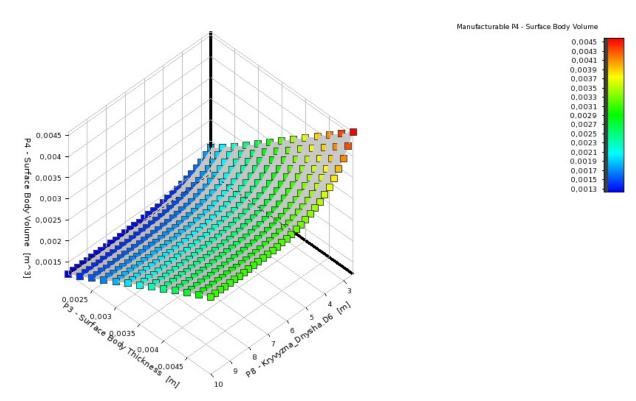


Рис. 6. Поверхность отклика зависимости кривизны, толщины и объема (веса) сферического днища «кейса» топливного отсека

Параметры трех лучших конструкций, удовлетворяющих требованиям минимума веса и работоспособности, представлены в таблице 3.

Таблица 3

Параметры конструкции	<b>№</b> 1	№2	№3
Диаметр сферической оболочки, м	3,75	3,0	5,75
Толщина оболочки, мм	2,75	2,5	3,5
Коэффициент запаса прочности	1,0021	1,0195	1,0129
Вес, кг	20,991	21,361	23,646

Замена исходных цилиндрических баков сферическими позволяет дополнительно уменьшить вес днища «кейса» топливного отсека. Однако, анализ полей напряжений в рассматриваемой конструкции показывает, что днище имеет зоны, в которых конструкция недогружена. Пример распределения полей эквивалентных напряжений по Мизесу в конструкции приведен на рис. 7. Область полюса днища и зона симметрии рассматриваемой модели, расположенная вне зоны краевого эффекта от зоны отверстий и закрепления днища, имеет незначительные напряжения. Инструмент системы ANSYS Shape Optimization позволяет определить возможные области детали, из

которых можно удалить материал без потери прочности конструкции, задавая только лишь значение процента уменьшения веса конструкции. На рис. 8 представлена картина зон, возможного удаления материала при 20% и 30% уменьшении веса днища.

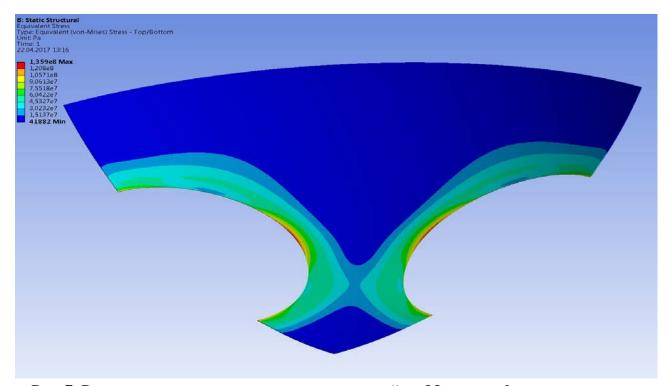


Рис. 7. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в сферическом днище

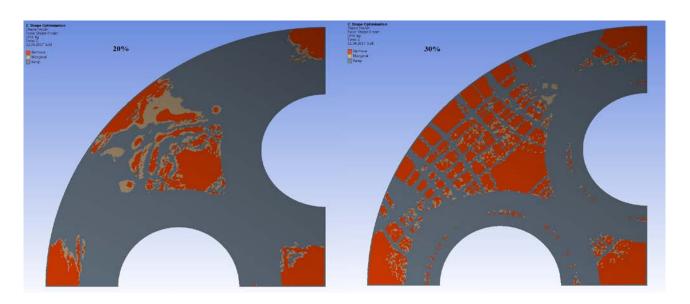


Рис. 8. Распределение зон возможного удаления материала

#### Третий этап решения задачи

На этом этапе выполнено добавление в геометрическую модель конструкции отверстий в полюсе и в точке равноудаленной от центров отверстий на середине диаметра днища. Варьируемыми геометрическими параметрами конструкции была толщина и радиус кривизны сферического днища, радиус отверстия в полюсе днища, радиус отверстия между баками, угол между нормалью к диаметру отверстия под бак и осью «кейса». Толщина изменялась в диапазоне от 2 до 5 мм, шаг изменения 0,25 мм. Диаметр сферической оболочки имел минимальное значение 2,5 м, а максимальное 10 м. Шаг изменения диаметра 0,25 м. Радиус отверстия в полюсе днища изменялся в диапазоне от 50 мм до 150 мм, шаг изменения 20мм. Радиус отверстия между баками изменялся в диапазоне от 100 мм до 275 мм, шаг изменения 25 мм. Угол между нормалью к диаметру отверстия под бак и осью днища изменялся в диапазоне от 25° до 39° с шагом изменения 2°. Поверхность отклика диаметров дополнительных отверстий топливного отсека орбитальной ступени от объема(веса) конструкции представлен на рис. 9.

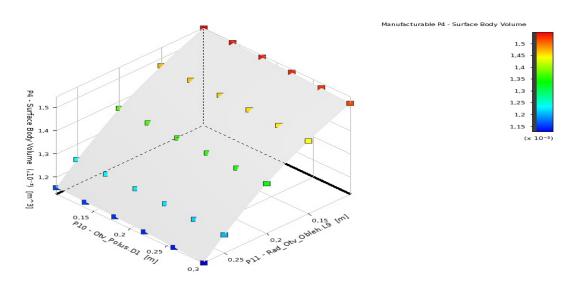


Рис. 9. Поверхность отклика зависимости диаметров отверстий и объема (веса) сферического днища «кейса» топливного отсека

Параметры трех лучших конструкций, удовлетворяющих требованиям минимума веса и работоспособности, представлены в таблице 4.

Таблица 4

		Таолиг
№1	№2	<b>№</b> 3
2,5	2,5	2,5
	0,325	
2,25	2,25	2,5
0,15	0,18	0,3
0,26	0,2	0,25
31	33	35
1,0059	1,0264	1,0512
19,671	18,509	18,263
	2,5  2,25  0,15  0,26  31  1,0059	2,5     2,5       0,325       2,25     2,25       0,15     0,18       0,26     0,2       31     33       1,0059     1,0264

#### Расчет оптимизированной конструкции

По геометрическим параметрам оптимальной конструкции днища №1 топливного отсека построена 3-D модель с учетом подкреплений отверстий и утолщений под сварку. Методом конечных элементов выполнен расчет полей напряжений и деформаций конструкции для принятого расчетного случая. Результаты расчета в виде полей напряжений, деформаций и коэффициента запаса прочности представлена на рис. 10 - 12.

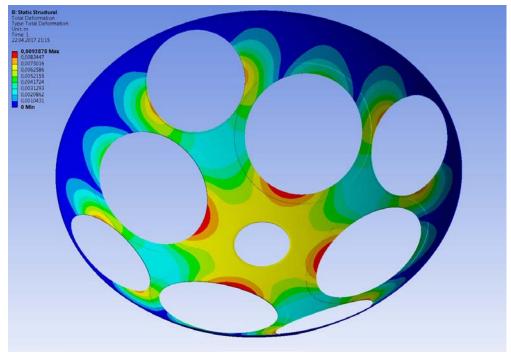


Рис. 10. Распределение полей деформаций в сферическом днище

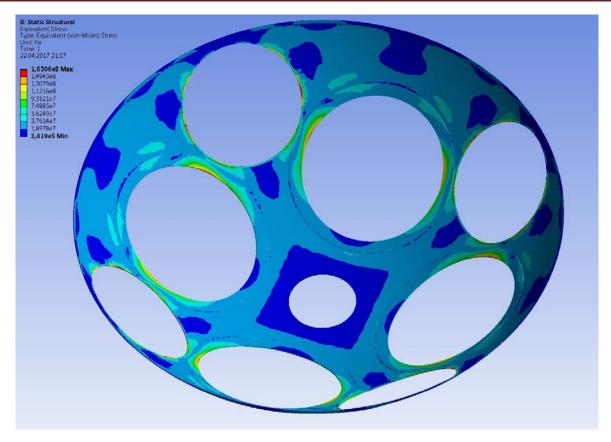


Рис. 11. Распределение эквивалентных напряжений по Мизесу в сферическом днище

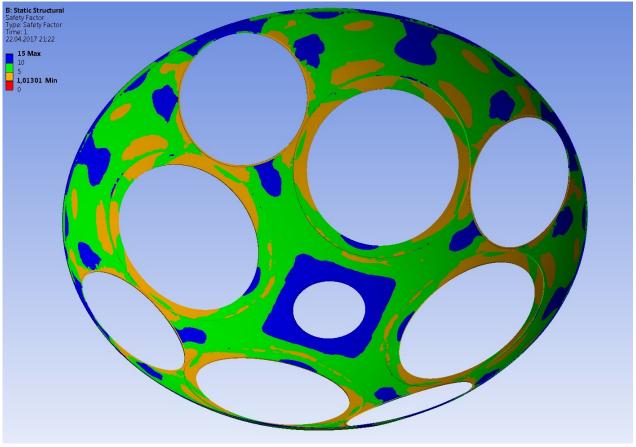


Рис. 12. Распределение коэффициента запаса прочности в оптимизированном сферическом «кейсе» топливного отсека PH «Вега»

#### Выводы

Представленные результаты позволяют сделать следующие выводы.

- 1. В конструкции «кейса» топливного отсека орбитального блока не рационально использовать плоское днище. Целесообразно использовать сферическое днище. В этом случае геометрия конструкции позволяет изменить работу конструкции. В сферическом днище, для рассмотренного расчетного случая нагрузки, почти весь объем имеет положительное значение первого инварианта тензора напряжений, что характеризует растяжение конструкции. Только в окрестности отверстий имеются изгибные зоны, вызванные краевым эффектом.
- 2. В конструкции отсека целесообразно использовать не цилиндрические, а сферические баки.
- Параметрическое представление геометрии «кейса» позволяет численный эксперимент, построить выполнить поверхность отклика геометрических размеров сферического днища и решить задачу определения оптимальной конструкции. В нашем случае масса оптимизированного днища составила 23,75 кг. Вес плоского днища исходной конструкции составила 79,5 кг. Снижение массы днища конструкции составило 55,75 кг, что составляет 64,8% исходной массы конструкции.

#### Библиографические ссылки

- 1. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. М.: Машиностроение, 1985 343 с.
- 2. Прочность конструкций /А.Н. Гузь, А.Г. Макаренков, И.С. Чернышенко. М.: Машиностроение, 1980. 244 с.
- 3. Проектування і конструкція ракет-носіїв /В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник та інш. Д.: Вид-во ДНУ, 2007. 504 с.
- 4. Vega User's Manual /Arianespace, Issue 4- Revision 0, April 2014.- 222p.
- 5. Guide to ANSYS Programmable Features, ANSYS Inc., Canonsburg, PA, August 2005.

Надійшла до редакції 28.04.17

УДК 629.7+510.6

О. В. Золотько, О. Є. Золотько, О.В. Сосновська, І.С. Савченко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

#### ВИБІР ОПТИМАЛЬНОГО МЕТОДУ ЗМЕНШЕННЯ ЗАЛИШКІВ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА У БАКАХ РАКЕТ

Залишки компонентів ракетного палива (КРП) у баках відпрацьованих ступенів ракет-носіїв призводять до суттєвого хімічного забруднення природного середовища в районах падіння. На базі порівняння переваг та недоліків різних методів зменшення кількості КРП у баках встановлені основні критерії, яким повинна задо-вольняти оптимальна система знешкодження КРП. Для рішення поставленої задачі був використаний метод багатокритеріального аналізу варіантів. Результати проведених розрахунків показали, що найбільший чисельний пріоритет має метод допалювання залишків КРП у детонаційному режимі. З метою найбільш повно-го очищення баків від залишків компонентів палива запропоновані можливі схеми газифікації.

**Ключові слова:** залишки компонентів ракетного палива, хімічне забруднення, методи знешкодження, критерії оптимізації, допалювання, детонація, газифікація

Остатки компонентов ракетного топлива (КРТ) в баках отработанных ступеней ракет-носителей приводят к существенному химическому загрязнению природной среду в районах падения. На базе сравнения преимуществ и недостатков различных методов уменьшения количества КРТ в баках сформулированы основные критерии, которым должна удовлетворять оптимальная система обезвреживания КРТ. Для решения поставленной задачи был использован метод многокритериального анализа вариантов. Результаты прове-денных расчетов показали, что наибольший численный приоритет имеет метод дожигания остатков КРП в детонационном режиме. Для наиболее полной очистки баков от остатков компонентов топлива могут использоваться различные схемы газификации.

**Ключові слова:** остатки компонентов ракетного топлива, химическое загрязнение, методы обезвреживания, критерии оптимизации, дожигание, детонация, газификация.

The remains of rocket fuel components (RFC) in the tanks of the spent stages of carrier rockets lead to significant chemical contamination of the natural environment in the fall areas. Based on a comparison of the advantages and disadvantages of various methods for reducing the amount of RFC in tanks, the main criteria are formulated, which should be satisfied by the optimal system for neutralizing RFC. To solve the problem, a multicriteria analysis of variants was used. The results of the performed calculations showed that the greatest numerical priority is the method of afterburning of the RFC in the detonation regime. For the most complete cleaning of the tanks of residual fuel components, various gasification schemes can be used.

**Key words:** the remains of rocket fuel components, chemical pollution, methods of neutralization, optimization criteria, afterburning, detonation, gasification.

© О. В. Золотько, О. Є. Золотько, О.В. Сосновська, І.С. Савченко, 2017

Загальна постановка проблеми та її зв'язок з науково-практичними задачами. Ракетно-космічна галузь забезпечує важливий внесок в економічний розвиток та військову безпеку держави. За діючими міжнародними домовленостями Україна, як й інші держави, для запуску космічних апаратів (КА) може орендувати різні космодроми (усього у світі експлуатують 17 космодромів). Однак у держав є зобов'язання повернути у чистому вигляді орендовані райони падіння частин ракет-носіїв (РН), що відокремлюються.

На територіях, які використовують для районів падіння, відбувається механічне забруднення фрагментами відокремлених частин РН і особливо небезпечне хімічне забруднення компонентами ракетного палива (КРП), які залишаються у баках відпрацьованих ступенів на момент їх відокремлення, а також продуктами їх трансформації. Найбільш серйозні екологічні проблеми виникають при запусках РН «Циклон» та «Дніпро», які використовують несиметричний диметилгідразин (НДМГ) як пальне. При штатних падіннях у ґрунти може надійти до 2 т палива, яке залишається у баках. У місцях розливів КРП формуються локальні ґрунтові біогеохімічні і ґідрохімічні аномалії. Більша частина розлитого КРП випаровується до атмосфери, переміщується та розсіюється над територіями, а менша, надходячи у ґрунти, адсорбується рослинністю, розчинюється у воді.

Таким чином, важливою  $\epsilon$  задача попередження надходження КРП на поверхню землі та їх міграції у всі складові природного середовища. Крім того, утилізація залишків КРП знижу $\epsilon$  величину ризику виникнення надзвичайних ситуацій: зіткнення при спусканні з космічними об'єктами, що функціонують, вибухи ступенів із залишками КРП на орбіті, пожежі на землі та таке інше.

# Огляд публікацій і аналіз невирішених проблем

Результати аналізу переваг та недоліків відомих методів [1] та запропонованого (детонаційного) методу зниження техногенної небезпеки, пов'язаної з наявністю залишків КРП у баках, наведено у табл. 1. Допалювання залишків КРП у баках може здійснюватись подаванням одного з

допалювання залишків крті у оаках може здійснюватись подаванням одного з компонентів палива до баку з іншим компонентом. Цей метод є ефективним, але об'єкт залишається на орбіті. Газогенеруючі суміші [2] містять окислювач, пальне, а також добавки для підвищення швидкості горіння та величини тепловиділення. Усі системи допалювання та газифікації потребують розробки спеціальних пристроїв, що призводить до збільшення ваги конструкції ступеня.

Запропонований новий метод детонаційного спалювання залишків КРП у спеціальному пристрої має високу екологічність, тому що продукти детонації майже не містять токсичних компонентів. Отримана при детонаційному спалюванні енергія може бути використана для здійснення маневру по переведенню відпрацьованого ступеня на орбіту затоплювання чи заховання. Для підвищення ефективності можна використовувати систему газифікації залишків КРП, яка в цьому випадку не має самостійного значення, а виконує допоміжну функцію очищення баків перетворенням рідини у газ.

Tаблиця 1. Методи зменшення залишків КРП у паливних баках РН

Назва методу	Позначення	Переваги	Недоліки
Викидання залишків КРП	$m_1$	Простота здійснення	Можливі випадки
до навколишнього	1		руйнування конструкції
середовища			ступеня та утворення
(розгерметизація			великої кількості уламків,
паливного баку,			які при потраплянні на
випаровування,			поверхню землі
продування або			розширюють області
застосування витискувачів)			забруднення
Скидання залишків КРП у	$m_2$	Зниження токсичності	Складність реалізації,
факел працюючого двигуна	_	продуктів розкладання	неможливість здійснення
		КРП	для останніх ступенів
			ракет
Ампулізація залишків КРП	$m_3$	Висока надійність	Висока маса ампули та
	3		необхідність системи її
			заповнення залишками
			КРТ, забруднення орбіт
Розкладання залишків КРП	$m_4$	Екологічність, високий	Великі витрати теплової
(термічне або каталітичне)	-	ступінь знешкодження	енергії, додаткова маса
		токсичних КРП	каталізатора, можливість
			вибуху або руйнування
			паливного баку.
			Обмеження, пов'язані з
			тим, що не всі КРП
			підлягають каталітичному
D 1:		**	розкладанню.
Газифікація за допомогою	$m_5$	Надання додаткового	Необхідність підбору
газогенеруючих сумішів		імпульсу для системи	складу ГГС для кожної
(ΓΓC)		відведення ступеню РН	паливної пари та суттєве
		з орбіти	збільшення маси
TT .		D 1 :	конструкції
Допалювання залишків	$m_6$	Висока ефективність,	Додаткова маса камери
КРП у детонаційній камері		екологічність,	детонації
		можливість створення	
		керуючого імпульсу	
		для здійснення маневру	
		та уведення з орбіти	

**Метою** дослідження  $\epsilon$  обґрунтування вибору оптимальної системи зменшення залишків КРП у баках РН на основі аналізу критеріїв ефективності.

#### Результати досліджень

Основними критеріями, яким повинна задовольняти оптимальна система, є:

- $k_1$  збереження цілісності конструкції, що попереджає утворення уламків;
- $k_2$  можливість надання конструкції достатнього імпульсу для відведення з орбіти функціонування;

 $k_3$  — мінімальна маса додаткових пристроїв, необхідних для реалізації запропонованого методу;

 $k_4$  — екологічність, тобто можливість зниження токсичності знешкоджених КРП;

 $k_5$  — максимальний ступінь вилучення залишків КРП;

 $k_6$  – конструктивна досконалість.

Вибір оптимального методу зменшення залишків КРП заснований на упорядкуванні множини  $M=\{m_1,m_2,...,m_i,...,m_l\}$  за критеріями множини  $K=\{k_1,k_2,...,k_j,...,k_n\}.$ 

Представимо кожен з критеріїв у вигляді нечіткої множини  $A_j$  та введемо функцію  $\mu_{A_i}(m_i)$  приналежності елемента  $m_i$  множині  $A_j$ :

$$A_{j} = \left\langle m_{1}, \mu_{A_{j}}(m_{1}) \right\rangle, \left\langle m_{2}, \mu_{A_{j}}(m_{2}) \right\rangle, \dots, \left\langle m_{l}, \mu_{A_{j}}(m_{l}) \right\rangle \right\}. \tag{1}$$

Значення  $\mu_{A_j}(m_i)$  визначають, якою мірою метод  $m_i$  задовольняє критерію  $k_j$ . Для розрахунку  $\mu_{A_j}(m_i)$  будемо використовувати методику [3], засновану на побудові матриць парних порівнянь методів за кожним з критеріїв. Експертне оцінювання елементів цих матриць проведено за 9-ти бальною шкалою [4]. Матриця парних порівнянь є діагональною та транзитивною, добуток її елементів, симетричних відносно основної діагоналі, дорівнює одиниці. Розрахунок коефіцієнтів вагомості критеріїв наведено у табл. 2, а графіки функцій приналежності нечітких множин – на рис.1.

Результати проведених розрахунків продемонстрували, що найбільший чисельний пріоритет має метод допалювання залишків КРП у детонаційній камері.

