

Секция 12

**Объекты наземной инфраструктуры
ракетных комплексов****ЧИСЛЕННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НЕСТАЦИОНАРНЫХ
ТЕЧЕНИЙ ПРИ СТАРТЕ ИЗ ПОЛУЗАГЛУБЛЕННЫХ
ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК**

*В.П.Зюзликов, Б.Е.Синильщиков, М.В.Ракитская, Л.А.Шилов,
Т.Т.Соколова
(БГТУ, г.Санкт-Петербург; КБТМ, г.Москва)*

Для запуска ракет-носителей (РН) легкого класса используются полузаглубленные пусковые установки (ПУ). Процессы, происходящие при запуске ракетных двигателей из таких ПУ, в силу своей сложности, до сих пор являются недостаточно изученными. Для созданных стартовых комплексов газодинамика старта исследовалась в основном на мелкомасштабных моделях (1:40). Объем среднemasштабных экспериментов на стенде 1:5 был недостаточен. Кроме того, эксперименты, проводимые при отработке таких стартов, были ориентированы на определение нагрузок, действующих, прежде всего на РН, поэтому разработанные полуэмпирические методы расчета не обладают необходимой универсальностью. Так же необходимо учитывать, что, если для природы характерное время протекания переходных процессов составляет 0,5-1,0 сек, то на мелкомасштабном стенде эти процессы протекают за 0,015-0,03 сек, а это время сопоставимо или даже меньше постоянной времени выхода датчиков (особенно термопар) на режим. По этой причине получить данные по переходным процессам на мелкомасштабных стендах не всегда оказывается возможным.

Современные трехмерные численные модели позволяют определить параметры нестационарного течения в любой произвольной точке и по полученным значениям рассчитать течение в пограничном слое, что позволяет определить тепловые нагрузки. Основная сложность при проведении численных расчетов связана с выбором рациональной конфигурации сетки, позволяющей проводить расчеты нестационарных процессов при использовании многосопловых компоновок (например, десяти сопловая компоновка для РН «Циклон») при приемлемом быстродействии и точности расчетов. При проведении расчетов в БГТУ использовалась существенно неравномерная криволинейная сетка, с общим числом ячеек 888750 (за одни сутки работы ЭВМ производится расчет 0,1сек. реального времени).

Полученные результаты позволили определить значения нестационарных нагрузок действующих на элементы газодинамического тракта, время установления эжекционного течения, а так же разработать рекомендации по изменению параметров СК с целью снижения действующих нагрузок.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИКИ МИНОМЕТНОГО СТАРТА

Е.В. Анненков, В.А. Комочков

(Волгоградский государственный технический университет)

При выбросе ракеты из контейнера методом катапультирования давление в подракетном пространстве меняется весьма интенсивно, что вызывает большие перегрузки при движении ракеты. После выхода ракеты из контейнера, на периоде последствия продолжается воздействие на неё газового потока с возможным сообщением возмущений. После включения двигателя ракеты действию газовой струи подвергаются все элементы пусковой установки (ПУ). Силовое воздействие струи может повлиять на устойчивость ПУ и привести ее к опрокидыванию. Таким образом, газодинамические процессы являются определяющими при старте ракеты.

Предлагаемая математическая модель имеет следующие допущения: процесс считается адиабатным, а газ идеальным. Система уравнений записывается в применении к движению идеального сжимаемого газа. В качестве исходных уравнений используются дифференциальные уравнения Эйлера. Для замыкания полученной системы используются уравнение состояния и уравнения движения ракеты. Численная модель старта была реализована с помощью метода крупных частиц Белоцерковского-Давыдова.

При выборе разностной схемы была использована явная полностью консервативная модель, которая позволяет решать задачу по формулам первого порядка точности, не только упрощая реализацию, но и не влияя существенно на точность численного эксперимента. В разностной схеме вводились: псевдовязкость для выявления вязкостных эффектов в сверхзвуковых струях; дробные ячейки для реализации несимметричности воздействия газовой струи от маршевого двигателя на транспортно-пусковой контейнер (ТПК) и повышения точности вычислений в донной части ракеты при ее движении.

При натекании сверхзвуковой струи (этап удара газовой струи от ракетного двигателя по контейнеру) могут возникать пульсирующие процессы. При возникновении пульсаций дно ТПК может нагреваться.

Высокие температуры достигаются за доли секунды. Повышенное давление и несимметричное воздействие набегающего потока негативно сказываются на устойчивости ПУ. В проведенных численных экспериментах были получены удовлетворительные результаты, свидетельствующие о достаточной надежности и точности модели и метода.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ, ВКЛЮЧАЯ ЭТАПЫ ИХ МОДЕРНИЗАЦИИ И «ТИРАЖИРОВАНИЯ»

***В.А.Хотулев, А.В.Сафронов, Т.В.Шувалова, Л.А.Шилов, С.М.Паджеев
(ФГУП ЦНИИМаш, г.Королев; ФГУП КБТМ, г.Москва;
ФГУП КБОМ, г.Москва)***

Безопасность старта ракеты-носителя (РН) от воздействия газодинамических, тепловых и акустических нагрузок обеспечивается отработкой газодинамических схем старта на стендах, моделирующих стартовые условия.

Такая отработка в сочетании с математическим моделированием позволила в короткие сроки создать первые шахтные пусковые установки и способствовала их совершенствованию как высокозащищенных комплексов. В ходе работ, включающих исследования на натуральных объектах при летно-космических испытаниях, были вскрыты новые ранее неизвестные в науке и технике процессы (автоколебания сверхзвуковых струй, интенсификация теплообмена акустическим воздействием).

Опыт экспериментальной отработки ракет носителей большой мощности (Циклон, Протон, Н-1) показал необходимость введения этапов отработки на моделях с полным газодинамическим и геометрическим подобием, а также крупномасштабных испытаний (КМИ) с воспроизведением полного комплекса газодинамических процессов при старте в их натурной последовательности.

Большая роль в создании системы экспериментальной отработки принадлежит рекомендациям Главных конструкторов академиков – Королева С.П. и Бармина В.П., а также работам Генеральных конструкторов КБОМ и КБТМ.

В результате была исключена возможность возникновения аварийных ситуаций в части газодинамики старта, что имело место иногда ранее.

Создание отраслевой системы экспериментальной отработки газодинамики старта с методологией проведения лабораторных и стендовых КМИ способствовало осуществлению проектов уникальных комплексов

«Зенит» и «Энергия-Буран» и проведению их успешных пусков. Были отработаны системы ввода воды в струи двигательной установки (ДУ) для снижения нагрузок.

В новых экономических условиях отработка газодинамики старта на лабораторных установках ЦНИИМаш обеспечила успешное создание космических стартовых комплексов «Рокот» и «Морской старт» на основе ресурсосберегающих технологий. В настоящее время проведена лабораторная отработка газодинамики старта нового носителя «Ангара».

Вопросы модернизации ракетно-стартового комплекса «Протон КМ» и повышения его эксплуатационных характеристик потребовали экспериментальной отработки для подтверждения возможности форсирования тяги ДУ на 12% без увеличения проходных площадей газопроводов самого напряженного стартового сооружения.

Рассмотрение условий старта различных вариантов модернизированных РН «Союз» показывает, что в проекте РН «Аврора» установка нового двигателя с тягой 150 тс на центральном блоке может привести к повышению уровня акустических нагрузок в полосе низких частот, что требует экспериментальной отработки.

Экспериментальная отработка требуется так же, как показали расчетные оценки акустических условий старта, при тиражировании стартового комплекса РН «Союз» для условий старта с полигона Куру.

СТАРТОВЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ-2» С РАЗГОННЫМ БЛОКОМ «ФРЕГАТ» В ГВИАНСКОМ КОСМИЧЕСКОМ ЦЕНТРЕ

*И.В.Бармин, В.Н.Климов, А.М.Игнашин, А.В.Горячев
(КБОМ им. В.П.Бармина, г.Москва)*

В докладе представлены следующие вопросы:

- обоснование выбора места строительства космодрома для «Союз-2» с РБ «Фрегат»;
- общая структура космодрома в целом и стартовый комплекс (СК) в частности;
- основные принципы, заложенные в проекте СК;
- преемственность технических решений на СК в ГКЦ по отношению к СК для РН «Союз»;
- особенности установки, обслуживания и заправки РН;
- процесс стыковки разгонного блока с КГЧ к РН на СК;
- вопросы разделения работ с Европейской стороной;
- особенности, связанные с созданием агрегатов и систем, предназначенных для работы за рубежом.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВИБРАЦИЙ СТРОИТЕЛЬНОГО СООРУЖЕНИЯ ПРИ ПУСКАХ РКН "СОЮЗ"

М.В.Веселов, Н.М.Попов (КБОМ им. В.П.Бармина, г.Москва)

Рассмотрены результаты измерений и анализа вибраций строительного сооружения при пусках ракет космического назначения (РКН) "СОЮЗ".

