

УДК 629.7.085

А. В. Дегтярев¹, О. В. Пилипенко², В. С. Гудрамович², В. Н. Сиренко¹,
Ю. Ф. Даниев², Д. В. Клименко¹, В. П. Пошивалов²

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

² Институт технической механики Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Днепропетровск

О КЛАССИФИКАЦИИ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ ОБОСНОВАНИИ НОРМ ПРОЧНОСТИ

Предложен подход к классификации стартового оборудования ракетно-космического комплекса при обосновании норм прочности на основе использования иерархического метода. Рассмотрено прогнозирование нагрузок, возникающих при эксплуатации элементов конструкций стартового комплекса.

Ключевые слова: ракетно-космический комплекс, стартовый комплекс, стартовое оборудование, башня обслуживания, кабель-заправочная колонна, пусковое устройство, нормы прочности.

Стартовое оборудование ракетно-космического комплекса (РКК) представляет собой совокупность технологически и функционально взаимосвязанных подвижных и стационарных технических средств, средств управления и сооружений, предназначенных для обеспечения и проведения всех видов работ с ракетами космического назначения (РКН) и их составными частями с момента поступления РКН на стартовую позицию до их пуска. В современных РКК к базовым составным частям стартовых комплексов (СК) относится следующее стартовое оборудование: башня обслуживания (БО), пусковое устройство (ПУ), кабель-заправочная колонна (КЗК) или кабель-заправочная мачта [3, 4, 11, 22, 23].

Классификация стартового оборудования РКК по различным признакам способствует более успешному решению задач назначения норм прочности, поскольку в рамках каждого из ук-

занных классов есть различия в условиях эксплуатации с точки зрения механических, тепловых и климатических воздействий. В связи с этим разработка подходов решения задачи классификации СК является актуальной.

Нормы прочности разрабатываются для обеспечения и оценки прочности, а также эксплуатационных характеристик СК. В нормах прочности устанавливаются:

- критерии и характеристики, по которым производится оценка прочности изделий;
- виды и характеристики нагрузок;
- запасы прочности (устойчивости, долговечности и т. д.) и (или) допускаемые напряжения, деформации и т. д.

Успешное решение задачи установления обоснованных норм прочности зависит от наличия прототипа – изделия, наиболее близкого по технической сущности достигаемому эффекту и наиболее отработанному предшественнику рассматриваемого объекта [5].

Для множества объектов, разделённых некоторым образом на определённые классы, под

© А. В. ДЕГТЯРЕВ, О. В. ПИЛИПЕНКО, В. С. ГУДРАМОВИЧ,
В. Н. СИРЕНКО, Ю. Ф. ДАНИЕВ, Д. В. КЛИМЕНКО,
В. П. ПОШИВАЛОВ, 2016

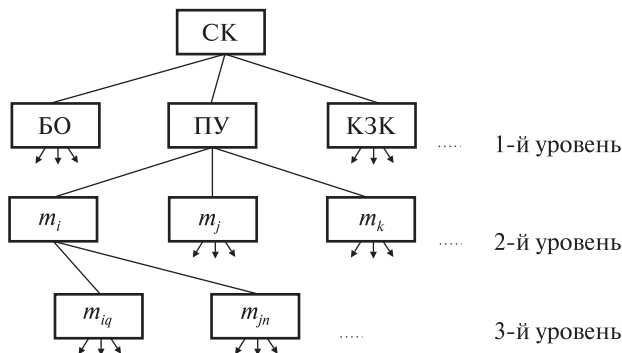


Рис. 1. Формирование подмножеств СК по иерархическому методу

Таблица 1. Классификация стартовых комплексов

Признак классификации	Класс
Класс РКН	Лёгкий Средний Тяжёлый Сверхтяжёлый
Технология сборки РКН	Вертикальная Горизонтальная Смешанная
Метод подготовки РКН	Единой позиции (фиксированный) Раздельных позиций (мобильный) Смешанный
Место дислокации	Материковый: наземный, заглубленный и подземный Водный: на корабле, барже, подводной лодке, стартовой платформе Воздушный с применением различных летательных аппаратов
Отсутствие или наличие возможности перемещения	Мобильный Стационарный
Степень универсальности	Специализированный для пусков определенных РКН Универсальный для пусков различных РКН

классификацией конкретного объекта обычно понимается указание класса, к которому он относится. При этом расположение объектов по классам, а также их элементов на подклассы и виды проводится в зависимости от общности признаков. Для этих целей можно применять разные принципы классификации в зависимо-

сти от назначения объектов и технологии изготовления их элементов.

При решении задачи классификации стартового оборудования РКК предлагается использовать иерархический метод, который заданное множество последовательно делит на подчиненные подмножества, постепенно конкретизируя объект классификации [18]. При построении иерархической классификации составных частей РКК выбирается порядок следования признаков, т. е. направление перехода от подмножества одного уровня деления на подмножества другого уровня.

Разделение множества на подмножества на каждом уровне следует производить только по одному признаку объекта. Если используются соподчиненные признаки (каждый последующий зависит от предыдущего), то последовательность их использования строго определена, так как каждый последующий признак обеспечивает дальнейшую конкретизацию объекта. Несоподчиненные признаки могут располагаться по уровню произвольно, ибо они характеризуют объект с независимых друг от друга сторон.

Схема формирования подмножеств для СК по иерархическому методу представлена на рис. 1, где обозначено: m_i — составные части СК (БО, ПУ, КЗК), $i = \overline{1, k}$, где k — число составных частей СК, m_j — элементы составных частей агрегата.

Рассмотрим классификацию СК в целом и классификацию стартового оборудования РКК 1-го уровня.

Классификация СК в целом приведена в табл. 1.

В настоящее время используются три способа сборки и транспортировки РКН и КА с технического комплекса (ТК) на ПУ [1, 3, 4, 15, 23]:

- вертикальный;
- горизонтальный;
- смешанный.