Таблиця 2. Матриця парних порівнянь критеріїв

							Коефіцієнт
	$k_1$	$k_2$	$k_3$	$k_4$	$k_5$	$k_6$	вагомості
$k_1$	1	0,5	3	4	4	5	0,25
$k_2$	2	1	6	8	8	10	0,5
$k_3$	0,333	0,167	1	1,333	1,333	1,667	0,08
$k_4$	0,25	0,125	0,75	1	1	1,25	0,06
$k_5$	0,25	0,125	0,75	4	1	1,25	0,06
$k_6$	0,2	0,1	0,6	0,8	0,8	1	0,05

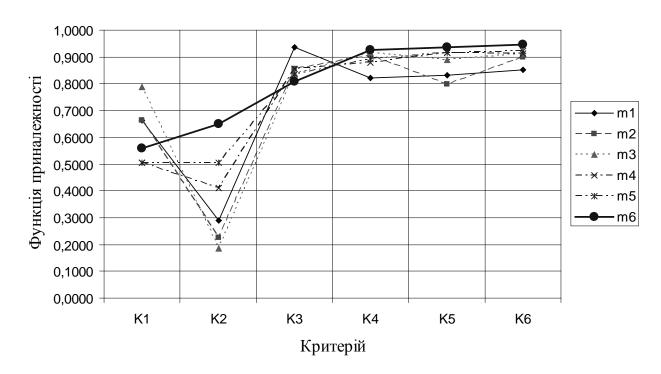


Рис. 1. Графіки функцій приналежності нечітких множин

Найбільш повне вилучення залишків компонентів палива можна забезпечити за допомогою їх газифікації.

Для газифікації можуть застосовуватись рідинні та твердопаливні газогенератори, газогенеруючі суміші, пристрої термічного нагрівання, каталітичні реактори і т.ін. На рис. 2 представлені можливі варіанти схем газифікації залишків КРП з подальшим їх допалюванням у детонаційній камері.

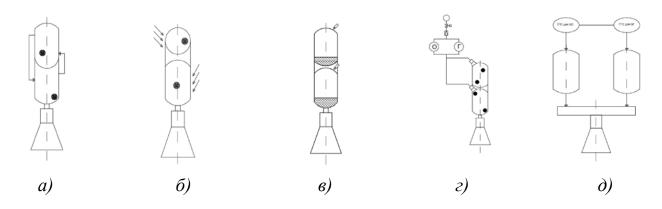


Рис. 2 — Схеми газифікації залишків компонентів палива у баках ракет: a — хімічна;  $\delta$  — термічна;  $\epsilon$  — з використанням твердопаливних газогенераторів;  $\epsilon$  — з використанням рідинних газогенераторів;  $\delta$  — з використанням газогенеруючих сумішів

**Висновки.** Показана можливість вибору оптимального методу знешкодження залишків КРП на основі багатокритеріального аналізу варіантів. Проведені парні порівняння критеріїв на базі експертних оцінок, встановили пріоритетність критеріїв за мірою зменшення:  $k_2$ ,  $k_1$ ,  $k_3$ ,  $k_4$ ,  $k_5$ ,  $k_6$ .

Основними методами зменшення кількості залишків КРП є такі: викидання до навколишнього середовища, скидання у факел працюючого двигуна, розкладання, ампулізація, газифікація й допалювання в детонаційному режимі. Парні порівняння вказаних методів за кожним з критеріїв виявили найкращий з них. Загальні результати проведених розрахунків продемонстрували, що найбільший чисельний пріоритет має конструктивна схема допалювання залишків КРП у детонаційній камері.

#### Бібліографічні посилання

- 1. Шатров, Я. Т. Определение направлений разработки методов, технических решений и средств снижения техногенного воздействия на окружающую среду для реализации на борту космических средств выведения / Я. Т. Шатров, Д. А. Баранов, В. И. Трушляков, В. Ю. Куденцов / Вестник СГАУ. Самара, 2011. № 1 (25). С. 38-47.
- 2. Лесняк, И. Ю. Экспериментальные исследования процесса низкотемпературной газификации жидкости / В. И. Трушляков, И. Ю. Лесняк, В. Ю. Куденцов, А. Ю. Казаков и др. // Омский научный вестник: ОмГТУ Омск, 2014. № 2 (100). С. 150.
- 3. Яхъяева Г.Э. Нечеткие множества и нейронные сети: учебное пособие.— М.: Интернет-университет Информационных технологий; БИНОМ, 2010. 316 с.
- 4. Saaty T.L. The Analytic Hierarchy Process. McGraw-Hill, New York, 1980. (Russ. ed.: Saati T. Priniatie reshenii. Metod analiza ierarkhii. Moscow, Radio i sviaz', 1993. 278 p.).

Надійшла до редколегії 30.05.2017

УДК 629.7.023.001.2(082)

#### А.П. Лукиша

Институт геотехнической механики им. Н.С. Полякова НАН Украины

## МЕТОДИКА ПЕРЕСЧЁТА ТЕПЛО-ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОРИСТЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ПАРОГЕНЕРАТОРОВ С ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ВТОРОГО РОДА ДЛЯ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ПЕРВОГО РОДА

посвящена разработке метода пересчёта теплогидравлических характеристик пористых прямоточных парогенерирующих каналов с граничных условий второго рода для граничных условий первого рода. Необходимость разработки данной методики обусловлена наличием в литературе расчётных зависимостей, описывающих теплообмен при испарении теплоносителя в порстых каналах для граничных условий второго рода, в то время, как задачи практического плана часто обусловлены другими граничными условиями, в частности, граничными условиями первого рода. Конечной целью методики пересчёта являлось создание программы по вычислению теплогидравлической эффективности порстых иннотоми парогенераторов. Предлагаемая методика пересчёта позволяет вычислять прямоточных пористых парогенераторах для граничных условий первого рода такие теплогдравлические характеристики, как длина канала, необходимая для полного испарения теплоностеля; мощность, необходимая для прокачки теплоносителя в этом случае и полное количество тепла, передаваемое теплоносителю в процессе испарения.

**Ключевые слова:** прямоточные пористые парогенераторы, пересчёт теплогидравлических характеристик с граничных условий второго рода для граничных условий первого рода.

Стаття розробці методу присвячена перерахунку теплогідравлічних характеристик пористих прямоточних парогенеруючих каналів з граничних умов другого роду для граничних умов першого роду. Необхідність розробки даної методики обумовлена наявністю в літературі розрахункових залежностей, що описують теплообмін при випаровуванні теплоносія в порстих каналах для граничних умов другого роду, в той час, як завдання практичного плану часто обумовлені іншими граничними умовами, зокрема, граничними умовами першого роду. Кінцевою метою методики перерахунку було створення програми по обчисленню теплогідравлічного ефективності порстих прямоточних парогенераторів. Пропонована перерахунку дозволяє обчислювати в прямоточних пористих парогенераторах для граничних умов першого роду такі теплогдравлічні характеристики, як довжина каналу, необхідна для повного випаровування теплоностеля; потужність, необхідна для прокачування теплоносія в цьому випадку і загальна кількість тепла, що передається теплоносію в процесі випаровування.

**Ключові слова:** прямоточні пористі парогенератори, перерахунок теплогідравлічних характеристик з граничних умов другого роду для граничних умов першого роду.

<sup>©</sup> А.П. Лукиша, 2017

The article is devoted to the development of a method for recalculating the thermohydraulic characteristics of porous straight-through steam-generating channels with boundary conditions of the second kind for boundary conditions of the first kind. The need for the development of such recalculation procedure is due to the presence in the literature of calculated dependences describing the heat transfer during evaporation of the coolant in porous channel for boundary conditions of the second kind, while the practical plan problems are often conditioned by other boundary conditions, in particular boundary conditions of the first kind. The ultimate goal of the recalculation method was to create a program for calculating the thermo-hydraulic efficiency of porous straight-through steam generators. The proposed recalculation technique makes it possible to calculate, in the porous straight-through steam generators, for boundary conditions of the first kind, such thermal-hydraulic characteristics as the length of the channel required for complete evaporation of the heat carrier; the power required to pumping the coolant in this case, and the total amount of heat transferred to the heat carrier during evaporation.

**Keywords:** porous straight-through steam generators, recalculation of thermo-hydraulic characteristics from boundary conditions of the second kind for boundary conditions of the first kind.

Актуальной проблемой создания систем терморегулирования КЛА является повышение КПД их работы. Одним из технических решений в этом направлении является применение пористых парогенерирующих каналов в составе терморегулирования, использующих систем термодинамическом цикле фазовые переходы испарения-конденсации. При этом, в процессе конструкторской разработки таких систем, существенное теплогдравлический имеет расчёт участка испарения значение парообразования. Целью данного расчёта является определение длины канала, необходимой для полного испарения теплоносителя, мощности, затрачиваемой на прокачку испаряющегося теплоносителя и количества тепла, необходимого для испарения теплоностеля. Кроме того, существенный интерес представляет поиск расчётно-конструктивных параметров пористых парогенераторов, при энергетический которых онжом получить выигрыш ПО сравнению гладкостенными парогенераторами. Данный выигрыш можно получить только при граничных условиях первого или третьего рода. В случае граничных условий второго рода, согласно закону сохранения энергии, при одинаковых тепловых потоках на поверхности порстого и гладкостенного каналов, для испарения одинакового количества жидкости, необходима одинаковая длна этих каналов. Учитывая, что гидросопротивление пористых каналов выше, чем гладкостенных гидросопротивление каналов, получить энергетический выигрыш в этом случае невозможно. Учитывая изложенное выше, рассмотрим расчёта характерстик пористых прямоточных цилиндрических парогенерирующих каналов для граничных условий первого рода. Приведём перечень расчётных формул, характеризующих теплообмен краткий гидроднамику в зоне испарения прямоточных пористых парогенераторов.

# Расчет теплоотдачи при движении двухфазного потока в пористых материалах.

Вопрос экспериментального исследования теплоотдачи при движении пароводяной смеси через пористые среды рассмотрен в диссертации Калмыкова И. В. [1]. На основании обобщения массива экспериментальных данных автор получил следующую обобщенную зависимость, характеризующую теплообмен при движении пароводяной смеси сквозь пористые среды

$$h_{V}/h_{VLO} = 1 + 810x \sqrt{(\rho w)_0 \frac{v'}{\sigma} \cdot \frac{1-x}{x}}$$
 (1)

Здесь  $h_V$  — коэффициент объёмного внутрипористого теплообмена при движении сквозь пористый материал двухфазного парожидкостного потока  $Bt/m^3$ -град;  $h_{VLO}$  — коэффициент объемного внутрипористого теплообмена при движении сквозь пористый материал жидкости с расходом, равным полному расходу смеси,  $Bt/m^3$ -град;  $(\rho w)_0$  — скорость фильтрации смеси (удельный массовый расход,  $\kappa r/(m^2 \cdot c)$ ;  $\nu'$  — коэффициент кинематической вязкости жидкости на линии насыщения,  $m^2/c$ ;  $\sigma$  — коэффициент поверхностного натяжения жидкости, H/m; х — массовое расходное паросодержание.

Для расчета величины  $\alpha_{VLO}$  использовалась рекомендованная Косторновым А.Г. [2] зависимость для расчёта теплоотдачи внутри пористого металловолокнистого материала при движении сквозь него однофазного теплоносителя.

$$Nu_v = 0.007 Re^{1.2}$$
, (2)

где  $Nu_v = h_V(\beta/\alpha)^2/\lambda_l$ ,  $Re = \frac{(\rho w)_0(\beta/\alpha)}{\mu_l}$ , индекс 1 относится к параметрам

жидкости;  $\alpha$  и  $\beta$  – вязкостный и инерционный коэффициенты сопротивления пористого материала.

При расчете величины удельного теплового потока, который поглощается теплоносителем при испарении в пористом цилиндрическом канале, при граничных условиях первого рода, используется выражение, полученное в [3]

$$q = (\lambda h_V)^{1/2} \frac{I_1(\gamma)}{I_0(\gamma)} \vartheta(1)$$
, (3)

где  $I_0(\gamma)$  и  $I_1(\gamma)$  — модифицированные функции Бесселя первого рода нулевого и первого порядков соответственно;  $\lambda$  — коэффициент теплопроводности пористого материала. При его расчете надо учитывать теплопроводность материала каркаса фитиля, теплопроводности жидкости и пара на линии насыщения;  $h_V$  — интенсивность объемного внутрипорового теплообмена;  $\gamma^2 = \frac{h_V \left(d/2\right)^2}{\lambda}$  — параметр, характеризующий интенсивность внутрипорового

теплообмена; d — диаметр канала;  $\vartheta = T - t_s$ , где T — температура пористого каркаса,  $t_s$  — температура охладителя на линии насыщения;  $\vartheta(1) = T_w - t_s$ , — разность температур пористого каркаса и охладителя на внутренней поверхности стенки.

# Расчёт гидросопротивления в пористых высокотеплопроводных каналах при двухфазном парожидкостном движении теплоносителя.

Расчёт гидросопротивления в пористых каналах при двухфазном парожидкостном движении теплоносителя проводился по методике, аналогичной методике Локкарта-Мартинелли [4] для гладкостенных каналов. Суть данной методики состоит в том, что градиент давления за счет трения в двухфазном потоке обычно выражается через коэффициенты, на которые умножаются соответствующие градиенты в однофазных потоках, т.е.

$$(dp/dz)_{JB} = \Phi_L^2 (dp/dz)_L$$
 или  $(dp/dz)_{JB} = \Phi_G^2 (dp/dz)_G$  (4)

где  $(dp/dz)_{AB}$  — перепад давления за счет трения в двухфазном потоке;  $(dp/dz)_L$  и  $(dp/dz)_G$  — соответственно перепад давления для жидкости или газа, если бы жидкость или газ занимали все сечение трубы;  $\Phi_L^2$  и  $\Phi_G^2$  — коэффициенты, которые определяются эмпирически; z — координата. Зейгарник Ю.А. и Калмыков И.В. [1], [5], применили методику Локарта-Мартинелли к движению двухфазных парожидкостных адиабатических потоков в пористых средах. Согласно этой модифицированной методике, применённой для пористых сред, величины  $(dp/dz)_L$  и  $(dp/dz)_G$  расчитываются по модифицированному уравнению Дарси

$$-\left( dP/dZ\right) = \alpha\mu\nu G + \beta\nu G^{2} \tag{5}$$

где  $\alpha$  и  $\beta$  — вязкостный и инерционный коэффициенты сопротивления пористого материала;  $\mu$  и  $\upsilon$  динамический коэффициент вязкости и удельный объём жидкости; G — удельный массовый расход жидкости сквозь пористый материал.

Согласно [4] параметры  $\Phi_L$  и  $\Phi_G$  являются функцией параметра Мартинелли  $X = \sqrt{(\Delta P/Z)_L/(\Delta P/Z)_G}$  . Для параметра  $X^2$  можно записать следующее выражение [5]:

$$X^{2} = \left(\frac{1-x}{x}\right)\left(\frac{\mu'}{\mu''}\right)\left(\frac{\rho''}{\rho'}\right)\frac{1+(\beta/\alpha)[G(1-x)]/\mu'}{1+(\beta/\alpha)[G\cdot x)]/\mu''} = \left(\frac{1-x}{x}\right)\left(\frac{\mu'}{\mu''}\right)\left(\frac{\rho''}{\rho'}\right)\frac{1+Re'}{1+Re''}$$
(6)

Связь параметра Мартинелли X с параметрами  $\Phi_L$  и  $\Phi_G$  можно выразить следующими формулами [5],[6]:

$$\Phi_{\rm L}^2 = 1 + {\rm C/X} + 1/{\rm X}^2$$
, (7)

$$\Phi_{G}^{2} = 1 + CX + X^{2}$$
 (8)

Зайгарником Ю.А. и Калмыковым И.В. [5], в результате обработки опытных данных, было получено, что коэффициент С для пористых каналов является функцией массовой скорости фильтрации  $(\rho w)_0 = G$ , физических свойств  $(\rho' \ u \ \mu')$  и гидравлических характеристик пористой структуры (коэффициенты  $\alpha$  и  $\beta$ )

$$C = 4,0\left(\frac{\beta/\alpha}{G} \cdot \frac{\rho'}{\mu'}\right)^{0,4}.$$
 (9)

Расчетная схема вычисления теплофизических параметров цилиндрического канала при движении сквозь него двухфазного парожидкостного потока и при граничных условиях первого рода.

Схематически изобразим расчетную схему вычислений.

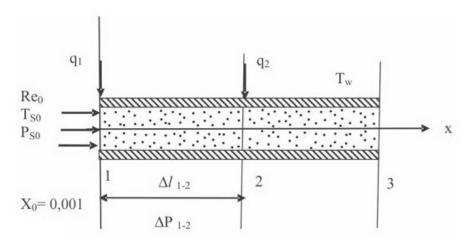


Рис. 1. Расчетная схема вычислений

На входе в канал диаметром d задаются параметры потока на линии насыщения — температура  $T_{so}$  и давление  $P_{so}$ . Также задается число Рейнольдса на входе в канал  $Re_o$  (массовый расход  $\dot{m}$ , кг/с). На поверхности канала задается постоянная температура стенки  $T_w$ . При этом перепад температуры по толщине стенки канала не учитывается, поскольку предполагается, что толщина стенки достаточно небольшая. Из-за того, что для начала расчетов тепловых характеристик в гладкостенном парогенерирующем канале (формулы (1)–(3)) необходимо знание величины паросодержания, то принимаем, что на входе в канал эта величина равна  $x_o = 0,001$ .

Поскольку количество тепла, поглощённое пористым материалом, задаётся величиной удельного теплового потока q, рассчитываемого поформуле (3), разобьём канал на небольшие участки  $\Delta l$ , в пределах которых будем считать величину теплового потока постоянной. В ходе расчетов величина  $\Delta l$  принималась равной l мм. В пределах этих участков расчет теплофизических характеристик канала будем проводить методом последовательных приближений.

На первом шаге вычислений в сечении 1 (сечение входа) (рис. 1) вычисляем величину удельного теплового потока с использованием формул (3) и (1).

$$q_1^{(1)} = f(T_w, T_{so}, P_{so}, x_o, Re_o, d),$$
 (10)

Далее считаем полное количество тепла, поглощенного между сечениями 1 и 2 по формуле

$$Q_{1-2}^{(1)} = q_1 \cdot F_{\text{бок. пов. } 1-2} , \qquad (11)$$

где

$$F_{\text{бок.ппо.}1-2} = \pi d\Delta \ell_{1-2} . \tag{12}$$

После этого находим приращение паросодержания на участке 1–2:

$$\Delta x_{1-2}^{(1)} = \frac{Q_{1-2}}{\dot{m} \cdot r(1-x_0)}, \qquad (13)$$

и значение паросодержания в сечении 2 на первом шаге итерации:

$$x_2^{(1)} = x_0 + \Delta x_{1-2} . (14)$$

где  $\dot{m}$  – полный массовый расход теплоносителя через трубу (канал), кг/с; r – теплота парообразования, Дж/кг; х – массовое расходное паросодержание потока.

Отметим, что нижние индексы в приводимых выражениях относятся к сечению канала, а верхние индексы – к порядковому номеру итерации.

Зная величины  $x_o$  и  $x_2^{(1)}$ , находим среднее значение паросодержания между сечениями 1 и 2 на первом шаге итерации

$$\mathbf{x}_{1-2\,cp}^{(1)} = (\mathbf{x}_0 + \mathbf{x}_2^{(1)})/2\,. \tag{15}$$

Исходя из теплофизических свойств жидкости во входном сечении трубы, рассчитанного значения паросодержания  $x_{1-2\,cp}^{(1)}$ , относительной длины участка  $\Delta\xi = \Delta\ell/d$ , числа Рейнольдса на входе в канал Re $_{\rm o}$  и диаметра канала d, рассчитываем перепад давления на участке 1-2 (формулы (4)-(9))

$$\Delta P_{1-2}^{(1)} = f(\Delta \xi, x_{1-2 \text{ cp}}^{(1)}, \text{ Re}_{o}, d)$$
 (16)

и значение давления насыщения в сечении 2:

$$P_{s2}^{(1)} = P_{so} - \Delta P_{1-2}^{(1)} . {17}$$

По значению давления  $P_{s2}^{(1)}$  находим значение температуры  $T_{s2}^{(1)}$  на линии насыщения в сечении 2 на первом шаге итерации

$$T_{s2}^{(1)} = f(P_{s2}^{(1)})$$
 (18)

Значения теплофизических свойств жидкости и пара на линии насыщения находится из справочных данных интерполированием между дискретными точками. В ходе численной реализации данной методики интерполяция проводилась с помощью интерполяционной формулы Лагранжа. Дискретные значения теплофизических свойств жидкости и пара брались из [7].