Приводятся характеристики системы измерений вибраций.

Показано, что максимальные уровни вибраций имеют место при подъеме РКН на высоту, при которой струи двигательных установок РКН начинают попадать на поверхность строительного сооружения.

Результаты анализа представлены в виде спектральных плотностей мощности для различных мест установки датчиков. Данные обобщены в виде максимальных уровней спектральных плотностей мощности виброперегрузок на различных частотах.

Применительно к требованиям по вибрационному воздействию на оборудование, размещаемое в строительном сооружении, получены эквивалентные гармонические воздействия, уровень которых определен с учетом длительности наиболее интенсивных вибраций.

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ ЗАДАЧИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ СТАРТА ПРИ НЕСИММЕТРИЧНЫХ ФИКСИРУЮЩИХ СВЯЗЯХ

*В.С.Абакумов, Д.К.Драгун, А.В.Жарков, А.И.Забегаетов
(ФГУП ОКБ Вымпел, г.Москва)*

При движении ракеты в ТПК на начальном участке старта под действием интенсивных продольных и поперечных сил ТПК совершает колебательное движение, определяемое упругостью фиксирующих связей и геометрией их расположения.

Колебания ТПК создают возмущения на стартующую ракету, поэтому их стремятся минимизировать до разумных пределов. При наличии в составе динамической системы «Основание-ТПК-ракета» системы амортизации (СА) между основанием и ТПК, задача стартового стопорения ТПК возлагается на систему амортизации.

При фиксации ТПК как оболочковой конструкции в поперечном направлении возникают большие сложности, обусловленные упругой податливостью оболочки в радиальном направлении. Поэтому для фиксации ТПК в зонах фиксации оболочковой части конструкции стремятся

организовать передачу сил от фиксирующих связей СА по направлениям, близким к касательной к оболочке.

Ввиду необходимости обеспечения круговой диаграммы направленности реакций связей при работе СА в поперечном направлении число связей поперечной СА может достигать 6...8 и более. Синхронизация моментов срабатывания фиксирующих связей в такой статически неопределимой системе весьма затруднительна, т.к. механические устройства фиксации имеют технологические разбросы, что может приводить к неоднородности условий срабатывания: по времени, по перемещениям, по давлениям и по другим условиям.

В результате в динамической системе «Основание-СА-ТПК-ракета» возможны ситуации, когда часть устройств фиксации СА удерживает ТПК, а часть – еще не сработала. Таким образом система фиксирующих связей становится несимметричной. При колебаниях ТПК в процессе выхода ракеты устройства незафиксированные ранее могут включаться. Это создает момент, приложенный к ТПК в азимутальном направлении. Для ракеты это означает появление дополнительного стартового возмущения, которое должно быть минимизировано, так как является возмущением для системы управления.

Для анализа этого явления создан математический аппарат, который позволяет в процессе движения ракеты по критерию перемещений связей определять моменты срабатывания связей, изменять их силовые характеристики и определять параметры взаимодействия ракеты и ТПК как в поперечном направлении, так и по углу крена.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ПОЗИЦИОНИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМ АМОРТИЗАЦИИ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК К ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМ РАЗБРОСАМ

*А.В.Жарков, А.И.Забегаяев, В.И.Нефедов
(ФГУП ОКБ Вымпел, г.Москва)*

Рассматривается позиционирующее устройство, содержащее в качестве рабочего элемента двухштоковые пневмогидравлические амортизаторы с предварительной упругой затяжкой штоков. Амортизатор состоит из коаксиально установленных следящего и основного его штоков, размещенных в силовом корпусе.

В состав позиционирующего узла входит сборка – пояс из восьми амортизаторов, объединенных попарно в четыре узла. В узле амортизаторы установлены встречно и связаны шарнирно корпусами к внутреннему кольцу, скрепленным с амортизируемым объектом, а следящими штоками – к внешнему кольцу – основанию. Сборка амортизаторов

представляет собой статически неопределимую систему, которая позиционирует амортизируемый объект с точностью до единиц миллиметров по линейным координатам и единиц угловых минут по азимуту. Каждый узел имеет ступенчатую упругую характеристику, которая имеет участок выхода на усилие $\pm 0,5 \dots 1,0$ мм.

Ввиду наличия допусков и технологических разбросов при изготовлении возможны разбросы начальных длин амортизаторов, что вызывает перераспределение сил в сборке амортизаторов и может приводить к нарушению точности позиционирования объекта.

Исследовалась чувствительность пояса амортизации к технологическим разбросам.

Для этого на заводе–изготовителе проводились исследования полей допусков конструктивных элементов, обеспечивающих стабильность начальной длины амортизатора, а также стабильность размера амортизатора под сжимающей и растягивающей нагрузкой путем снятия статической характеристики в диапазоне от 0 до 2...3 мм хода. Для анализа точности позиционирования объекта, обеспечиваемого сборкой из восьми амортизаторов применен аппарат теории случайных функций.

В результате исследований уточнены разрешенные поля допусков для изготовления амортизаторов и определены условия по возмущающим воздействиям, при которых обеспечивается позиционирование объекта поясом амортизации с заданной точностью.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ КОММЕРЧЕСКИХ ЗАКАЗОВ

*О.Е.Денисов, В.П.Макаренко, В.В.Максимяк
(КБ ТХМ, г.Москва)*

Проведен анализ требований по безопасности при разработке наземного оборудования для коммерческих заказов в условиях обеспечения всего цикла подготовки космического аппарата, разгонного блока и ракеты-носителя в едином производственном процессе.

Рассмотрены вопросы разработки наземного оборудования в условиях работы с пожаровзрывоопасными и ядовитыми компонентами на различных этапах технологического цикла подготовки элементов ракеты космического назначения. Сформулированы требования по безопасности, предъявляемые к техническим системам и архитектурным решениям сооружения на примере сооружения 92А-50 космодрома Байконур.

Разработана проектная документация и конструкция наземного оборудования помещения для обеспечения механо-сборочных работ,

электрических проверок и заправки космического аппарата (на примере сооружения 103А комплекса 92А-50).

Разработаны организационные, технологические и технические мероприятия по безопасности, позволяющие отойти от традиционной технологии отдельной подготовки элементов ракеты космического назначения. Эти мероприятия приводят к сокращению времени подготовки, значительному уменьшению финансовых затрат на эксплуатационные расходы при соблюдении необходимого уровня безопасности выполняемых работ, что свидетельствует о выходе на качественно новый уровень в развитии наземной инфраструктуры.

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ПРОДЛЕНИЮ НАЗНАЧЕННЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ РЕСУРСА (СРОКА СЛУЖБЫ) ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ

*Н.И.Требухин, Н.А.Морозов, В.Н.Решилов
(КБ ТХМ, г.Москва)*

В качестве объекта наземной космической инфраструктуры рассматривается заправочная станция (ЗС) 11Г12, которая представляет собой комплекс общетехнических систем (системы отопления, вентиляции, водоснабжения и др.), и специальных технологических систем, которые участвуют в проведении технологического цикла заправки космических объектов.

Оборудование общетехнических и технологических систем ЗС 11Г12 выработало назначенные показатели ресурса и срока службы, в связи с чем возникает необходимость решения вопроса о дальнейшей ее эксплуатации с соблюдением безопасности эксплуатирующего персонала, экологической безопасности и с обеспечением своевременности выполнения заправочных работ.

В работе рассматривается методический подход, использованный при выработке решения о возможности продления назначенных показателей ресурса и срока службы, а также результаты работ, проведенных по программам продления назначенных показателей ЗС 11Г12.

Работы включали в себя:

- анализ результатов эксплуатации ЗС 11Г12 в период 1981-2004 гг. и технического состояния технологических систем;
- анализ данных о количестве и типе заправленных изделий, нагруженности оборудования в зависимости от типа изделий и цикличности срабатывания элементов при выполнении операций;
- анализ данных о потоке отказов за время эксплуатации, их последствий и возможности их оперативного устранения;

- обследование наиболее критичных элементов технологического оборудования;
- проведения индивидуальных лабораторных ресурсных испытаний наиболее критичных элементов;
- уточнение функции вероятности безотказной работы полученных на основании совместной обработки данных по статистике отказов оборудования ЗС 11Г12 и аналогичных объектах.

**ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОВЫШЕННОЙ
ЧИСТОТЫ ПОДОБТЕКАТЕЛЬНОГО ПРОСТРАНСТВА
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ПОДГОТОВКЕ НА ТЕХНИЧЕСКОМ
КОМПЛЕКСЕ**

*В.И.Трушляков, Г.М.Мураховский
(Омский государственный технический университет,
ФГУП ПО «Полёт», г.Омск)*

При подготовке к запуску современных космических аппаратов (КА), имеющих в своём составе оптику, возникает проблема обеспечения повышенной чистоты подобтекательного пространства ракеты-носителя (РН). Для её решения необходимо разработка методов обеспечения производства «чистого» головного обтекателя РН, транспортировки его с завода-изготовителя на технический комплекс РН, автономной подготовки РН к пуску и т.д.