Выбор того или иного способа сборки оказывает влияние на состав и конструктивное исполнение оборудования ТК и СК, временные характеристики подготовки РКН и затраты на их создание. Следует заметить, что в Европе и США наряду с горизонтальным способом сборки и транспортировки распространение получил вертикальный способ.

При горизонтальном способе сборки РКН формируется в горизонтальном положении из блоков и ступеней, доставленных с завода-изготовителя. После сборки ракета перевозится на старт, где установщик переводит ее из горизонтального в вертикальное положение.

Горизонтальный способ сборки и транспортировки, позволяющий значительно упростить состав комплекса применяемого технологического оборудования и процедуру подготовки к пуску ракеты, использовался для РКК «Sea Launch» с РКН «Зенит-3SL» (рис. 2) [12, 14, 24].

Практика эксплуатации РКК показывает, что с увеличением стартовой массы РКН горизонтальный способ сборки и транспортировки становится менее рациональным.

При смешанном способе сборки и транспортировки в монтажно-испытательном корпусе (МИК) на РКН не монтируется головная часть с полезным грузом, разгонным блоком (если он необходим) и обтекателем. Она собирается отдельно в вертикальном положении и монтируется на РКН непосредственно на ПУ. Для этого из-за раздельного с другими технологическими операциями монтажа головной части необходима доработка ПУ. Следует указать, что если установить головную часть на РКН прямо в МИК, то возможны повреждения груза при транспортировке и установке ракеты на ПУ.

Примером такой технологии является схема подготовки РКН к запуску на космодроме Куру в Гвианском космическом центре (ГКЦ) (Французская Гвиана), где сборка РН и космического аппарата (КА) осуществляется в следующей последовательности. В МИКе РКН собирается из отдельных блоков и ступеней в горизонтальном положении. В собранном виде РКН на специальной платформе перевозится к ПУ. При этом платформа проезжает сквозь нижнюю часть БО и внутри ее уже движется дальше до стартовой позиции, где установщик поднимает ракету в вертикальное положение. Затем из здания сборочного комплекса к БО доставляют укрепленный в вертикальном положении КА. В БО он поднимается к верхнему ярусу, и башня вместе с грузом начинает медленное движение по рельсам к ПУ, где располагается РКН, БО наезжает на РКН и



Рис. 2. Плавающий РКК «Sea Launch»

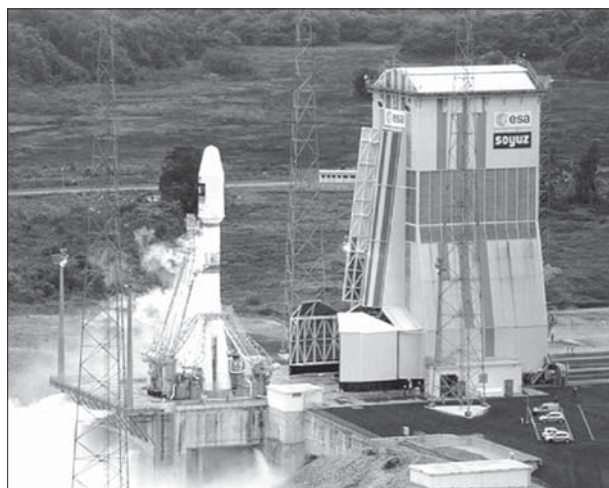


Рис. 3. РКК Европейского космического агентства в ГКЦ

поглощает её. Начинается процесс пристыковки к РКН КА и разгонного блока. Когда работы завершены, башня отъезжает, освобождая ракету, которая затем стартует в космос.

Преимущество такого технологического способа сборки в том, что БО защищает обслуживающий РКН персонал и кабель-заправочную мачту от возможных климатических воздействий: ливневого дождя, солнечных лучей, сильного ветра.

По такой схеме в Гвианском космическом центре 25 ноября 2010 г. был проведен первый вывоз БО на ПУ (рис. 3).

В настоящее время используются три основных способа подготовки РКН к пуску [1, 3, 4, 15, 23]:

- единой позиции;
- отдельных позиций;
- смешанный.

При реализации способа единой позиции (по американской технологии «фиксированный») части РКН (ступени, комплектующие элементы и др.) и КА доставляются с завода-изготовителя или хранилища прямо на стартовый комплекс. Здесь проводятся все автономные работы по ступеням ракеты и КА, а также сборка и комплексные испытания. Этот способ применялся для подготовки РН «Титан-IIIС» на Западном испытательном полигоне США.

Способ отдельных позиций (по американской технологии «мобильный») является наиболее распространенным и широко применяемым на РКК и предполагает четкое разграничение СК и ТК, которые связаны между собой железной или шоссейной дорогами. Этот способ применялся при пуске тяжелого класса ракет-носителей

(РН) типа «Титан-3С», «Титан-3Е», «Сатурн-5». Сборка РН осуществляется на технической позиции. Затем РН в вертикальном положении транспортировалась на пусковой платформе на стартовую позицию. Это позволило исключить операции подъема изделия из горизонтального положения в вертикальное и подключение контрольно-проверочной аппаратуры к изделию на СП. На технической позиции производилось подключение и проверка разъемов топливных магистралей (срабатывающих по контакту подъема РН), системы крепления РН к ПУ и т. д.

Для смешанного способа характерны достоинства и недостатки двух предыдущих способов (он применялся при пуске с космодрома Плесецк РН «Титан-II», РКН «Рокот») и предполагает проведение автономных проверок ступеней ракет на ТК, а сборку РКН и КА на СК.

В табл. 2 охарактеризованы основные достоинства и недостатки указанных выше способов подготовки РКН к пуску и даны некоторые комментарии.