По значениям  $T_{so}$  и  $T_{s2}^{(1)}$  рассчитывается средняя температура жидкости на участке  $1{\text -}2$ 

$$T_{s1-2\ cp}^{(1)} = \frac{T_{so} + T_{s2}^{1}}{2} , \qquad (19)$$

по значению которой с помощью интерполяционной формулы Лагранжа вычисляется среднее значение давления насыщения на участке 1–2

$$P_{sl-2\ cp}^{(1)} = f(T_{sl-2\ cp}^{(1)}) . \tag{20}$$

Далее, исходя из вычисленных ранее значений  $x_2^{(1)}$ ,  $P_{s2}^{(1)}$  и  $T_{s2}^{(1)}$  (формулы (14), (17), (18)), рассчитываем значение удельного теплового потока в сечении 2 на первом шаге итерации

$$q_1^{(1)} = f(T_w, T_{s2}^{(1)}, P_{s2}^{(1)}, x_2^{(1)}, Re_o, d)$$
 (21)

и вычисляем величину среднего значения удельного теплового потока на участке 1-2 на первом шаге итерации, считая это значение постоянным в пределах участка 1-2

$$q_{1-2\ cp}^{(1)} = \frac{q_1^{(1)} + q_2^{(1)}}{2} \ . \tag{22}$$

После этого переходим ко второму шагу итерации и вновь вычисляем значение полного количества тепла, поглощенного между сечениями 1 и 2

$$Q_{1-2}^{(1)} = q_{1-2\,cp}^{(1)} \ \pi d\Delta \ell_{1-2} \ . \tag{23}$$

Далее, по приведенной выше схеме, рассчитываем следующий набор теплогидравлических характеристик испаряющегося потока на участке 1-2 на втором шаге итерации

$$\Delta x_{1-2\,\text{cp}}^{(2)} = \frac{Q_{1-2}^{(2)}}{\dot{m} \cdot r(1-x)} \ . \tag{24}$$

Отметим, что на этом шаге итерации величина теплоты испарения r в (24) вычисляется по средним значениям температуры и давления насыщения  $T_{s1-2\,\mathrm{cp}}^{(1)}$  и  $P_{s1-2\,\mathrm{cp}}^{(1)}$ , полученным на предыдущем шаге - формулы (19) и (20) соответственно

$$x_2^{(2)} = x_0 + \Delta x_{1-2 \ cp}^{(2)}$$
, (25)

$$x_{1-2\ cp}^{(2)} = \frac{x_0 + x_2^{(2)}}{2} , \qquad (26)$$

$$\Delta P_{1-2}^{(2)} = f(\Delta \xi, x_{1-2 \text{ cp}}^{(2)}, \text{Re}_o, d),$$
 (27)

$$P_{s2}^{(2)} = P_{so} - \Delta P_{l-2}^{(2)} , \qquad (28)$$

$$T_{s2}^{(2)} = f(P_{s2}^{(2)}),$$
 (29)

$$T_{s1-2 cp}^{(2)} = \frac{T_{so} + T_{s2}^{(2)}}{2} , \qquad (30)$$

$$P_{s1-2 cp}^{(2)} = f(T_{s1-2 cp}^{(2)}), (31)$$

$$q_2^{(2)} = f(T_w, T_{s2}^{(2)}, P_{s2}^{(2)}, x_2^{(2)}, Re_o, d),$$
 (32)

$$q_{1-2 \text{ cp}}^{(2)} = \frac{q_1 + q_2^{(2)}}{2} . \tag{33}$$

Имея рассчитанные на первом и втором шаге итерации значения  $q_{1-2\ cp}^{(1)}$  и  $q_{1-2\ cp}^{(2)}$ , сравниваем их между собой и вычисляем относительную величину несовпадения этих величин

$$\Delta C = \frac{q_{1-2\ cp}^{(2)} - q_{1-2\ cp}^{(1)}}{q_{1-2\ cp}^{(2)}} \cdot 100\% . \tag{34}$$

Если значение  $\Delta C$  больше 1 %, то среднее значение удельного теплового потока на участке между сечениями 1-2, полученное на втором шаге итерации  $q_{1-2\ cp}^{(2)}$  подставляется в формулу (23) вместо значения этой же величины, полученной на первом шаге итерации  $(q_{1-2\ cp}^{(1)})$  и расчет теплогидравлических величин, начиная с формулы (23) до формулы (34) проводится вновь. Таким образом организовывается третий шаг итерации (третье последовательное приближение). Расчет теплогидравлических характеристик методом последовательных приближений на первоначальном участке 1–2 продолжается до тех пор, пока не будет выполнено условие  $\Delta C \le 1$  %. После того, как выполняется это условие, производится расчет окончательного значения полного количества тепла  $Q_{1-2\ оконч}^{(1)}$  на участке между сечениями 1–2

$$Q_{1-2 \ OKOHY.}^{(I)} = q_{1-2 \ OKOHY.}^{(i)} \pi d\Delta \ell \ . \tag{35}$$

Так же после выполнения условия  $\Delta C \le 1$  % производится расчет гидравлической мощности, необходимой на прокачку теплоносителя на участке 1-2

$$N_{1-2 \ o\kappa oh y.}^{(I)} = \Delta P_{1-2 \ o\kappa oh y.}^{(i)} \cdot \frac{\dot{m}}{\rho_{1-2}^{(i)}} , \qquad (36)$$

где  $\dot{m}=\frac{\mathrm{Re}_o\mu_o\pi d}{4}$  — полный массовый расход охладителя через трубу, кг/с;  $\mathrm{Re}_o$  и  $\mu_o$  — число Рейнольдса и динамическая вязкость жидкости во входном сечении;  $\rho_{1-2}^{(i)}$  — плотность жидкости, вычисляемая по значению температуры  $T_{\mathrm{sl}-2}^{(i)}$ .

После вычисления величин  $Q_{_{1-2}\ _{OKOH^{4}L}}^{(I)}$ ,  $N_{1-2\ _{OKOH^{4}L}}^{(I)}$  эти значения, а также величины  $\Delta\ell_{1-2}=const$  заносятся в базу данных для их последующего использования при нахождении суммарного количества тепла, поглощаемого каналом, суммарной мощности, затрачиваемой на прокачку охладителя и общей длины канала, на которой происходит завершение испарения теплоносителя.

После завершения расчета теплогидравлических параметров испаряющегося потока на участке 1–2 значения расчетных величин в сечении 2 принимались за исходные для следующего участка 2-3 (рис. 1) и вычисления на этом участке проводились по схеме расчета на участке 1-2. После завершения расчетов на участке 2–3, суммирования величин  $Q_{1-2\ оконч.}^{(I)} + Q_{2-3\ оконч.}^{(II)}$ ;  $N_{1-2\ оконч.}^{(I)} + N_{2-3\ оконч.}^{(II)}$ ;  $\Delta\ell_{1-2} + \Delta\ell_{2-3}$ , вычисления переходили на участок 3–4 и т.д.

Расчет необходимо проводить до тех пор, пока значение паросодержания с точностью 1% не станет равным величине x = 1.

**Вывод.** Приведенная выше методика позволяет проводить расчёт теплогидравлических характеристик прямоточных пористых парогенераторов для граничных условий первого рода. Данная методика создавалась с целью последующего проведения расчётов теплогидвравлической эффективности прямоточных цилиндрическх парогенераторов и была реализована в виде расчётной программы.

# Библиографические ссылки

- 1. Калмыков И. В. Теплообмен и гидродинамика при движении пароводяного потока в пористых средах: дис. ...канд. техн. наук: 01.04.14. М.: АН СССР, ИВТАН, 1987. 224 с.
- 2. Поляев В.М., Майоров В.А., Васильев Л.Л. Гидродинамика и теплообмен в пористых элементах конструкций летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 168 с.
- 3. Лукиша А.П. Теплообмен при испарении потока в цилиндрическом пористом канале / Вісник Дніпропетровського університету, 2014, т. 22, № 5. Серія Механіка, Вип. 18, том 1. С. 107–114.

- 4. Lockart, R. W., R.C. Martinelli Proposed correlation of data for isothermal two-phase, two-component flow in pipes // Chemical Engineering Progress, 1949. –Vol. 45(1). Pp. 39–48.
- 5. Зейгарник, Ю. А., Калмыков И. В. Экспериментальное исследование гидравлического сопротивления пористых структур при адиабатическом движении пароводяных смесей //Теплофизика высоких температур, 1985. Т.23, № 5. С. 934–940.
- 6. Chisholm D., Sutherland L. A. Prediction of pressure gradient in pipeline system during two-phase flow // Proc. Inst. Mech. Engrs, 1969. Vol. 184. Pt. 3c. Pp. 24–32.
- 7. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.

Надійшла до редколегії 18.05.2017

УДК 629.783

#### Т. В. Лабуткина, В. Ю Серпокрыл

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

# «ОСКУЛИРУЮЩИЕ ТРУБКИ», ОХВАТЫВАЮЩИЕ ГРУППЫ БЛИЗКИХ ТРАЕКТОРИЙ ОРБИТАЛЬНЫХ ОБЪЕКТОВ, В ЗАДАЧАХ ПРОГНОЗА ОРБИТАЛЬНЫХ СТОЛКНОВЕНИЙ

Для задач аналізу механічних конфліктів (зіткнень) орбітальних об'єктів на близьких траєкторіях (для випадків, коли небезпечна близькість збережуться уздовж всієї траєкторії) запропоновано моделювати область підвищеної потенційної небезпеки виникнення конфліктів як оскулюючу трубку, що охоплює в даний момент часу групу оскулюючих орбіт, розташованих в небезпечній близькості одна від одної. Розроблено методи швидкого визначення групи близьких орбіт, які охоплює трубка, розрахунку параметрів трубки і їх еволюції в часі.

**Ключові слова:** близькі («зчеплені») траєкторії, оскулююча орбіта, оскулююча трубка близьких траєкторій орбітальних об'єктів, механічні конфлікти (зіткнення) орбітальних об'єктів, моделювання зон механічної конфліктності орбітальних об'єктів.

Для задач анализа механических конфликтов (столкновений) орбитальных объектов на близких траекториях (для случаев, когда опасная близость сохранятся вдоль всей траектории) предложено моделировать область повышенной потенциальной опасности возникновения конфликтов как оскулирующую трубку, охватывающую в рассматриваемый момент времени группу оскулирующих орбит, расположенных в опасной близости друг к другу. Разработаны методы бистрого

© Т. В. Лабуткина, В. Ю Серпокрыл 2017

определения группы близких орбит, которые охватывает трубка, расчета параметров трубки и их эволюции во времени.

**Ключевые слова:** близкие («сцепленные») траектории, оскулирующая орбита, оскулирующая трубка близких траекторий орбитальных объектов, механические конфликты (столкновения) орбитальных объектов, моделирование зон механической конфликтности орбитальных объектов.

For problems of analysis of mechanical collisions of orbital objects on close trajectories (for cases when dangerous proximity is along the entire trajectory) it is suggested to simulate the region of increased potential danger of conflicts as a tube that covers at the given time the group of osculating orbits located in dangerous proximity to each other. The methods for the rapid determination of a group of close orbits that cover the tube, the calculation of the parameters of the tube, and their evolution over time have been developed.

**Keywords:** close ("linked") trajectories, osculating orbit, osculating tube of close trajectories of orbital objects, mechanical collisions of orbital objects, simulation of zones of mechanical collision of orbital objects.

Введение. Число орбитальных объектов в околоземном космосе все более возрастает (в настоящее время на околоземных орбитах около 29000 объектов, размеры которых превышают 10 см, около 700000 с размерами от 1 см до 10 см и миллионы – размерами менее 1 см [11]). Поэтому задачи анализа механической конфликтности (возникновения столкновений) орбитальных все более актуальны. Рост числа орбитальных объектов в околоземном пространстве приводит к тому, что возможны опасные (конфликтные) сближения как пар орбитальных объектов, так и нескольких объектов одновременно (поликонфликтные сближения). Кроме того, во множестве орбитальных тел могут появляться пары и даже группы близких траекторий, на которых возможны сближения орбитальных практически вдоль всей траектории. На близких траекториях возможны «компактные» сонаправленные группы объектов, для которых повышена опасность механических конфликтов как внутри группы, так и с другими орбитальными телами.

При прогнозе и анализе конфликтных сближений орбитальных тел, входящих в многоэлементное множество орбитальных объектов, может быть полезным структурировать это множество, выделяя на основе принятых критериев группы объектов с повышенной «внутренней» конфликтностью (конфликтностью между элементами этой группы) и области пространства, окружающие их траектории. В частности, представляет интерес выделение *пар близких траекторий* (назовем их *«сцепленными»*) и *групп близких траекторий* (групп «сцепленных» траекторий). Неформальное определение пары сцепленных траекторий — траектории, находящиеся на близком расстоянии друг от друга. Степень близости определяется решаемой задачей, в частности, при прогнозе опасных сближении орбитальных объектов это расстояние может быть сравнимо с размерами периодических отклонений орбитального объекта от траектории (равным ему или превышать в несколько раз). Подчеркнем, что при определении сцепленности (близости) траекторий, не

имеется в виду задача определения их наиболее близких и наиболее удаленных точек, а предполагается оценка близости одной траектории к другой «вдоль всей траекторий». Таким образом, более строгим определением сцепленных траекторий является следующее: для каждой точки траектории на сцепленной с ней траектории есть точка, находящаяся от нее на расстоянии, не превышающем заданное граничное значение.

Можно предложить два условия вхождения траекторий *в группу «сцепленных» траекторий*. Согласно первому будем полагать, что пара сцепленных траекторий входит в группу сцепленных траекторий, если хотя бы у одной из этих траекторий в группе есть не менее одной сцепленной с ней траекторий (*«слабое» условие связности*). Согласно второму каждая траектория группы должна быть «сцепленной» не менее чем с двумя другими траекториями группы (*условие связности*). Если каждая траектория группы связна со всеми другими траекториями группы, то это *условие полной связности*.

Для групп сцепленных траекторий (в частном случае – для пары сцепленных траекторий) имеет смысл рассматривать область пространства, охватывающую сцепленные траектории, которую назовем трубкой близких (сцепленных) траекторий (или при анализе конфликтности орбитальных - трубкой конфликтности орбитальных объектов). Понятие объектов орбиты расширим до понятия оскулирующей траекторий. Будем полагать, что *оскулирующая трубка траекторий* в момент времени t - область пространства, охватывающая окружаемую ней в этот момент времени группу сцепленных оскулирующих орбит (рис. 1а,б). Границы трубки траекторий должны обеспечивать полный охват группы сцепленных траекторий с некоторым «запасом» по расстоянию, на которое они отстоят от рассматриваемых траекторий. При определении этого запаса, по меньшей мере, следует учитывать периодические отклонения орбитальных объектов вдоль траектории, кроме того, может быть учтено некоторое накопление значений вековых изменений орбит.

Разделим опасные сближения орбитальных объектов, траектории которых мало отличаются по высоте, на три класса по виду их движения друг относительно друга. К первому классу отнесем сближения, при которых угол между орбитальными плоскостями можно считать малым, и разность значений долготы восходящего узла невелика (граничные значения названных углов могут определяться с учетом периодических отклонений орбитальных объектов от средней линии движения вдоль траектории). Назовем сближения этого сближениями npu сонаправленном движении близким траекториям (или просто сонаправленными сближениями). Ко второму при которых угол между орбитальными отнесем сближения, плоскостями можно считать малым, и разность значений долготы восходящего узла близка к 180 градусам (определение степени близости к 180 градусам аналогично определению малой разности значений долготы восходящего узла).

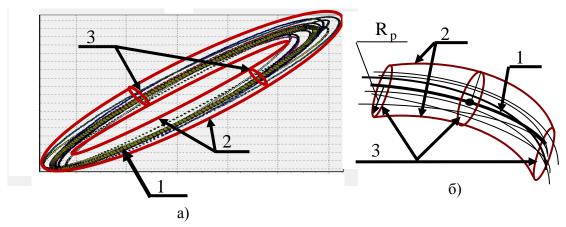


Рис. 1 Группа сцепленных траекторий и оскулирующая трубка (1 – средняя линия трубки, 2,3 – границы трубки по продольному сечению, 4,5 – поперечные сечения трубки): а) вся трубка; б) фрагмент трубки

Сближения второго класса назовем встречными сближениями. Под сближениями третьего класса будем понимать такие, при которых угол между орбитальными плоскостями не мал (то есть не является малым, как это принято для сближений первого и второго класса). Сближения третьего класса назовем «пересекающими траекторию под углом» или просто «пересекающими сближениями». В частном случае при угле между орбитальными плоскостями сближающихся объектов, близком к 90 градусам, пересекающие сближения можно назвать поперечными.

Рассмотрение объектов в трубке траекторий, совершающих движение на траекториях, представляет интерес прогнозировании сцепленных при встречных и сонаправленных опасных сближений, если во множестве орбитальных объектов выявлены группы объектов, для которых такие сближения могут возникать. Кроме того, при прогнозировании механических орбитальных объектов И моделировании конфликтов ЭВОЛЮЦИИ повышенной конфликтности механической может быть полезным рассматривать группы сцепленных траекторий и оскулирующие трубки траекторий как структурные единицы более высокого иерархического уровня структуризации множества траекторий рассматриваемой группировки орбитальных объектов. В представлены данной статье материалы исследований, которые касаются разработки быстрых методов выявления во орбитальных объектов групп сцепленных траекторий окружающих их трубок траекторий, а также определения характеристик групп сцепленных траекторий и оскулирующих трубок траекторий и моделирования их эволюции.

1. Анализ литературных данных и формулировка проблемы. Прогнозирование движения орбитальных объектов на близких траекториях — частный случай задачи прогноза опасных сближений орбитальных объектов. Основная проблема прогноза опасных сближений на основе традиционного подхода, основанного на моделировании движения орбитальных объектов и

анализе текущего расстояния между ними в том, что сближения могут длиться в течение секунд или долей секунд, поэтому необходимо моделирование с относительно небольшим шагом ПО времени. При рассмотрении объектов множеств орбитальных ЭТО приводит многоэлементных значительным затратам времени. Преодоление проблемы приводит к развитию двух взаимосвязанных направлений, одно из которых (представленное, например, [2]) базируется на развитии традиционного подхода, основанного на моделировании движения орбитальных объектов с использованием мощных вычислительных средств и методов ускорения поиска решения (в том числе, с применением параллельных вычислений). Второе направление базируется на моделировании медленных изменений траекторий и определении положения на этих траекториях с учетом периодичности движения орбитальных объектов [8]. В частности, в рамах второго направления для прогнозирования опасных предлагается решать геометрические задачи, позволяющие определять точки наибольшего сближения траектории, участки траекторий, находящиеся на опасном расстоянии друг от друга, а затем определять интервалы времени движения по опасным участкам траекторий ([1,4-6,9]). Методы второго направления часто используются на предварительных этапах прогнозирования механических конфликтов орбитальных объектов «фильтрации» из множества орбитальных тел тех, для которых конфликты невозможны, а для оставшейся после фильтрации группы используются методы первого направления. Суть методов второго направления в том, что они, основываясь на рассмотрении траекторий, позволяют «видеть» области пространства, в которых существует потенциальная возможность конфликтов. В данной работе ставится задача быстро определить («увидеть») область пространства, в которой находится не пара (или группа) близких участков траекторий, а пара (или группа) близких орбит. С одной стороны, эта задача кажется более легкой, так как для близких оскулирующих орбит значения орбитальных параметров мало отличаются. Однако существует бесчисленное множество комбинаций различий значений орбитальных параметров для пары орбит, и каждая комбинация даст свой результат близости двух орбит, оцениваемой вдоль этих траекторий. При этом часть результатов будет в заданных границах близости орбит, а часть – выходить за границы. Если по орбитальных результатам анализа значений параметров определена потенциальная близость траекторий в заданных пределах, то необходим дальнейший более подробный анализ, который потребует больших затрат Предпочтительно использовать метод, который позволит без существенных затрат времени принимать решение о степени близости пары рассматриваемых орбит на основе одного аналитически рассчитываемого показателя, комплексно учитывающего информацию о соответствующих орбитальных объектах. Так же необходимы методы, которые без существенных затрат времени по результатам определения пар близких орбит выявляют группы близких орбит разной степени связности и позволяют определить

оскулирующие трубки, охватывающие группы близких орбит разной степени связности. Такая задача ставится в данной работе.

