

Научные чтения по авиации и космонавтике

1980 г.



ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»

**Научные чтения
по авиации
и космонавтике
1980**

«... ТО, ЧЕГО МЫ ДОБИЛИСЬ
В ОСВОЕНИИ КОСМОСА, —
ЭТО ЗАСЛУГА НЕ ОТДЕЛЬНЫХ ЛЮДЕЙ,
ЭТО ЗАСЛУГА ВСЕГО НАРОДА,
ЗАСЛУГА НАШЕЙ ПАРТИИ,
ПАРТИИ ЛЕНИНА»



«... МЫ, КОСМОНАВТЫ, ...
БЫЛИ ГОРДЫ ДОВЕРИЕМ РОДИНЫ,
ЕЕ БЛАГОРОДНЫЕ ДЕЛА
ОСВЕЩАЛИ НАМ ПУТЬ ВПЕРЕД.
ЭТО БЫЛ СВЕТ БЕССМЕРТНЫХ
ЛЕНИНСКИХ ИДЕЙ»



АКАДЕМИЯ НАУК СССР
Институт проблем механики

Научные чтения по авиации и космонавтике

*

1980 г.



Издательство «Наука»
Москва
1981

Сборник содержит научные результаты, доложенные учеными и космонавтами, инженерами и биологами на девярых (1979) и десятых (1980) Гагаринских чтениях и дополненные некоторыми новыми фактическими материалами по исследованиям, проводимым на борту орбитальных станций в интересах народного хозяйства, в том числе и по проблемам космического производства, механике полета летательных аппаратов, систем управления ими, методике проектирования летательных аппаратов с использованием автоматизации проектно-конструкторских работ, разработке средств жизнеобеспечения и безопасности экипажей летательных аппаратов, медико-биологическим исследованиям на базе орбитальных станций.

Сборник представляет интерес для ученых, космонавтов, инженеров и аспирантов, специализирующихся в области авиации и космонавтики, а также для студентов старших курсов соответствующего профиля.

Редакционная коллегия:

А. Ю. ИШЛИНСКИЙ (ответственный редактор),
В. П. МИШИН, О. Г. ГАЗЕНКО, И. Т. БЕЛЯКОВ,
Г. С. НАРИМАНОВ, Б. М. ПАНКРАТОВ,
В. Н. ПРАВЕЦКИЙ, В. А. ОДИНЦОВ, Н. М. РУДНЫЙ,
В. Н. САГИНОВ, Н. Д. САМСОНОВ, Ю. И. ТОПЧЕЕВ,
О. А. ЧЕМБРОВСКИЙ, В. А. ШИТОВ, И. И. ШУНЕЙКО

ПРЕДИСЛОВИЕ

1961 год золотыми буквами вписан в историю человечества. «Свершилось великое событие. Впервые в истории человек осуществил полет в космос. 12 апреля 1961 г. в 9 ч 07 мин по московскому времени космический корабль-спутник «Восток» с человеком на борту поднялся в космос и, совершив полет вокруг земного шара, благополучно вернулся на священную землю нашей Родины — Страны Советов.

Первый человек, проникший в космос, — советский человек, гражданин Союза Советских Социалистических Республик!

Это — беспримерная победа человека над силами природы, величайшее завоевание науки и техники, торжество человеческого разума. Положено начало полетам человека в космическое пространство. В этом подвиге, который войдет в века, воплощен гений советского народа, могучая сила социализма.

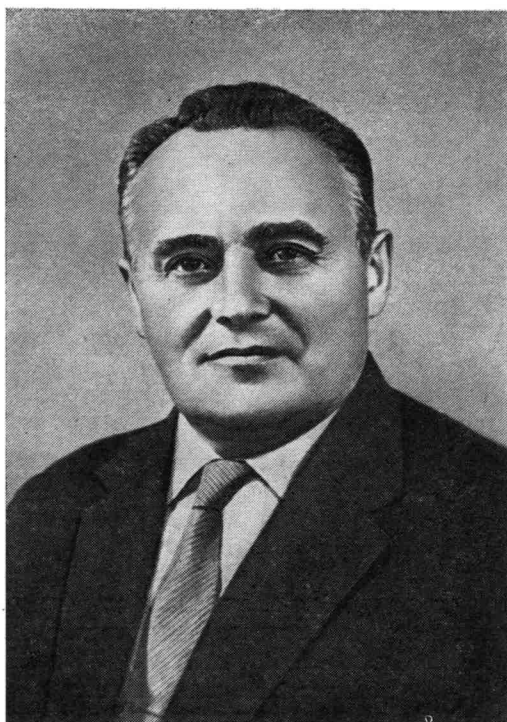
... Честь и слава советским ученым, инженерам и техникам — создателям космического корабля! Честь и слава первому космонавту — товарищу Гагарину Юрию Алексеевичу — пионеру освоения космоса!»¹.

Этот полет был подготовлен и осуществлен коллективом ученых, космонавтов, инженеров, техников, рабочих, биологов и врачей, труд которых объединил и целеустремленно направлял основоположник практической космонавтики академик Сергей Павлович Королев.

Прошло двадцать лет, незабываемых, богатых космическими свершениями. Сделан поистине гигантский, титанический шаг в овладении тайнами природы и их использовании. Пройден огромный путь от 108-минутного полета Ю. А. Гагарина до 185-суточного полета Л. Попова и В. Рюмина.

Первая группа космонавтов успешно закончила учебу в Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н. Е. Жуковского, некоторые из космонавтов окончили Военно-воздушную академию имени Ю. А. Гагарина; многие из них защитили кандидатские диссертации и продолжают научную работу, плодотвор-

¹ Из Обращения ЦК КПСС, Президиума Верховного Совета СССР и Правительства Советского Союза к Коммунистической партии и народам Советского Союза, к народам и правительствам всех стран, ко всему прогрессивному человечеству. 12 апреля 1961 года. — В кн.: Утро космической эры. М.: Политиздат, 1961, с. 9.



но сочетая ее с космическими полетами и испытанием новой космической техники.

Прошедший космический год, как и предыдущие, богат новыми выдающимися достижениями. Пошел четвертый год небывалому в истории долголетию полета орбитальной исследовательской станции «Салют-6», на базе которой создан и эффективно работает научно-исследовательский и испытательный комплекс «Союз» — «Салют» — «Прогресс».