Разработаны методики обеспечения чистоты среды на следующих этапах эксплуатации: изготовление головного обтекателя, транспортировка обтекателя с завода-изготовителя на технический комплекс, автономная подготовка РН к пуску на техническом комплексе, стыковка КА и РН и пристыковка обтекателя на техническом комплексе, подготовка к транспортировке и транспортировка РН на стартовый комплекс, подготовка РН на стартовом комплексе, полёт РН до выведения на орбиту КА.

В основу методики обеспечения чистоты положены частные методики и реализующие их конструкторско-технологические решения (КТР) по обеспечению чистоты на каждом этапе эксплуатации головного обтекателя и РН в целом. Разработан алгоритм выбора КТР, основанный на минимизации сроков и средств при удовлетворении требований по чистоте.

Для выбора оптимальных КТР предложен подход, основанный на методе расстановки приоритетов. В качестве примера приведён выбор КТР по обеспечению повышенной чистоты обтекателя для запуска КА «Квик Бёрд» с помощью РН «Космос-3М» с космодрома Плесецк.

Проведён синтез КТР по обеспечению чистоты РН при изготовлении в условиях ФГУП ПО «Полёт» и эксплуатации, в частности, по обеспечению чистоты приборного отсека второй ступени РН и подобтекательного пространства в процессе подготовки РН на техническом комплексе космодрома Плесецк.

РАСЧЕТ ОПТИМАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ДЕГАЗАЦИИ КОМПОНЕНТОВ ЖИДКОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА С УЧЕТОМ ВЯЗКОСТИ ЖИДКОСТИ

С.В.Кобызев

(МГТУ им. Н.Э.Баумана, г.Москва)

Задача сокращения времени на предстартовую подготовку путем увеличения скорости выполнения отдельных технологических операций в наибольшей степени относится к операциям заправки. Операция подготовки компонентов жидкого ракетного топлива (КЖРТ) по газовому содержанию относится к наиболее ресурсоемким из них, в значительной степени определяя общую продолжительность предстартовой подготовки космических аппаратов и разгонных блоков.

Введение в линию подготовки КЖРТ аппарата для отделения нерастворенного газа позволяет сократить время предварительных операций, обеспечить устойчивую работу сепаратора растворенного газа, повысить метрологические характеристики дозирующих систем. Отделение нерастворенного газа может осуществляться с помощью центробежных газоотделителей, обеспечивающих полное разделение нерастворенного газа и жидкости в определенном диапазоне расходов и газосодержаний газожидкостной смеси.

Эффективность центробежного газоотделителя в составе заправочно-дозировочной системы определяется как его сепарирующей способностью при номинальных значениях расхода и газосодержания КЖРТ в процессе заправки, так и эффективностью работы в начале и при завершении процесса заправки, а также при повторном запуске процесса разделения после остановки при заполненном аппарате.

Проведенные экспериментальные исследования и расчеты гидродинамической обстановки в рабочей камере центробежного газоотделителя позволили определить необходимую форму профилей распределения тангенциальной скорости в рабочей камере аппарата, при которой процесс разделения является устойчивым.

Разработанный метод проектного расчета центробежного газоотделителя позволяет получить технологические параметры аппарата, при которых для заданных параметров газожидкостной смеси (расход, газосодержание, вязкость) достигается оптимальное распределение танген-

циальной скорости газожидкостной смеси в рабочей камере аппарата. В число технологических параметров входят высота и диаметр рабочей камеры аппарата и диаметр входного и выходного патрубков. Рассчитанный по разработанному методу газоотделитель обеспечивает устойчивую работу как при номинальном расходе, так и в нестационарных режимах работы заправочной системы.

**АНАЛИТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ
ПОДГОТОВКИ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ
В ТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСАХ**

*Г.П.Бирюков, В.П.Гришкин, В.Н.Мельничук
(ФГУП КБТМ, МАТИ им. К.Э.Циолковского, г.Москва)*

На современном этапе развития ракетно-космической техники одной из основных задач является разработка наземного технологического оборудования, которое должно обеспечивать подготовку к пуску ракет космического назначения с использованием самых эффективных конструкторских и технологических решений. В настоящее время для исследования сложных систем широко применяются методы аналитического моделирования.

Проблема анализа разрешимости сборки ракет космического назначения существующим сборочным оборудованием является сложной и включает ряд задач, принципиально отличающихся друг от друга их постановкой, методами решения, требуемой исходной информацией. При решении этих задач нередко возникает необходимость рассматривать сборку на разных уровнях: на уровне всей технологической системы в целом (объект сборки, сборочное оборудование, маршрутная технология и т.п.); на уровне структуры отдельных операций, сопряжений; на уровне параметров процесса (технологических режимов, траекторий движения и т.п.). Для этого необходимо сформировать систему моделей, описывающих различные элементы сборочного процесса на разных уровнях детализации и допускающих переход от рассмотрения задачи, сформулированной в рамках одной модели, к рассмотрению ее в рамках другой. Методы решения задач анализа и синтеза сборочного процесса предполагают интегрированное применение моделей различных классов.

Необходимость нахождения оптимального по определенным критериям варианта при решении задачи синтеза структуры технологического оборудования приводит к сложным задачам, носящим ярко выраженный комбинаторный характер. Сложность увеличивается многокри-

териальностью задач, а также невозможностью простого алгоритмического их решения.

В ходе проведенных исследований авторами доклада были получены математические методики и алгоритмы, необходимые для конструкторско-технологического обеспечения процессов подготовки ракет космического назначения на технических позициях.

КОМПЬЮТЕРНАЯ ОБУЧАЮЩАЯ СИСТЕМА ПО НАЗЕМНОМУ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМУ ОБОРУДОВАНИЮ

*В.А.Абашин, Д.А.Паршин, В.С.Шарапов
(МАТИ им. К.Э.Циолковского, ФГУП КБТМ, г.Москва)*

Наземное технологическое оборудование представляет собой совокупность технически сложных агрегатов и систем, предназначенных для выполнения операций, связанных с процессами подготовки и пуска ракет космического назначения. Исследование и проектирование таких объектов выполняется в условиях повышенной сложности и трудоемкости необходимых расчетов, а также недостаточности их математического обеспечения. Поэтому применение специализированных компьютерных программ является эффективным средством для решения проектно-производственных задач при создании технологического оборудования.

Зачастую выпускники Вузов, приходящие работать на предприятие, в должной мере не приспособлены к решению специфических задач, возникающих на конкретном рабочем месте. Предлагаемая авторами компьютерная система может также применяться для дообучения молодых специалистов в профильных отделах аэрокосмических предприятий.

Целями разработки компьютерной обучающей системы является: практическая отработка пользователем типовых методик решения задач проектирования технологического оборудования, а также формирование у обучаемого навыков, необходимых для успешного выполнения производственных заданий, возникающих в конструкторско-технологической практике.

Для достижения этих целей авторами был разработан программно-методический комплекс, включающий в себя четыре основных функциональных подсистемы, предназначенные для изучения условных обозначений основных элементов пневмогидравлических систем; определения потребного напора и подбора насосов для проектируемых гидравлических схем; геометрического и теплового расчета оборудования систем термостатирования; изучения основных методик расчетов раз-

личных конструкций, применяемых в подъемно-транспортном и монтажно-стыковочном оборудовании.

Представленная в докладе компьютерная система используется в учебном процессе на кафедре "Стартовые комплексы" МАТИ им. К.Э. Циолковского при подготовке дипломированных специалистов по направлению "Ракетостроение и космонавтика".

ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ РБ «БРИЗ-М» НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

С.М.Максимов, О.П.Матвеева (КБ «Салют» ГКНПЦ им. М.В.Хруничева, МГТУ им. Н.Э.Баумана, г.Москва)

Наземное оборудование (НО) является одной из основных составляющих частей комплекса разгонного блока. Затраты на разработку и создание наземного оборудования (или доработку существующего), а также на его техническое обслуживание и поддержание в готовности весьма велики. От работы наземного оборудования напрямую зависит выполнение основной задачи комплекса разгонного блока – своевременной подготовки к пуску и обеспечение пуска космического аппарата.

Особенностью наземного оборудования РБ «Бриз-М» является неоднородность, состоящая в том, что в состав НО входят вновь разработанные системы; доработанное оборудование, созданное для работы с другими изделиями; а также универсальное оборудование. По экономическим соображениям разработка нового специального оборудования затруднена, что вынуждает проводить доработку существующего и одновременно работы по продлению назначенных ресурсов и сроков эксплуатации. Постоянное совершенствование конструкции РБ по результатам летных испытаний и, одновременно, широкий спектр решаемых с помощью РБ «Бриз-М» задач приводит к необходимости значительного количества доработок наземного оборудования перед подготовкой к пуску очередного РБ.