Следует отметить, что во многих работах в области динамики орбитального движения используется термин трубка траекторий или трубка допустимых траекторий (например, в работах ([3,7]). В этом случае речь идет о трубке, которая охватывает траекторию одного орбитального объекта. Это может быть трубка, которая охватывает множество оскулирующих орбит этого объекта в ходе эволюции его орбитального движения. Это может быть трубка, которая охватывает множество допустимых траекторий в окрестности заданной номинальной траектории. В данной работе рассматривается оскулирующая трубка, которая охватывает группу близких оскулирующих орбит нескольких орбитальных объектов в определенный момент времени. Орбиты, охваченные трубкой, изменяются c течением времени, результат И оскулирующей трубки обусловлен комплексом изменений всех входящих в нее орбит. Моделирование оскулирующей трубки, в которой траектории находятся на близком расстоянии друг от друга с точки зрения возможности сближений, является моделированием возникновения опасных пространства, в которой существует повышенная потенциальная опасность возникновения механических конфликтов. Представляет интерес разработка методов, позволяющих реализовывать такое моделирование без существенных затрат времени при анализе конфликтности многоэлементных множеств орбитальных объектов.

**2. Цель исследования.** Разработать методическое обеспечение задач моделирования эволюции и оценки параметров зон механических конфликтов орбитальных объектов для случаев, когда эти зоны целесообразно рассматривать как трубки, окружающих группы близких траекторий.

#### 3. Материалы исследований.

3.1 Признаки, на основе которых определяются близкие («сцепленные») траектории. Начнем с описания подхода, на основе которого определяется пара сцепленных траекторий (рис. 2а). Пусть для момента времени t рассматриваются оскулирующие орбиты пары объектов, которые обозначим k и l (обозначены  $O_k$  и  $O_l$  на рис. 2а,б). Значения параметров оскулирующей орбиты объекта k следующие: эксцентриситет  $e_k$ , большая полуось  $a_k$ , наклонение орбиты  $i_k$ , долгота восходящего узла  $\Omega_k$ , аргумент перигея  $\omega_k$ , момент времени прохождения перигея  $\tau_k$ . Аналогично параметры оскулирующей орбиты объекта l:  $e_l$ ,  $a_l$ ,  $i_l$ ,  $\Omega_l$ ,  $\omega_l$ ,  $\tau_l$ .

Линия пересечения орбитальных плоскостей рассматриваемых объектов – прямая  $p_1p_2$  (рис. 2a,б). Ее задает система уравнений

$$\begin{cases} A_{k}x + B_{k}y + C_{k}z = 0 \\ A_{l}x + B_{l}y + C_{l}z = 0 \end{cases},$$

где  $A_k = \sin(i_k)\sin(\Omega_k)$ ,  $B_k = -\sin(i_k)\cos(\Omega_k)$ ,  $C_k = \cos(i_k)$ ,  $A_l = \sin(i_l)\sin(\Omega_l)$ ,  $B_l = \sin(i_l)\cos(\Omega_l)$ ,  $C_l = \cos(i_l)$ , a x, y, z — координаты геоцентрической

экваториальной системы. Угол α между орбитальными плоскостями объектов k и l определяет выражение

$$\alpha = \arccos(|A_1A_2 + B_1B_2 + C_1C_2|)$$
.

Пару находящихся по одну сторону от центра Земли точек пересечения траекторий с линией пересечения плоскостей, в которых лежат эти траектории, будем называть *узловыми точками* или *узловой парой*. На рис. 2a,б – это пары узловых точек  $P_{k1}$ ,  $P_{l1}$  и  $P_{k2}$ ,  $P_{l2}$  (для удобства изображения на рис. 26 показаны не близкие орбиты, а общий случай двух произвольных орбит). Для формулировки условия сцепленности (близости) траекторий на каждой из орбит рассмотрим угол, который для орбитального объекта k обозначим  $\psi_k$ , а для орбитального тела  $1-\psi_1$  (рис. 26). Для задания описываемого угла произвольно выберем любую из пар узловых точек (назовем эту пару точек опорной узловой парой и обозначим  $P_k$ ,  $P_l$ ). Например, пусть опорной парой узловых точек будут точки  $P_{k1}$ ,  $P_{l1}$  в примере, представленном на рисунке (рис. 26). Вводимый в рассмотрение угол определяет положение произвольной точки  $N_k$  для орбитального тела k и  $N_l$  для орбитального тела k и  $P_l$  для орбитального тела k и k0 для орбитального тела k и k1 для орбитального тела k и k2 для орбитального тела k и k3 для орбитального тела k и k4 для орбитального тела k и k5 для орбитального тела k и k6 для орбитального тела k и k7 для орбитального тела k и k8 для орбитального тела k9 для орбитального тела k9 для

на опорную узловую точку и направлением из центра Земли на точку  $N_k$ , аналогично угол  $\psi_l$  — угол между направлением из центра Земли на опорную узловую точку и направлением на точку  $N_l$ .

Нулевое значение углов  $\psi_k$  и  $\psi_1$  – в опорной узловой точке. Так как направление на пару узловых точек совпадает, то нулевые значения углов  $\psi_k$  и  $\psi_1$  совпадают. Рассмотрим полуплоскости, на которые прямая  $p_1p_2$  делит орбитальные плоскости объектов k и 1. В дальнейшем будем полагать, что участки орбит объектов к и 1 лежать с одной стороны от линии пересечения орбитальных плоскостей, если угол между полуплоскостями, которым они принадлежат, не более 90 градусов (равен α). Выберем направление отсчета углов  $\psi_k$  и  $\psi_l$  так, чтобы они отсчитывались от направления из центра Земли на опорную пару узловых точек в одном направлении. То есть, положительным является направление удаления точек траекторий от опорных узловых точек на участках траекторий, которые лежат по одну сторону от линии пересечения орбитальных плоскостей (точки  $N_k$  и  $N_l$  на рис. 26). При этом положительное направление отсчета может быть выбрано произвольно (например, в сторону увеличения значения истинной аномалии орбитального тела k). Определить положения всех точек оскулирующей орбиты относительно опорной узловой точки с помощью введенного в рассмотрения угла  $\psi$  ( $\psi_k$  или  $\psi_l$  для k И 1 соответственно) можно, изменяя соответствующего угла на области определения  $[-\pi,\pi]$ .

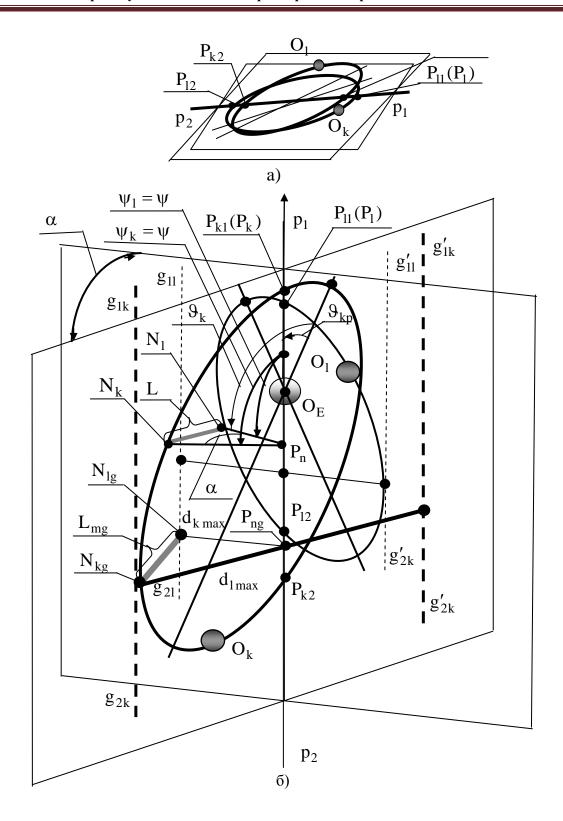


Рис 2. Траектории пары орбитальных объектов k (точка  $O_k$ ) и 1 (точка  $O_l$ ): а) объекты на близких орбитах; б) к пояснению оценки расстояния вдоль траектории.

Таким образом, углы  $\psi_k$  и  $\psi_l$  отсчитываются и изменяются одинаково. Введем в рассмотрение и будем использовать в дальнейшем абстрактный угол  $\psi$ , соответствующий одинаковым значениям углов  $\psi_k$  и  $\psi_l$  ( $\psi = \psi_k = \psi_l$ ).

При анализе расстояния между парой орбит «вдоль» траектории будем использовать расстояние L между точками  $N_k$  и  $N_l$ , положение которых относительно опорной узловой пары определяет угол  $\psi$ . Таким образом  $L(\psi)$  – расстояние между точками орбит объектов k и l, являющееся функцией угла  $\psi$ .

Расстояние  $L(\psi)$  также можно рассматривать как сторону треугольника  $N_k P_n N_l$ , вершина которого  $P_n$  лежит на линии пересечения орбитальных плоскостей  $p_1 p_2$ , а стороны  $P_n N_k$  и  $P_n N_l$  перпендикулярны прямой  $p_1 p_2$ . Величина угла  $N_k P_n N_l$  этого треугольника —  $\alpha$ . Значение  $L(\psi)$  при рассмотрении треугольника  $N_k P_n N_l$  может быть определено выражением

$$L(\psi) = d_k^2(\psi) + d_l^2(\psi) - 2d_k(\psi)d_l(\psi)\cos(\alpha),$$

где  $d_k(\psi)$  — длина стороны  $P_nN_k$  треугольника  $N_kP_nN_l$ , а  $d_l(\psi)$  — длина его стороны  $P_nN_l$ . При этом значения  $d_k(\psi)$ ,  $d_l(\psi)$  соответственно определяются выражениями

$$d_k(\psi) = \left| r_k(\theta_{kp} \pm \psi) \sin(\psi) \right|, \tag{1}$$

$$d_1(\psi) = \left| r_1(\theta_{lp} \pm \psi) \sin(\psi) \right|. \tag{2}$$

Знак «+» в выражениях (1) и (2) будет в том случае, если положительное направление отсчета угла у совпадает с положительным направлением отсчета истинной аномалии соответствующего орбитального тела, а знак «-», если эти направления противоположны. В уравнениях (1) и (2)  $\vartheta_{kp}$  и  $\vartheta_{lp}$  – значения истинных аномалий, соответственно определяющих положения опорных узловых точек на траекториях орбитальных тел k и 1, В выражении (1)  $r_k(\vartheta_{kp}\pm\psi)$  — длина радиус-вектора точки орбиты объекта k, которой соответствует значение истинной аномалии  $\vartheta_k = \vartheta_{kp} \pm \psi$  (рис. 26, 3a,б), а в выражении (2)  $r_l(\vartheta_{lp} \pm \psi)$  — длина радиус-вектора точки орбиты орбитального которой соответствует значение истинной  $\theta_1 = \theta_{lp} \pm \psi$ . Значения  $d_k(\psi)$  (или  $d_1(\psi)$ ) представляет собой расстояние от точки траектории соответствующего орбитального тела до линии р<sub>1</sub>р<sub>2</sub> пересечения орбитальных плоскостей рассматриваемой пары объектов.

Расчет значений  $\vartheta_{kp}$  и  $\vartheta_{lp}$  предлагается реализовывать на основе метода, предложенного в работах [5,6]. Описание того, как рассчитываются значения  $\vartheta_{kp1}, \vartheta_{kp2}$  и  $\vartheta_{lp1}, \vartheta_{lp2}$ , из которых выбирается пара опорных точек  $\vartheta_{kp}$  и  $\vartheta_{lp}$ , представлено на примере орбитального тела k (рис. 2б, 3а,б). Полагается, что на момент времени начала интервала времени, на котором рассматривается множество орбитальных объектов, точка  $P_{k1}$  находится в верхней

полуплоскости орбитальной геоцентрической системы координат, а точка  $P_{k2}$  – в нижней полуплоскости (в ходе эволюции орбиты положения точек  $P_{k1}$  и  $P_{k2}$  изменяют свои положения на орбите). Для расчета значение угла  $\vartheta_{kp1}$ , который определяет положение точки  $P_{k1}$ , предложено использовать выражение

$$\vartheta_{kp} = arctg(-\frac{A_l m_{k1,1} + B_l m_{k2,1} + C_l m_{k3,1}}{A_l m_{k1,2} + B_l m_{k2,2} + C_l m_{k3,2}}),$$

где

$$\begin{split} & m_{k111} = \cos(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) \cdot \cos(i_k), \\ & m_{k112} = -\cos(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) \cdot \cos(i_k), \\ & m_{k121} = \sin(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) + \cos(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k) \cdot \cos(i_k), \\ & m_{k122} = \cos(\Omega_k) \cdot \cos(\omega_k) \cdot \cos(i_k) - \sin(\Omega_k) \cdot \sin(\omega_k), \\ & m_{k131} = \sin(\omega_k) \cdot \sin(i_k), \\ & m_{k132} = \cos(\omega_k) \cdot \sin(i_k). \end{split}$$

— элементы матрицы перехода из геоцентрической орбитальной системы в геоцентрическую экваториальную систему. Значение угла  $\theta_{kp2}$ , который определяет положение точки  $P_{k2}$ , отличатся от  $\theta_{kp1}$  на  $\pi$ :

$$\vartheta_{kp2} = \vartheta_{kp1} + \pi.$$

Аналогично определяется значение углов  $\,\vartheta_{lp1}\,,\vartheta_{lp2}\,$  для орбитального тела 1 .

В качестве признака сцепленности (близости) траекторий орбит тел k и 1 предлагается условие, в котором используется описанное выше расстояние  $L(\psi)$ :

$$L_{\text{max}} \leq L_{\text{gr}},$$
 (3)

где  $L_{max} = max(L(\psi))$  на области определения  $\psi \in [-\pi,\pi]$ , а  $L_{gr}$  — заданная верхняя граница значения расстояния «опасной близости» траекторий. Описанный признак сцепленности траекторий можно рассматривать не только для задачи анализа механической конфликтности, а как общий признак близости траекторий при выбранной верхней границе  $L_{gr}$  расстояния, полагаемого близким.

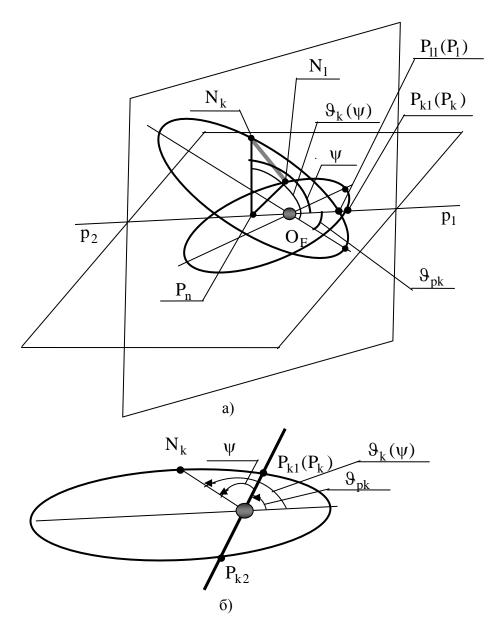


Рис. 3. К пояснению определения истинной аномалии точки орбиты как функции угла  $\psi$ : а) картина в пространственном изображении; б) картина в плоскости орбитального объекта

Моделирование эволюции пары сцепленных траекторий и анализ их сцепленности реализуется на основе изменения времени моделирования с достаточно крупным шагом (сравнимым по величине с длительностями периодов обращения рассматриваемых орбитальных тел). На каждом шаге моделирования значения орбитальных параметров, определяющих эти траектории, рассчитываются на основе упрощенных выражений (например, приведенных в работе [10]), и для соответствующих оскулирующих орбит определяется значение  $L_{\text{max}}$  и проверяется условие (1).

В данной работе опускаются вопросы разработки быстрых алгоритмов вычисления значения  $L_{max}$ . Однако предлагается упрощенный подход, позволяющий с запасом определить верхнюю оценку  $L_{max}$  (мажоритарную

оценку). Введем в рассмотрение часть плоскости орбитального объекта, входящего в пару рассматриваемых объектов, которая ограничена двумя прямыми, расположенными по обе стороны от линии пересечения их орбитальных плоскостей и параллельными этой линии (рис. 2б). Каждая из двух прямых находится от линии пересечения орбитальных плоскостей на расстоянии, равном расстоянию от этой линии до максимально удаленной от нее точки орбиты. На рис. 2б описанная часть плоскости орбитального тела к ограничена прямыми  $g_{1k}g_{2k}$  и  $g_{1k}'g_{2k}'$ , а часть плоскости орбитального тела 1 – прямыми g<sub>11</sub>g<sub>21</sub> и g'<sub>11</sub>g'<sub>21</sub>, которые в соответствующих орбитальных плоскостях расположены по обе стороны от прямой р<sub>1</sub>р<sub>2</sub> и параллельны ей. Расстояние от прямых  $g_{1k}g_{2k}$  и  $g_{1k}'g_{2k}'$  до прямой  $p_1p_2$  равно расстоянию от  $p_1p_2$  до наиболее удаленной от нее точки траектории тела k (расстоянию  $d_{k\,max} = \max(d_k(\psi))$ ). Аналогично прямые  $g_{11}g_{21}$  и  $g'_{11}g'_{21}$  находятся от прямой  $p_1p_2$  на расстоянии  $d_{1\,max} = \max(d_1(\psi))$ . Значения  $d_{k\,max}$  и  $d_{1\,max}$  определяются на области определения  $\psi \in [-\pi,\pi]$ . На этой области  $d_k(\psi)$  и  $d_l(\psi)$  имеют два локальных экстремума. Один экстремум – на области определения  $\psi \in [-\pi,0]$ , а другой на области определения  $\psi \in [0,\pi]$  (на рис. 4 приведен пример расчетов  $d_{k \max} = \max(d_k(\psi))$ .

Получены выражения для расчета глобальных экстремумов функций  $d_k(\psi)$  и  $d_l(\psi)$ . Для орбитального тела k это выражение  $d_{k\,max}=d_k(\psi_k^*)$ , где в случае совпадения направления отсчета истинной аномалии и угла  $\psi$ 

$$\begin{cases} \psi_k^* = \arccos(-e_k \sin(\vartheta_{kp})), & \text{если } \vartheta_{pk} \in [0,\pi] \\ \psi_k^* = -\arccos(-e_k \sin(\vartheta_{kp})), & \text{если } \vartheta_{pk} \in [\pi,2\pi] \end{cases}$$

а в случае противоположных направлений отсчета истинной аномалии и угла  $\psi$ 

$$\begin{cases} \psi_k^* = -\arccos(-e_k\sin(\vartheta_{kp})), & \text{если } \vartheta_{pk} \in \left[0,\pi\right] \\ * \\ \psi_k^* = \arccos(-e_k\sin(\vartheta_{kp})), & \text{если } \vartheta_{pk} \in \left[\pi,2\pi\right] \end{cases}.$$

Аналогичные выражения определяют  $d_{l \, max} = d_l(\psi_l^*)$  .

Завышенную (мажоритарную) оценку  $L_{mg}$  расстояния между орбитами объектами можно получить как длину стороны  $N_{kg}N_{lg}$  абстрактного треугольника  $N_{kg}P_{ng}N_{lg}$  (рис. 2б), аналогичного треугольнику  $N_kP_nN_l$ , в котором длина стороны  $P_{ng}N_{kg}$  равна  $d_{k\,max}$ , а длина стороны  $P_{ng}N_{lg}-d_{l\,max}$ , и соответственно

$$L_{mg}(\psi) = d_{k \max}^2(\psi) + d_{l \max}^2(\psi) - 2d_{k \max}(\psi)d_{l \max}(\psi)\cos(\alpha).$$

Условие сцепленности траекторий на основе мажоритарной оценки аналогично условию (3):

$$L_{mg} \le L_{cr} . (4)$$

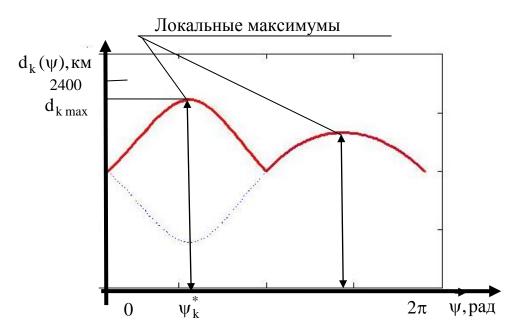


Рис. 4. Расстояние точек орбиты объекта  ${\bf k}$  от прямой  ${\bf p}_1{\bf p}_2$  на области определения угла  ${\bf \Psi}$ 

**3.2** Определение групп сцепленных траекторий. Для определения групп объектов со сцепленными траекториями в заданном множестве N орбитальных объектов составляется матрица связности объектов. Если объект k не имеет с объектом 1 сцепленной траектории, то в элементе строки k столбца 1 записано значении 0, если траектории этих объектов сцеплены, то в названном элементе записано число объектов (включая объект k), с которыми у объекта 1 сцеплены траектории. Таким образом, сцепленность траекторий описана в матрице размерностью  $N \times N$ . Кроме того, используются элементы (N+1)-го столбца, в каждом k-том элементе которого записано сумма элементов k-той строки. Эта сумма представляет собой общее число связей между орбитальными объектами группы со сцепленными траекториями, в которую входит k-ый орбитальный объект. На рис. 5 представлен пример матрицы связности для множества, в котором число объектов N=14. В приведенном примере только 2 объекта множества являются «свободными» (не входят в группы со сцепленными траекторий).