На пилотируемом орбитальном комплексе вели исследовательскую работу четыре длительных экспедиции: Ю. Романенко и Г. Гречко (96 суток), В. Коваленок и А. Иванченков (140 суток), В. Ляхов и В. Рюмин (175 суток), Л. Попов и В. Рюмин (185 суток), а в 1980 г. на «Салюте-6» вместе с основными экипажами вели работу экспедиции посещения. В их числе космонавты-испытатели Ю. Малышев и В. Аксенов на новом транспортном корабле «Союз-Т», а также три международных экипажа, выполнивших работы по программе «Интеркосмос»: В. Кубасов и Б. Фаркаш (ВНР), В. Горбатко и Фам Туан (СРВ), Ю. Романенко и А. Т. Мендес (СРК). Эти события нашли свое отражение в прошедших в 1980 г. десятых Гагаринских чтениях.

В 1971 г. 10-летний юбилей космического полета Ю. А. Гагарина ученые, космонавты, инженеры, биологи и врачи отметили проведением Гагаринских чтений, которые, начиная с этого года,



стали регулярными. Ежегодно к 12 апреля как бы подводятся основные итоги прошедшего космического года, обсуждаются результаты проведенных космических исследований, вопросы дальнейшего развития космической и авиационной науки и техники. В докладах и сообщениях, сделанных специалистами на прошедших десяти чтениях, — огромный труд ученых и космонавтов, которые самоотверженно трудятся во имя того, чтобы космос эффективно служил людям, их благу и миру на Земле, чтобы наиболее полно и всесторонне реализовывались директивы нашей Партии и Правительства в этой области.

Обсуждение полученных результатов исследований специалистами способствует выбору наиболее эффективных путей решения отдельных актуальных задач, связанных с развитием космической и авиационной науки и техники, их применением в интересах развития народного хозяйства и решением задач ускорения научно-технического прогресса. Гагаринские чтения стали фактором, способствующим творческому росту молодого поколения в науке и технике.

Руководство Гагаринскими чтениями осуществляет Академия наук СССР (Гагаринский комитет, отделение механики и процессов управления, Институт проблем механики АН СССР) с участием Центра подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина.

Большой вклад в организацию и проведение чтений вносят организации-соучредители: Центральный Дом авиации и космонавтики имени М. В. Фрунзе, Военно-воздушная академия имени Ю. А. Гагарина, Московский авиационный институт имени С. Орджоникидзе, Военно-воздушная инженерная академия имени профессора Н. Е. Жуковского, Московский авиационный технологический институт имени К. Э. Циолковского (студенческие Гагаринские чтения), Московский инженерно-физический институт, Федерация космонавтики СССР, Федерация авиационного спорта СССР, Всесоюзный Совет научно-технических обществ СССР. Кроме этих организаций в работе принимают активное участие многочисленные коллективы, чей труд служит делу развития космонавтики и авиации.

В предлагаемом сборнике помещена часть докладов и сообщений, которые были сделаны на девятых (1979) и десятых (1980) Гагаринских чтениях. Только на последних чтениях на Пленарных заседаниях и восьми секциях прочитано около 400 докладов и сообщений. К сожалению, не удалось даже в кратком изложении поместить доложенные результаты в области механики полета и систем управления, проектирования и отработки летательных аппаратов, тепловым и газодинамическим проблемам полета, энергетике летательных аппаратов, проблемам авиационной и космической медицины и биологии, системам обеспечения жизнедеятельности и безопасности экипажей летательных аппаратов, применению космических аппаратов и технологии в космосе. Некоторые из них опубликованы в периодических изданиях и специальных сборниках. Надеемся, что авторы продолжат свои работы, поделятся новыми результатами на будущих чтениях и их труд несомненно получит освещение в последующих сборниках.

Гагаринский комитет и редколлегия сборника выражают благодарность всем, принявшим на себя нелегкий труд по подготовке материалов сборника.

КОСМИЧЕСКОЕ ЗЕМЛЕВЕДЕНИЕ

А. В. СИДОРЕНКО

Когда ушли в полет первые космические корабли, нам, естествоиспытателям, занимающимся земными природными процессами, даже тем из нас, которые владели различными дистанционными аэрометодами изучения Земли, казалось, что космонавтика — это область физико-математических и технических наук. Нам тогда еще мало представлялось, что космические полеты окажут такое большое влияние на естественные науки. Однако прошло совсем немного времени, и мы увидели, какое огромное значение имеют космические исследования для современной географии, геодезии и картографии, геологии, метеорологии, океанологии, изучения водных ресурсов, исследования растительного покрова, агрономии, экологии и многих других направлений научной и хозяйственной деятельности. Короче говоря, космические полеты и пилотируемых и работающих в автоматическом режиме космических аппаратов оказывают существенное влияние на все науки о Земле. Исследования различных природных явлений, объектов и процессов из космоса дали так много принципиально нового для естественных наук, что мы можем говорить о новом этапе их развития: появляются такие новые понятия, как космическое картографирование, космическая геология, космическая океанология, космическая гидрология суши и т. п. Этим самым подчеркивается, что космические исследования приводят к коренным преобразованиям естественных наук. Однако влияние новой техники сказывается не только на каждой отдельно взятой естественной науке, но и на всем естествознании в целом.

Большая обзорность поверхности Земли из космоса и одновременность наблюдения ее при разных физических состояниях открывают исследователю ряд новых явлений. Прежде всего, появилось то, что мы теперь называем эффектом интеграции признаков, т. е. отдельные разрозненные элементы на поверхности Земли при наблюдении из космоса приобретают определенную закономерность в размещении, правильность. Появилась возможность из космоса как бы просматривать глубины Земли и океана. Существенное значение для исследований имеет возможность наблюдать одновременно быстро протекающие процессы в атмосфере, гидросфере, почвенно-растительном покрове Земли. Все это создает новые благоприятные предпосылки для развития естествознания методами дистанционного зондирования Земли из космоса. Естественные науки приобретают новый характер, ибо космонавтика дает новые методы познания, открывает новые горизонты развития наук, переход от описательного словесного выражения фактов и явлений к точным качественным и количественным

оценкам. Мы вправе теперь говорить о космическом природо-
ведении и космическом земледелии.

Новый этап развития естествознания не случаен. Он подгото-
влен всем ходом развития науки и техники. В укрупненном
плане условия перехода естествознания в новое состояние можно
сформулировать следующим образом:

1. Человек или созданная им аппаратура для исследования
вышли за пределы Земли; планомерно осваивается околоземное
космическое пространство, регулярно посылаются экспедиции к
другим планетам. Появилась возможность посмотреть на Землю
обзорно со стороны, охватить ее одним взглядом. Это показало,
как мала наша Земля во вселенной и насколько неравномерно
она освоена человеком, как ранима природа и как важно теперь
новое развитие естествознания.