Таким образом, даже одноцелевое оборудование (например, для проведения электрических проверок РБ), представляет собой совокупность систем, находящихся на различных этапах эксплуатации. Обеспечение требований к уровню надежности комплекса РБ приводит к необходимости проведения оценки и прогнозирования значений эксплуатационных характеристик наземного оборудования на этапе летных испытаний комплекса РБ, корректировки стратегии и глубины его технического обслуживания. Такая задача требует оперативного решения и разработки научно-методических положений.

**КОНТРОЛЬ СТЕПЕНИ ЦИКЛИЧЕСКОЙ ПОВРЕЖДЕННОСТИ
СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО
ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ**

*В.В.Бабков., А.С.Решенкин
(РВИРВ им Главного маршала артиллерии М.И.Неделина,
г.Ростов-на-Дону)*

В работе на основе анализа существующих подходов к оценке циклической поврежденности и возможностей магнитошумового метода неразрушающего контроля разработан новый подход к определению степени поврежденности и прогнозированию остаточного ресурса конструкций.

Получены новые экспериментальные данные по установлению корреляционных зависимостей между степенью циклической поврежденности, в условиях консольного изгиба конструкций, и информативными параметрами магнитного шума.

Экспериментальные и теоретические исследования позволили предложить методику расчета остаточного ресурса элементов конструкций, работающих в условиях многоциклового нагружения. Рассмотрена вторая область циклического нагружения, а именно та, где нагрузки относительно высоки. В этой области в каждом цикле возникают значительные пластические деформации и разрушение происходит малое число циклов.

Представлены результаты экспериментальных исследований по установлению зависимости между параметрами магнитного шума и уровнем пластической деформации в цикле нагружения, а также по применению магнитошумового метода неразрушающего контроля для выявления локальных зон пластической деформации и прогнозированию места разрушения деформированной конструкции по результатам неразрушающего инструментального контроля.

Анализ требований руководящих документов, предъявляемых к оценке технического состояния технологического оборудования ракетных комплексов, показал, что мероприятия, проводимые на наземных агрегатах, не в полной мере обеспечивают достоверность информации о текущем техническом состоянии силовых элементов конструкций. В связи с этим на основе проведенных мероприятий по инструментальному техническому освидетельствованию наземных агрегатов технологического оборудования РК разработаны рекомендации по осуществлению их инструментального контроля в период проведения регламентированных работ и технических освидетельствований.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ДЕФОРМАЦИЙ КОНСТРУКЦИЙ
СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА ПРИ ПУСКЕ РАКЕТЫ**

*В.В.Ломакин, А.В.Языков
(МГТУ им.Н.Э.Баумана, г.Москва)*

Во время работы элементы стартового комплекса могут подвергаться интенсивным тепловым воздействиям. При этом развиваются температурные деформации и напряжения, которые особенно велики в конструкциях, находящихся под непосредственным воздействием работающих ракетных двигателей или криогенных компонентов топлива. При проектировании этих конструкций необходимо оценить величину деформаций и напряжений с целью установки компенсирующих или защитных элементов для предотвращения возможного разрушения.

Применение компьютерного моделирования тепловых деформаций позволяет существенно сократить время и снизить стоимость проектирования конструкций.

В представленной работе моделирование тепловых деформаций осуществляется на основании метода конечных элементов путём ввода в модель фиктивных сил, влияние которых на конструкцию эквивалентно температурным деформациям от заданной тепловой нагрузки.

Разработанная на основе данной методики программа для ЭВМ является препроцессором для программного комплекса "SADAS", разработанном на кафедре СМ8 «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э.Баумана. Программа способна рассчитывать эквивалентные силовые нагрузки для тепловых нагрузок конструкций, заданных в виде поля температур в узлах модели.

Тестирование программы, проведённое на моделях, легко поддающихся теоретическому расчёту, показало, что программа имеет приемлемую для метода конечных элементов погрешность расчёта и может применяться для оценки влияния теплового воздействия на конструкции стартовых комплексов.

**АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ
РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ОБЪЕКТОВ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ
И ИДЕНТИФИКАЦИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕПЛОВЫХ
ИСПЫТАНИЙ**

В.А.Игрицкий (МГТУ им. Н.Э.Баумана, г.Москва)

Перспективные космические аппараты (КА) и ракеты-носители (РН) предъявляют высокие требования к условиям транспортировки и эксплуатации, в том числе к поддержанию требуемого температурного режима. Однако во время некоторых транспортно-перегрузочных, уста-

новочных и предстартовых операций применение специальных систем термостатирования нерационально и в таких случаях происходит воздействие окружающей среды на различные элементы ракетно-космических систем.

Современные средства математического моделирования позволяют прогнозировать температурный режим таких элементов (например, КА под обтекателем РН), однако для подтверждения правильности расчетов возможно проведение специальных испытаний.

Для решения задач планирования и идентификации результатов тепловых испытаний, выполняемых для подтверждения результатов математического моделирования, разработана методика, позволяющая улучшать точность получаемых результатов на основе автоматизированной оценки неустранимых погрешностей расчета.

Анализ влияния неустранимых погрешностей на результаты расчетов, позволяет подобрать режим испытаний и места расположения датчиков таким образом, чтобы по результатам таких испытаний могли быть подтверждены не только исходные расчеты, но также учтены часть неустранимых погрешностей исходных данных. При этом суммарная погрешность результатов математического моделирования в некоторых случаях может быть существенно снижена.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПОДВИЖНЫХ ПУСКОВЫХ УСТАНОВОК

*В.П.Зюзликов, Ю.А.Круглов, Б.Е.Синильщиков, В.Б.Синильщиков
(БГТУ, г.Санкт-Петербург)*

В настоящее время выбор оптимального (рационального) варианта технического облика подвижных пусковых установок (ППУ), удовлетворяющих требованиям технического задания, осуществляется обычно методом экспертных оценок, что не исключает субъективности, или по критериям технического совершенства, не учитывающим реальные условия применения ППУ.

Для решения указанной задачи могут быть использованы методы имитационного моделирования. Эти методы позволяют проводить с использованием ЭВМ виртуальные экспериментальные исследования функционирования разрабатываемой ППУ в конкретных условиях позиционного района при заданных способах боевого применения. При этом критериями совершенства исследуемых технических решений могут пониматься непосредственно критерии боевой, эксплуатационной эффективности ППУ.

В разработанной в БГТУ системе имитационного моделирования для расчета выходных и конструктивных параметров ППУ, выполненной по базовому схемному решению, используются программы параметрического синтеза. Это позволит исключить из рассмотрения технически не реализуемые или не рациональные варианты ППУ. Задание различных исходных данных (массогабаритных характеристик, допустимых перегрузок ракеты и др.) позволит синтезировать параметрический ряд ППУ, которые и должны стать объектами имитационного моделирования для выбора оптимального (рационального) варианта. При проведении имитационных исследований используется программа, моделирующая процессы функционирования ППУ, которая позволяет проводить расчеты функционирования ППУ в различных позиционных районах при заданных сценариях действия противника и сценариях применения самой ППУ. При этом используются имитационные модели движения ППУ в позиционном районе с учетом микро и макропрофиля дорог и модели процессов обнаружения ППУ противником и модели воздействия средств поражения, а так же модели погодных условий.

Использование разработанных программ имитационного моделирования в сочетании с программами параметрического синтеза, позволяет выбирать рациональные сочетания таких свойств ППУ как защищенность, подвижность и скрытность, сформировать ряд ограничений и рекомендаций по выбору схемных решений ППУ.

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СРОКА СЛУЖБЫ РАКЕТО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Г.А.Блатиков, Ю.Ф.Кукушкин, А.В.Торпачев

(МАТИ им. К.Э.Циолковского, ФГУП КБТМ, г.Москва)

Перед предприятиями российской аэрокосмической промышленности в настоящее время открываются широкие возможности для участия в наукоемких международных проектах. При этом к системам контроля качества и сертификации предприятий предъявляется достаточно высокие требования, соответствующие международным стандартам. Ощутимый эффект при создании систем контроля качества дает применение информационных технологий, которые позволяют создавать специализированные компьютерные системы и средства для решения сложных инженерных задач.

Одной из актуальных задач в рамках жизненного цикла агрегатов и систем ракетно-космических комплексов является контроль выполнения требований, установленных к их долговечности, по результатам выборочных испытаний, технических ревизий, наблюдений за сохраняемо-

стью эксплуатационно-технических характеристик и т.п. Как правило, такие работы проводятся с целью анализа возможности продления срока эксплуатации агрегатов и систем комплекса, оценки их технического состояния и работоспособности.