Таблица 2. Основные способы подготовки ракет космического назначения к пуску

Способ	Достоинства	Недостатки
Единой позиции (фиксированный)	Отсутствие ТК и необходимости специальных транспортных средств для транспортировки собранной РН и КА с ТК на СК С увеличением стартовой массы РКН становится более предпочтительным	Возможный взрыв ракеты при старте может привести к значительным потерям технологического оборудования, что приводит к материальным и временным затратам на восстановление позиции (Например, взрыв РН «Antares» 29 октября 2014 г. во время запуска с Исследовательского центра на о. Уоллопс, США) Технологические работы выполняются на открытом воздухе, что ослабляет защиту при непогоде Возможность большой частоты пуска с такой позиции невысока
Отдельных позиций (мобильный)	Значительное упрощение решения проблемы защиты ТК от воздействия ударной волны при возможном взрыве РКН, а также акустического воздействия при пуске двигателей (в связи со значительным удалением ТК от СК) Относительно высокие значения производительности и темпа пусков. (Сборка и испытания РН проводятся в залах МИКа, что исключает неблагоприятное воздействие окружающей среды на обслуживающий персонал и элементы конструкции РКН)	Необходимость создания технического комплекса, крупногабаритного транспортного агрегата, специального пути для доставки РКН на СК При транспортировке РН, особенно на дальние расстояния возможность выхода ракеты-носителя из строя в результате длительного действия экстремальных механических воздействий При увеличении размеров и массы РН могут возникнуть необходимость строительства МИКа значительных размеров, а также специальных транспортных коммуникаций между ТК и СК для транспортировки собранных РКН
Смешанный	Сохраняет достоинства и недостатки двух предыдущих способов	

При проведении классификационного анализа 1-го уровня стартового оборудования РКК (БО, КЗК, ПУ) рассмотрим следующие признаки классификации:

– для дифференцированного назначения коэффициентов запаса по критериям прочности и деформируемости стартовое оборудование подразделяют на группы I, II и III в зависимости от характера и размера ущерба, возникающего при их поломке;

– по конструктивным особенностям, эксплуатационным параметрам нагружения стартового оборудования;

– по возможным прототипам.

К группе I относят части стартового оборудования, поломка которых может привести к человеческим жертвам (падение, взрыв РКН), большому материальному ущербу или к прекращению функционирования комплекса в течение длительного времени.

К группе II относят части стартового оборудования, поломка которых может вызвать повреждение РКН, ее составных частей и (или) остановку в работе при выполнении конкретной рабочей операции.

К группе III относят части стартового оборудования, поломка которых не вызывает повреждения РКН или ее составных частей и не отражается на выполнении рабочих операций:

– элементы крепления агрегатов или их составных частей при всех видах транспортирования;

– оборудование для проведения освидетельствований;

– кожухи, ограждения и другие конструкции, с которыми не контактирует обслуживающий персонал в процессе выполнения работы и др.

Части стартового оборудования, которые по своим признакам могут быть отнесены одновременно к нескольким группам, должны удовлетворять требованиям, предъявляемым к каждой из этих групп.

Газодинамическая схема в значительной мере определяет облик и размеры ПУ. Приведём классификацию газодинамических схем ПУ:

– наземная ПУ с пусковым столом, располагаемым на открытой площадке (для ракет легкого класса);

– заглубленное сооружение с газоотводящим лотком (для ракет среднего и тяжёлого класса);

– одногазоходное;

– многогазоходное;

– с односкатным газоотражателем;

– с многоскатным газотражателем;

– на грань отражателя направлено одно сопло;

– на грань отражателя направлено несколько сопел;

– многоярусный газоотражатель.

Нормы прочности на проектирование устанавливаются для основных механических частей базовых составляющих СК: БО, КЗК, ПУ.

Отметим функциональные назначения этих составляющих.

БО позволяет выполнять следующие функции:

– выход на температурно-влажностный режим рабочей зоны, удовлетворяющий условиям размещения РКН на время сборки и подготовки к пуску;

– сборку РКН по вертикальной схеме;

– отвод на позицию временного хранения на время предстартовой подготовки и пуска;

– возвращение на рабочую позицию после пуска.

В состав БО входят: корпус, состоящий из ферменной конструкции, обшивка, ходовая часть, мостовой кран и др.

Кабель-заправочная колонна представляет собой стационарный агрегат из сварной рамы с обшивкой и предназначена для размещения стационарных коммуникаций систем заправки, термостатирования, системы управления, измерений и газового контроля.

К группе II в первую очередь можно отнести следующие составные части БО и КЗК: ферменную конструкцию и ходовую часть БО, поворотную ферму КЗК, а также грузозахватные приспособления для перегрузки агрегатов комплекса или их составных частей.

В табл. 3 приведены основные конструктивные особенности, эксплуатационные нагрузки БО и КЗК в процессе подготовки и проведения пусков РКН, а также возможные прототипы и группы.

Пусковое устройство обеспечивает вертикальное удержание ракеты (можно проводить сбор-

ку ракеты по вертикальной схеме), подготовку к пуску, пуск РКН, отвод газовых струй от двигательной установки (ДУ) ракеты и состоит из рамы опорной, облицовки газхода, закладных элементов.

К группе I относятся следующие составные части ПУ:

- рама опорная, непосредственно воспринимающая вес РКН;
- опорное кольцо;
- устройство для удержания РКН, не обладающей достаточной устойчивостью положения;
- элементы для крепления и грузозахватывающие устройства и др.

В табл. 4 приведены основные конструктивные особенности, эксплуатационные нагрузки ПУ возникающие в процессе подготовки и проведения пусков, а также возможные прототипы, а также соответствующая группа.

Следует отметить, что нормы прочности служат основой для проведения прочностного рас-

чета агрегатов стартового оборудования РКК. Для составных частей агрегата проводится расчёт статической, циклической прочности и расчет устойчивости формы [9, 10, 23].

Расчет общей прочности проводится на основе метода конечных элементов (МКЭ) и метода суперэлементов при помощи соответствующих программных комплексов. МКЭ является в настоящее время одним из основных методов решения вариационных задач, в том числе — задач расчета напряженно-деформированного состояния конструкций. Научные основы этого метода созданы трудами многих исследователей. Среди них отметим О. Зенкевича, И. Чанга, В. Баженова, Р. Галлагера, Р. Куранта, Дж. Одена, Л. Розина, А. Сахарова, Л. Сегерлинда, А. Хренникова и многих других. Одной из последних работ в этом направлении является [30].