2. В свою очередь уровень развития естественных наук ныне
стал другим, они уже давно перешли от инвентаризации и опи-
сания отдельных явлений и процессов природы к установлению
общих для данной науки законов развития природного объекта.
Резко возросла приборная вооруженность наук о Земле, и все
более информация выражается числом и мерой.

3. Информация научных исследований достигает такого мас-
штаба, что она может быть обработана только новыми автоматизи-
рованными средствами, с применением математической техники,
что дает возможность быстро оперировать большими объемами
знаний.

4. Человечество начинает все более осознавать ограниченность
природных ресурсов планеты Земля и все более возрастающую
потребность в них, необходимость так брать от природы, что-
бы удовлетворять максимум потребности и нанести минимум
ущерба ей.

Все это вместе взятое выдвигает новые задачи перед естество-
испытателями, требует осмыслить современный этап развития
естествознания на новом рубеже развития человеческой мысли.
Нам представляется, назрела пора поднять на новый уровень
наши науки о Земле, и в частности такую комплексную науку,
как земледевение.

Раньше под земледевением понимался раздел физической гео-
графии, изучающий географическую оболочку Земли в наиболее
общих особенностях ее состава, структуры и развития. Однако
быстрое развитие естественных наук в конце прошлого и первой
половине этого века привело к их большой дифференциации и
нарушило связи внутри естественных наук. Естествознание ли-
шилось возможности рассматривать многие земные явления
в целом. А ведь наша планета развивалась на протяжении
3,5 млрд. лет как единое целое с ее атмосферой, гидросферой,
литосферой и биосферой. Космический обзор Земли дал нам
вновь возможность рассматривать природные тела, процессы и
явления как единое целое во взаимосвязи и взаимообусловленности
естественных процессов, т. е. вернуться к земледевению, однако

уже на новой основе — к космическому земледению. Под этим мы понимаем раскрытие космическими методами природных процессов планеты Земля в их взаимосвязи, взаимообусловленности и диалектическом единстве и противоречии.

Космическое земледение изучает дистанционными методами явления и процессы, происходящие в атмосфере, биосфере и литосфере Земли, взаимосвязи и взаимозависимости. Хотелось бы еще раз отметить, что космическое земледение предполагает единство дистанционных и контактных методов. Явления, установленные из космоса, непременно должны быть подтверждены исследованиями на Земле. При изучении природных процессов на Земле этот термин получил название «наземно-космическая этажерка». Он включает в себя комплекс исследования Земли из космоса, с высотных и низколетающих аппаратов, также наземное дешифрирование, сопровождающееся при необходимости геофизическими и буровыми исследованиями глубин континента, а для океана комплексом глубинного зондирования водной оболочки.

Космическое земледение — это не космическое природоведение. Последнее мы понимаем как науку более широкую, включающую в себя не только Землю, но и всю природу в целом. Космическое земледение, как нам представляется, одна из фундаментальных наук о земных процессах, направленных в конечном счете на удовлетворение нужд человечества.

Как и каждая наука, космическое земледение имеет свои методы и цели исследований. Как уже сказано выше, главным методом исследования космического земледения является сочетание всего многообразия дистанционных методов с наземными исследованиями, та самая «космическая этажерка», о которой уже упоминалось.

Цели новой науки нам представляются в общем виде следующими. Интеграция закономерностей всех естественных наук о Земле (космической геологии, океанологии, географии, экологии и т. п.) для установления закономерностей общих процессов, проходящих в атмосфере, гидросфере, литосфере, биосфере Земли, установление взаимосвязи и взаимообусловленности процессов и явлений в геосферах Земли. Бесспорно, что в дальнейшем формулировки целей, задач, как и сами методы исследования, будут уточняться и развиваться.

Поясню эту мысль. Чем дальше продвигается космическое земледение, тем больше мы начинаем понимать взаимосвязь между глубинными процессами, протекающими в недрах Земли или океана, с процессами, проходящими на их поверхности, тем все больше мы убеждаемся, что поверхность Земли, как, по-видимому, и в океане, отражает глубинные процессы, проходящие в недрах планеты и предопределенные всем ходом длительной эволюции земной коры.

Мы начинаем не только понимать взаимосвязь между природными явлениями на Земле, но и ранжировать (классифицировать)

их по степени важности, взаимозависимости и приоритетности.

Можно было бы привести немало примеров этой взаимосвязи и взаимозависимости. Опираясь на свой геологический опыт, я приведу только один пример. Зависимость между геологическим строением рельефа, почв, растительности, водного режима поверхности от глубинных процессов в недрах Земли и природно-климатической зональности.

Давно уже установлено, что литосфера Земли имеет глыбовое строение, состоит из отдельных блоков разного ранга. Глыбовые поднятия (результат глубинных тектонических процессов) определяют геоморфологические особенности поверхности Земли, ее рельеф, почвенный и гидрологический режим, а вслед за этим распределение растительности и биогеоценозов. Это прекрасно выражено во взаимосвязи растительного покрова Земли с почвенными гидрогеологическими и геологическими структурами каждого крупного блока Земли. Это доказано для субарктики, тайги, Сибири, пустынь Средней Азии, равнин Европейской части страны. Причинно-следственная зависимость между двумя диалектическими противоречивыми процессами: глубинными эндогенными в недрах Земли и процессами, обусловленными климатическими условиями, отражающимися в характере рельефа, в почвах, влажности, растительности, устанавливалась и раньше. Но в обобщенном виде мы особенно ярко устанавливали это благодаря космическим исследованиям.

Группой наших геологов составлен слайд, который отражает карту разломной тектоники Земли. Теперь становится понятно, что гидрографическая сеть континентов и общая гидрология суши есть прямое следствие глубинных геологических процессов, проходящих в недрах планеты. Руслу рек, особенно крупных,— это отражение разломной тектоники Земли. Все крупные реки идут по зонам разломов, отражают характер вертикальных движений земной коры. Такие же зоны разлома являются сейсмоактивными зонами — источниками землетрясений. Многие крупные озера также результат крупных блоковых опусканий. Горные воздымания — результат интенсивных тектонических процессов, складчатости и поднятия, т. е. глубинных процессов. Значительные площади равнин, т. е. поверхностей выравнивания, а иногда и заболачивания, отражают длительное устойчивое положение отдельных блоков Земли.