При этом важным вопросом является оценка и прогнозирование одного из основных временных показателей долговечности, а именно – срока службы элементов от начала эксплуатации, или ее возобновления после ремонта, до перехода в предельное состояние.

Настоящая методика предназначена для решения задач оценки и прогнозирования срока службы элементов комплекса по результатам контроля некоторого физического параметра, определяющего работоспособное состояние. При использовании методики специалисты оперируют такими основными величинами и понятиями, как срок службы, предельное состояние объекта; контролируемый параметр; работоспособное состояние объекта и т.п.

Автоматизация проведения всех расчетов предоставляет в распоряжение инженера гибкие средства по повышению точности и достоверности вычислений, обеспечивает удобное хранение полученных результатов, приводит к снижению трудоемкости работы специалистов, что, в конечном итоге, направлено на повышение эффективности решения проектных и эксплуатационных задач.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ С ПОЗИЦИЙ СИСТЕМНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

*Ю.М.Зброжек, В.И.Смирнов, А.В.Торпачев
(ФГУП КБТМ, МАТИ им. К.Э.Циолковского, г.Москва)*

Обеспечение безопасности стартовых комплексов при их проектировании является многоаспектным и многоэтапным процессом, включающим различные мероприятия. В зависимости от этапа проектирования, постановки целевых задач и используемого математического аппарата основные направления обеспечения безопасности можно представить следующим образом.

1. Разработка комплекса требований и критериев выбора проектных решений. Под конструктивностью понимается возможность формализованного представления и прогнозирования количественных показателей в процессе проектирования.

2. Обоснование проектных решений при разработке концепции создания ракетно-космического комплекса и проектировании технологи-

ческого оборудования. Безопасность процессов подготовки и пуска существенным образом зависит от концепции создания комплекса. В частности, наличие факторов токсической, пожарной и взрывной опасностей зависит от выбора компонентов ракетного топлива и способа пуска; наличие факторов механической опасности – от конструкции ракет и технологии их сборки, транспортировки и установки; интенсивность поражения персонала и техники – от конструкции и компоновки сооружений, уровня механизации и автоматизации работ на комплексе и пр. На этом этапе проектирования не разрабатываются специальные средства безопасности, а путем выбора проектных решений добиваются уменьшения состава опасных факторов, снижения их негативных воздействий и последствий.

3. Разработка специальных систем контроля опасных ситуаций. Этот этап является начальным при проектировании специальных средств безопасности, поскольку управление и противодействие эффективны только при достаточно полном и своевременном контроле за возникновением опасных ситуаций. Требование полноты вытекает из соотношения наблюдаемости и управляемости. Оперативность контроля должна обеспечить динамическую совместимость процессов развития нештатной ситуации до опасной и процессов локализации опасных ситуаций с учетом времени на принятие решений операторами и инерционность исполнительных технических элементов.

4. Проектирование средств локализации воздействий опасных факторов, в том числе специальных устройств, воздействующих на проявление опасного фактора и исключающих или снижающих негативные последствия опасной ситуации до приемлемых уровней.

Главные цели рассматриваются с позиции эффективности, отражающей уровни достижения интегрального эффекта, затрат ресурсов и оперативности.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТОПЛИВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

В.Н.Кобелев, А.А.Поляков

(МАТИ им. К.Э.Циолковского, г.Москва)

В ракетостроении ведутся обширные исследования в различных областях по совершенствованию конструкции ракет космического назначения и наземных агрегатов обслуживания для них. В частности – по снижению веса ракеты и применению на многоступенчатых ракетах наиболее выгодных топлив на всех ступенях, то есть улучшению коэф-

фициента μ_k . Величина μ_k характеризует совершенство конструкции ракеты и определяет долю израсходованного при работе двигательной установки топлива к стартовой массе ракеты (m_0), что, в свою очередь, влияет на большинство характеристик оборудования систем заправки, газоснабжения. Так же от этого зависят, хотя и в меньшей степени, характеристики агрегатов и устройств монтажно-стыковочного и транспортно-установочного оборудования.

В свою очередь одним из наиболее значимых коэффициентов, определяющих совершенство конструкции ракеты μ_k является безразмерный коэффициент χ , существенным образом влияющий на параметры наземного технологического оборудования.

Для детального исследования такого влияния выполнен весовой расчет с разными коэффициентами χ , по результатам которого в зависимости от наиболее выгодного состава компонентов ракетного топлива даны рекомендации по модернизации агрегатов и систем стартового и технического комплексов. В частности, для первой ступени носителя применимо менее эффективное топливо в сравнении с последующими ступенями, где используется топливо с лучшими характеристиками. Такой подход позволяет уменьшить вес ракеты и, соответственно, потребляемую мощность агрегатов наземного оборудования, что в результате направлено на снижение затрат на их создание и применение.

Следовательно, стоимость изготовления ракеты, а также многих агрегатов и систем стартовых и технических комплексов, существенным образом зависит от используемых компонентов топлива. В дальнейшем по этому направлению предстоит выполнить ряд исследований для определения лучшего соотношения "цена – качество" изделий.

ПРОБЛЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЙ ГИДРОДИНАМИКИ ПОДВОДНЫХ АППАРАТОВ И ПОДВОДНОГО СТАРТА

А.Д.Жаботинский, Ю.П.Кабанов

*(ГРЦ «КБ им. академика В.П.Макеева», г.Миасс,
Южно-уральский государственный университет, г.Челябинск)*

Подводные аппараты являются специальными техническими средствами. Специфика водной среды, большие гидростатические давления и высокие скорости движения под водой предъявляют к ним жесткие требования в части надёжности и эффективности. Для их выполнения практические задачи гидродинамики подводных аппаратов решаются прежде всего экспериментальными методами (крупномасштабные мо-

дельные физические эксперименты), базирующимися на теории размерностей и подобия. Среди наиболее сложных проблем, решаемых экспериментальными методами, можно отметить такие, как гидродинамика подводного старта и вход в воду, исследования способов снижения гидродинамического сопротивления и акустической шумности подводных тел, движение тел в режимах сплошного и двухфазного обтеканий, взаимодействие движущегося под водой тела с преградами, с ударными волнами, исследования силового воздействия подводного аппарата на его носитель и ряд других.

Для практической реализации возможностей изучения и исследований проектными организациями (КБ, НИИ др.) проблем, связанных с работоспособностью под водой разрабатываемых новых подводных аппаратов, в Государственном Ракетном Центре «КБ им. академика В.П. Макеева» создана специализированная лабораторно-экспериментальная база. В состав базы входит комплекс установок, позволяющих проводить исследования на моделях подводных аппаратов относительно больших размеров (вплоть до натуральных) при различных условиях. Так, исследования газодинамических процессов, требующие, как правило, соблюдения равенства давлений в натуральных и модельных условиях, проводятся на стендах повышенного давления. Динамика аппаратов на подводном участке исследуется на гидробаллистических бассейнах различных типов. Сплошное и двухфазное обтекания исследуются на гидродинамических трубах в вертикальных и горизонтальных потоках жидкости при широкой вариации как скорости, так и гидростатических давлений.

Приведены основные параметры и возможности оборудования, некоторые эффективные методы экспериментальных исследований.

КОРРЕКЦИЯ СТАРТОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ С ПОМОЩЬЮ НАСАДКОВ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВДУВА

Г.К.Каретников (МГТУ им. Н.Э.Баумана, г.Москва)

Рассматриваются результаты экспериментальных исследований, проведенных в аэродинамической трубе на модели в виде тела вращения (комбинация конус-цилиндр), обдуваемой потоком воздуха. На донном торце модели имелась соосная полая тонкая трубка, заканчивающаяся полым цилиндрическим насадком, на торце которого, обращенном к донному торцу модели, имелись 24 отверстия для формирования блочной недорасширенной струи неподогретого воздуха. Удлинение трубки (кормового насадка), а также массовый расход струи, варьирова-

лись. В процессе экспериментов проводились измерения как давления по донному срезу модели, которое затем осреднялось, так и осевой силы, действующей на модель в целом. Помимо этого, фотографировались спектры обтекания модели в окрестности ее торца.

Установлено, что все насадки подобного типа могут служить весьма эффективным средством управления величиной среднего донного давления, при этом насадки с удлинением 0,5 обеспечивают максимальную эффективность, когда даже в случае относительно небольших интенсивностей струи среднее донное давление начинает превышать статическое давление в набегающем потоке. Для насадков с удлинением 0,75 и 1,0 выявлены гистерезисные явления в диапазоне средних интенсивностей вдува, связанные с качественной перестройкой течения в донной области. Измерения показали скачкообразное изменение осевой силы в окрестности гистерезисных петель, причем, в сторону существенного роста аэродинамического сопротивления.