Разработаны алгоритмы обработки матрицы связности объектов, которые позволяют выделить группы со «слабым условием связности» траекторий,

группы объектов со связанными траекториями и группы объектов с полной связностью. Для представления информации о группе любого вида используют матрицы связности групп. Принцип организации информации в этих матрицах аналогичен принципу, описанному для матрицы связности элементов всего рассматриваемого множества объектов. Отличие в том, что номер строки и столбца в общем случае не соответствует номеру орбитального объекта. В ј-ом элементе нулевой строки и ј-ом элементе нулевого столбца записан номер объекта, и соответственно ј-ый столбец и ј-ая строка содержат информацию об этом элементе.

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	Σ
1	0	4	0	0	1	0	0	2	0	0	4	0	1	0	11
2	5	0	0	3	0	0	0	2	1	0	0	0	0	0	11
3	0	0	0	3	0	1	0	0	0	0	4	0	0	0	8
4	0	4	3	0	0	0	0	0	0	0	4	0	0	0	11
5	5	0	0	0	0	0	0		0	0	0	0	0	0	5
6	0	0	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	3
7	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	4	1	0	0	5
8	5	4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	9
9	0	4	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	4
10	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
11	5	0	3	3	0	0	2	0	0	0	0	0	0	0	13
12	0	0	0	0	0	0	2	0	0	0	0	0	0	0	2
13	5	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	5
14	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Рис. 5. Пример матрицы связности для множества 14 орбитальных объектов

Характеристиками «сцепленности» группы сцепленных траекторий являются: 1) для каждой траектории группы — число сцепленных с ней траекторий; 2) число образованных пар сцепленных траекторий для среднестатистической траектории группы; 3) среднеквадратическое отклонение числа пар сцепленных траекторий, образуемых среднестатистической траекторией; 4) число траекторий, которые образуют заданное число сцепленных пар; 5) число траекторий, образующих число пар, которое не меньшее заданного.

**3.3** Оскулирующая трубка близьких траекторий и ее характеристики. Для группы сцепленных траекторий определяется окружающая ее оскулирующая трубка. Очевидно, в рассматриваемый момент времени область пространства, представляющую собой оскулирующую трубку, можно задать, выделив ее среднюю линию и определив границы вокруг этой средней линии (рис. 1а,б).

Опишем подход к определению средней линии для случая, когда все орбитальные объекты в трубке совершают сонаправленное движение (как

отмечалось, в этом случае разность значений долготы восходящего узла для каждой пары орбитальных объектов не превышает по модулю 90 градусов). В этом случае средней линией трубки в заданный момент времени может быть орбита абстрактного объекта, которую в этот момент определяют параметры, значение каждого из которых есть среднее в диапазоне значений одноименного параметра орбитальных объектов, входящих в трубку (назовем этот объект средним абстрактным объектом в трубке). Для у-того параметра его значение  $p_{\nu}$  определяется выражением  $p_{\nu} = \frac{p_{\nu \, min} + p_{\nu \, max}}{2}$ , где  $p_{\nu \, min}$  – минимальное значение этого параметра среди параметров орбитальных объектов в трубке, а  $p_{\nu\,max}$  – максимальное значение. Если в трубке есть объекты со встречным движением (модуль разности между значениями долготы восходящего узла более 90 градусов), то в общем случае выделяются две группы объектов: основная группа объектов и встречная группа. Если при проведении анализ конфликтности объектов группы они равнозначны для исследователя, то имеет смысл рассматривать в качестве основной группы ту, в которой большее число объектов. Если один или несколько объектов группы представляют для исследователя особый интерес (например, в составе группы может быть космический аппарат, а остальные объекты – космический мусор), то эта группа полагается группой с основным движением. При определении параметров среднего абстрактного объекта все параметры объектов основной группы, и в том числе долгота восходящего узла, учитываются так, как описано выше. Аналогично учитываются все параметры орбитальных объектов встречной группы за исключением долготы восходящего узла. Если ј-тый орбитальный объект является встречным по отношению к объектам основной группы, то вместо значения его долготы восходящего узла  $\Omega_1$  используется

Следует отметить, что орбита среднего абстрактного объекта, как и орбиты реальных объектов, входящих в трубку, является оскулирующей. Однако изменение орбит реальных объектов происходит под влиянием возмущающих сил на эти объект, а изменение орбиты среднего абстрактного объекта есть результат учета на основе принятых правил влияния возмущающих сил на все орбитальные объекты в трубке.

значение  $\Omega_i - \pi$ .

При определении границ оскулирующей трубки сцепленных траекторий полагается, что для сечения трубки в точке орбиты среднего абстрактного объекта бинормальной плоскостью будет получена окружность с центром в этой точке и радиусом  $R_p$  (рис. 1б, 6а,б). При этом  $R_p$  — максимальное значение среди мажоритарных оценок расстояний от траектории абстрактного среднего объекта до траекторий орбитальных объектов, входящих в трубку:

$$R_p = \max(L_{mgj}),$$

где  $L_{mgj}$  – мажоритарная оценка расстояния между траекториями абстрактного среднего объекта и траекторией j-того объекта, входящего в трубку

траекторий. На рис. 1а показана трубка близких траекторий десяти орбитальных объектов, для которых определена в рассматриваемый момент времени средняя линия трубки (оскулирующая орбита абстрактного среднего объекта). Границы трубки на рис. 1а дорисованы для наглядного пояснения полученного результаты (эти границы определяются найденным для текущего момента времени значением  $R_{\rm p}$ ).

При описании трубки траекторий может быть полезным дополнительно ввести в рассмотрение еще три абстрактных объектов. Во-первых, это объект, каждый из параметров которого в момент времени t представляет собой среднее значение одноименных параметров объектов, входящих в трубку, если все объекты в трубке сонаправлены. Если в трубке есть группа объектов со встречным движением, то перед расчетом среднего значения долготы восходящего узла реализуется описанное выше изменение на  $\pi$  значений долготы восходящего узла орбит этих объектов. Назовем этот объект абстрактным объектом со средними значениями параметров. Траектории среднего абстрактного объекта и абстрактного объекта со средними значениями совпадают, траектории параметров хорошо если сцепленной траекторий относительно равномерно распределены внутри трубки. Чем «перекос» заполнении трубки траекториями, тем В абстрактного несовпадение траекториями среднего объекта между абстрактного объекта со средними значениями параметрами. Один показателей этого – описанная выше для реальных объектов оценка максимума и мажоритарная оценка расстояния между траекториями рассматриваемых абстрактных объектов.

Во-вторых, будем рассматривать абстрактный объект, для которого орбитальных начальный параметров времени момент моделирования определяются таким же образом, как для абстрактного среднего диапазоне средние значения В значений параметров). После определения значений параметров абстрактного объекта в моделируются изменения начальный момент времени значений параметров под действием возмущющих сил как для реальных объектов (при расчете возмущений размерные и весовые характеристики этого абстрактного объекта принимаются на основе осреднения соотвествующих параметров для других объектов в трубке). Назовем введенный объект абстрактным средним объектом в начальный момент времени.

В-третьих, вводится в рассмотрение абстрактный объект, для которого значения орбитальных параметров в начальный момент времени моделирования определяются таким же образом, как для абстрактного объекта со средними значениями параметров. После определения значений параметров в начальный момент времени изменение этих параметров моделируются под действием возмущающих сил, как и для реальных объектов. Назовем введенный объект абстрактным объектом со средними значениями параметров в начальный момент времени.

Введение двух последних объектов позволит видеть отличие в изменении

оскулирующих орбит двух первых абстрактных объектов, параметры которых для текущего момента времени определены как результат комплексного учета одноименных параметров всех объектов в трубке, от орбит, параметры которых изменяются под действием возмущающих сил.

Введенные в рассмотрении траектории абстрактных объектов могут быть определены не только для всех орбитальных объектов в оскулирующей трубке, но и для групп объектов в этой трубке.

Чтобы проанализировать размещение траекторий внутри трубки можно использовать описанные для пары траекторий оценки расстояния между ними – максимальное значение этого расстояния и мажоритарную оценку. Эти оценки предлагается находить, во-первых, для всех пар траекторий, в составе которых одна – траектория реального объекта, находящегося в области трубки, а вторая – траектория среднего абстрактного объекта. Кроме того, такие оценки могут быть найдены для пар траекторий, в которых одна – траектория реального объекта, а вторая – траектория абстрактного объекта со средним значением параметров. Также эти оценки могут быть получен для всех возможных пар орбитальных объектов. Для каждой из трех описанных групп рассматриваемых пар траекторий для обеих оценок может быть получены средние значения по группе и среднеквадратические отклонения от них.

3.3 Распределение орбитальных объектов вдоль оскулирующей трубки, группировки близких сонаправленных объектов в трубке. Заполнение оскулирующей трубки траекториями характеризует потенциальную возможность нахождения орбитального объекта в сечении трубки. Кроме того, оскулирующую трубку близких траекторий также характеризует размещение орбитальных объектов вдоль трубки (можно сформулировать по-иному – вдоль траектории абстрактного объекта). Введем среднего показатель местоположения орбитального объекта вдоль трубки. Он характеризует мгновенное положение орбитального объекта вдоль средней линии трубки. Пусть в момент времени t орбитальный объект j, входящий в состав орбитальных объектов в оскулирующей трубке, находится в точке Si (рис. ба,б). Положение ј-го объекта на его орбите задает значение истинной аномалии  $\vartheta_1$  (в частности, значение истиной аномалии, из которой исключили целое число ее периодов). Так как траектории орбитального тела і и среднего абстрактного объекта достаточно близки, будем полагать, что они лежат в одной плоскости (рис. 6a,б). Пусть точка Sia является точкой пересечения радиус-вектора  $r_i$  точки  $S_i$  (или продолжения радиус-вектор  $r_i$  в сторону его возрастания) с орбитой среднего абстрактного объекта (со средней линией окулирующей трубки). Будем говорить, что точка  $S_{\dot{1}a}$  является *проекцией* точки местоположения j-го объекта S<sub>j</sub> на орбите среднего абстрактного объекта. Аргумент перигея орбиты среднего абстрактного орбитального объекта —  $\omega_a$ , аргумент перигея j-го орбитального объекта —  $\omega_j$ . Положение точки  $S_{ja}$  на орбите среднего абстрактного объекта будем определять углом  $\vartheta_{ja}$ , который отсчитывается от направления из центра Земли на точку перигея этой орбиты до направления на точку  $S_{ja}$ . То есть, это угол, который аналогичен истиной аномалии точки  $S_{ja}$  на орбите среднего абстрактного объекта.

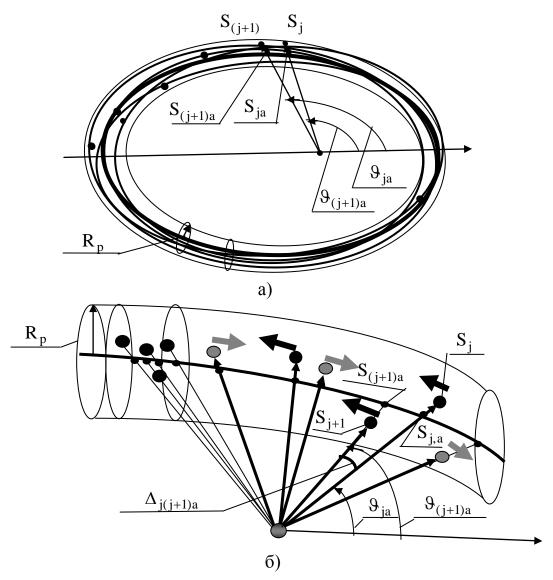


Рис. 6. К размещению орбитальных объектов внутри трубки: а) оскулирующая трубка, б) фрагмент оскулирующей трубки

Если орбитальный объект ј входит в группу объектов с основным направлением движения в трубке, то угол  $\vartheta_{ja}$  для местоположения его проекций на орбите среднего абстрактного объекта определяется выражением  $\vartheta_{ja} = \omega_j - \omega_a + \vartheta_j$ .

Если орбитальный объект j входит в группу объектов с противодвижением, то то угол  $\vartheta_{ia}$  определяется выражением

$$\theta_{ja} = \pi - \omega_j - \omega_a - \theta_j$$
.

При этом следует помнить, что для объектов с противодвижением угол  $9_{ja}$  отсчитывается в сторону убывания истиной аномалии среднего абстрактного орбитального объекта. И для объектов основной группы, и для объектов группы с противодвижением рекомендуется такой алгоритм расчета  $9_{ja}$ , который обеспечивает для этого угла диапазон значений  $[0,2\pi]$ . Если для всех орбитальных объектов в трубке найти значение описанного угла, а потом распределить эти значения по возрастанию, можно получить характеристику мгновенного распределения орбитальных объектов вдоль трубки (выделив при этом объекты основной группы и группы с противодвижением) (рис. 66).

Очевидно, что на периоде движения орбитального объекта положения его проекция на средней линии оскулирующей трубки будет меняться. При моделировании оскулирующей трубки время моделирования предлагается изменять с достаточно крупным шагом (сравнимым со средним периодом обращения орбитальных тел в трубке). Определяя углы 9 іа проекций точек положения орбитальных объектов на средней линии оскулирующей трубки с таким крупным шагом по времени нельзя анализировать их движение вдоль заполнения периоде, но можно видеть характер орбитальными объектами. Показатели рассеянья вдоль трубки можно получить на основе статистической обработки разности значений углов, определяющих положения соседних проекций точек местоположений орбитальных объектов на траектории среднего абстрактного объекта. Если  $s_{ja}$  и  $s_{(j+1)a}$  проекции соседних точек  $S_j$  и  $S_{(j+1)}$  местоположения орбитальных объектов j и (j+1)соответственно, а  $\vartheta_{ja}$  и  $\vartheta_{(j+1)a}$  – углы, определяющие их положение на траектории среднего абстрактного объекта, то их расположение друг относительно друга определяет угол  $\Delta_{j(j+1)a} = \vartheta_{(j+1)a} - \vartheta_{ja}$ .

На множестве значений  $\Delta_{j(j+1)a}$  орбитальных объектов в оскулирующей трубке траекторий для этих значений рассчитываются среднее значение и среднеквадратическое отклонение. Кроме того, среднее значение и среднеквадратическое отклонение целесообразно также рассчитать отдельно для основной группы объектов и группы объектов с противодвижением.

Введенный в рассмотрение угол  $\vartheta_{ja}$  может быть использован для выявления группировки близких сонаправленных объектов внутри трубки. Будем полагать, что вхождение объектов в подобную группу с точки зрения рассеяния вдоль сечения трубки выполняется всегда благодаря тому, что размеры трубки в поперечном сечении относительно невелики, исходя из условий решаемой задачи. Рассеяние вдоль траектории определяется значением  $\Delta_{j(j+1)a}$  для соседних объектов. Если для нескольких сонаправленных объектов их проекции на траектории среднего абстрактного объекта расположены последовательно, и значения  $\Delta_{j(j+1)a}$  для соседних проекций не превышают

заданное значение  $\Delta_{mga}$ , то полагается, что эти объекты составляют группу близких объектов (рис. 6б). Значение  $\Delta_{mga}$  определяются исходя из размеров орбиты и расстояния, которое для решаемой задачи полагается близким. Значение  $\Delta_{mga}$  выбирается с запасом, учитывающим изменение во времени  $\Delta_{j(j+1)a}$  в зависимости от положения соответствующих орбитальных объектов на орбите.

Выводы. В данной работе предложены только результаты исследований в области разработки методов выявления групп близких траекторий и повышенной моделирования ЭВОЛЮЦИИ 30НЫ опасности механических конфликтов в их окрестности (моделирование трубок опасно близких траекторий). Материал, связанный с задачами прогнозирования механических конфликтов между орбитальными объектами в оскулирующей трубке, а также конфликтных ситуаций В областях, прогноза суперпозициями трубок механических конфликтов, в данной работе не представлен и является продолжением данного исследования.

Следует также отметить, что полученные результаты носят достаточно общий характер и могут быть применимы не только в задачах анализа конфликтности орбитальных объектов. В частности, моделирование и анализа оскулирующих трубок близких траекторий представляет интерес в задачах анализа совместного движения компактной группировки связанных единой орбитах, которые задачей космических аппаратов на номинальными значениями ряда орбитальных параметров (в общем случае, имеют различные значения всех шести параметров). Орбитальные параметры могут эволюционировать в пределах, определенных требованиями к точности космических аппаратов. ЭТОМ коррекции орбит В случае траекториями полагаются траектории космических аппаратов компактной группировки, а оскулирующая трубка траекторий охватывает оскулирующие орбиты этих космических аппаратов. Моделирование параметров этой трубки будет полезно, например, для разработки программ коррекции орбит космических аппаратов группировки.

## Библиографические ссылки

- 1. Баранов А.А. Методика выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора./ А.А. Баранов, М.А. Каратунов // Инженерный журнал: наука и инновации, 2016.— #4, С. 1-16.
- 2. Бордовицина Т.В. Численное моделирование динамики околоземных космических объектов искусственного происхождения с использованием параллельных вычислений. / Т.В. Бородовицына, А.Г.

- Алексадрова, И.Н. Чувашов // Вестник томского государственного университета. Математика и механика. 2011, № 4 (19). С. 34-48.
- 3. Заславский Г.С. Проектирование коррекции траектории космического аппарата СПЕКТР-Р при наличии погружения его в сферу влияния Луны./ Г.С. Заславский, М.В. Захваткин, Н.С. Кардашев, Ю.Ю. Ковалев, Е.А. Михайлов, М.В. Попов, К.В. Соколовский, В.А. Степеньянц, А.Г. Тучин // Космические исследования, 2017. Т. 55, № 4. С. 1-16.
- 4. Кондрашин М.А. Разработка алгоритма выявления объектов, потенциально опасных для управляемых космических аппаратов / М.А Кондрашин // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 1(58). С. 153-157.
- 5. Лабуткина Т.В. Быстрый метод прогноза опасных сближений орбитальных объектов и оценка расстояния сближения /Т. В Лабуткина, А. Н. Петренко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. 2012. Т. XIV. С. 28-40.
- 6. Лабуткина Т.В. Информационная система для задач анализа конфликтности многоэлементного множества орбитальных объектов./ Т.В. Лабуткина, А.Н. Петренко // Науково-технічний журнал «Радіоелектронні і комп'ютерні системи». № 3 (62), 2013. С. 92-101.
- 7. Панчуков А.А. Интегральные критерии точности выведения. / А.А. Панчуков./ Журнал «Вестник Московского авиационного института. Ракетная и космическая техника», 2013. Т.20, №1. С.50-56.
- 8. Назаренко А.И. Моделирование техногенного загрязнения околоземного космического пространства. // Околоземная астрономия XXI века. М: ГЕОС, 2001. С.80-91.
- 9. Усиченко В.И. Прогнозирование столкновений космических объектов методом выделения эквидистантных точек на эллиптических орбитах. / В.И. Усиченко, А.В. Крюков, Д.Г. Грошелев // Вісник Дніпропетровського університету. Серія «Ракетно-космічна техніка». 2015. Випуск 18, том 1. С. 156-161.
- 10.Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. М.К. Тихонравов, И.К. Бажанов, О.В. Гурко М.: Машиностроение, 1974. С. 332.
- 11.Space debris [электр. текст] Режим доступа: http://en.wikipedia.org/wiki/Space-debris.

Поступила в редакцию 27.05.2017

УДК 629.764

#### Ю.О. Мітіков, І.С. Іваненко

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

# НОВИЙ СПОСІБ БОРОТЬБИ З ТЕМПЕРАТУРНИМ РОЗШАРУВАННЯМ РІДКОГО КИСНЮ В БАКАХ РАКЕТНИХ РУШІЙНИХ УСТАНОВОК

Розглянуто новий спосіб боротьби з термічним розшаруванням кисню в циліндричному баку ракети. Бак захалоджують зовні рідким азотом, потім починають заправку киснем. Стінки зсередини покривають матеріалом з певними теплофізичними властивостями, полірують.