Рельеф Земли обусловлен взаимодействием внутренних сил Земли, моделирование поверхности Земли — процессами экзогенеза в разных природно-климатических зонах. В зависимости от скорости и преобладания внутренних или внешних сил Земли формируется поверхность Земли. Климатические условия, накладывающиеся на рельеф, создают распределение влаги, растительности, т. е. то, что называется ландшафтом.

Связь между геологическим строением отдельных участков Земли, обусловленная геологическими процессами, рельефом



поверхности, созданной сочетанием процессов эндо- и экзогенеза в определенных природно-климатических зонах, распределением вод суши, распределением растительности и животного мира, в общем виде известна давно. Но на открытие ее ушли несколько десятилетий работы больших коллективов естествоиспытателей, а космический взгляд, космические изображения дают возможность осознать эту закономерность за несколько десятков витков вокруг Земли. Теперь эту общую закономерность связи разных элементов поверхности Земли нужно разрабатывать, детализировать и искать внутри нее новые количественные и качественные закономерности на новой основе космической информации, в виде фотоизображения или другого изображения всех этих элементов ландшафта.

Не исключена возможность, что скоро будет установлена связь между физическими свойствами Земли и распределением атмосферных явлений на поверхности Земли. Статистика частоты повторяемости облачности разной степени интенсивности с определенными частями Земли: пустынями, полярными областями, горными сооружениями и даже зонами разломов, зонами с аномальной гравитацией — уже начинает накапливаться. Разработка связей атмосферных явлений с геологическими структурами и климатическими зонами вполне вероятно, поскольку космонавтика позволяет изучить одновременно и быстро протекающие процессы, а автоматизированные системы обработки дают возможность быстро обрабатывать большие массивы информации.

Примеров, доказывающих полезность космических методов изучения Земли, достаточно. Пора от отдельных примеров переходить к планомерным комплексным исследованиям природных явлений и процессов. Здесь открываются большие возможности благодаря математическим методам и автоматизации обработки космической информации. Автоматизированная обработка космических изображений с применением математических методов даст возможность выразить математическим языком соотношение между различными элементами «лика Земли» и показать роль геологических, геоморфологических, биогеологических и других процессов, которые создали современную поверхность Земли. А от количественных оценок того или иного природного явления на поверхности можно перейти к оценке процесса, его скорости прохождения и продолжительности, т. е. в конечном счете получить уравнения природных процессов, раскрыть их закономерность,

наметить прогнозы. Такой мне представляется главная цель космического землеведения. Опыт показывает необходимость разработки космических методов в приложении к геологии, сельскому хозяйству, мелиорации, рыбному хозяйству.

Интеграция выводов этих отдельных космических земных наук дает новое научное направление — космическое землеведение (см. рисунок). Это вершина пирамиды естественных наук о Земле.

Было время, которое называли временем великих географических открытий. Благодаря космонавтике, развитию космических исследований Земли и вселенной, нам кажется, нужно говорить о веке космического землеведения, которое даст нам еще немало новых крупных открытий. Мы вступаем в век великих космических открытий в природе. На новом этапе сливаются в единый процесс познания технические и естественные науки, и в этом нам видится большое будущее развития человеческой мысли. Космонавтика почти во всех направлениях человеческого знания производит ныне такие коренные изменения, что есть все основания говорить о космической революции в технике и науке.



О ФИЗИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЯХ НАПРАВЛЕННОЙ КРИСТАЛЛИЗАЦИИ В НЕВЕСОМОСТИ

В. С. АВДУЕВСКИЙ, С. Д. ГРИШИН, Л. В. ЛЕСКОВ

Введение. В последние годы метод направленной кристаллизации неоднократно использовался для получения в невесомости слитков германия, антимонида индия, кремния, сложных соединений типа кадмий—ртуть—теллур и других веществ. Соответствующие эксперименты проводились на американской станции «Скайлаб», в рамках советско-американской программы «Союз»-«Аполлон», на советских космических станциях «Салют-5» и «Салют-6», а также при запуске высотных ракет в СССР, США и Западной Европе [1—4].

При постановке этих экспериментов предполагалось, в частности, что в невесомости роль естественной конвекции значительно снизится, а структурное совершенство образцов станет вследствие этого более высоким.

Исследование образцов, доставленных из космоса, подтверждает, что по сравнению с прототипами, приготовленными на Земле с помощью аналогичной аппаратуры, структура слитков действительно обычно улучшается. Наблюдается значительное уменьшение плотности дислокаций, улучшается однородность распределения примесей в макро- и микромасштабе.

Однако в некоторых других случаях наблюдалось ухудшение свойств материалов, приготовленных в невесомости: неоднородность примесей по радиусу [2], возникновение различных неустойчивостей в процессе роста [4] и др. Некоторые особенности процесса направленной кристаллизации в невесомости оказались неожиданными для исследователей, например, наблюдавшееся во многих экспериментах явление отрыва расплава от стенок ампулы [1—4], аномальное изменение скорости роста в процессе кристаллизации [4] и др.

Несмотря на большое количество экспериментов по направленной кристаллизации, поставленных на различных космических аппаратах, почти нет работ, в которых совокупность полученных результатов анализировалась бы с единых методических позиций. Между тем, необходимость в таких обобщающих работах в настоящее время особенно велика, так как без них трудно планировать более углубленные и конкретизированные технологические эксперименты следующего этапа. Данная работа представляет собой обобщенный обзор цикла исследований, выполненных в этом направлении.

Конкретно предметом анализа явились следующие вопросы: исследование подобия физических процессов при направленной кристаллизации слитков в невесомости; исследование структуры течения Марангони в расплаве и вблизи фронта кристаллизации; изучение особенностей процессов тепло- и массопереноса, обусловленных эффектом Марангони, и их влияния на скорость фронта кристаллизации; анализ механизмов, определяющих возникновение и размножение дислокаций в слитках, приготавливаемых в невесомости; определение особенностей динамики примесей и оценка их распределения вдоль образцов.

Подобие процессов в невесомости. В условиях невесомости резко снижается вклад естественной конвекции в процессы тепло- и массопереноса в жидкости. Интенсивность процессов естественной конвекции оценивают с помощью безразмерных чисел Грасгофа Gr и Релея Ra . Сравнительно малая роль естественной конвекции при направленной кристаллизации в невесомости подтверждена экспериментально [1; 4].