Прочностной расчет агрегатов стартового оборудования РКК представляет собой задачу большой размерности. Создание трехмерных

Таблица 3. Основные конструктивные особенности башни обслуживания и кабель-заправочной колонны

Признак	Башня обслуживания	Кабель-заправочная колонна
Базовые конструктивные параметры	Металлическая ферменная конструкция и ходовая часть по рельсовому пути	Металлическая ферменная конструкция
Эксплуатационные нагрузки	Ветровые и массовые нагрузки при стоянке и движении. Нагрузки при перемещении (подъем, кантование) и сборке ступеней РКН	Ветровые, массовые и газодинамические нагрузки при подготовке пуска и в процессе старта РКН
Температуры нагрева	Отсутствие воздействия газодинамических нагрузок и нагреву в процессе старта РКН Нагрузки при перемещении и сборке ступеней РКН	Нагрев от газовой струи при старте РКН
Прототипы	Строительные конструкции Промышленные сооружения	Строительные конструкции
Группа	II	II

Таблица 4. Основные конструктивные особенности пускового устройства

Признак	Пусковое устройство
Базовые конструктивные параметры	Металлическое ферменное. Крепление на бетонном фундаменте при помощи закладных элементов
Эксплуатационные нагрузки	Ветровые, механические, газодинамические, тепловые, акустические нагрузки при стоянке и старте РКН
Температуры нагрева	Нагрев от струи ДУ при старте РКН
Прототип	Строительные конструкции
Группа агрегата	I

моделей большой размерности возможно с помощью следующих программных систем:

- SolidWorks 2009 и операционной системы Windows X64;
- программный комплекс MSC.NASTRAN;
- программный комплекс SADAS.

SolidWorks — система для автоматизированного проектирования, инженерного анализа и подготовки производства изделий любой сложности и назначения.

Другим программным комплексом для расчета прочности стартового комплекса служит конечно-элементный комплекс MSC NASTRAN. Возможности его весьма велики по сравнению с другими программными комплексами. MSC NASTRAN обеспечивает достаточно полный набор расчетов, включая расчет напряженно-деформированного состояния, запасов прочности, собственных частот и форм колебаний, анализ устойчивости, исследование установившихся и неустановившихся динамических процессов, решение задач теплопередачи, акустических явлений, нелинейных статических и нелинейных переходных процессов, анализ сложного контактного взаимодействия, анализ частотных характеристик при воздействии случайных нагрузок и импульсного широкополосного воздействия. Данный программный комплекс предусматривает возможность моделирования практически всех типов материалов, включая композитные.

Вышеуказанные программные комплексы являются основными расчетными лицензионными комплексами

Программный комплекс SADAS предназначен для расчета несущей способности конструкций агрегатов стартового комплекса с помощью МКЭ, который дополнен программными средствами, позволяющими автоматизировать задание нагрузок в модели конструкции.

Вместе с тем отметим, что использование лицензионных программных комплексов имеет ряд особенностей. К ним относится их значительная дороговизна, необходимость покупки дополнительных модулей при решении сложных задач деформирования (учет пластичности, вязкоупругости, ползучести [6, 9, 21, 26, 28]), значительные затраты времени при подготовке ко-

нечно-элементных модулей для последующего расчета. Программы по сути являются «черным ящиком» при формулировке начальных и конечных этапов расчета и отсутствии возможности корректировки промежуточных этапов расчета. Это приводит к актуальности разработки собственных программ, особенно при необходимости большого числа расчетов, что характерно для разных этапов отработки объектов ракетно-космической техники, в частности, с учетом проводимых в процессе отработки испытаний элементов РКН на различные случаи нагружения [8, 13, 23]. Подобные программы могут быть основаны, в частности на проекционно-итерационных схемах реализации МКЭ. Такие схемы для вариационных методов (МКЭ, метод локальных вариаций) и метода конечных разностей исследованы в трудах известных ученых-математиков (Л. Канторович, Г. Марчук, А. Самарский, В. Шайдуров, W. Hackbusch и др.) и позволяют в десятки раз уменьшать компьютерное время расчета [8, 25, 27].

Основные нагрузки на стартовое оборудование РКК:

- весовые,
- ветровые,
- скоростной напор струй двигательной установки РН,
- температурные, вызванные газодинамическим воздействием струи двигательной установки РН,
- инерционные нагрузки, вызванные разгоном и торможением отводимых элементов агрегатов СС.

В соответствии с принципами МКЭ нагрузки формируются приведенными к узлам конечных элементов (КЭ) моделей агрегатов. Узловые нагрузки, обусловленные собственным весом агрегатов и размещенного на них оборудования, определяются путем умножения узловых масс физической модели агрегата на ускорение свободного падения, т. е. полный вектор весовой нагрузки $\{G\}$ определяется так:

$$\{G\} = \{m\}g,$$

где $\{m\}$ — вектор, составленный из узловых масс физической модели агрегата СС, g — ускорение свободного падения.

Ветровая нагрузка на узел модели является суммой узловых ветровых нагрузок всех КЭ,

сходящихся в этом узле. Тогда полные ветровые нагрузки, действующие на j -й КЭ модели, определяются суммой статической и динамической составляющих:

$$P_j = P_{jCT} + P_{jDI}.$$

Статическая ветровая нагрузка P_{jCT} определяется аэродинамическим силовым воздействием, вызванным усредненным ветровым потоком. Динамическая ветровая нагрузка P_{jDI} определяется переменным во времени нагружением, обусловленным порывами ветрового потока и инерционными силами от вынужденных колебаний модели, вызванных этими колебаниями. В упрощенном виде полная ветровая нагрузка на КЭ модели агрегата рассчитывается по формуле

$$P_j = P_{jCT} \cdot k_{jDI},$$

где k_{jDI} — коэффициент динамичности нагрузки для j -го КЭ.

