

Секция 2

**ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ.
ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ****ТВОРЧЕСКОЕ НАСЛЕДИЕ ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА
Г.Н. БАБАКИНА: «ДАЛЬ», «ЛУНА», «МАРС», «ВЕНЕРА»***С.И. Крупкин**(НПО им. С.А. Лавочкина)*

Георгий Николаевич Бабакин – автор сотни изобретений в авиакосмической области начал свой творческий путь радиотехником. Как конструктор он в полной мере проявил себя в программах ПВО «Даль» и межпланетных – «Луна», «Марс», «Венера». В докладе представлены этапные разработки НПО им Лавочкина в период руководства Г.Н. Бабакина.

«Даль» - зенитная система нового поколения, продолжающая лавочкинскую серию зенитных ракет на базе обновленной электроники. Каждая из последующих программ - очередной шаг в совершенствовании космической автоматики.

Получив в наследство от королевской фирмы программы «Луна», «Марс», «Венера» его коллектив обновил логику полета. «Луна-9» передала панораму лунного ландшафта. Межпланетные станции стали первыми автоматическими системами с управляющими бортовыми компьютерами. Его коллектив - соавтор «Лунохода» и системы доставки лунного грунта.

Георгий Николаевич Бабакин, инициируя идеологию новых систем с чистого листа, чутко воспринимал идеи сотрудников, и они отвечали ему глубоким доверием и уважением.

**ЗАКОНОМЕРНОСТИ И ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ БОРТОВЫХ
СИСТЕМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ (СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ,
КОНСТРУКЦИЯ, ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА,
ЭКОНОМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ)***Г.Н. Перепелицкий**(ГКНПЦ им. М.В. Хруничева)*

Ракетная техника кроме стратегического направления – системного снижения веса конструкции и повышения энергоемкости топлив развивается циклами совершенствования каждой из систем бортового комплекса.

Логика управления движением и бортовым комплексом, совершенствование конструктивных схем и конструкционных материалов, агрегатов двигательных установок совершенствуется циклически и не

одновременно. Отмечаются периоды количественного и качественного развития, по которым можно судить о «слабых звеньях».

В докладе рассматриваются эти тенденции последних десятилетий, позволяющие прогнозировать направления совершенствования ракет-носителей на примере носителей ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и КБ «Салют», включая перспективные «Байкал» и «Ангара».

**ФОРМИРОВАНИЕ КОНФИГУРАЦИИ БЕСКРЫЛОГО
СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ
ОТВЕЧАЮЩЕГО АЭРО-ТЕРМО-БАЛЛИСТИЧЕСКИМ
ТРЕБОВАНИЯМ И УСЛОВИЯМ УСТОЙЧИВОСТИ И
УПРАВЛЯЕМОСТИ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ**

А.Г. Решетин, О.Е. Колганов

(МФТИ)

Используемые типы пилотируемых спускаемых аппаратов (СА) «Союз» и «Shuttle» имеют определенные недостатки. Строительство международной космической станции ставит вопрос о проектировании нового носителя и СА.

Процесс проектирования - комплексная задача, связанная с конструкцией, управлением, компоновкой, технологией изготовления и испытаний. В связи с этим неизбежны изменения и уточнения первоначально предложенной конфигурации аппарата. Поэтому важно четко представлять правила и закономерности влияния изменения геометрии на аэродинамические характеристики СА, требования устойчивого управления полетом.

В работе исследованы аэродинамические характеристики бескрылого аппарата «новой конфигурации» с большим аэродинамическим качеством на различных высотах и режимах полета. Предложены направления поиска наиболее оптимальной геометрии, даны варианты уточнения внешних обводов аппарата и расположения аэродинамических элементов управления.

Исследованы аэродинамическая статическая устойчивость аппарата в продольном канале и поперечно-путевая устойчивость. Рассмотрены способы управления балансировочным углом атаки. Проанализированы модификации базовой геометрии: притупление носка аппарата, скругление боковых кромок, уширение кормовой части аппарата, модификации балансировочных и боковых щитков, изменение координаты центра масс, наплывы в нижней части аппарата, «растягивание» геометрии аффинным преобразованием.