Отмеченные воздействия исследованных насадков на аэродинамические характеристики обтекаемого тела позволяют рассматривать эти устройства как многоцелевой малоинерционный орган управления движением летательных аппаратов в большом диапазоне скоростей их движения и на различных участках траектории, в том числе, и непосредственно после схода с пусковой установки, когда традиционные средства управления оказываются недостаточно эффективными. При этом целесообразно перейти от осесимметричного к несимметричному вдуву, детальное исследование которого предполагается провести. Для сохранения быстродействия переключение струй можно осуществлять с помощью струйных усилителей. Исследованное устройство обладает высокой надежностью и практически не требует изменений компоновки изделия.

ОПТИМИЗАЦИЯ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕЗАВИСИМОЙ ПОДВЕСКИ МНОГООСНОГО АВТОМОБИЛЯ.

А.В.Панфилов, С.Г.Володин

(Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск)

Одной из основных задач при проектировании автомобиля является задача обеспечения его плавности хода. Для того чтобы обеспечить данное требование необходимо рационально спроектировать подвеску автомобиля.

Подвеска характеризуется упругим элементом и кинематической схемой направляющего устройства. Направляющее устройство определяет характер перемещения колеса при проезде неровностей дорог.

На кафедре «Автоматические установки» на протяжении ряда лет ведутся работы, связанные с исследованием параметров транспортных систем, влияющих на плавность хода.

Поставлена задача параметрической оптимизации геометрических характеристик гидропневматической подвески многоосного автомобиля высокой проходимости. Целью этого исследования является определение размеров верхнего и нижнего рычагов подвески и углов их установки при условии обеспечения минимального поперечного скольжения колес по грунту.

Управляемыми параметрами являются: длины нижнего и верхнего рычагов и углы их наклона. В качестве функциональных ограничений принимаются: соотношение длин рычагов, ограничение на угол развала колеса, ограничение на величину колеи и ограничение на минимальный размер шкворня. Критерий качества – изменение колеи машины при проезде максимальной неровности с максимально возможным углом поворота колес.

Для определения оптимальных параметров элементов подвески используется преобразование задачи условной оптимизации к последовательности задач безусловной оптимизации с помощью устранения функциональных ограничений методом штрафных функций (методом внешней точки).

Рассмотрены несколько вариантов изменения управляемых параметров, что позволило определить их рациональные диапазоны.

ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОЛЕБАНИЯМИ АВТОТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

В.В.Дерюшев, А.И.Костоготов

(РВИРВ им Главного маршала артиллерии М.И.Неделина

г.Ростов-на-Дону)

Вопросы управления колебаниями колесных машин, предназначенных для транспортирования ракет и других объектов ракетных комплексов (РК), являются актуальными для современного этапа развития автотранспортных средств. Нагрузочные режимы колесных машин, как известно, определяются самой динамической системой объекта и возмущающим воздействием на ходовую часть. Исследования колебаний транспортных агрегатов (ТА) в этих режимах направлены в конечном итоге на повышение плавности хода, что достигается решением задачи оптимального параметрического управления демпфированием колебаний много массовых систем с упругими связями. Для выяснения основных особенностей предлагаемого метода оптимального параметрического демпфирования колебаний рассмотрено транспортное средство,

моделируемое много массовой системой с кусочно-линейными упругими связями.

При решении задачи оптимизации используется система дифференциальных уравнений движения (уравнений Хилла). В качестве обобщенных координат (фазовых переменных), как правило, используется перемещение точек тела в местах крепления связей. Внешние воздействия на упругие элементы могут быть периодическими (резонансными) или произвольными. Параметрическое управление колебательной системой может быть реализовано за счет изменения жесткости упругих связей. Задача оптимизации управления заключается тогда в определении из класса допустимых такого закона управления жесткостью упругих элементов, чтобы кинетическая энергия системы за минимальное время уменьшалась до нуля. В качестве ограничений используются допустимые значения перегрузок (ускорений) демпфируемого тела.

Для получения строгих решений предложен новый метод оптимизации основанный на использовании инвариантных многообразий в виде признака действительного движения упругой динамической системой, который определяется аналогом принципа оптимальности Понтрягина – Гамильтона – Остроградского для интеграла действия при наличии непотенциальных сил. Это позволяет реализовать оптимальное законы управления колебаниями в масштабе реального времени.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КАТАПУЛЬТЫ С ПНЕВМОАККУМУЛЯТОРОМ

*М.С.Логонов, С.П.Масленников, А.М.Мурзин, Н.Ф.Кривошапов
(Южно-Уральский государственный университет, г. Челябинск)*

На кафедре «Автоматические установки» проводится исследование возможности многовариантного использования в составе ракетного комплекса катапульта с гидропневматическим устройством аккумуляции энергии, а также использования системы нескольких катапульти для обеспечения старта изделий высокой степени готовности, в том числе, в режиме дежурства. В качестве рабочего тела используется газ, передача энергии осуществляется потоком жидкости под давлением.

Рассматриваемые механизмы являются сложными пневмомеханическими системами с нелинейными динамическими характеристиками.

Разработана методика расчета статических и динамических характеристик системы, учитывающая особенности функционирования, а также определения энергетических возможностей этого способа старта.

Показаны особенности математической модели и использования современных методов расчета и пакетов программ для исследования динамики катапульты. Проведен расчет процесса движения рабочего элемента катапульты под нагрузкой с различной степенью уплотнения поршня в цилиндре, определяющей величину силы трения в зоне контакта, в том числе с перетечками жидкости в зоне уплотнения.

В процессе силового анализа определяются нагрузки на элементы конструкции катапульты и величины напряжений в наиболее ответственных деталях.

Разработанное математическое обеспечение позволяет получать результаты расчета в приемлемое время. Решается задача параметрической оптимизации конструкции катапульты с выделением заданных и управляемых параметров, а также совокупности различных по физическому смыслу функциональных ограничений с целью получения заданного закона разгона изделия, обеспечивающего необходимые выходные характеристики.

Результаты работы могут использоваться как при проектировании различных образцов техники, так и в учебном процессе.

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КАТАПУЛЬТИРУЕМЫХ ОБЪЕКТОВ

*В.А.Наумов, В.В.Ломакин, Д.А.Ульяненок
(НПП Звезда, МГТУ им. Н.Э.Баумана, г.Москва)*

При анализе аварийного катапультирования пилота из кабины летательного аппарата возникает задача взаимодействия пилота с возможными препятствиями (кресло, приборная доска и т.д.) и его перемещение при выходе из кабины под воздействием набегающего потока.

Для решения этих задач необходимо, в частности, провести математическое моделирование динамических процессов при катапультировании.

В представленной работе моделирование системы спасения осуществляется на основе метода конечных элементов. Для учета кинематических и динамических свойств системы вводятся соответствующие инерционные элементы, упругие и демпфирующие связи.

Для привода стреляющего механизма используется пороховой аккумулятор давления, воздействие от которого можно задать как кинематическим (скоростью буксировочного фала), так и силовым способом. Учитывалось также аэродинамическое воздействие на пилота.

Математическое моделирование позволяет получить переменные по времени перемещения, скорости, перегрузки пилота, траекторию его движения, внутренние усилия в элементах системы.

Полученные результаты хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Работа проведена с использованием программного комплекса «SADAS», разработанном на кафедре СМ8 «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

**АНАЛИЗ ПРИМЕНЕНИЯ ПАРОТУРБИННЫХ
ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ ДЛЯ СОЗДАНИЯ
ИНТЕГРИРОВАННЫХ СИСТЕМ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ И
ТЕПЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ
ИНФРАСТРУКТУРЫ**

*В.В.Коваленко, В.В.Чугунков
(МГТУ им.Н.Э.Баумана, г.Москва)*

Рассматривается применение паротурбинных преобразователей (ПТП) для получения электрической энергии и холода из энергии низкопотенциальных источников тепла (НПИТ).

В наземном оборудовании ракетных комплексов имеется ряд НПИТ с температурами до 100°C. Существует ограниченное количество способов, позволяющих эффективно использовать бросовое тепло на данном температурном уровне. Одним из наиболее эффективных способов представляется использование паротурбинных преобразователей совместно с органическими рабочими телами (ОРТ) для получения электроэнергии и парокомпрессионной холодильной машины с приводом от ПТП для получения холода. Такая энергохолодильная установка (ЭХУ) может работать с НПИТ, которые могут создать температуру в котле от 60°C. Параметры надежности таких ЭХУ, а также их массогабаритные характеристики допускают их эксплуатацию, как на стационарных, так и на передвижных объектах. Аппаратура по конструкции и размерам не отличается от аппаратуры для обычных компрессионных холодильных машин.

Процентное соотношение получения электроэнергии и холода в ЭХУ может быть изменено в зависимости от нужд потребителя.