Состав данных, характеризующих газодинамическую схему стартового сооружения, включает в себя ожидаемые нагрузки от воздействия на ракету и ПУ, которые определяются расчетным или экспериментальным путем.

Решение задачи исследования газодинамики старта состоит в определении газодинамических, ударно-волновых, акустических и тепловых воздействий струй ДУ на РКН и ПУ, начиная от момента запуска двигателя первой ступени и далее в процессе движения РН в непосредственной близости от ПУ [3—5, 16, 23]. При старте РКН конструкции агрегатов СК испытывают комбинированное температурно-силовое нагружение, вызванное скоростным напором и температурой струй ДУ. Математическая модель течения жидкости в трубопроводах для исследования продольной устойчивости РКН приведена в работе [20]. Нагрузки, вызванные скоростным напором струй ДУ, рассматриваются как воздействие скоростного напора ветра. Полная газодинамическая нагрузка представляется в виде произведения статической составляющей газодинамической нагрузки и коэффициента динамичности. Моделирование данного нагружения при использовании МКЭ агрегатов требует решения задачи по определению узловых сил модели агрегата СК, вызванных скоростным напором струй ДУ.

При газодинамическом воздействии струи элементы конструкции подвергаются значительному тепловому воздействию, уровень которого определяется интенсивностью теплопередачи и высокой энтальпией продуктов сгорания топлива, что вызывает необходимость применения теплозащитных покрытий или ввод в струю ДУ за срезом сопла воды. При нестационарных режимах работы ДУ запуске, переходе с одного режима на другой возникают градиенты температур, вызывающие потенциально опасные температурные напряжения — температурные удары. Неравномерное распределение температуры по сечению вызывает неравномерное же расширение материала. Тогда следует использовать методы численного расчета температур и температурных напряжений, возникающих в конструкции СК. Необходимость проведения подобных расчетов возникает при проектировании вновь создаваемых и модернизации наличных стартовых комплексов под новые варианты РН с увеличенными значениями стартовой массы и тяги ракетных двигателей. В общем случае для расчёта температур конструкций СК, напряжений и деформаций, вызванных нагревом, целесообразен следующий подход, позволяющий проводить прогнозирование температур и температурных напряжений в различных элементах конструкций стартового оборудования при газодинамическом воздействии струй ДУ, состоящий из решения двух задач:

— моделирование процессов теплообмена в конструкциях СК при воздействии на них струй ДУ (исходя из параметров струй, необходимо получить распределение температур в элементах конструкции СК для различных моментов времени и задать это распределение в ее конечно-элементной модели);

— моделирование тепловых деформаций (путем ввода в модель фиктивных сил, влияние которых на конструкцию эквивалентно тепловой нагрузке).

Несмотря на малое время воздействия струи ДУ на элементы конструкции, составляющее порядка 10...15 с, поверхности конструкций успевают существенно прогреться на величину до нескольких сот градусов. Теплообмен на поверх-

ности стержней ферменных конструкций при воздействии высокотемпературной струи определяется конвективной и лучистой составляющими.

При использовании МКЭ узловые температуры в моделях несущих ферменных конструкций (наиболее распространенных в агрегатах СК) может быть определено из уравнений теплового баланса. Для тонкостенных стержневых КЭ узловые температуры можно определить из следующего уравнения:

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{U}{F\rho C_p} q_i,$$

где T_i — температура i -го узла, t — время, U , F — периметр поперечного сечения стержневого элемента и его площадь, ρ — плотность материала, C_p — удельная изобарная теплоемкость материала, q_i — плотность теплового потока на поверхности КЭ.

Полученные таким образом распределения температур по конструкции для различных моментов времени используются для расчета температурных деформаций. При расчёте деформаций в модели вводятся фиктивные силы, влияние которых на конструкцию эквивалентно заданной тепловой нагрузке и сложении их с предварительно заданными силовыми нагрузками. При определении напряжений деформации, вызванные тепловой нагрузкой, вычитаются. Расчет эквивалентных усилий, которые вызовут такую же деформацию, как и нагрев, проводится исходя из того, что при тепловом воздействии такой стержень работает на растяжение-сжатие. Расчёт ведётся из условия равенства деформаций, вызываемых температурным и силовым нагружениями. Эквивалентная сила, прилагаемая в узлах стержневого КЭ определяется из равенства тепловой и силовой деформации и равна составляет:

$$P = EF\alpha(T - T_0), \quad (1)$$

где E — модуль упругости материала стержня, F — площадь поперечного сечения стержня, α — коэффициент линейного расширения материала стержневого КЭ, T_0 — начальная температура конструкции, при которой считается, что

тепловая деформация отсутствует, T — средняя температура стержня КЭ в момент времени, для которого проводится расчет, $T = (T_i + T_j)/2$; T_i , T_j — температуры в узлах i и j стержневого КЭ.

Полученные эквивалентные силы для всех КЭ модели добавляются в ее узлы, после чего происходит расчет перемещений как при расчете чисто механического нагружения. Однако найденные перемещения вдоль стержня пересчитываются в нормальные напряжения, возникающие в стержне, по модифицированной зависимости. Учитывая выражение (1), можно получить выражение для нормальных напряжений в виде

$$\sigma = E \left[\frac{\Delta x^{ij}}{L} - \alpha(T - T_0) \right],$$

где Δx^{ij} — относительное перемещение конечных узлов стержневого КЭ вдоль его оси, L — длина стержневого КЭ.

При передвижении агрегата в периоды разгона и торможения возникают инерционные силы

$$H = \frac{(G_m + G_o + G_x)V}{g\tau},$$

где G_m — вес конструкции агрегата, G_o — вес оборудования, G_x — вес ходовой части, V — скорость передвижения, τ — время разгона (торможения) агрегата.

Узловые инерционные нагрузки можно определить на основе расчетного анализа кинематики отвода подвижных элементов агрегатов СК. Параметры отвода элемента стартового оборудования в зависимости от его жесткости можно найти, рассматривая движение агрегата как жесткого целого или как упруго-массовой системы.