Важная особенность кристаллизации расплавов в невесомости состоит в том, что силы поверхностного натяжения намного превосходят массовые и свободный объем жидкости стремится принять энергетически наиболее выгодную форму — сферическую. Однако расплав, помещенный в цилиндрическую ампулу, не имеет возможности перейти в это термодинамически наиболее устойчивое состояние. Входя в контакт со стенками ампулы в отдельных точках, расплав удерживается между ними силой поверхностного натяжения. Поэтому такое состояние оказывается квазиустойчивым.

Соответствующая фундаментальная отличительная особенность направленной кристаллизации в невесомости, которая состоит в отрыве растущего кристалла и его расплава от несмачиваемых стенок ампулы, наблюдалась экспериментально [1—4]. Следует отметить, что в силу такого характера взаимодействия расплава со стенками многие выводы, сделанные на основании анализа экспериментов по направленной кристаллизации в ампулах, имеют более общее значение и могут быть распространены, например, на практически важный случай получения материалов методом плавающей зоны.

Если условия метастабильного гидростатического равновесия соблюдаются, то на свободной поверхности расплава, примыкающей к стенкам ампулы, может возникнуть интенсивное течение, индуцированное эффектом Марангони. На рис. 1 показана простейшая структура течения, индуцированного термокапиллярным эффектом Марангони в расплаве, который находится в технологической ампуле и подвергается процессу направленной кристаллизации. Реальное течение в ампуле будет подвержено различного рода неустойчивостям. Интенсивность течения Марангони оценивается с помощью чисел Марангони:

$$Ma = \frac{|\Delta\sigma|}{\rho\nu\kappa} L, \quad (1)$$

$$M = \frac{Ma}{Pr} = \frac{|\Delta\sigma|}{\rho\nu^2} L, \quad (2)$$

где $Pr = \nu/\kappa$ — число Прандтля; ν — кинематическая вязкость расплава, κ — температуропроводность, ρ — плотность, L — характерная длина; $\Delta\sigma$ — перепад поверхностного натяжения, равный:

$$\Delta\sigma = \int_l \left(\frac{\partial\sigma}{\partial T} \frac{dT}{dx} + \frac{\partial\sigma}{\partial c} \frac{dc}{dx} \right) dx \quad (3)$$

(c — концентрация поверхностно-активной примеси). Число Ma характеризует относительную роль теплопередачи за счет конвекции Марангони и теплопроводности; число M — отношение термокапиллярных и концентрационно-капиллярных сил к вязким.

Поскольку в невесомости роль естественной конвекции падает, а конвекции Марангони возрастает, их относительный вклад в процессы тепло- и массообмена удобно характеризовать с помощью нового безразмерного числа:

$$B = \frac{M}{Cr} = \frac{M}{Ra} = \frac{|\Delta\sigma|}{g_0\gamma\rho L^3\beta\nabla T}, \quad (4)$$

где $\gamma = g/g_0$, g и g_0 — ускорения на борту космического аппарата и на поверхности Земли соответственно, β — температурный коэффициент объемного расширения расплава, ∇T — градиент температуры вдоль ампулы.

На рис. 2 показаны зависимости числа B от характерной длины L для кремния и германия при трех значениях коэффициента редукции массовой силы γ . В расчетах принято $\nabla T = 10$ град/см, $\partial\sigma/\partial T = -0,2$ дин/см·град, $\beta = 1 \cdot 10^{-4}$ град $^{-1}$ для Ge и $\partial\sigma/\partial T = -0,5$ дин/см·град, $\beta = 1,5 \cdot 10^{-4}$ град $^{-1}$ для Si [5, 6].

Структура течения Марангони при направленной кристаллизации. Обращаясь к схеме течения в расплаве, показанной на рис. 1, рассмотрим пограничный слой на поверхности расплава, примыкающий к стенке ампулы. В отличие от обычного гидродинамического течения Пуазейля в круглой трубе скорость в этом слое максимальна (рис. 3).

Величину этой скорости u_x , а также толщину слоя δ_M оценим, записывая для свободной поверхности расплава условие баланса вязких сил и сил поверхностного натяжения:

$$\eta \frac{\partial u_x}{\partial r} = \frac{\partial\sigma}{\partial x} \quad (5)$$

или

$$\eta \frac{u_x}{\delta_M} \simeq \frac{\Delta\sigma}{L}, \quad (5a)$$

где η — динамическая вязкость.

В качестве 2-го уравнения воспользуемся уравнением Навье — Стокса, пренебрегая в нем массовой силой:

$$(\mathbf{u}\nabla)\mathbf{u} = \nu\nabla^2\mathbf{u}, \quad (6)$$

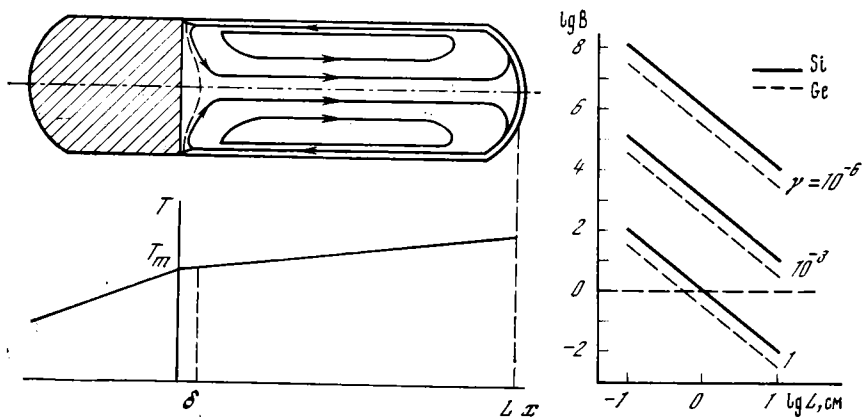


Рис. 1. Структура течения Марангони в технологической ампуле

Рис. 2. Зависимость критерия В от характерной длины расплава L при кристаллизации кремния и германия для различных значений коэффициента редукции массовой силы γ