Определены влияние изменения геометрии на аэродинамические характеристики, функционирование систем управления движением относительно центра масс и формирование траектории на участке спуска.

Рассмотрены сверхзвуковые и гиперзвуковые обтекания ($M \sim 4\div 22$). При числе $M \sim 4$ результаты сопоставлены с численным экспериментом.

СООТНОШЕНИЕ ФУНКЦИЙ КОСМОНАВТА, БОРТОВОЙ АВТОМАТИКИ И ЦЕНТРА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ В МАРСИАНСКОЙ ПРОГРАММЕ

В.Е. Любинский

(РКК «Энергия» им. С.П. Королева)

Традиционные принципы управления пилотируемыми космическими комплексами, основанные на единстве действий экипажа, бортовой автоматике и Центра управления полетами претерпевают существенное изменение в долгосрочной марсианской программе.

Программа, охватывающая полетный цикл, измеряемый годами, отличается запаздыванием информации в связи с большой протяженностью траектории и периодическими паузами связи, требуют новой структуры взаимодействия элементов управляющего комплекса.

В работе рассматривается номинальная программа и серия нештатных, обеспечивающих безопасность экипажа, строится структура функционального единства «земли» и «борта» с учетом расширения значения автономного управления кораблем. В основу положена программа РКК «Энергия» с учетом опыта программ «Союз», «Салют», «Мир» и МКС.

ИНФОРМАЦИОННО - ДИАГНОСТИЧЕСКИЕ МОДУЛИ В СИСТЕМЕ АНТИАСТЕРОИДНОЙ ЗАЩИТЫ

И.Д. Маглинов

(НПО им. С.А. Лавочкина)

Актуальность метеорной безопасности космических аппаратов в ближайшее десятилетие дополнится проблемами «космического мусора» (до 60 000 фрагментов с размерами более 5 см в околоземном пространстве) и анализом астероидной опасности – потенциальной встречи Земли с астероидом, массой в десятки-сотни тонн.

В этой проблематике большая роль отводится информационной части – распознаванию такого рода объектов и прогнозированию их траекторий.

Целью работы является определение структуры и логики работы сверхчувствительной оптико-электронной системы, позволяющей идентифицировать подобные космические объекты в целях прогноза возможной опасности. Представлены принципы получения и обработки видеoinформации, отвечающие поставленной задаче.

**ОТЕЧЕСТВЕННАЯ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКАЯ
ИСТОРИЯ В ОДНОЙ БИОГРАФИИ
(ПАМЯТИ В.К. КАРРАСКА)**

Г.В. Малышев (МАИ)

История авиационной и ракетно-космической техники укладывается в тысячи биографий ее создателей. В.К. Карраск – заместитель Генерального конструктора ГКНПЦ им. Хруничева, оказавшись в центре бурного потока развития отечественной авиации и тяжелого ракетостроения, стал не просто участником, но движителем этого процесса.

Воспитанный школой Генерального конструктора В.М. Мясищева, девятилетним подвигом создания уникальных тяжелых бомбардировщиков М-4, ЗМ, М-50, в незаурядном коллективе филевской фирмы им – руководителем проектного направления – инициировались разработки ракетных систем, ставшие базой нашей оборонной и космической мощи.

На изделиях УР-100 – боевых ракетах дальнего действия, УР-500 – базовом космическом носителе, перспективных «Ангаре» и «Байкале» лежит отпечаток высокой авиационно-ракетной и просто человеческой культуры их создателей.

Представленная динамика развития этих систем не ограничивается рядом конструктивно-технологических характеристик, она охватывает экологические, исторические, военные и общественно-политические аспекты ведущей отрасли страны.