В качестве НПИТ был выбран контур охлаждения дизель-электрогенератора. Дизель-генераторная установка (ДГУ) имеется в составе большинства наземных систем и имеет низкий КПД ($\approx 30\%$). Сопряжение ДГУ с ЭХУ позволит повысить КПД ДГУ, поскольку все энергопотребители ЭХУ работают только за счет энергии вырабатываемой ПТП.

Эффективность работы установки во многом определяется выбором рабочего тела. В прямом (получение электроэнергии) и обратном

(получение холода) циклах установки могут быть использованы разные рабочие тела. Если используется одно рабочее тело, то циклы могут быть сопряжены между собой.

Выбрана структурная схема установки и определены ее ожидаемые характеристики.

АНАЛИЗ СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ МЕТАЛЛОКОНСТРУКЦИЙ ОТ КОРРОЗИИ

В.Э.Жумай, А.В.Дерюшева

*(РВИРВ им Главного маршала артиллерии М.И.Неделина,
РИС ЮРГУЭС, г.Ростов-на-Дону)*

Важное место в проблемах обеспечения эффективности функционирования РК занимают вопросы поиска наиболее рациональных путей защиты металлоконструкций от коррозии.

Известные подходы к решению этой задачи могут считаться наиболее эффективными или оптимальными в классическом понимании этого слова с точки зрения тех или иных критериев. Однако в современных условиях, оптимальное решение по какому-либо фиксированному критерию может оказаться в целом нерациональным ввиду трудностей формулировки учитывающих все факторы принципов оптимальности.

Рассмотрен оригинальный подход к задаче выбора наиболее рациональных средств защиты металлоконструкции от коррозии на основе полученных экспериментальных и имеющихся паспортных данных. При этом учитывается возможность получения нечеткой информации по различным критериям оценивания анализируемых защитных покрытий. Предложено использовать интегральный показатель достаточности для оценивания качества защитных покрытий. Суть его заключается в предположении, что по каждому из показателей качества существует граница, за которой увеличение показателя бессмысленно, так как не приводит к улучшению качества покрытия и может быть даже вредным из-за ухудшения других неконтролируемых показателей. Вводимое таким образом положение предложено называть концепцией или аксиомой достаточности.

Разработанный подход позволяет сформулировать в задаче оценивания качества защитных покрытий условие достаточности в форме обобщенного критерия. Отличием этого критерия от классических является введение мультипликативного метризованного оператора свертки на множестве частных критериев, между которыми задаются размытые в смысле Заде отношения.

Рассмотренный пример анализа достаточности двух новых и трех известных защитных покрытий показал, что использование новых покрытий обеспечивает уровень достаточности защиты металлоконструкций от коррозии выше 0,8.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ТОЧЕК ЗАКРЕПЛЕНИЯ ПНЕВМОАМОРТИЗАТОРОВ К ПЛАТФОРМЕ АМОРТИЗИРУЕМОГО ОБЪЕКТА.

Г.С.Аверьянов, Н.В.Лазариди

(Омский государственный технический университет)

При оптимизации положения точек закрепления пневмоамортизаторов (ПА) к платформе амортизируемого объекта (АО) необходимо сделать следующие предположения: кинематические возмущения основания происходят по гармоническому закону и вызывают малые линейные колебания объекта; тело объекта абсолютно твёрдое равномерно распределённой массой; расположение опор является симметричным по отношению к центру тяжести объекта; точка прикрепления амортизаторов допускают передачу возмущающих сил в вертикальном направлении.

Для предотвращения угловых колебаний объекта в вертикальной плоскости и крутильных колебаний в горизонтальной, возникающие от действия инерционных сил, точки крепления ПА отгори-зонтированы по центру тяжести объекта, который находится в его геометрическом центре. Точки подвеса амортизаторов выбирались таким образом, чтобы обеспечить наибольшую разгрузку металлокон-струкции объекта. Составлена условная расчетная схема объекта для предварительного определения точек подвеса ПА.

Проведён анализ зависимостей расположения изолирующих опор твёрдого тела с двумя степенями свободы. Изучение модели пространственной системы, представленной конструкции в виде балки, установленной на двух упруго-вязких амортизаторах, позволяет на примере простейшей расчётной схемы, получить характерные зависимости, свойственные многомерным системам.

Составлены дифференциальные уравнения движения системы при выборе в качестве обобщённых координат проекций перемещений точек крепления ПА к конструкции платформы.

Были проведены расчеты и построен график изменения условной массы в зависимости от величины координат.

Анализ динамических процессов позволил сделать следующий вывод, что для определения оптимального положения точек крепления ПА

к платформе АО необходимо использовать при расчетах два случая, где наименьшие напряжения в сечениях.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ И ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОТ ПО ЗАПРАВКЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИНОСТРАННЫХ ЗАКАЗЧИКОВ

Н.А.Морозов, С.А.Капитонов (КБ ТХМ, г.Москва)

Заправка космических аппаратов (КА) инозаказчика, в условиях действующей заправочной станции (ЗС), обеспечивающей выполнение работ по Федеральной космической программе, выдвигает особые требования по обеспечению заправки КА иностранного партнера.

Условия, обеспечивающие заправку КА, оговариваются в документе контроля интерфейса (ДКИ), который разрабатывается инозаказчиком, и должен быть выполнен по всем пунктам требований исполнителем работ.

Основные из этих требований следующие:

1. Требования к рабочему месту, где размещается КА при заправке;
2. Наличие шлюзовой камеры;
3. Требования по чистоте и температурно-влажностному режиму на рабочем месте:
 - чистота на рабочем месте не хуже 100000 ед. по Федеральному стандарту США;
 - относительная влажность в пределах 30...80% ;
 - температура 17...23°C с точностью ее поддержания $\pm 2^\circ\text{C}$ в заданном интервале;
 - вентиляция, обеспечивающая полную смену воздуха один раз за 30 мин.

Заправка КА инозаказчика проводится по плану работ, связанному с календарным планом запусков по Федеральной космической программе.

При заправке КА взаимоотношения операторов инозаказчика и расчетов заправочной станции регламентируются «Комплексной инструкцией по заправке КА».

Руководителем работ по заправке КА и ответственным лицом является представитель заправочной станции.

Руководителем работ по заправке КА на рабочем месте является представитель инозаказчика, осуществляющий заправку КА в соответствии с инструкциями инозаказчика.

**О ВОЗМОЖНОСТИ ОСНАЩЕНИЯ СОВРЕМЕННЫМИ
СРЕДСТВАМИ ДОЗИРОВАНИЯ НАЗЕМНЫХ
ЗАПРАВОЧНЫХ СИСТЕМ**

В.С.Белых, С.Г.Кудрявцев, А.И.Мордухаев
(КБ ТХМ, г.Москва, 526 ПЗ, г.Москва, НПО Промприбор)

На основании анализа состояния средств дозирования систем заправки баков разгонных блоков и ракет-носителей для стационарных и подвижных комплексов заправки, технологии заправки с учетом опыта создания дозирующих установок «Омега-2» и «Омега-3» предлагается создание дозирующей установки «Омега-5М» в составе:

- двух преобразователей расхода и температуры (один для жидкости «О», другой для жидкости «Г»);
- задатчика дозы и индикаций;
- комплекта запасных инструментов и принадлежностей.

Принцип действия вихревых преобразователей расхода в предлагаемой установке основан на явлении завихрения потока в трубопроводе, известного как явление Ван Кармана («цепочка Кармана»). Формирование вихрей сзади тела обтекания является причиной колебаний давления, которые воздействуют на специальный пьезоэлектрический датчик установленный за телом обтекания и создающий электрические импульсы. Последние в электронных устройствах преобразователя преобразуются в частотный выходной сигнал пропорциональный объемному расходу. Вторичный прибор «Задатчик – дозы» обеспечивает преобразование частотных сигналов поступающих с преобразователя расхода: сначала в сигналы коррекции основного сигнала по температурной коррекции исходной плотности и их суммировании, обеспечивая при этом погрешность дозирования не более $\pm 0,3\%$ от массы выданной дозы.

Диапазон расхода жидкости при дозировании от 3,5 до 36 м³/ч.

Диапазон температур жидкостей при дозировании от минус 3°С до плюс 20°С.

Погрешность дозирования при выдаче массовых доз должна быть не более $\pm 0,3\%$ от массы выданной дозы.

Создание такой современной дозирующей установки позволяет оснастить ею все средства заправки разгонных блоков и баков ракет компонентами ракетного топлива как подвижных, так и стационарных средств комплексов заправки.

**ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ АСПЕКТЫ ПРИМЕНЕНИЯ
ДОЗИРУЮЩЕЙ УСТАНОВКИ С ВИХРЕВЫМИ
ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯМИ**

*А.В.Хортов, А.С.Ситников, И.В.Малков
(КБ ТХМ, г.Москва, в/ч 75106)*

Для определения количества заправляемого в ракету топлива, в состав заправочного оборудования стартового комплекса 14П25 "Рокот" включена дозирующая установка "Омега-2", с вихревыми преобразователями расхода в качестве первичных приборов.

Для гарантированной заправки в изделие требуемого количества компонентов ракетного топлива периодически производится проверка погрешности дозирования. В ходе проведения испытаний и подготовок к заправкам ракеты-носителя выявлено, что проверка погрешности дозирования связана с большим объемом работ по подготовке компонентов ракетного топлива. При этом привлекаются системы стартового комплекса и специалисты непосредственно не связанные с заправочным оборудованием.

Для устранения выявленных замечаний, совместными действиями специалистов КБ ТХМ и инженеров-испытателей космодрома Плесецк были предложены и внедрены ряд мероприятий:

1. Для уменьшения погрешностей в результате неправильных действий оператора и из-за определения ряда параметров из таблиц, была создана программа расчета погрешности дозирования на базе программной оболочки Microsoft Excel.

2. Для сокращения количества выполняемых операций специалистами КБТХМ были разработаны и апробированы имитаторы, позволяющие проводить работы по настройке дозирующей установки без реальной выдачи контрольных доз компонентов ракетного топлива.

3. Использование метода выдачи "сухих доз" с программой расчета погрешности дозирования при настройке дозирующей установки «Омега-2» позволила уменьшить величину её погрешности.

Кроме того, в ходе проведения работ с дозирующей установкой собран большой статистический материал (выдано около 300 контрольных доз). На основании изучения этого материала сделаны выводы о возможности изменения объема и метода проведения работ по определению погрешности дозирования.

**ПУТИ УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ОБОРУДОВАНИЯ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПРАВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

*Н.А.Володин, А.А.Ковальский, С.А.Тимаков, Д.А.Смирнов
(КБ "Арматура" – филиал ГКНПЦ им. М.В.Хруничева,
г.Ковров)*

Использование комплекта электропневмоцистов (ЭПЦ) обусловлено необходимостью повышения полезной грузоподъемности ракеты-носителя (РН) за счет вынесения агрегатов заправки с борта РН в объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов. Существующие комплекты ЭПЦ предназначены для приема сжатых газов, выдачи их с заданными параметрами и дренажа при выполнении технологических операций во время подготовки к заправке и проведения заправки (слива) компонентами ракетного топлива и сжатыми газами ракет носителей. Оборудование комплектов монтируется в помещениях сооружения стартового комплекса или кабель-заправочной башни (КЗБ).

Среди задач выполняемых оборудованием есть задача по выдаче сигналов в систему управления о наличии подачи газов на вход оборудования (подтверждение готовности к работе) и наличии давления на выходе (подтверждение выполнения команд на управление клапанами, включение продувки). Для усовершенствования существующих комплектов в целях повышения их технологичности, расширения возможности контроля и понижения себестоимости предлагается замена установленных на магистралях сигнализаторов давления типа ЗСД и ЗС, ЗСС на многофункциональные датчики давления типа DS200 (производство BD Sensors, Германия) и/или датчики давления МИДА (Россия). Это позволит АСУП не только контролировать наличие давления в магистрали, но и определять отклонение его значений от номинальных. К тому же стоимость используемых сигнализаторов давления превышает стоимость датчиков давления, что экономически неэффективно.

Одним из путей снижения себестоимости оборудования является применение ЭПЦ управления бортовыми клапанами со схемой из 3^{-х} электропневмоклапанов (ЭПК) вместо классической схемы ЭПЦ из 8 ЭПК, без потери надежности, заданной техническим заданием. Проведенные испытания показали возможность использования дренажного штуцера ЭПК для резервирования линии подачи рабочего газа в выдающую магистраль ЭПЦ и сброс давления из нее через тот же дренажный штуцер. На новую схему была подана заявка на патент, и был получен положительный ответ. Данная схема управления бортовыми клапанами используется в КРК "Ангара" и дает реальный экономический эффект.

**ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ СТРУЙ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОМПЛЕКСА**

*В.Н.Бельков, А.Г.Карпеченко, Р.В.Келекеев, В.Л.Ланишаков
(Омский государственный технический университет)*

На основании анализа выполненных и заимствованных экспериментальных исследований установлены следующие физические процессы, происходящие при взаимодействии струй с преградами. При натекании сверхзвуковой неизобарической струи на наклонную преграду в окрестности точки их встречи зарождается пристеночная ударная волна, что сопровождается повышением статического давления на преграде. В связи с последующим растеканием потока, наблюдается уменьшение давления, и дальнейшее его изменение по преграде определяется ударно-волновой структурой течения. Образование пристеночной ударной волны происходит в результате наложения слабых волн сжатия, которые образуются в сверхзвуковой части потока за счет градиента давления, возникающего при воздействии струи на преграду. Пристеночная ударная волна, распространяющаяся в сжатом слое струи, взаимодействует с висячим скачком, что приводит к образованию ударно-волновой структуры течения.

При воздействии струи на преграду всегда есть центр растекания и обратный поток, направленный вверх по преграде в сторону среза сопла. Процесс распространения обратного потока происходит следующим образом: в зоне взаимодействия струи с преградой формируется поток, распространение которого в зоне интенсивного растекания происходит от центра растекания, которым является точка с максимальным статическим давлением в области градиентного течения. С увеличением расстояния от центра растекания скоростной напор обратного потока уменьшается и на определенной линии вследствие большой эжекционной способности струи, которая индуцирует над преградой течение, происходит его отрыв. За линией отрыва обратный поток отходит от стенки и под действием положительного градиента давления разделяется на две вихревые зоны, которые характеризуются пространственной картиной течения. В пристеночной зоне линии тока на преграде направлены к области взаимодействия струи с преградой. В отсоединенной зоне часть потока может достигать обратной относительно преграды стороны ракеты.

В соответствии с концепцией структурно – элементного моделирования для указанных зон течения разработаны методики расчета, отличающихся приемлемой погрешностью (до 10 %) и достаточным быстро-

действием: время счета одного варианта параметров ракетного комплекса менее 20 сек.

**ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ
ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ВЕРХНЕЙ ЧАСТИ ШПУ НА
ТЕПЛОВЫЕ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ СТАРТА
РАКЕТЫ**

*Ю.Е.Гаврилова, А.И.Забегзев, Л.В.Каменский,
А.С.Намятов В.А.Хотулев, Т.В.Шувалова (ФГУП «ОКБ Вымпел»,
г.Москва; ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев)*

При модернизации шахтных пусковых установок (ШПУ) для ракет РС-18, стартующих по эжекционной схеме, могут использоваться шахтные стволы различного диаметра и длины. Например, ШПУ для ракеты РС-10 на космодроме «Свободный», по сравнению с базовой ШПУ для ракеты РС-18 и обладает уменьшенной высотой ствола и опорной рамы защитного устройства (ЗУ). При этом в газоход выведены конструктивные элементы системы раскрепления ракеты в стволе и размещено устройство для отвода газового потока от ракеты (газоотводящая решетка модернизированной конструкции).

Основной концепцией модернизации ШПУ является использование имеющегося опыта экспериментальной отработки.

При старте ракет из ШПУ с кольцевыми газоходами газоотводящие аппараты обеспечивают надежный отвод высокотемпературных и высоконапорных струй двигателей в сторону от ракеты. Основное внимание при разработке конструкции газоотводящих аппаратов уделялось экспериментальным отработкам на моделях малого, среднего и крупного масштаба конструкции газоотводящей решетки и взаимодействию газового потока, выходящего из нее, с опорной рамой ЗУ. В результате были созданы конструкции газоотводящих аппаратов, обеспечивающие силовое и тепловое нагружения ракет не превышающие допустимых значений.

Для уменьшения объема доработок при модернизации ШПУ целесообразно рассмотреть возможность ограничения функций газоотводящего аппарата и исследовать вопрос увеличения тепловых нагрузок на ракету, что позволит в некоторых случаях отказаться от использования газоотводящей решетки или уменьшить площадь газохода в верхней части ствола.

С целью определения влияния конструктивных элементов верхней части ШПУ (высота и диаметр опорной рамы крыши защитного устрой-

ства, диаметр ствола ШПУ и др.) на тепловые и газодинамические условия старта ракеты проведены параметрические исследования.

Расчеты распределения струй, истекающих из газоотводящего аппарата, проведены по методике, разработанной в ЦНИИмаш М. З. Габбасовым. В качестве прототипа рассмотрен старт ракеты РС-18. Использован большой объем данных натурных пусков, среди которых и старт без газоотводящей решетки

В результате исследований определены условия старта ракеты при различных вариациях газодинамических схем верхней части ШПУ и требования к теплозащите ракеты.