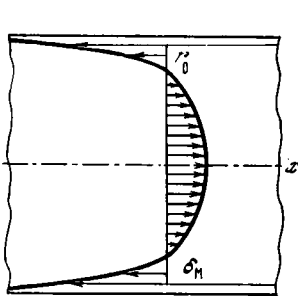


Рис. 3. Пограничный слой Марангони

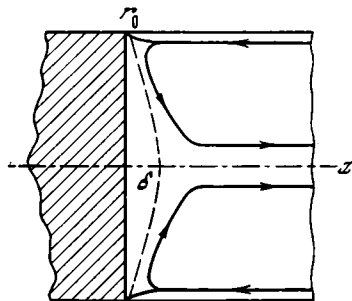


Рис. 4. Пограничный слой вблизи фронта кристаллизации

откуда

$$\frac{u_x^2}{L} \simeq \nu \frac{u_x}{\delta_M^2} \quad (6a)$$

Из (5a) и (6a) находим для скорости u_x в слое Марангони и его толщины δ_M выражения

$$u_x \simeq \frac{\nu}{L} M^{2/3}, \quad (7)$$

$$\delta_M \simeq LM^{-1/3}. \quad (8)$$

Формула (7) определяет максимальную скорость течения. В расплаве, находящемся внутри ампулы, за счет сил вязкости в движение вовлекается вся масса жидкости (см. рис. 1). Величину

среднемассовой скорости можно оценить по формуле:

$$u \simeq \frac{2\delta_M}{r_0} u_x = \frac{2\nu}{r_0} M^{1/2}, \quad (9)$$

где r_0 — радиус ампулы.

В области поворота течения вблизи фронта кристаллизации будет возникать пограничный слой δ (рис. 4). Для оценки порядка толщины этого слоя воспользуемся известным выражением для динамического пограничного слоя на плоской пластине [7]:

$$\delta = 5l \operatorname{Re}^{-1/2} = 5 \left(\frac{\nu l}{u} \right)^{1/2}, \quad (10)$$

где $\operatorname{Re} = ul/\nu$ — число Рейнольдса; $l = r_0 - r$.

Наряду с динамическим пограничным слоем в расплаве, на фронте кристаллизации возникают также диффузионный δ_D и тепловой δ_T пограничные слои, толщина которых определяется с помощью формул:

$$\delta_D = \delta \operatorname{Pr}_D^{-1/2} = 5 \operatorname{Pr}_D^{-1/2} \left(\frac{\nu l}{u} \right)^{1/2}, \quad (11)$$

$$\delta_T = 0,63\delta \operatorname{Pr}^{-1/2} = 3,65 \left(\frac{\kappa l}{u} \right)^{1/2}. \quad (12)$$

Здесь $\operatorname{Pr}_D = \nu/D$ — диффузионное число Прандтля; D — коэффициент диффузии.

Рассмотренная выше структура течения Марангони в расплаве соответствует стационарному режиму. Масштаб времени установления такого режима можно оценить с помощью критерия гомохронности $\nu\tau/L^2$. Для германия, например, при $L \sim 3$ см и $\nu \simeq 1,5 \cdot 10^{-3}$ см²/с значение $\tau \sim 2$ ч, что приблизительно соответствует времени выдержки в большинстве экспериментов на космических станциях. В экспериментах по направленной кристаллизации в условиях кратковременной невесомости (например, при запуске ракет) это условие не выполняется.

Теплообмен на границе раздела фаз. Предполагая, что фронт кристаллизации плоский, запишем для границы раздела фаз условие Стефана:

$$W_L = W_S + Q\rho v, \quad (13)$$

где Q — удельная теплота кристаллизации, v — скорость фронта, W_L и W_S — тепловой поток в жидкой и твердой фазе соответственно.

Величина

$$W_S = -\lambda_S \nabla T_S, \quad (14)$$

где λ_S — теплопроводность кристалла; ∇T_S — градиент температуры в твердой фазе.

Если перенос тепла в расплаве происходит за счет теплопроводности, то W_L определяется аналогично (14):

$$W_L = -\lambda_L \nabla T_L, \quad (15)$$

где L означает, что соответствующие величины определяются для жидкой фазы.

Возникновение в расплаве конвективного течения, индуцированного эффектом Марангони, существенно меняет величину теплового потока. Предполагая, что конвекция носит ламинарный характер, оценим величину обусловленного ею теплового потока из расплава с помощью формулы:

$$W_L^* \simeq -Nu \frac{\delta T}{l} \lambda_T \nabla T_L. \quad (16)$$

Здесь $Nu = \alpha l / \lambda_L$ — число Нуссельта, равное для $Pr \ll 1$ (жидкие полупроводники, металлы) [8]

$$Nu = 1,1 (1 - Pr^{1/2})^{1/2} Re^{1/2}, \quad (17)$$

где $Re = Re \cdot Pr$ — число Пекле.

Для германия, например, $Pr \simeq 7 \cdot 10^{-3}$ и

$$W_L^* \simeq -3,6 \lambda_L \nabla T_L, \quad (18)$$

т. е. примерно в 3,5 раза больше, чем в случае теплообмена за счет теплопроводности.

Проанализированные эффекты должны оказывать сильное влияние на процесс направленной кристаллизации в невесомости.

Формула (13) с поправками типа (18) позволяет рассчитать фактическую скорость движения фронта кристаллизации

$$v = \frac{\lambda_S \nabla T_S - W_L}{Q_P}, \quad (19)$$

где W_L зависит от механизма теплообмена в расплаве.

Поскольку в процессе кристаллизации число Ма уменьшается, интенсивность конвекции Марангони снижается и соответственно должна возрасти величина скорости фронта v .

Величина скорости v максимальна в неустановившемся тепловом режиме, когда критерий Фурье $Fo = \kappa \tau / L^2 < 1$. В этом случае можно положить в (19) $W_L \simeq 0$. Минимальное значение скорости соответствует малым значениям числа Ма и теплообмену путем теплопроводности.

Максимальные скорости фронта кристаллизации ($\sim 1,4 \cdot 10^{-2}$ см/с) наблюдались в экспериментах по направленной кристаллизации германия при запуске высотных ракет комплекса «Мир-2» [1]. В эксперименте МА-060 по направленной кристаллизации германия по программе ЭПАС зарегистрирован монотонный рост скорости фронта [4].