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННОЙ ТОЧНОСТИ ГЕОМЕТРИИ
АНТЕННОГО РЕФЛЕКТОРА ЛЕПЕСТКОВОЙ КОНСТРУКЦИИ
В УСЛОВИЯХ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ГРАДИЕНТОВ В
МЕЖДУНАРОДНОЙ ПРОГРАММЕ «КОСМИЧЕСКИЙ
РАДИОТЕЛЕСКОП САНТИМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА»**

*Н.Г. Бабакин (ФИАН), В.Е. Бабышкин
(НПО им. С.А. Лавочкина)*

Развертываемые программы космических радиотелескопов (КРТ) сантиметрового и миллиметрового диапазонов – очередной шаг исследования Вселенной. Наряду с радиотехническими проблемами они включают конструктивно-технологические, связанные с созданием развертываемых крупногабаритных антенн с прецизионной точностью исполнения поверхности зеркала. Задача усугубляется высокими температурными градиентами в областях освещенных Солнцем и затененных.

Жесткие лепестки из композитных материалов с металлическим напылением, сложенные в транспортировочной фазе выведения под обтекателем ракеты-носителя, требуют сложной кинематики разверты-

вания и разработки механических замков-фиксаторов рабочего положения антенн.

Требуют решения проблемы натуральных испытаний с компенсацией влияния сил гравитации.

Комплексные решения указанных конструкторских задач позволяют говорить о существенном шаге в области космической астрономии.

ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ В ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ И МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТАХ

*Ю.Г. Егоров, В.М. Кульков, В.А. Обухов, Г.А. Попов
(НИИПМЭ МАИ)*

Эффективным средством решения задач выведения космических аппаратов (КА) на высокие рабочие орбиты и межпланетные траектории являются энергодвигательные системы с солнечной энергетической установкой (СЭУ) и электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ).

Анализ возможности применения электроракетных двигателей для решения транспортных задач в космосе предполагает комплексное исследование проектных характеристик энергодвигательных систем, баллистический анализ траекторий полета и программ управления движением космических аппаратов с ЭРД.

Проведен анализ влияния компоновки энергодвигательной установки модульного построения на энергомассовые характеристики и затраты рабочего тела при оптимальном сочетании энергетических возможностей СЭУ и ЭРДУ для различных типов солнечных батарей, конфигурации ЭРДУ и компоновочных схем баковых отсеков.

В составе ЭРДУ стационарные плазменные двигатели (СПД) с тяговой эффективностью 55...65% в диапазоне удельных импульсов 20000...30000 Н·с/кг и энергетическая установка на основе солнечных батарей с аморфным кремнием с удельной массой 10...15 кг/кВт.

В качестве промежуточных орбит рассмотрены как круговые, так и эллиптические орбиты с различными значениями эксцентриситета.

Часть проблем, которые предстоит решить в процессе создания транспортных космических систем, связана с выбором проектных параметров и режимов работы энергодвигательной установки при решении маршевых задач и ориентации на всех этапах полета.

В работе обоснована эффективность применения ЭРДУ на базе СПД, проведен анализ областей применения различных схемных решений энергодвигательных систем и даны рекомендации по разработке перспективных космических транспортных систем.

**ПОДВОДНЫЙ СТАРТ АППАРАТА СО СТАБИЛИЗИРУЮЩИМИ
УСТРОЙСТВАМИ В РЕЖИМЕ СУПЕРКАВИТАЦИИ**

*В.Ю. Великодный, А.В. Еремеев, А.В. Никитенко, П.П. Ходжер,
Ю.Г. Яновский*

(Институт прикладной механики РАН)

Одной из проблем при запуске летательных аппаратов из под воды является обеспечение стабилизации, снижение ударных нагрузок при раскрытии стабилизаторов. Ее можно решить, обеспечивая движение аппарата в режиме суперкавитации. В работе представлены результаты весовых испытаний различных моделей с кавитирующими насадками, различными стабилизирующими устройствами и искусственно созданной шероховатостью на поверхности при их обтекании микропористой жидкостью. Получено значительное снижение (в 2 - 4 раза) коэффициента полного сопротивления C_x и в 2 - 5 раз снижение силовых нагрузок в зависимости от объемного газосодержания и скорости потока, по сравнению со случаем обтекания при отсутствии микропузырьков в потоке.