**Ключові слова:** кисень в циліндричному баку, температурне розшарування, конвекція, протидія розшаруванню, нові способи

Рассмотрен новый способ борьбы с термическим расслоением кислорода в цилиндрическом баке ракеты. Бак захолаживают снаружи жидким азотом, потом начинают заправку кислородом. Стенки изнутри покрывают материалом с определенными теплофизическими свойствами, полируют.

**Ключевые слова**: кислород в цилиндрическом баке, температурное расслоение, конвекция, противодействие расслоению, новые способы

New method for controlling the thermal stratification of oxygen in a cylindrical rocket tank is considered. The tank is cooled outside with liquid nitrogen, then they begin filling with oxygen. The walls from the inside are covered with a material with certain thermophysical properties, polished.

**Keywords**: oxygen in the tank, temperature stratification, convection, counteraction to delamination, new methods.

#### Вступ

Як окислювач для рідинних ракетних двигунів (РРД) сучасних ракетносіїв (РН) найбільшого поширення знаходить (і буде знаходити в доступному для огляду майбутньому) рідкий кисень [1]. Достатньо перелічити РН «Зеніт», «Маяк» (Україна), «Циклон-4М»; Antares (США, Україна); Atlas-V, Falcon-9 (США); Arian-V(ЄКА); H-1 (Японія); численне сімейство РН «Союз-2», «Ангара» (Росія); KSLV-2 (Південна Корея) та інші.

Особливо треба відмітити, що усі ці носії мають несучі нетеплоізольовані циліндричні баки з рідким киснем низької температури (від -183°С до -207°С). Баки при передстартовій підготовці після закриття дренажних клапанів (ДК) і польоті під дією зовнішніх теплових потоків нагріваються самі і нагрівають, в свою чергу, рідкий кисень. Під дією гравітаційних сіл прогріті шари палива спливають уздовж циліндричних стінок бака наверх і там накопичуються [2]. Це так зване температурне розшарування кисню в баку. На вхід до забірного пристрою чи двигуна вони попадають на при кінці його роботи на ділянці дроселювання. Для ілюстрації на рис.1 представлена температура рідкого

кисню на вході в РРД LR-87-11 І ступеня РН США «Тіtan» за часом польоту.

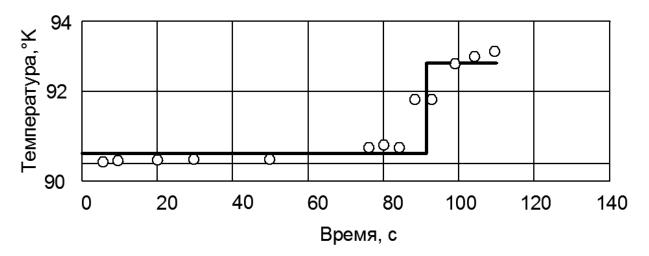


Рис.1 Зміна в часі температури рідкого кисню двигуна 1 ступеня ракети «Тіtan» після запуску двигуна:

о - результати вимірювань; — - результати розрахунку

Температурне розшарування кисню вкрай негативне явище, навіть якщо воно і складає всього декілька градусів. Для розуміння його впливу на параметри РУ розглянемо рівняння для визначення потрібного тиску газу в баку  $p_{\delta}$  від температури кисню на вході в забірний пристрій чи в насос  $t_{\epsilon x}$  (що є визначальним в даному випадку):

$$p_{\rm f} + h\rho g n_x - \Delta p_{\rm rn} = P_{\rm s}(t_{\rm bx}) + \Delta p_{\rm as}$$

де h - висота стовпа рідини в баку над входом в двигун (над забірним пристроєм);

 $\rho$  - середньомасова щільність палива;

*g* - прискорення вільного падіння;

 $n_x$  - поточне значення осьового навантаження;

 $\Delta p_{\scriptscriptstyle \Gamma\Pi}$  - втрати тиску в забірному пристрої та видаткової магістралі;

 $P_{s}$  - тиск насиченої пари палива;

 $∆ p_{a3}$ - антикавітаційний запас насосу (забірного пристрою).

Як видно з наведеного рівняння, чим більша температура палива на вході в двигун  $t_{ex}$ , тим більший за величиною повинен бути перший член в його правій частині. Наприклад, прогрів рідкого кисню на 1 градус в діапазоні температур  $80 \div 96$ К відповідає в середньому підвищенню його тиску насиченої пари на  $\sim 0,15$  бар. Іншими словами, для бескавітаційної роботи насосів в цьому випадку необхідно підвищувати тиск газу в баку на  $\sim 0,15$  бар на кожен градус прогріву кисню, або збільшувати теплові залишки кисню в баку.

На рис.2 наведено типовий для сучасного циліндричного верхнього бака окислювача I ступеня мінімально необхідний тиск газу в баку.

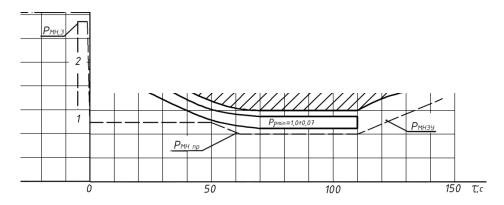


Рис.2 Типова зміна потрібного тиску газу в верхньому баку окислювачаза часом роботи ДУ (0 часу - початок руху РН)  $P_{\mathit{MH.N}}$  - потрібний тиск газу в баку при запуску РРД;  $P_{\mathit{MH.Np}}$  - потрібний тиск газу в баку за умови його міцності (стійкості);  $P_{\mathit{MH.Ny}}$  - потрібний тиск газу в баку для забезпечення бескавітаційної роботи забірного пристрою

Як видно з наведеного графіка, визначним розрахунковим випадком для тиску газу в баку в даному випадку є забезпечення бескавітаційної роботи забірного пристрою в кінці роботи ДУ з  $\sim 110$ с польоту. Стовп палива h вже невеликий, перевантаження  $n_x$  перед вимиканням двигуна незначне. Тому перевищення тиском газу в баку мінімально-необхідного тиску може бути забезпечено тільки шляхом підвищення тиску газу в баку.

Однак підвищити тиск газу в практично порожньому баку (для прикладу, об'єм бака окислювача РД- $171M \sim 200 \text{м}^3$ ) досить складна проблема. Якщо система наддування (СН) газобалонна, то тиск газу в балонах наприкінці роботи ДУ вже невеликий. При дроселюванні ДУ витрата теплоносія і його температура на вході в теплообмінник суттєво знижуються. Відповідно, при зменшенні витрати гелію з балонів ще падає і його температура на вході в бак.

Якщо система наддування баків випарна (киснева) або рідинна генераторна, то на кінцевій ділянці роботи ДУ (дроселювання) падають витрати компонентів палива (робочого тіла наддування при нерегульованих СН) і тиску в точках їх відбору. В обох випадках необхідно суттєво збільшувати витрату робочого тіла наддування шляхом введення додаткових агрегатів автоматики і збільшувати прохідний перетин гарячої магістралі наддування через зниження тиску на вході. Тому пошук шляхів зменшення температури верхніх шарів палива в баку  $\epsilon$  досить перспективним напрямком підвищення ефективності СН і ракетного комплексу в цілому.

Аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спираються автори. У сучасному експериментальному дослідженні [3] показано, що для нетеплоізольованих циліндричних паливних баків, незважаючи на гаряче наддування, визначальним для прогріву кисню в баку є зовнішній тепловий потік до його циліндричної поверхні. У цьому випадку прийнято при розрахунках вважати, що прогріті шари спливають на поверхню і не перемішуються один з одним, як би нашаровуючись один на одного [2]. В роботі [4] показано, що тільки за час

передпускового наддування бака (ДК закритий) прогрівання верхнього шару кисню в баку (з подовженням  $\sim 5,6$ ) становить до  $2^{0}$ С. Це значна величина.

Відомі засоби боротьби з температурним розшарування палива в баку [5]. Вони використовують різні кільцеві перегородки по всій висоті бака, які розбивають на частини природно конвективний потік кисню уздовж стінок бака. Недоліком таких методів  $\epsilon$  ускладнення і обваження конструкції бака, ускладнення технології його виготовлення.

Також відомий спосіб, який включає подачу холодного гелію незначною витратою від нижнього днища бака вгору через торовий колектор («газліфт») [6]. Холодний гелій у вигляді бульбашок спливає, тягне за собою холодний кисень і перемішує верхні і нижні шари окислювача. Знижується температура верхнього шару кисню. Температура кисню на вході в двигун наближається до середньомасової. Недоліком цього способу є те, що він спрямований на боротьбу з наслідками прогрівання палива, а не на причину його виникнення. Колектор, додатковий гелій, балон для його зберігання — обтяжують РН. В ідеалі цей спосіб може зменшити прогрівання верхнього шару на декілька градусів (що також вкрай важливо), але не звести прогрів до мінімуму. Є тут і ще одне проблемне питання — явище можливого руху бульбашок газу вниз під дією певних частот в рідкій фазі. РРД, як відомо, генерує максимально широкий їх спектр.

Постановка завдання досліджень. Метою цієї роботи є обгрунтування нового способу боротьби з температурним розшаруванням рідкого кисню в баках ракетних РУ. Доцільно звести до мінімуму прогрів тільки тієї верхньої частини кисню в баку, яка і може створювати проблеми. Аналіз рис.1 показує, що ліквідувати прогрів кисню в баку логічно тільки в тій частині палива, яка потрапляє в забірний пристрій після ~ 110с роботи ДУ. Кисень, що витрачається раніше, ніяких проблем щодо забезпечення потрібного тиску газу в баку не створює і витрачати на нього ресурси просто не має сенсу. Також запропонований спосіб не повинен обтяжувати паливні баки і бути реалізованим при нинішньому розвитку науки і техніки, не вимагати розробки дорогих технологій.

Виклад основного матеріалу дослідження. Розглянемо типовий спосіб заправки киснем паливних баків ДУ ракет-носіїв. У видаткову магістраль зі старту подають рідкий кисень, який відповідає хімічній і механічній чистоті ДЕСТу на ракетне паливо. Рідкий кисень в баку захолоджує конструкцію, википає. Температура конструкції бака наближається до температури рідкого кисню в баку, але завжди тепліше його. Під час заправки баку пари кисню з кріогенною температурою виходять через відкритий ДК до атмосфери. Холодні пари кисню опускаються на стартову позицію і істотно підвищують там концентрацію кисню. Це створює вкрай пожежонебезпечну ситуацію.

По закінченню заправки закривають ДК. Кисень починає грітися і відбувається його температурна стратифікація. По закінченню передстартової підготовки запускають РУ. Рідкій кисень під дією аеродинамічного теплового

потоку до стінок бака і далі продовжує нагріватися в пограничному шарі і спливатиме на поверхню окислювача.

Недоліками цього засобу  $\epsilon$  те, що:

- у великій кількості витрачається дорогий чистий кисень для захолоджування конструкції баку;
- на самому старті при проведенні заправки створюється середа з підвищеним вмістом кисню. При аварії, які на жаль трапляються, гасити пожежу у такій атмосфері на старті, вкрай складно;
- вже на старті, після закрыття ДК, починає створюватись температурне розшарування кисню в баку.

Рішення поставленого завдання планується наступним чином [8]. Перед заправкою бака і до старту РН проводять захолоджування стінок бака нейтральним зрідженим газом, наприклад, азотом, з його зовнішнього боку до температури, яка нижче температури компонента палива в баку на момент старту. Із зовнішнього боку захолоджування бака можна проводити рідким неочищеним азотом. Його подають зверху бака вниз коаксіально його стінок за часом до самого старту РН. Для зменшення потреб азоту його доцільно подавати в коаксіальний зазор між баком і спеціальним стартовим кожухом.

В цьому випадку реалізується наступна фізична картина руху кисню в баку. У верхній частині бака уздовж холодних стінок утворюється вільно конвективний рух кисню вниз. У незахолодженній частині бака прогріті шари кисню піднімаються вгору, зустрічають перешкоду, змішуються і йдуть в центр бака (рис.3).

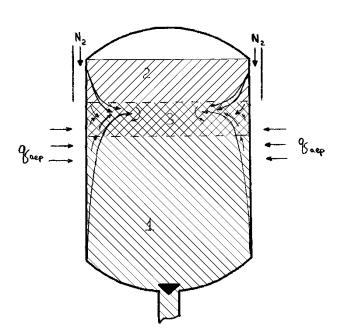


Рис.3 Фізична картина стратифікації палива при запропонованому способі 1 – верхній шар; 2 – нижній шар; 3 – пограничний шар

Ефект буде посилено, якщо використовувати переохолоджений азот. У такому випадку, відбувається суттєва економія рідкого кисню при заправці. Температура верхньої частини конструкції бака окислювача буде нижче температури кисню в баку на 10÷15К. Це дає можливість виключити прогрів того об'єму кисню, який нас цікавить при передпусковій підготовці та зменшити його в першій фазі польоту. Газоподібний азот низької температури в великій кількості на поверхні старту також сприяє підвищенню протипожежної безпеки.

Наявність рідкого азоту на старті не є складною проблемою. З початку п'ятдесятих років (ракета P-5) і до цього дня (серія PH типу «Союз-2) рідкий азот заправляють на старті тоннами в ДУ для наддування паливних баків.

Використання технічного найбільш дешевого рідкого азоту (з домішками повітря) замість високо очищеного рідкого кисню суттєво здешевлює захолоджування бака окислювача. Ще одна перевага — завчасне зниження температури всередині бака до подачі туди рідкого кисню знижує ймовірність вибуху, якщо були порушені вимоги технології (залишилися сліди від органіки, наприклад, масла при фрезеруванні внутрішніх поверхонь).

Також позитивного ефекту можна досягти, зменшуючи кількість центрів пароутворення на стінках бака, наприклад, шляхом полированная його внутрішніх поверхонь після фрезерування [8]. Цей висновок випливає з емпіричної залежності для щільності теплового потоку Хена і Гріффіса [9]:

$$q = 2\sqrt{\pi}D_0^2 \Delta T \sqrt{\lambda' c'_p} \rho' \cdot \sqrt{f} \cdot n,$$

де  $D_0$  – початковий діаметр бульбашки;

 $\Delta T$  – температурний напір;

 $\lambda', c_p', \rho'$  – теплопровідність, теплоємність і густина рідини;

f – частота відриву бульбашок;

n – щільність центрів пароутворення.

Аналогічний результат можна отримати, якщо внутрішню поверхню стінок паливного бака, або їх частину, покрити матеріалом, у якого комплекс  $(c_p\lambda\rho)$  менший аналогічного комплексу матеріалу стінок бака. Як відомо, зі зменшенням комплексу  $(c_p\lambda\rho)$  зменшується і інтенсивність тепловіддачі [7].

Таким чином, запропоноване технічне рішення дозволяє знизити потрібну масу рідкого кисню, системи наддування. Використання рідкого азоту для захолодження бака зменшує температуру рідкого кисню в баку, підвищує умови пожежної безпеки, здешевлює захолоджування бака окислювача. Для його підтвердження треба провести модельні випробування.

Висновки з даного дослідження і перспективи подальших розробок у даному напрямку. Запропонований спосіб наддування паливного бака з рідким киснем теоретично гарантовано забезпечує зниження:

- маси гелію на наддування баку;
- тиску газу в баку(маси бака та СН);

- витрат дорогого ракетного окислювача при заправці і покращення протипожежної ситуації на старті.

Перспективи, які відкриває запропонований спосіб боротьби з температурним розшаруванням рідкого кисню, спрощення надування бака з ним, а також помітне покращення безпечності та підвищення надійності стартового комплексу, безумовно, заслуговують проведення його експериментальних досліджень.

#### Бібліографічні посилання

- 1. Митиков Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты—носители нового поколения // Космическая техника. Ракетное вооружение. Д.:  $\Gamma\Pi$  КБ Южное, 2012. N $\!$ 1. C.179 185.
- 2. Двигательные установки ракет на жидком топливе, под ред. Э. Ринга.— М.: Мир. –1966. –С.130 135.
- 3. Митиков Ю.А., Волошин М.Л. Результаты физического моделирования прогрева жидкого кислорода в цилиндрическом баке ракеты-носителя // Холодильна техніка і технологія. 2015. №51(4). С. 60 64.
- 4. Митиков Ю.А. Системное проектирование предпускового наддува баков с кислородом // Системные технологии: сб. науч тр. ДМетА. 2012. №1(78). C.152 157.
- 5. Кларк Д.А. Обзор процессов наддува, стратификации и явлений, происходящих на поверхности раздела фаз: техн. перевод/ ГОНТИ-9, исп. Сергеева Б.Н. 1970. 50с.
- 6. Спосіб наддування паливного бака ракети та пристрій для його здійснення: пат. 57097 Україна: МПК F02k 9/00, B64D 37/00 /Жовтоног В.М. Властник ДКБ «Південне». № а2000020664; заявл. 08.02.2000; опубл. 16.06.03, бюл. №6. 6с.
- 7. Григорьев В.А., Павлов Ю.М., Аметистов Е.В. Кипение криогенних жидкостей. М.: Энергия. 1977. 288с.
- 8. Спосіб наддування паливного бака з рідким киснем: пат. 106463 Україна: МПК F02k 9/00, B64D 37/00/ Мітіков Ю.О., Іваненко І.С. № u201510783; заявл. 05.11.15; опубл. 25.04.16, бюл. №8. 4c.
- 9. Han C.Y., Griffith P. The mechanism of heat transfer in nucleate pool boiling. Pt. II. The heat flux-temperature difference relation. International Journal of Heat and Mass Transfer. 1965, v.8, №6. p.905 915.

Надійшла до редколегії 10.06.2017

УДК 669.45+669.046.558

#### С.А. Полишко

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

## ВЛИЯНИЕ МОДИФИЦИРОВАНИЯ НА СТАБИЛИЗАЦИЮ ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА И ПОВЫШЕНИЕ УРОВНЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КОЛЕСНОЙ СТАЛИ МАРКИ КП-2

У даній статті проведено аналіз виплавки колісної стали марки КП-2, а також розглянуто вплив модифікування на стабілізацію хімічного складу і підвищення рівня механічних властивостей колісної стали марки КП-2. Доведено, що введення в розплав багатофункціональних модифікаторів сприяє стабілізації хімічного підвищення рівня механічних властивостей колісної стали марки КП-2.

Ключові слова: колісна сталь КП-2, модифікування, вуглецевий еквівалент, хімічний склад. механічні властивості.

В данной статье проведен анализ выплавки колесной стали марки КП-2, а также рассмотрено влияние модифицирования на стабилизацию химического состава и повышение уровня механических свойств колесной стали марки КП-2. Доказано, что введение в расплав многофункциональных модификаторов способствует стабилизации химического состава и повышению уровня механических свойств колесной стали марки КП-2.

Ключевые слова: колесная сталь КП-2, модифицирование, углеродный эквивалент, химический состав, механические свойства.

This article dial with the analysis of wheel steel grade KP-2 smelting, as well as the influence of modification on the stabilization of chemical composition and increasing mechanical characteristics of wheel steel KP-2. It is proved that the introduction of multifunctional modifiers into the melt contributes stabilization of the chemical composition and increasing of mechanical properties of the wheel steel KP-2.

**Key words:** wheel steel KP-2, modification, carbon equivalent, chemical composition, mechanical characteristics.

Введение. Химический состав современных сталей в металлургической промышленности значительно изменился за счет неконтролируемых ломов, применяемой шихты, лигатур, используемых при их выплавке. О том, каким образом каждый из химических элементов влияет на структуру и свойства готового металла после выплавки при обработке многофункциональными модификаторами, представляет собой научный и практический интерес [1-4]. Колесная сталь КП-2, применяемая в железнодорожных колесах для товарных вагонов, представляет собой многокомпонентную систему, которая должна обладать оптимальными механическими свойствами. Выплавка этого металла является очень непростым процессом и одновременно энергозатратным. Но в то же время исследование процесса выплавки металла для железнодорожных колес, влияние химического состава этого металла на механические свойства в

© С.А. Полишко, 2017

современном материаловедении на сегодняшний день является очень актуальным.

**Постановка задачи**. Определение влияния каждого из элементов химического состава на морфологию неметаллических включений и уровень механических свойств колесной стали КП-Т с помощью метода регриссионно-корреляционного анализа.

**Метод решения и анализ полученных результатов.** В связи с тем, что серийная сталь КП-2 имела нестабильный химический состав, а неметаллические включения имели грубую вытянутую форму, являясь при этом концентраторами внутренних напряжений металла, требуемого уровня механических свойств получить не удалось [5].

В связи с вышеуказанным, в 250-ти тонной печи было выплавлено 100 тонн стали КП-2 с добавлением в расплав многофункциональных модификаторов [6]. Результаты этих исследований показали следующее.