Распределение примесей в слитках. Распределение концентрации примесей вдоль слитка, выращиваемого методом направленной кристаллизации, можно определить с помощью эффективного коэффициента сегрегации [9]:

$$k_{\text{эф}} = \frac{c_S}{c_L} = \frac{k_0}{k_0 + (1 - k_0) e^{-\Delta}}, \quad (20)$$

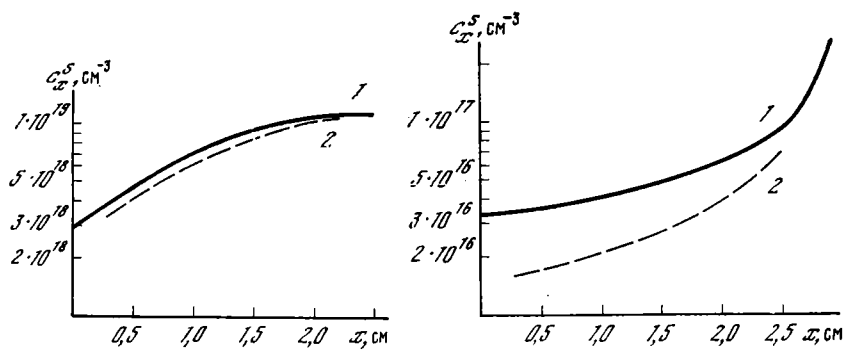


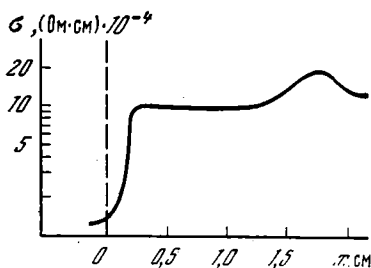
Рис. 5. Распределение примеси Ga вдоль кристаллов Ge в эксперименте МА-060

1 — эксперимент; 2 — теория

Рис. 6. Распределение примеси Ga вдоль кристаллов Ge в экспериментах с аппаратурой «Кристалл»

1 — эксперимент; 2 — теория

Рис. 7. Распределение электропроводности по длине кристаллов Ge, полученных в условиях кратковременной невесомости («Мир-2»)



где $k_0 = c_S/c_L^*$, c_L^* и c_L — концентрация примеси в жидкости на фронте кристаллизации и вдали от него соответственно, $\Delta = v\delta_D/D$.

Входящую в формулу (20) величину толщины диффузионного пограничного слоя можно рассчитать по (11), а значение средне-массовой скорости в расплаве u по формуле (9).

Для перехода к распределению концентрации примеси вдоль слитка $c_S(x)$ воспользуемся формулой:

$$c_S(x) = k_{эф}c_0 \left[\frac{L}{L-x} \right]^{1-k_{эф}}, \quad (21)$$

где c_0 — начальная концентрация примеси в заготовке. Пределы применимости формулы (21) проанализированы в работе [10], где показано, что она дает удовлетворительные результаты для всей длины слитка, кроме узких зон в его начальной и конечной частях.

Приведем в качестве примера расчета распределение примеси галлия в кристаллах германия применительно к условиям эксперимента МА-060 по программе ЭПАС [4] и эксперимента, поставленного на станции «Салют-6» с помощью аппаратуры «Кристалл» [3]. Результаты расчетов $c_S(x)$ с помощью формул (20), (21), (11) и (9) показаны на рис. 5 и 6; там же для сравнения приведены экспериментальные кривые. Как видно из графиков, результаты

расчета качественно согласуются с экспериментальными данными.

Для сравнения на рис. 7 показано распределение удельного сопротивления по длине кристаллов германия, выращенных при запуске высотных ракет «Мир-2» [1]. В отличие от рис. 5 и 6 легирующие примеси распределены по длине слитков однородно, что свидетельствует об отсутствии конвекции при росте кристаллов. Причина столь резкого различия состоит в том, что в последнем случае критерий гомохронности $\nu\tau/L^2 \ll 1$ и рост происходил в диффузионном режиме, когда $k_{эф} \simeq 1$.

Оценка плотности дислокаций в слитках. Плотность дислокаций — важнейший показатель структурного совершенства кристаллов. Одна из задач космической технологии состоит в определении практических возможностей приготовления в невесомости малодислокационных и бездислокационных кристаллов.

Процессы генерации и размножения дислокаций детально проанализированы в литературе [41]. В типичных условиях технологических экспериментов по направленной кристаллизации слитков на установках ампульного типа радиальные градиенты температуры малы, и основной вклад в возникновение дислокаций должен быть обусловлен двумя эффектами — термическими напряжениями вследствие неоднородного распределения температуры в кристалле и его сцеплением со стенками, линейный коэффициент расширения материала которых отличен от соответствующего коэффициента для кристалла.

Если кристалл оторван от стенок ампулы, то основную роль должен играть первый эффект. Можно показать, что для плотности дислокаций в этом случае имеет место соотношение

$$N_1 \simeq \frac{\alpha}{b} \nabla T_S, \quad (22)$$

где α — коэффициент линейного расширения кристалла; b — среднее расстояние между кристаллографическими плоскостями.

Если основной вклад в возникновение дислокаций дает второй эффект, то согласно [12] плотность дислокаций

$$N_2 \simeq \frac{|\alpha_1 - \alpha_2| (T_0 - T_p)}{br_0}, \quad (23)$$

где α_1 и α_2 — коэффициенты линейного расширения кристалла и материала стенок; T_0 — температура кристаллизации; T_p — температурный предел пластичности кристалла.

Рассмотрим в качестве примера эксперименты по направленной кристаллизации германия с помощью аппаратуры «Кристалл» на станции «Салют-6» и при запуске ракет комплекса «Мир-2» [1, 3]. Полагая на стадии охлаждения $\nabla T_S \simeq 10$ град/см, $r_0 \simeq 0,5$ см, α (Ge) $\simeq 5,8 \cdot 10^{-6}$ град $^{-1}$, α (кварц) $\simeq 12 \cdot 10^{-6}$ град $^{-1}$, $b \simeq 2 \cdot 10^{-8}$ см [5, 6, 12], находим $N_1 \simeq 2,8 \cdot 10^5$ см $^{-2}$ и $N_2 \simeq 3 \cdot 10^5$ см $^{-2}$.

Согласно [3], для той части слитка Ge, которая, видимо, имела контакты со стенками ампулы лишь в отдельных малых по площади участках, плотность дислокаций $N \simeq 2 \cdot 10^3 \text{ см}^{-2}$, а после восстановления контактов $\sim 2 \cdot 10^6 \text{ см}^{-2}$. Для наземных образцов, у которых контакт со стенками был полный, $N \simeq 2 \cdot 10^6 \text{ см}^{-2}$. Согласно [1], плотность дислокаций в космических образцах не хуже 10^3 см^{-2} , наземные образцы обладали поликристаллической структурой. Таким образом, результаты оценок по формулам (22) и (23) качественно согласуются с экспериментами.

Выполненный в работе анализ позволил в безразмерной форме указать условия, при которых конвекция, индуцированная эффектом Марангони, может давать основной вклад в процессы тепло- и массопереноса при направленной кристаллизации в невесомости. Проанализирована структура течения, обусловленного эффектом Марангони, выведены формулы для оценки соответствующих пограничных слоев и характерных скоростей.