Во многих задачах прочностного расчета используются разработки в области контактных взаимодействий элементов конструкций РКН и СК [7, 19]. Отметим, что особые схемы прочностного расчета возникают для элементов композитных конструкций РКН [17, 29].

Таким образом, в статье предложен подход к классификации стартового оборудования РКК при обосновании норм прочности на основе иерархического метода. Рассмотрено прогнозирование нагрузок, возникающих при эксплуатации в элементах конструкций стартового комплекса.

1. Безручко К. В., Давидов А. О., Свищ В. М., Харченко А. А. Классификация и сравнительные характеристики стартовых комплексов современных ракет-носителей // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2010. — № 10. — С. 33—37.
2. Белошенко Б. Г., Сафронов А. В., Хотулёв В. А., Шувалова Т. В. Газодинамика старта: от «Гагаринской» ракеты-носителя «Восток» до ракет космического назначения на полигоне «Восточный» // *Космонавтика и ракетостроение*. — 2011. — № 2. — С. 168—175.
3. Бирюков Г. П., Кобелев В. Н. Основы построения ракетно-космических комплексов. — М.: МАТИ им. К. Э. Циолковского, 2000. — 294 с.
4. Бирюков Г. П., Смирнов В. И. Элементы теории проектирования ракетно-космических комплексов. — М.: МАИ, 2003. — 288 с.
5. ГОСТ 31373—2008. Межгосударственный стандарт. Колёсные пары локомотивов и моторвагонного подвижного состава. Расчеты и испытания на прочность. — М.: Стандартинформ, 2009. — 12 с.
6. Гудрамович В. С. Теория ползучести и её приложения к расчету элементов тонкостенных конструкций. — Киев: Наук. думка, 2005. — 224 с.
7. Гудрамович В. С. Контактные взаимодействия элементов протяженных неоднородных оболочечных конструкций при использовании моделей физической нелинейности // *X Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики*, Нижний Новгород, Россия, 2011 г.: Изб. тез. докл. — Нижний Новгород: НГУ, 2011. — С. 57—59.
8. Гудрамович В. С. Моделирование напряженно-деформированного состояния оболочечных конструкций ракетной техники и энергетики // *Техническая механика*. — 2013. — № 4. — С. 97—104.
9. Гудрамович В. С., Герасимов В. П., Коноваленков В. С., Пошивалов В. П. Предельные состояния оболочек при сложном нагружении и ползучести материала. — Киев: Наук. думка, 1984. — 254 с.
10. Гудрамович В. С., Переверзев Е. С. Несущая способность и долговечность элементов конструкций. — Киев: Наук. думка, 1981. — 284 с.
11. Даниев Ю. Ф., Демченко А. В., Зевако В. С. и др. Космические летательные аппараты. Введение в космическую технику / Под общ. ред. А. П. Петренко. — Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2007. — 456 с.
12. Дегтярев А. В. Пути модернизации ракетных комплексов // *Техническая механика*. — 2011. — № 2. — С. 23—29.
13. Конохов А. С. Имитационная динамическая модель жидкостных ракет-носителей пакетной компоновки // *Проблемы прочности*. — 2015. — № 2. — С. 138—147.
14. Конохов С. Н., Мащенко А. Н., Панно-Корыстин В. Н. и др. Ракеты и космические аппараты Конструкторского бюро «Южное» / Под общ. ред. С. Н. Конохова. — К.: КИТ, 2004. — 260 с.
15. *Космодром* / Под общ. ред. А. П. Вольского. — М.: Воениздат, 1977. — 309 с.
16. Латыгин В. И., Сафронов А. В., Хотулёв В. А. Методы математического моделирования в исследованиях проблем старта ракет-носителей // *Космонавтика и ракетостроение*. — 1999. — Вып. 17. — С. 74—86.
17. Марчук М., Сиренко В., Харченко В., Хом'як М. Метод розрахунку шаруватих композитних оболонок за наявності дефектів на поверхнях розділу // *Сучасні проблеми механіки і математики: в 3-х томах* / Під заг. ред. Р. М. Кушніра, Б. Й. Пташника. — Львів: ІППММ ім. Я. С. Підстригача НАН України, 2013. — Т. 1. — С. 42—44.
18. Месарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем: Пер. с англ. — М.: Мир, 1973. — 344 с.
19. Моссаковский В. И., Гудрамович В. С., Макеев Е. М. Контактные взаимодействия элементов оболочечных конструкций. — Киев: Наук. думка, 1988. — 288 с.
20. Пилипенко О. В. Учёт неравновесных фазовых превращений в математической модели двухфазного течения жидкости в цилиндрическом трубопроводе // *Техническая механика*. — 2007. — № 1. — С. 3—9.
21. Пошивалов В. П. Длительная прочность и долговечность элементов конструкций. — К.: Наук. думка, 1992. — 119 с.
22. Соловьев В. Н. Космический ракетный комплекс «Зенит» глазами его создателей. — М.: МАИ, 2003. — 213 с.
23. *Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: инженерное пособие* / Под ред. И. В. Бармина. — М.: Полиграфикс РПК, 2005. — Кн. 1. — 412 с; 2006. — Кн. 2. — 376 с.
24. *Шестидесять лет в ракетостроении и космонавтике* / Под общ. ред. А. В. Дегтярева. — Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2014. — 540 с.
25. Hart E. L., Hudramovich V. S. Applications of the projective-iterative versions of FEM in damage problems for engineering structures // *Maintenance-2012: 2th Int. conf.: Proceedings*. — Zenica: Univ. of Zenica, 2012. — P. 157—164.
26. Hudramovich V. S. Plastic and creep instability of shell with initial imperfections // *Solid mechanics and its application* / Ed. G. M. L. Gladwell, Proc. of IUTAM Symp. Rheology of bodies with defects, China, 1999 / Ed. Wan Reng. — Dodrecht / Boston / London: Kluwer. Acad. Publ., 1999. — Vol. 64. — P. 277—289.
27. Hudramovich V. S., Hart E. L., Klymenko D. V., Rjalokon S. A. Mutual influence of openings on strength of shell-type structures under plastic deformation // *Strength of Materials*. — 2013. — 45, N 1. — P. 1—9.
28. Hudramovich V. S., Lebedev A. A., Mossakovskiy V. I. Plastic deformation and limit states of metal shell structures