Химический состав стали КП-2 по требованиям ГОСТ 10791-2011, а также по данным исследований 442 серийных плавок производства ОАО «ИНТЕРПАЙП НТЗ» немодифицированных и плавки № 31903, модифицированной специальными модификаторами, представлены в табл. 1.

Таблица 1 – Химический состав стали КП-2 по техдокументации и серийных немодифицированных и модифицированных (опытных) плавок

Техдокументы,		Массовая доля, %												
серийные и опытные плавки	С	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Cu	V	Mo	Al	[H] ppm		
ГОСТ	0,55	0,50 -	0,22	Не более - Не бол								Не более		
10791-2011	- 0,65	0,90	0,45	0,035	0,030	0,30	0,30	0,30	0,10	0,08		[2]		
442 серийные плавки НТЗ (среднее значение)	0,60	0,73	0,32	0,012	0,008	0,07	0,05	0,06	0	0	-	≤ [2]		
Модифицированные плавки из колесной стали R7														
Плавка № 31903	0,63	0,73	0,33	0,012	0,005	0,13	0,13	0,05	0,03	0,04	0,02	1,1		

Из анализа представленных данных следует.

- 1. Модифицированная (опытная) плавка № 31903 соответствовала ГОСТ 10791-2011 по химическому составу.
- 2. Немодифицированные (серийные) 442 плавки характеризовались дефицитом содержаний Cr, Ni, V, Mo по сравнению с опытной модифицированной плавкой согласно ГОСТ 10791-2011.
- 3. Сумма легирующих элементов (далее  $\Sigma$ ЛЭ) модифицир. (опытная) 2,08 % мас.  $\rightarrow \Sigma$ ЛЭ серийные 1,83 % мас.

На гистограмме рис. 1 представлены данные ∑ЛЭ.

4. Содержание серы в модифицированной плавке было в 5 раз меньше, чем допускалось ГОСТ 10791-2011, в 3 раза меньше допуска и на 33 % ниже по

отношению к среднему значению для 442 серийных плавок HT3 (рис. 2). Из чего следует, что модифицирование специальными модификаторами обладает десульфурирующим действием на расплав колесных сталей, в том числе и на сталь КП-2.

- 5. Содержание фосфора в модифицированной плавке оказалось в 3 раза меньше по сравнению с допуском ГОСТ; в 1,7 раза меньше, чем на практике и равным среднестатистическому количеству фосфора в серийном металле. Количество его можно еще снизить с помощью модифицирования, как показано на других колесных сталях.
- 6. Количество легирующих элементов-упрочнителей стали КП-2 повышено в модифицированной плавке до целесообразного уровня с технической и экономической позиций, поскольку недолегированность серийных плавок является одной из причин рекламаций по этой стали (рис. 3).

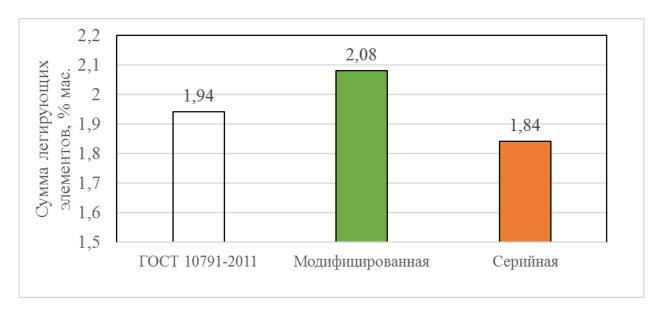


Рис. 1 — Гистограмма суммы легирующих элементов по данным ГОСТ 10791-2011, средним значениям 442 серийных плавок и опытной модифицированной плавке стали КП-2.

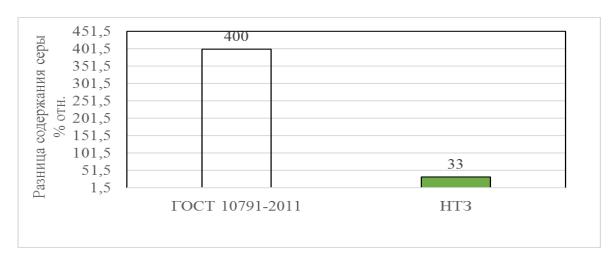


Рис. 2 — Разница содержаний серы S % отн. модифицированной стали КП-2 в сравнении с данными ГОСТ, средними результатами 442 плавок НТЗ

Аналитические научные исследования большого массива И статистических данных химического состава, механических свойств, неметаллических включений (их состава и морфологии), размеров зерен в серийной и модифицированной стали КП-2, влияния технологических параметров, структуры литого, деформированного и термообработаного металла позволяют совместно с расчетами спроектировать оптимальный состав. решение нами откнисп дополнительно К среднезаводским содержаниям каждого элемента долегировать сталь КП-2 теми элементами, которые улучшают структуру и свойства, как феррита, так и перлита в целом, а именно Si, Cr, Ni, C, V, Mo. Общее их количество, как показано ниже, в рекомендуемом составе относительно невелико и с экономических позиций оправдывает себя, поскольку повышаются свойства и снижается риск преждевременного разрушения металла.

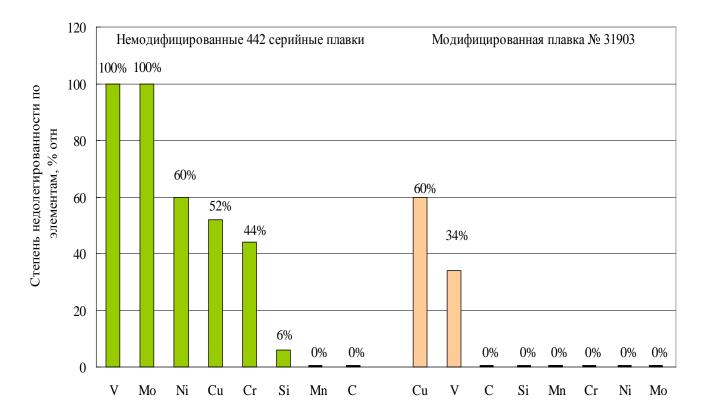


Рис. 3 — Степень недолегированности колесной стали КП-2 каждым из элементов по отношению к средним значениям согласно ГОСТ в серийных немодифицированных и модифицированных плавках

Из рис. 3 следует, что модифицированная плавка недолегирована по отношению к средним показателям содержания каждого элемента по ГОСТ значительно меньше, чем серийные.

показано выше, промышленные КП-2 плавки отличаются существенным межплавочным разбросом содержания компонентов: (69 % отн.). (81 % отн.). Cr (78 % отн.), S Это явилось соответствующего значительного разброса параметров механических свойств, прежде всего ударной вязкости, относительного сужения, относительного удлинения, хотя большая часть характеристик механических свойств укладывалась в верхние и нижние допустимые пределы ГОСТ.

Разброс химического состава и механических свойств явился причиной неоднократных разрушений колес из стали КП-2. Стабилизации состава опытной стали можно лишь добиться благодаря модифицированию (табл.2). Постоянство содержаний всех элементов в колесах стали КП-2 опытной плавки свидетельствует о стабилизации химического состава и этой колесной стали, хотя желательно иметь большую статистику.

Для определения соотношения структурных составляющих (феррита и перлита) необходимо было исследовать и рассчитать углеродные эквиваленты плавки, предназначенной для модифицирования, а также для стали КП-2, химический состав которой соответствует требованиям ГОСТ 10791-2011 (тах и min). На рис. 4 приведены данные углеродных эквивалентов для опытной плавки № 31903 в сравнении с требованиями ГОСТ.

Таблица 2 – Химический состав модифицированной стали КП-2 № плавки 31903, колес, деформированных с разной скоростью

	Массовая доля, %													
Деформация	С	Mn	Si	Р	S	Cr	Ni	Cu	V	Mo	Al	[H] ppm	ΣЛЭ	
ΓΟCT 10791- 2011	0,55 - 0,65	0,50 - 0,90	0,22 - 0,45	≤ 0,035	≤ 0,030	≤ 0,30	≤ 0,30	≤ 0,30	≤ 0,10	≤ 0,08	-	≤ [2]	1,67- 3,08*	
Ковшевая проба	0,63	0,73	0,33	0,012	0,005	0,13	0,13	0,05	0,033	0,042	0,020	1,8	2,1	
По сущест- вующей технологии	0,63	0,73	0,33	0,012	0,006	0,13	0,13	0,05	0,033	0,042	0,020	-	2,1	
Медленная скорость	0,63	0,72	0,33	0,012	0,006	0,13	0,13	0,05	0,032	0,039	0,018	-	2,1	
Медленная скорость	0,62	0,73	0,33	0,014	0,006	0,13	0,13	0,05	0,033	0,039	0,020	-	2,1	
Медленная скорость	0,62	0,72	0,33	0,013	0,006	0,13	0,13	0,05	0,033	0,039	0,019	-	2,1	

<sup>\*-</sup> минимальные содержания Cr, Ni, Cu для вычисления  $\Sigma$ ЛЭ взяты из расчета 0,10 % мас.

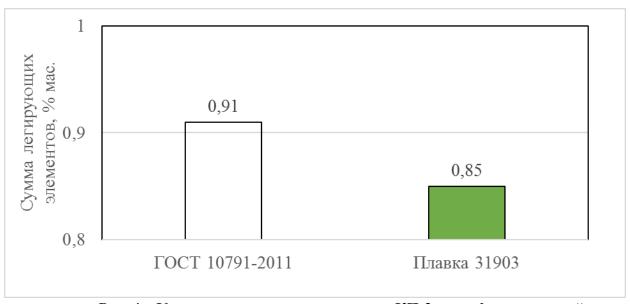


Рис. 4 – Углеродные эквиваленты стали КП-2, модифицированной специальными модификаторами (плавка № 31903), в сравнении с требованиями ГОСТ

На рисунке 4 использованы данные по расчету Сэкв (Япония):

$$C_{_{\mathsf{ЭКВ.\ max}}} = 0.91\ \%$$
 мас.,  $C_{_{\mathsf{ЭКВ.\ min}}} = 0.67\ \%$  мас. (по ГОСТ 10791:2006),  $C_{_{\mathsf{ЭКВ.\ max}}} = 0.87\ \%$  мас., (опытная плавка № 31903).

Также был проведен регриссионно-корреляционный анализ (рис. 5), при помощи которого было установлено следующее.

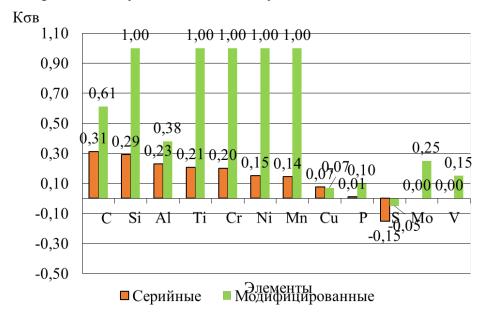


Рис. 5 – Гистограмма коэффициентов корреляции между пределом прочности и химическим составом стали КП-2

Влияние химических элементов в модифицированной стали было более благоприятным на предел прочности, чем в серийном металле. Этого удалось добиться благодаря действию компонентов модификатора.

Согласно химическому составу и значениям углеродного эквивалента, сталь КП-2 должна быть по структуре чисто перлитной. Однако, при химическом составе по верхнему пределу ГОСТ сталь КП-2 попадает в область заэвтектоидных сталей с ~ 8 % вторичного цементита кроме перлита. По нижнему пределу значения эквивалента и химического состава сталь КП-2 может иметь в структуре ~ 14 % феррита и 86 % перлита, то есть быть доэвтектоидной сталью. Структура промышленных модифицированной плавки, исходя из их химического состава и величины углеродного эквивалента, должна быть чисто перлитной или доэвтектоидной с небольшими выделениями избыточного феррита (α-фазы). В то же время из-за ферритоупрочняющими элементами недолегированности избытка карбидообразующих элементов вероятность разрушения колес возрастает. факторы Поэтому имеет смысл устранить дополнительные недолегированной промышленной стали, вызванные не только неоптимальным химическим составом и повышенным содержанием S и P, но также количеством, формой, распределением, составом неметаллических включений, нестабильностью химического состава, структурой стали, ее морфологией, соотношением структурных и фазовых составляющих (Ф, Ц, П). Поскольку перечисленные факторы в значительной степени определяются технологиями выплавки, деформации и термической обработки, было исследовано проанализировано их влияние на металл.

**Выводы.** Таким образом, применение модификаторов многофункционального действия позволяет повысить стабильность химического состава и повысить уровень механических свойств колесной стали марки КП-2.

## Библиографические ссылки

- 1. Полішко С.О. Влияние модифицирования многофункциональными модификаторами на структуру и свойства колесных сталей /С.О. Полішко// Первый независимый научный вестник, Киев, № 6 2016, с. 87-96 (Ulrich's Periodicals Directory, EBSCO, Open Academic JournalsI ndex).
- 2. Полишко С.А. Влияние межплавочной разницы содержания компонентов в колесной стали марки КП-Т на трещиностойкость/С.А. Полишко /Технологический аудит и резервы производства. ).//Сб научн.трудов.№3/4(17), X.- 2014, с 23-26.
- 3. Рябчиков, И. В.. Модификаторы и технологии внепечной обработки железоуглеродистых сплавов./И. В. Рябчиков// Экомет. М. 2008. 400 с.
- 4. Голубцов, В.А. Теория и практика введения добавок в сталь вне печи. /В. А. Голубцов Челябинск, 2006. 422 с.
- 5. Теоретичні основи керованого структуроутворення сплавів для підвищення їх властивостей шляхом бробки розплавів спеціальними

- модифікаторами з енергозбереженням. [Текст] : отчет по НИР (заключ.) // кер. Санін А.Ф., вик. Івченко Т.І., Бабенко О.П., Кушнір М.А., Маркова І.А., Полішко С.О., Татарко Ю.В.-Дніпропетровськ, 2013. 115 с.№ ДР 0111U001143, №6-243-11.
- Україна МПК (2011.01) С22С 35/00 С21С 7/04. 93684 Розкислювач-модифікатор для обробки розплавів сталей і сплавів. [Електронний pecypc] /Шаповалова О. М. Шаповалов В. П., Шаповалов О. В., Полішко С. О.(Україна); Заявник та патентоутримувач Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара. - №а200801124, заявл. 30.01.2008 р., опубл. 10.03.2011 р. – Бюл №5. – Режим доступу: \www/URL: http://uapatents.com/4-93684-rozkislyuvach-modifikator-dlya-obrobki-rozplaviv-stalejj-isplaviv.html

Надійшла до редколегії 17.05.2017

УДК 621.735

#### Е. Г. Седачова 1, А. В. Кулик 2, Н. Н. Убизький 2

<sup>1</sup>Днепропетровский колледж ракетно-космического машиностроения <sup>2</sup>Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

# МЕТОД РЕШЕНИЯ ОДНОМЕРНЫХ ЗАДАЧ ПРОЦЕССОВ ЛИСТОВОЙ ШТАМПОВКИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Приведені основні концепції методу чисельного рішення одновимірних задач процесів пластичного формоутворення деталей з листів, труб і профілів, загальна ознака яких полягає в тому, що той або інший шуканий параметр описується функцією однієї координати.

**Ключові** слова:сливная штамповка, пластичне формоутворення деталі, функція координат, ракетно-космічна техніка.

Приведены основные концепции метода численного решения одномерных задач процессов пластического формообразования деталей из листов, труб и профилей, общий признак которых состоит в том, что тот или иной искомый параметр описывается функцией одной координаты.

**Ключевые слова:** сливная штамповка, пластическое формообразование детали, функция координат, ракетно-космическая техника.

The basic concepts of the method for the numerical solution of one-dimensional problems of the processes of plastic shaping of parts from sheets, pipes and profiles are given, the common feature of which is that one or another desired parameter is described by a function of one coordinate.

**Key words:** drain stamping, plastic part shaping, coordinate function, rocket and space technology.

К одномерным процессам относится, например, осесимметричное деформирование оболочек и пластин, так как закон изменения параметров, определяющих напряженно-деформированное состояние, неизвестен при этом лишь в направлении меридиана оболочки или радиуса пластины.

Теория оболочек лежит в основе математического моделирования и расчета большой группы процессов листовой штамповки: вытяжки, гибки, рельефной формовки, отбортовки, а также обжима и раздачи в штампах.

Предполагается, что к этим процессам могут быть применены следующие положения и допущения:

- толщина материала во много раз меньше радиусов кривизны, приобретаемой заготовкой;
- материальные точки, расположенные на нормали к серединной поверхности заготовки, сохраняют этот признак в процессе штамповки;
  - нормальные напряжения, перпендикулярные к серединной поверхности,

© Е. Г. Седачова , А. В. Кулик , Н. Н. Убизький, 2017

настолько малы, что ими можно пренебречь в уравнениях связи и условии пластичности.

На рис. 1 показан элемент оболочки вращения, его размеры в направлении  $\alpha$  и  $\theta$  равные единице, h — толщина оболочки. Координаты  $\alpha$ ,  $\theta$ ,  $\gamma$  ортогональны, причем  $\theta$  — угловая координата, а  $\alpha$  и  $\gamma$  — линейные. Уравнение серединной поверхности оболочки  $\gamma$  = 0 или (в цилиндрических координатах)

$$\rho = \rho(z).$$

Главные значения кривизны срединной поверхности в меридиальном и широтном сечениях соответственно:

$$k_{1} = \frac{\frac{d^{2} \rho}{dz^{2}}}{\left[1 + \left(\frac{d\rho}{dz}\right)^{2}\right]^{\frac{3}{2}}}, \quad k_{2} = \frac{1}{\rho \left[1 + \left(\frac{d\rho}{dz}\right)^{2}\right]^{\frac{1}{2}}}.$$
 (1)

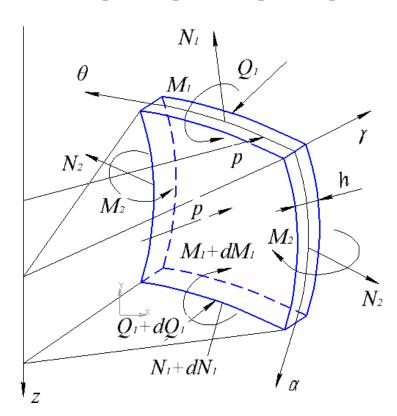


Рис. 1. Элемент оболочки вращения

Кривизна  $k_1$  положительна на двояковыпуклых участках оболочки. Уравнение статики оболочек вращения [1]:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}\alpha} (\rho N_1) - N_2 \frac{d\rho}{d\alpha} + \rho k_1 Q_1 \pm \mu p \rho = 0,$$

$$p\rho - (k_1 N_1 + k_2 N_2) \rho + \frac{d}{d\alpha} (\rho Q_1) = 0,$$
(2)

$$-\frac{d}{d\alpha}(\rho M_1) + M_2 \frac{d\rho}{d\alpha} + \rho Q_1 = 0.$$

Здесь  $\rho$  – внешняя распределенная нагрузка;  $\mu$  – коэффициент трения;  $N_1$ ,  $N_2$ ,  $M_1$ ,  $M_2$ ,  $Q_1$  – внутренние силы и моменты, отнесенные к единице длины (рис.1). Их интегральные выражения записываются в следующем виде:

$$\mathbf{N}_{1} = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{\alpha} d\gamma, \quad \mathbf{N}_{2} = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{\theta} d\gamma,$$

$$\mathbf{M}_{1} = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{\alpha} \gamma d\gamma, \quad \mathbf{M}_{2} = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{\theta} \gamma d\gamma. \tag{3}$$

Аналогичное выражение перерезывающей силы  $Q_1$  через касательное напряжение  $\tau_{\gamma\alpha}$  не используется, так как условие сохранения материальных точек на нормали к серединной поверхности не позволяет связать напряжения  $\tau_{\gamma\alpha}$  с перемещениями.

Расчетные схемы процессов штамповки, основанные на применении теории оболочек, могут быть двух видов. В схемах первого вида формоизменение заготовки полностью определяется формой инструмента. Образующая поверхности её совпадает с образующей поверхности матрицы или пуансона, а на участках заготовки, не контактирующих с инструментом, она считается прямолинейной. Схемы первого вида согласуются с безмоментной теорией оболочек, в соответствие с которой:

$$M_1 = 0$$
;  $M_2 = 0$ ;  $Q_1 = 0$ .

Деформации и напряжения усредняются по толщине h. Использование безмоментной теории существенно упрощает расчет процессов штамповки, однако при этом неизбежны погрешности расчетных значений параметров процессов. Однако, при малых толщинах заготовок, по сравнению с радиусами кривизны, эти погрешности невелики.