Испытания проводились на установке «малая гидродинамическая труба». Установка обеспечена «зеленым» лазером и оптической системой для получения «светового ножа». Визуализация картины обтекания обеспечивалась подачей микропузырьков, генерируемых в специальном устройстве – барботере. Это же устройство использовалось для создания микропористой жидкости в рабочей части гидротрубы.

Предложены и испытаны конструкции стабилизирующих устройств, обеспечивающих стабилизацию и управляемость аппарата при движении тела в каверне.

Испытания, проведенные для двух типов моделей, показали на возможность существенного (в несколько раз) снижения коэффициента полного сопротивления в широком диапазоне скоростей обтекания тел микропористой жидкостью, возможность управления формой за счет создания устойчивых поверхностей раздела газ-жидкость.

**МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ЭКОНОМИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА ПРИ
ПЕРЕХОДЕ ОТ ОДНОРАЗОВОЙ К ЧАСТИЧНО И ПОЛНОСТЬЮ
МНОГОРАЗОВОЙ РАКЕТЕ-НОСИТЕЛЮ**

М.С. Ларин, В.М. Нестеров

(ИЦ им. М.В. Келдыша)

Динамика изменения цены изделий ракетно-космической техники (РКТ) затрудняет проведение их сравнительного анализа в абсолютных величинах и приводит к необходимости сопоставления по относительным параметрам с так называемым базовым вариантом.

В докладе представлен приближенный методический подход к оценке ожидаемого экономического эффекта при переходе от одноразовой ракеты носителя (РН) к частично и полностью многоразовым РН и срокам окупаемости затрат. В основу положена типовая структура затрат на пуск РН, состоящая из затрат на ее изготовление и осуществление пуска, и укрупненное распределение затрат на изготовление РН или ступени, на конструкцию и ДУ.

При переходе от одноразовых к многоразовым изменяется структура количественные показатели массовых характеристик РН и составляющих затрат на пуск при неизменной массе полезного груза (ПГ), выводимой на рабочие орбиты. Поэтому в качестве одного из возможных показателей эффективности при решении этой задачи может выступать стоимость пуска РН (снижение стоимости пуска является целью создания многоразовых РН). Используемый критерий эффективности представлен в относительном виде (по отношению к аналогичному показателю базового эталонного варианта РН).

Относительный уровень увеличения затрат на изготовление конструкции и двигателя многоразового использования при переходе от их одноразового использования оценен по модели TRANSCOST, используемой за рубежом при проведении сравнительных оценок затрат на разработку и изготовление изделий ракетно-космической техники.

Разработанный методический подход позволяет оценивать ожидаемый экономический эффект и сроки окупаемости затрат при переходе от РН одноразового использования к многоразовым и определять степень важности параметров базового одноразового варианта по их влиянию на уровень ожидаемого снижения затрат на пуск многоразовой РН и сроки окупаемости затрат.

ФОРМИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ГИПЕРЗВУКОВОГО САМОЛЕТА - РАЗГОНЩИКА

В.С. Захарченко, А.Е. Парников

(ВВИА им. Н.Е. Жуковского)

Создание гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР), являющегося элементом авиационно-космической системы (АКС) – одно из направлений развития авиации в XXI веке, позволяющее решить проблему снижения стоимости выведения полезного груза на околоземную орбиту. Это сложная научно-техническая задача, требующая проведения обширных поисковых исследований по силовым установкам, топливу, конструкционным и теплозащитным материалам, аэродинамической компоновке и интеграции планера и силовой установки, оборудованию, целевой нагрузке, выявлению облика ГСР.