- with initial shape imperfections // Light-weight steel and aluminium structures: Proc. of Intern. Conf., Finland, 1999 / Ed. P. Makelainen. — Amsterdam / Lansanne / New York / Tokyo : Elsevier, 1999. — P. 257—263.
29. Marchuk M., Kharchenko V., Klymenko D., Khomyak M. Mathematical model and method for calculation of layered composite shells of rotation with the delaminations // Intern. Conf. on Mechanics of Composite Materials (Riga, Latvia, 2014): book of abstracts. — Riga, 2014. — P. 126.
30. Zienkiewicz O. C., Robert L. T., J. Zhu Z. The finite element method: Its basis and fundamentals 6th ed. — Amsterdam/London/New York/Paris/Sydney/Tokyo: Elsevier, 2005. — 752 p.
- Стаття надійшла до редакції 09.09.15*
- #### REFERENCES
1. Bezruchko K. V., Davidov A. O., Svisch V. M., Kharchenko A. A. Classification and comparative characteristics of the launching site of modern carrier rockets. Aerospace technic and technology, N 10, 33—37 (2010) [in Russian].
 2. Beloshenko B. G., Safronov A. V., Hotuljov V. A., Shuvalova T. V. Gas dynamics of launch from "Gagarin" booster rocket "Vostok" up to the space rockets at the "Vostochnyj" (Gazodinamika starta: ot «Gagarinskoj» rakety-nositelja «Vostok» do raket kosmicheskogo naznacheniya na poligone «Vostochnyj»). Cosmonautics and Rocket Engineering, N 2, 168—175 (2011) [in Russian].
 3. Birjukov G. P., Kobelev V. N. Fundamentals of rocket and space complexes design (Osnovy postroeniya raketno-kosmicheskikh kompleksov), 294 p. (MATI im. K. Je. Ciolkovskogo, Moscow, 2000) [in Russian].
 4. Birjukov G. P., Smirnov V. I. Some theoretical aspects of rocket-space complexes design (Jelementy teorii proektirovaniya raketno-kosmicheskikh kompleksov), 288 p. (MAI, Moscow, 2003) [in Russian].
 5. Wheelsets of locomotives and motor-powered units. Strength's calculations and tests: HOST 31373—2008 from 1st September 2009, 12 p. (Standartinform, Moscow, 2009) [in Russian].
 6. Hudramovich V. S. The theory of creep and its application to calculation of elements of thin-walled structures. (Teorija polzuchesti i ejo prilozheniya k raschetu jelementov tonkostennykh konstrukcij), 224 p. (Nauk. dumka, Kiev, 2005) [in Russian].
 7. Hudramovich V. S. Contact interaction of the elements of extended non-uniform shell structures by using physical models of nonlinearity (Kontaktnye vzaimodejstviya jelementov protjazhennykh neodnorodnykh obolochechnykh konstrukcij pri ispol'zovanii modelej fizicheskoj nelinejnosti. X Vserossijskij s#ezd po fundamental'nym problemam teoreticheskoy i prikladnoj mehaniki), Nizhnij Novgorod, Russia, 2011: izb. tez. dokl., P. 57—59 (NGU, Nizhnij Novgorod, 2011) [in Russian].
 8. Hudramovich V. S. Simulation of stress-strain state of the shell designs of missile technology and energy (Modelirovanie naprjazhenno-deformirovannogo sostojaniya obolochechnykh konstrukcij raketnoj tehniky i jenergetiki). Tekhnicheskaya Mekhanika, N 4, 97—104 (2013) [in Russian].
 9. Hudramovich V. S., Gerasimov V. P., Konovalenkov V. S., Poshivalov V. P. Limit states shells under complex loading and creep. (Predel'nye sostojaniya oboloček pri slozhnom nagruženii i polzuchesti materiala), 254 p. (Nauk. dumka, Kiev, 1984) [in Russian].
 10. Hudramovich V. S., Pereverzev E. S. The bearing capacity and durability of structural elements. (Nesushhaja sposobnost' i dolgovechnost' jelementov konstrukcij), 284 p. (Nauk.dumka, Kiev, 1981) [in Russian].
 11. Daniev Yu. F., Demchenko A. V., Zevako V. S. et al. Spacecrafts. Introduction to space technology (Kosmicheskije letatel'nye apparaty. Vvedenie v kosmicheskiju tehniku), Ed. by A. P. Petrenko, 456 p. (Dnepropetrovsk: ART—PRESS, 2007) [in Russian].
 12. Degtyarev A. V. Way of missile systems modernization (Puti modernizacii raketnykh kompleksov), Tekhnicheskaya Mekhanika, N 2, 23—29 (2011) [in Russian].
 13. Konyukhov A. S. Dynamic Simulation Model of Liquid-Propellant Packet Scheme Launch Vehicles, Strength of Materials, N 2, 138—147 (2015) [in Russian].
 14. Konjuhov S. N., Mashhenko A. N., Pappo-Korystin V. N. et al. Rockets and spacecrafts of the "Yuzhnoye" Design Bureau (Rakety i kosmicheskije apparaty Konstruktorskogo bjuro «Juzhnoe»), Ed. S. N. Konjuhov, 260 p. (KIT, Kiev, 2004) [in Russian].
 15. Cosmodrome (Kosmodrom), Ed. A. P. Vol'skiy, 309 p. (Voenizdat, Moscow, 1977) [in Russian].
 16. Lapygin V. I., Safronov A. V., Hotuljov V. A. Methods of mathematical modeling in research of launch vehicle start (Metody matematicheskogo modelirovaniya v issledovanijah problem starta raket-nositelej). Cosmonautics and Rocket Engineering, Is.17, 74—86 (1999) [in Russian].
 17. Marchuk M., Sirenko V., Kharchenko V., and Khomyak M. Calculation method of layered composite membranes for the presence of defects at the interface (Metod rozrahunku sharuvatykh kompozytnykh obolonok za najavnosti defektiv na poverhnjah rozdilu). Suchasni problemy mehaniky i matematyky, Eds. R. M. Kushnir, B. J. Ptashnyk, Vol.1, P. 42—44 (IPPMM im. Ja. S. Pidstrygacha NAN Ukrainy, Lviv, 2013) (Vols. 1-3; Vol. 1) [in Ukrainian].
 18. Mesarovich M.D., Macko D., and Takahara Y. Theory of hierarchical multilevel systems, Transl. from Eng., 344 p. (Mir, Moscow, 1973) [in Russian].
 19. Mossakovskij V. I., Hudramovich V. S., Makeev E. M. Contact interaction of the elements of shell structures. (Kontaktnye vzaimodejstviya jelementov obolochechnykh konstrukcij), 288 p. (Nauk. dumka, Kiev, 1988) [in Russian].