Расчетные схемы второго вида основаны на моментной теории оболочек. В результате расчета необходимо определить форму участка заготовки, деформирующегося без контакта с инструментом.

Примеры расчетных схем процессов формоизменения листовых и трубных заготовок с применением безмоментной теории оболочек приведены на рис. 2. Очаг пластических деформаций разбит на кольцевые элементы, нумерация которых начинается от края заготовки. Элементы показаны только по одну сторону симметрии, число их на изображение занижено. Исходная форма меридиального сечения элементов — прямоугольник, один из размеров которого равен толщине материала h, другой — 1 соизмерим с ней.

Процесс формоизменения заготовок условно разбивается на этапы, число которых может составлять несколько десятков. Поэтапные приращения деформаций пропорциональны соответствующим компонентам девиатора напряжений, т.е. используется теория пластического течения несжимаемого материала с заменой бесконечно малых приращений деформаций d $\epsilon$  малыми конечными приращениями  $\Delta\epsilon$ .

Расчетные значения параметров напряженно-деформированного состояния скачкообразно изменяются на границах элементов, а в пределах каждого элемента они считаются постоянными в направлении меридиана. На всех этапах деформирования границы элементов совпадают с одними и теми же материальными певерхностями заготовки, объем элементов не изменяется. Координаты элементов определяются в функции переменных Лагранжа: начальных координат и времени. Время в данном случае отождествляется с номерами этапов, перемещением края заготовки и т.п.

Обозначим  $u_{\alpha i}$ ,  $u_{\rho i}$  – меридиальноеи радиальное перемещения границы іго и i-1-го элементов;  $\rho_i$ ,  $\phi_i$  – радиальная координата и угол наклона образующей срединной поверхности заготовки на границе элементов.

На каждом этапе будем задаватьи $_{\alpha 1}$  либо  $u_{\rho 1}$  — перемещение края заготовки. Если 1-ый элемент граничит с осью симметрии, не обходимо задавать  $u_{\alpha 2}$  либо  $u_{\rho 2}$ . В любом случае заданное перемещение вместе с граничными условиями однозначно определяет напряженно-деформированное состояние 1-го элемента. В качестве граничных условий будем задавать меридиальную кривизну 1-го элемента, напряжения на краю заготовки  $\sigma_{\alpha}=0$  или на оси симметрии  $\sigma_{\alpha}=\sigma_{\theta}$ .

Приращение тангенциальной деформации  $\Delta \varepsilon = \frac{\mathbf{u}_{\rho}}{\rho}$  для первого элемента будем подсчитывать по заданным значениям  $\mathbf{u}_{\rho 1}$  и  $\rho_1$ , а остальных элементов – с помощью условия неразрывности

$$\mathbf{u}_{\alpha i+1} = u_{\alpha i} + \Delta \mathbf{1}_{i} \,. \tag{4}$$

Здесь  $\Delta 1_i = 1_i \Delta \varepsilon_{\alpha i}$  — изменение размера і-го элемента в направлении меридиана. Если известно одно из двух перемещений ( $\mathbf{u}_{\rho}$  или $\mathbf{u}_{\alpha}$ ), другое можно подсчитать с учетом формы и угла наклона образующей срединной поверхности заготовки.

Напряженно-деформированное состояние элементов определяется последовательно: сначала рассчитывается 1-й элемент, затем 2-й и т.д. При этом используются уравнение равновесия, связи, условие несжимаемости материала

$$\Delta \varepsilon_{\alpha} + \Delta \varepsilon_{\theta} + \Delta \varepsilon_{\gamma} = 0$$
 и др. (5)

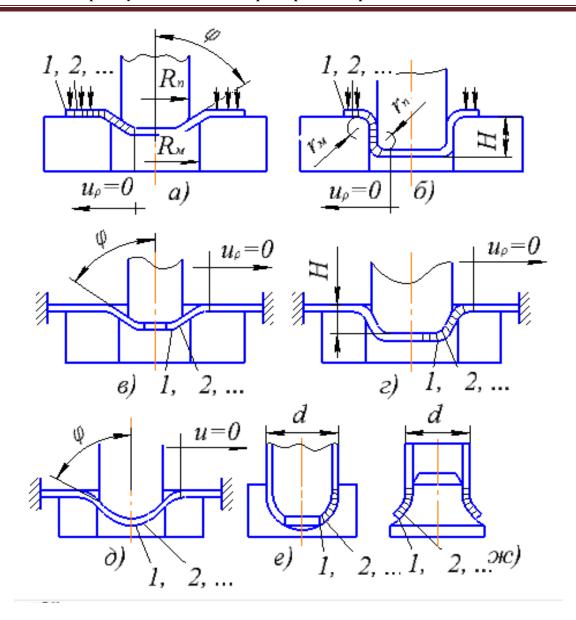


Рис. 2. Расчетные схемы с использованием безмоментной теории оболочек: а, б – стадии вытяжки плоской заготовки; в, г – стадииотбортовки; д - рельефная формовка; е – обжим в штампе; ж – раздача в штампе.

В общем случае система уравнений связи между нормальными напряжениями и приращениями деформаций несжимаемого материала имеет следующий вид

$$\Delta \varepsilon_{\alpha} = \frac{\Delta \varepsilon}{\sigma} \left[ \sigma_{\alpha} - \frac{1}{2} (\sigma_{\theta} + \sigma_{\gamma}) \right];$$

$$\Delta \varepsilon_{\theta} = \frac{\Delta \varepsilon}{\sigma} \left[ \sigma_{\theta} - \frac{1}{2} (\sigma_{\alpha} + \sigma_{\gamma}) \right];$$

$$\Delta \varepsilon_{\gamma} = \frac{\Delta \varepsilon}{\sigma} \left[ \sigma_{\gamma} - \frac{1}{2} (\sigma_{\alpha} + \sigma_{\theta}) \right].$$

Данная система уравнений однозначно неразрешима относительно напряжений. Точнее, она имеет бесчисленное множество решений, так как из трех уравнений только два линейно независимы.

Согласно принятому ранее допущению  $\sigma_{\gamma}=0$ , т.е. одно из напряжений задано, и система уравнений связи решается относительно двух других напряжений:

$$\sigma_{\alpha} = \frac{2\sigma}{3\Delta\varepsilon} (2\Delta\varepsilon_{\alpha} + \Delta\varepsilon_{\theta}),$$

$$\sigma_{\theta} = \frac{2\sigma}{3\Delta\varepsilon} (2\Delta\varepsilon_{\theta} + \Delta\varepsilon_{\alpha}),$$

где  $\sigma$  и  $\Delta \epsilon$  обозначают соответственно напряжение текучести и интенсивность приращения деформаций.

Зная  $\Delta \epsilon_{\alpha}$  и  $\Delta \epsilon_{\theta}$ , подсчитаем  $\Delta \epsilon$  и интенсивность деформаций  $\epsilon$ :

$$\Delta \varepsilon = \frac{2}{\sqrt{3}} \sqrt{\left(\Delta \varepsilon_{\alpha}^{2} + \Delta \varepsilon_{\alpha} \Delta \varepsilon_{\theta} + \Delta \varepsilon_{\theta}^{2}\right)};$$

$$\Delta \varepsilon = \frac{2}{\sqrt{3}} \sqrt{\left(\varepsilon_{\alpha}^{2} + \varepsilon_{\alpha} \varepsilon_{\theta} + \varepsilon_{\theta}^{2}\right)}.$$
(6)

Напряжение текучести определяется в виде функции  $\sigma = \Phi(\epsilon)$ , идентичной функции истинных напряжений при линейном растяжении.

Уравнение связи тождественно удовлетворяют энергетическому условию пластичности Губера-Мизеса, в этом нетрудно убедиться, подставив выражения (5) в формулу условия пластичности для плоско напряженного состояния

$$\sigma = \sqrt{\sigma_{\alpha}^2 - \sigma_{\alpha}\sigma_{\theta} + \sigma_{\theta}^2} \ . \tag{7}$$

Равновесное состояние элемента можно описать 1-м и 2-м уравнениями (2), преобразованными к конечно-разносному виду. Если имеются силы трения, их учитываем в 1-м уравнении с соответствующим знаком. Из 1-го уравнения (2) определяем меридиальную внутреннюю силу  $N_1$  на границе элементов, из 2-го — внешнюю нагрузку р. Значение р подлежит определению, если элемент прилегает к инструменту.

Фланец заготовки при вытяжке нагружен давлением прижима q, усилие прижима должно быть задано. Давление прижима, действующее на верхнюю и нижнюю поверхность фланца, взаимно уравновешивается и поэтому не учитывается в уравнениях равновесия (учитываются только силы трения µq).

Значение внутренней силы  $N_{1i}$  на границе i-го и i-1 – го элементов, найденное из уравнения равновесия i-го элемента должно удовлетворять равенству

$$N_{ii} = \sigma_{oi} h_i. ag{8}$$

Данное соотношение используется в расчете параметров і-го элемента  $\sigma_{\alpha}$  и  $\Delta\epsilon_{\gamma}$ , последний параметр учитывается текущим значением h, изменяющимся на  $\Delta\epsilon_{\gamma}$ h по сравнению со значением предыдущего этапа деформирования.

Таким образом, для определения пяти параметров напряженнодеформированного состояния элемента ( $\sigma_{\gamma} = 0$ ), а также напряжения текучести имеем уравнение (4), (5), (7), (8) и условие несжимаемости материала – всего 6 уравнений. Совместное их решение затруднено тем, что они содержат нелинейные соотношения. Поэтому часть параметров элемента подсчитывается путем последовательных приближений.

Согласно принятой схеме очага пластической деформации (см. рис. 2) его участок, не контактирующий с инструментом, имеем коническую форму. Равновесие элементов конических участков описывается с помощью первого уравнения (2), второе – является избыточным, так как p=0, а величина  $N_1$  и  $N_2$  взаимосвязаны согласно условию пластичности. Тот факт, что одно из уравнений равновесия элемента избыточно и, следовательно, не выполняется, объясняется тем, что действительная форма вышеуказанного участка отличается от конической формы. Это отличие тем меньше, чем меньше относительная толщина заготовки.

Поэтапное изменение угла  $\phi$  конического участка, не контактирующего с инструментом, определяется путем простого перебора возможных значений  $\phi$  с некоторым шагом, например  $\Delta \phi = -1^{\circ}$ . Необходимо согласовать взаимозависимые параметры: перемещение 1-го элемента и изменение угла  $\phi$ .

Зависимость, связывающая эти параметры, не позволяет выразить один из них относительно другого в явном виде, поэтому один параметр задаем как независимый, а другим — варьируем. Варьируемая величина ј оказывает влияние на расчетные параметры элементов конического и последующих участков, вплоть до последнего элемента, расположенного на границе очага пластической деформации, где должно выполняться условие  $\mathbf{u}_{\rho}=0$  (рис. 2). Вероятность точного выполнения данного условия практически равна нулю, учитывая дискретное задание возможных значений  $\phi$ . Поэтому перебор значений  $\phi$  продолжается до тех пор, пока не изменится знак расчетного элемента  $\mathbf{u}_{\alpha}$   $\mathbf{m}$  [формула (4)], где  $\mathbf{m}$  — номер последнего элемента. При достаточно малом шаге варьирование угла  $\phi$  это означает, что  $\mathbf{u}_{\alpha}$   $\mathbf{m}$   $\mathbf{n}$   $\mathbf{n}$ 

Априорно принятое положение границы очага пластических деформаций (рис. 2, a-д) может не совпадать с действительным положением. Это приводит к погрешности расчета перемещений и других параметров, которая не бывает значительной, если верно предположение о том, что очаг пластических

деформаций не распространяется на весь фланец заготовки при формовке и отбортовке отверстий или на всю донную часть заготовки при вытяжке.

Поэтапное изменение высоты цилиндрической стенки листовой заготовки, образующейся при штамповке, также может определяться простым перебором значений размера H (рис. 2). Величина H варьируется, например, через 1 мм, пока не будет выполнено условие  $u_{\alpha m+1} \approx 0$ , для проверки которого требуется выполнять расчет всех элементов.

Таким образом, метод численного решения одномерных задач основывается на следующих положениях математического моделирования:

- 1) заготовка разбивается на множество элементов, параметры напряженно-деформированного состояния скачкообразно изменяются на границах элементов;
- 2) процесс деформирования заготовки разбивается на множество этапов, поэтапные конечные приращения деформаций пропорциональны компонентам девиатора напряжений;
- 3) на каждом этапе проводится последовательный расчет элементов, начиная с элемента, на котором заданы граничные условия;
- 4) как правило, для расчета элементов требуется задать несколько взаимозависимых параметров (например, перемещение края заготовки и соответствующее увеличение глубины вытяжки), один из них задается как независимый, остальные варьируются;
- 5) на последнем элементе должны быть заданы дополнительные граничные условия, число которых равно числу варьируемых параметров, на каждом этапе расчет элементов проводится неоднократно, пока не будут определены значения варьируемых параметров, при которых выполняются дополнительные граничные условия.

Положения 4, 5 не распространяется на расчетные схемы, вкоторых граница очага пластических деформаций не «привязывается» к определенному элементу. При этом число элементов, находящихся в очаге пластических деформаций заранее неизвестно, оно определяется в ходе расчета, когда очередной рассчитываемый элемент оказывается на границе очага. Например, на схемах обжима и раздачи труб (рис. 2, е, ж) граница очага пластических деформаций находится в месте сопряжений цилиндрического участка инструмента с участком двойной кривизны. Математическое моделирование обжима и раздачи трубной заготовки упрощается по сравнению с другими операциями, представленными на рис. 2, не требуется варьирование параметрами (расчет элементов на каждом этапе деформирования выполняется один раз).

Повторный расчет элементов и варьирование параметрами не нужны также и на завершающих этапах вытяжки и отбортовки заготовки (рис. 2, б, г), если в заготовке уже образовалась цилиндрическая стенка, а поэтапное приращение усилия штамповки Р отрицательно. В этом случае стенка заготовки пластически не деформируется, изменение меридиональной протяженности очага пластических деформаций равно заданному перемещению края заготовки

 $u_{\alpha 1}$ . Основные положения метода решения одномерных задач сохраняют силу и при использовании моментной теории. Учет внутренних изгибающих моментов позволяет повысить точность расчета параметров штамповки, определить форму части заготовки, деформирующейся без контакта с инструментом.

# Библиографические ссылки

1. Власов В. 3. Общая теория оболочек и её применение в технике. Избранные труды. – М., 1962. – Т. 1. – 528 с.

Надійшла до редколегії 17.04.2016

#### ДО УВАГИ АВТОРІВ

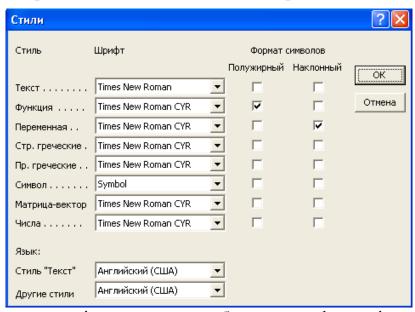
- 1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.
- 2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):
  - постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
  - аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
  - формулювання цілей статті (постановка завдання);
  - виклад основного матеріалу дослідження з повним обгрунтуванням отриманих наукових результатів;
  - висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.
  - 3. Вимоги до набору.
    - > Текст набирають у Microsoft Word.
    - ▶ Формат паперу А4 (210×297).
    - ightharpoonup Параметри сторінки (поля): верхнє 20 мм; нижнє 20 мм; ліве 20 мм; праве 20 мм.
    - > Стилі і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, прямий, усі літери							
	великі; вирівнювання: за лівим краєм; інтервал після:							
	один рядок							
Ініціали і прізвища	<i>Шрифт</i> : Times New Roman, 14 pt, прямий;							
авторів	вирівнювання: за серединою; інтервал після: один							
	рядок. Спочатку набирають ініціали, потім – прізвище							
Місце роботи	<i>Шрифт</i> : Times New Roman, 14 pt, курсив;							
	вирівнювання: за серединою; інтервал після: один							
	рядок							
Назва статті	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, напівжирний,							
	прямий, усі літери великі; вирівнювання: за серединою;							
	інтервал після: один рядок							
Анотації	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний,							
	прямий; вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см							
«Ключові слова»	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний,							
	курсив; вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см;							
	інтервал після: один рядок							

Основний текст	<i>Шрифт</i> : Times New Roman, 14 pt, прямий;
статті	вирівнювання: за шириною; абзац: 1,25 см; інтервал
	після: один рядок
Назва рисунка	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, напівжирний,
	прямий; вирівнювання: за серединою, але не ширше за
	рисунок
Підрисункові	<i>Шрифт</i> : Times New Roman, 12 pt, прямий;
підписи	вирівнювання: за шириною, але не ширше за рисунок
«Таблиця»	<i>Шрифт</i> : Times New Roman, 14 pt, курсив;
	вирівнювання: за правим краєм
Назва таблиці	Шрифт: Times New Roman, 14 pt, напівжирний,
	прямий; вирівнювання: за серединою
Заголовок	Шрифт: Times New Roman, 16 pt, напівжирний,
«Бібліографічні	прямий, вирівнювання: за серединою; інтервал після:
посилання»	один рядок
Бібліографічні	<i>Шрифт</i> : Times New Roman, 14 pt, прямий;
посилання	нумерований список; вирівнювання: за шириною;
	абзац: 1,25 см; інтервал після: один рядок
Дата надходження до	Шрифт: Times New Roman, 12 pt, курсив; абзац:
редколегії	1,25 см

- Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.
- ➤ Під час набору статті обов'язково розрізняти «дефіс» і «тире».
- ▶ Формули слід набирати тільки в редакторі Microsoft Equation 3.0 з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після*: один рядок; *табуляція*: 8,5 см за серединою, 17 см праворуч:



Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті), при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під

- рисунком обов'язковим  $\epsilon$  розміщення його назви із номером; якщо необхідно пояснювальний підпис.
- ➤ Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.
- **В** кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.
- 4. До редакційної колегії потрібно подавати:
- один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;
  - експертний висновок про можливість публікації статті;
  - рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;
  - електронний варіант статті на CD або електронною поштою;
  - в окремих файлах рисунки до статті;
- на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.
  - 5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.
- 6. Адреса редколегії: Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпропетровськ, 49050, Україна (тел.: (056)375-05-29, 066-179-70-83, e-mail: hetikris@gmail.com).

# **3MICT**

Ащепкова Н.С.	
Моделювання взаємодії рухомого робота з зовнішнім середовищем	3
Аджамский С. В., Сазанишвили З. В., Ткачев Ю. В.	
Повышение гибкости опытно-экспериментального производства изделий	
космической техники	8
Гайдученко П.А.	
Инженерная методика определения параметров торовой ёмкости минимальной массы	16
Гусарова И.А.	
Использование композиционных керамических материалов для жаростойких и	
теплозащитных конструкций многоразовых космических аппаратов	33
Елисеев В.И., Совит Ю.П.	
Диффузионный масообмен в несмешивающихся жидких электролитах	40
Карпович Е. В., Черныш И. А.	
Определение технологических условий получения бездефектных сварных	
соединений деталей из титанового сплава вт14 электронно-лучевой сваркой	52
Калинин А.В., Носова Т.В., Давидюк А.В., Юшкевич О.П.	
Влияние микролегирования и модифицирования на структурное упрочнение и	
свойства сплавов	62
Лукашов М.А., Паршин С.А., Ткачев Ю.В., Сазанишвили З.В.	
Формирование требований к ракетам-носителям сверхлегкого класса в рамках	
современного рынка пусковых услуг	68
Липовский В.И., Линник А.К., Шинкарук В.И.	
Оптимизация «кейса» топливного отсека орбитальной ступени РН «вега»	78
Золотько О. В., Золотько О. Є., Сосновська О.В., Савченко І.С.	
Вибір оптимального методу зменшення залишків компонентів палива у баках ракет	91
Лукиша А.П.	
Методика пересчёта тепло-гидравлических характеристик пористых прямоточных	
парогенераторов с граничных условий второго рода для граничных условий первого	
рода	97
Лабуткина Т. В., Серпокрыл В. Ю	
«Оскулирующие трубки», охватывающие группы близких траекторий орбитальных	
объектов, в задачах прогноза орбитальных столкновений	106
Мітіков Ю.О., Іваненко І.С.	
Новий спосіб боротьби з температурним розшаруванням рідкого кисню в баках	
ракетних рушійних установок	127
Полишко С.А.	
Влияние модифицирования на стабилизацию химического состава и повышение	
уровня механических свойств колесной стали марки КП-2	134
Седачова Е. Г., Кулик А. В., Убизький Н. Н.	
Метод решения одномерных задач процессовлистовой штамповки при	
изготовлении элементов конструкций изделий ракетно-космической техники	142