Для оценки целесообразности создания ГСР необходимо определить возможный облик, и произвести сравнение вариантов по критерию «эффективность – стоимость».

Оценка стоимости ГСР производится из расчета ассигнований на создание и эксплуатацию данного типа ЛА и является функцией массы этого ЛА. Тогда задача формирования технического облика ГСР сводится к определению взлетной массы ЛА, критерия эффективности в зависимости от тактических, технических и эксплуатационных параметров.

Реализация предложенных положений методики формирования технического облика ГСР позволит определить его конкретный облик и подойти к решению вопроса целесообразности создания гиперзвукового самолета-разгонщика.

ВЛИЯНИЕ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ СНАБЖЕНИЯ И АППАРАТОВ СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖА НА ОБЛИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

С.О. Фирсюк (МАИ)

Транспортная система обеспечения, решающая задачи доставки экипажа, грузов, а также аварийное спасение экипажа в нештатных ситуациях, в значительной степени определяет эффективность целевого применения орбитальных станций.

В докладе рассматриваются вопросы выбора оптимальных параметров элементов транспортной системы орбитальных станций различного назначения и размерности.

Представлены варианты адаптации существующих элементов транспортной системы обеспечения (транспортных кораблей, маневрирующих модулей) и вновь разрабатываемых орбитальных комплексов для решения перспективных задач.

ЦИКЛИЧЕСКИЕ МЕМБРАННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В СИСТЕМЕ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ ТУРИСТИЧЕСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

М.В. Дворников (Гос-НИИ испытаний и военной медицины),

Н.С. Демидова, Р.Г. Салимьянов (МАИ)

Разработка туристической орбитальной станции рассматривается как коммерческий этап внедрения космической техники в научные исследования и туристический бизнес.

Отвечая требованиям безопасности и экономической эффективности, такие комплексы должны базироваться на отработанных и наиболее

эффективных энерго-массосберегающих технологиях. В большой степени это относится к комплексу жизнеобеспечения (поддержания атмосферы, теплового режима, комфорта).

Такие комплексы могут работать циклически с рабочими и накопительными периодами. Современные технологии в системах обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) очень многообразны. Отечественные исследования показали, что в плане повышения работоспособности экипажа целесообразно в определенных пределах циклически изменять параметры атмосферы кабины (газовый состав, влажность, температуру).

В агрегатах СОЖ целесообразно использовать тонкие многослойные мембранные структуры, толщина которых соизмерима с размерами пор. Концентратор углекислого газа, адсорбер конденсата, терморегулятор на углекислом газе строить с использованием «асимметричных» мембран, объединения процессов переноса в форме диффузии, проницаемости, активизации процессов переноса введением веществ-носителей.

Для систем на базе корабля «Союз» целесообразно использовать невырабатываемые остатки кислорода последней ступени ракеты-носителя.

В сумме массо-энергосбережение может достигать ~30% по сравнению с современными комплексами СОЖ.

СОЗДАНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ВЫСОТНОГО БПЛА

Д.В. Апраксин
(ЦАГИ)

В настоящее время актуальна задача создания высотного беспилотного летательного аппарата (БПЛА) большой продолжительности полета, который мог бы использоваться в качестве стратегического разведчика, ретранслятора и самолета НПРО. Эти задачи решает американский беспилотный высотный летательный аппарат большой продолжительности полета “Global Hawk”, выполненный по классической схеме. Отличительной особенностью аэродинамической компоновки этого БПЛА является крыло сверхбольшого удлинения $\lambda \approx 25$. Это вызвано необходимостью длительного барражирования (до 36 часов) на высоте около 20 км, что требует большого планерного качества ($C_y^{3/2}/C_x$). Получение высокого планерного качества предопределяет очень высокое значение расчетного C_y (при числе $M \approx 0.6$), большего чем $C_{y_{\text{Кmax}}}$, которое для высотных режимов составляет ~ 1 . Широкое применение композиционных материалов в крыльях современных высотных самолетов позволяет создавать крылья сверхбольшого удлинения достаточно не-

большого относительного веса ($\sim 10\%$ от взлетного веса). Нагрузка на крыло у высотных летательных аппаратов с ТРД остается примерно постоянной ($G/S = 200 - 250 \text{ кг/м}^2$).