20. Pilipenko O. V. Accounting nonequilibrium phase transitions in the mathematical model of two-phase fluid flow in a cylindrical pipe (Uchjot neravnesnyh fazovyh prevrashhenij v matematicheskoj modeli dvuhfaznogo tehnicheskaya Mekhanika, N 1, 3—9 (2007) [in Russian].
21. Poshivalov V. P. Long-term strength and durability of structural elements (Dlitel'naja prochnost' i dolgovechnost' jelementov konstrukcij), 119 p. (Nauk. dumka, Kiev, 1992) [in Russian].
22. Solov'ev V. N. The space rocket complex «Zenit» through the eyes of its creators. (Kosmicheskij raketnyj kompleks «Zenit» glazami ego sozdatelej), 213 p. (MAI, Moscow, 2003) [in Russian].
23. Technological objects of ground infrastructure of space engineering: engineering handbook (Tehnologicheskije ob'ekty nazemnoj infrastruktury raketno-kosmicheskij tehniki: inzhenernoe posobie.) Ed. I. V. Barmin, kn.1-2, 412 p; 376 p. (Poligrafiks RPK, Moscow, 2005) [in Russian].
24. Sixty years in rocketry and astronautics (Shest'desjat let v raketostroenii i kosmonavtike), Ed. A. V. Degtyarev, 540 p. (ART-PRESS, Dnepropetrovsk, 2014) [in Russian].
25. Hart E. L., Hudramovich V. S. Applications of the projective-iterative versions of FEM in damage problems for engineering structures, Maintenance-2012: 2th Int. conf.: Proceedings, P. 157—164 (Univ. of Zenica, Zenica, 2012).
26. Hudramovich V. S. Plastic and creep instability of shell with initial imperfections, Solid mechanics and its application, Ed. G. M. L. Gladwell, Proc. of IUTAM Symp. Rheology of bodies with defects, China, 1999, Ed. Wan Reng, Vol. 64, 277—289 (Kluwer. Acad. Publ., Dordrecht; Boston; London, 1999).
27. Hudramovich V. S., Hart E. L., Klymenko D. V., Rjalokon S. A. Mutual influence of openings on strength of shell-type structures under plastic deformation. Strength of Materials, 45, 1, 1—9 (2013).
28. Hudramovich V. S., Lebedev A. A., Mossakovsky V. I. Plastic deformation and limit states of metal shell structures with initial shape imperfections. Light-weight steel and aluminium structures: Proc. of Intern. Conf., Finland, 1999, Ed. P. Makelainen, 257—263 (Elsevier, Amsterdam; Lausanne; New York; Tokyo, 1999).
29. Marchuk M., Kharchenko V., Klymenko D., Khomyak M. Mathematical model and method for calculation of layered composite shells of rotation with the delaminations. Intern. Conf. on Mechanics of Composite Materials (Riga, Latvia, 2014): book of abstracts, P. 126 (Riga, 2014).
30. Zienkiewicz O. C., Robert L. T., J. Zhu Z. The finite element method: Its basis and fundamentals. 6th ed., 752 p. (Elsevier, Amsterdam; London; New York; Paris; Sydney; Tokyo, 2005).
- O. V. Degtyarev¹, O. V. Pilipenko², V. S. Gudramovich², V. M. Sirenko¹, Yu. F. Daniev², D. V. Klimenko¹, V. P. Poshivalov²*
- ¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ
² Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпропетровськ
- ПРО КЛАСИФІКАЦІЮ СТАРТОВОГО ОБЛАДНАННЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ КОМПЛЕКСІВ ПРИ ОБГРУНТУВАННІ НОРМ МІЦНОСТІ**
- Пропонується підхід до класифікації стартового обладнання ракетно-космічного комплексу при обґрунтуванні норм міцності на основі використання ієрархічного методу. Розглядається прогнозування навантажень, які виникають при експлуатації елементів конструкцій стартового комплексу.
- Ключові слова:** ракетно-космічний комплекс, стартовий комплекс, стартове обладнання, башта обслуговування, кабель-заправна колона, пусковий пристрій, норми міцності.
- A. V. Degtyarev¹, O. V. Pilipenko², V. S. Hudramovich², V. N. Sirenko¹, Yu. F. Daniev², D. V. Klimenko¹, V. P. Poshivalov²*
- ¹ Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk
² Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Science of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, Dnipropetrovsk
- ABOUT THE CLASSIFICATION OF LAUNCH EQUIPMENT OF THE SPACE LAUNCH SYSTEMS FOR THE STRENGTH REGULATIONS JUSTIFICATION**
- We suggest an approach to the classification of Launch Equipment of the Space Launch Systems for the strength regulations justification, which is based on the hierarchical method. We analyze the prediction of the loads, which appear during operation of the Launch Complex structural elements.
- Key words:** space-rocket complex, launch-complex, launch equipment, maintenance tower, cable-fuelling column, launch device, strength standards.