Проектирование профилей для стратегического БПЛА с высотой полета до 20 км требует получения высоких значений $C_{y_{\max}}$ как при малых, так и при больших скоростях полета, и, одновременно, высокого уровня аэродинамического качества, создания сверхвысоконесущих ($C_{y_{\text{крейс}}} \geq 1,1$) скоростных ($M_{\text{крейс}} \approx 0.6$) профилей крыла.

В работе представлены методы проектирования искомых профилей, проведены расчетные исследования. Для подтверждения полученных характеристик необходимо провести детальное экспериментальное исследование моделей крыльев бесконечного размаха этих профилей. Также ведутся расчетные исследования компоновки искомого высотного БПЛА БПП с модифицированным крылом.

Работа является актуальной для РФ ввиду отсутствия аналога американского БПЛА "Global Hawk". Она несет новизну в понимании особенностей создания аппаратов такого класса.

АНАЛИЗ СВЯЗИ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ ПАРАМЕТРОВ СПУТНИКОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С КАЧЕСТВОМ ВИДЕОИНФОРМАЦИИ

*И.В. Москатиньев
(НПО им. С.А. Лавочкина)*

Качество видеоинформации космического телескопа оптического диапазона систем дистанционного зондирования Земли определяется не только характеристиками его оптической воспринимающей части, но и конструкцией аппарата, системой ориентации, баллистическими параметрами орбиты.

На примере отечественного аппарата проанализирован вклад каждого из факторов и затем сформулированы требования к проектированию бортовых систем по критерию качества информации. Они распространяются на собственные частоты колебания элементов конструкции, приборную и исполнительную части системы ориентации, систему слежения за аппаратом и определения его эфемерид, требования к системе единого времени.

Проектирование, производство, испытания, орбитальная юстировка системы приобретают единую направленность, обеспечивающую высокое качество выходной информации, возможности его повышения в процессе летной доводки аппарата.

**ИДЕНТИФИКАЦИЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
КОСМИЧЕСКИХ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ
ЭКСПЕРИМЕНТОВ**

*Э.Л. Калязин, А.А. Фоменко
(МАИ)*

В работе рассматриваются проблемы математического моделирования динамики космических разгонных блоков (КРБ) с ЖРД на активных участках полета.

Разработаны математические модели динамики КРБ с баками, частично заполненными компонентами топлива. Гидродинамические характеристики моделей баков (формы, частоты и декременты колебаний) определяются экспериментально на гидродинамическом стенде.

Предложена методика идентификации гидродинамических характеристик с использованием метода Боде, которая основана на сопоставлении амплитудно-фазовых частотных характеристик модели бака с жидкостью, полученных расчетными методами и экспериментально.

Разработанные методики, алгоритмы и программное обеспечение позволяет моделировать динамику КРБ с достаточной точностью.

**МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ
ДВУХСТУПЕНЧАТЫХ НОСИТЕЛЕЙ ВЕРТИКАЛЬНОГО
СТАРТА СО СПАСАЕМОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ**

*А.М. Юров
(МАИ)*

Рассматривается задача выбора параметров двухступенчатого носителя с многоразовой первой ступенью. Особенностью проектирования подобных систем является наличие тесной взаимосвязи между параметрами системы спасения первой ступени и характеристиками РН. В докладе показана зависимость между параметрами РН, выбором траектории движения на участке возвращения, аэродинамическими характеристиками спасаемого блока, характеристиками воздушно-реактивного двигателя и условиями посадки. Даются рекомендации по выбору характеристик системы возвращения и посадки, и её отдельных элементов: типа двигателя, площади крыльев и т.д., выбора траектории возвращения.