В качестве примеров практического использования рассмотренной модели процессов при направленной кристаллизации с учетом различных следствий эффекта Марангони выполнены оценки распределения концентрации примеси вдоль слитков и плотности дислокаций для различных предельных режимов их генерации.

Основное ограничение рассмотренной модели связано с тем, что она использует простое одномерное приближение для анализа течений. Хотя такой подход позволил получить ряд практически полезных соотношений в аналитической форме, для более углубленного понимания процессов в невесомости необходимо использование методов численного эксперимента.

При дальнейшем развитии исследований в рамках изложенного подхода целесообразно обратить внимание на вопросы, оставшиеся не изученными: устойчивость течений, включая анализ условий перехода к турбулентному режиму, концентрационно-капиллярная конвекция и ее влияние на перераспределение примесей, учет особенностей процессов кристаллизации с использованием метода плавающей зоны, определение новых практических путей оптимального управления процессом направленной кристаллизации в невесомости.

ЛИТЕРАТУРА

1. Проблемы космического производства / Авдуевский В. С., Гришин С. Д., Лесков Л. В. М.: Машиностроение, 1980. 223 с.
2. Плавление, кристаллизация и фазообразование в условиях невесомости / Иванов Л. И., Земсков В. С., Кубасов В. Н. М.: Наука, 1979. 256 с.
3. Малинин А. Ю. Эксперименты по выращиванию полупроводниковых материалов в условиях космоса на аппаратуре «Кристалл». — Электрон. пром-сть, 1979, № 3, с. 3—7.
4. Apollo—Soyuz Test Project: Summary science Rept, NASA, Wash., 1977.
5. Таблицы физических величин / Под ред. И. К. Киикоина. М.: Атомиздат, 1976. 1006 с.

6. Жидкие полупроводники /Глазов В. М., Чижевская С. Н., Глаголева Н.Н. М.: Наука, 1967. 244с.
7. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Механика сплошных сред. М.: Гостехиздат, 1954.
8. Кутателадзе С. С. Основы теории теплообмена. Новосибирск: Наука, 1970. 660 с.
9. Флемингс М. Процессы затвердевания. М.: Мир, 1977. 499 с.
10. Favier J., Aragon F., Witt A. et al. Reconsideration de la Segregation en solidification non stationnaire.— In: Material sciences in space. P.: ESA, 1979.
11. Мильвидский М. Г., Освенский В. В. Получение совершенных монокристаллов.— В кн.: Проблемы современной кристаллографии. М.: Наука, 1975, с. 110—126.
12. Цивинский С. В. О факторах, определяющих максимальную скорость роста при получении кристаллов из расплавов.— Изв. АН СССР. Сер. физ., 1973, 37, № 11, с. 582—587.

*

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ И ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ

Г. Т. БЕРЕГОВОЙ

Выдающиеся успехи Советского Союза в развитии экономики, науки и техники, культуры позволяют последовательно осуществлять широкую программу исследования и освоения космического пространства. Достижения Советской страны в освоении космоса — результат постоянной заботы Коммунистической партии об ускорении темпов научно-технического прогресса. Общий процесс расширения масштабов космических исследований наглядно отражается в развитии пилотируемых космических средств. Соответственно он отразился и в развитии отечественной системы подготовки космонавтов.

Для подготовки экипажей пилотируемых космических аппаратов был создан Центр подготовки космонавтов, которому в последующем было присвоено имя Юрия Алексеевича Гагарина. За 20 лет работы по обеспечению пилотируемых космических полетов Центр подготовил десятки основных и дублирующих экипажей в составе одного, двух и трех космонавтов. Всего было подготовлено к конкретным полетам достаточное количество членов экипажей для выполнения функций командиров экипажей, бортинженеров и космонавтов-исследователей.

Из подготовленных экипажей 39 совершили космические полеты. В их состав входили 45 советских космонавтов и 4 космонавта из социалистических стран. 5 космонавтов выполнили по 3 полета, 16 — по два и 28 — по одному полету. За этими общими показателями кроется огромный объем проделанной работы, причем не просто работы, а решения сложных, порой проблемных задач научного, технического и организационного характера.

Рассмотрим постановку и решение этих задач за 20-летний период деятельности Центра. В общем подготовка космонавтов к космическим полетам целенаправленно осуществляется по четырем основным направлениям: подготовка к выполнению операций по управлению космическим аппаратом и эксплуатации бортовых служебных систем; подготовка к проведению испытаний космической техники и выполнению научных экспериментов и исследований в космосе; подготовка организма космонавтов к воздействию факторов космического полета; морально-политическая и психологическая подготовка.

В период подготовки и осуществления первых космических полетов человека главным вопросом было исследование принципиальной возможности жить и работать в космосе. Поэтому для

космонавтов существенное, определяющее значение имела подготовка их организма к перенесению неблагоприятного воздействия различных факторов (невесомости, перегрузки, укачивания и т. п.).

Для этой цели были созданы специальные медицинские средства для тренировки мышечной, сердечно-сосудистой систем человека, его вестибулярного аппарата и т. п. Широко использовались термобарокамеры, центрифуга, сурдокамерные исследования.

По мере получения данных в первых космических полетах о переносимости действующих факторов и неблагоприятном проявлении их действия соответствующим образом корректировались или разрабатывались новые методы, разрабатывались новые технические средства. Так, например, после установления факта прилива крови к голове в период адаптации к невесомости были проведены специальные исследования этого явления и разработаны новые методы наземной подготовки организма с целью выработки компенсирующих реакций. Были созданы также и бортовые средства, компенсирующие прилив крови к голове (вакуумные емкости и др.).

Когда после первого длительного полета были выявлены трудности перенесения периода реадаптации организма к земной тяжести, усилия специалистов были направлены на изыскание эффективных методов и средств подготовки космонавтов к встрече с земным тяготением после длительного пребывания в невесомости. И проблема реадаптации быстро продвинулась в своем решении. Об этом убедительно говорят результаты завершения последних длительных экспедиций на станцию «Салют-6». Мы располагаем комплексом средств и методов для подготовки космонавтов как до полета, так и в процессе его выполнения, обеспечивающей безопасный переход из условий невесомости в условия земной гравитации. За 20 лет сама проблематика медико-биологической подготовки космонавтов претерпела существенную эволюцию. Сейчас основное внимание обращено к вопросам оценки функциональных возможностей космонавтов в решении целевых задач полета, к вопросам изыскания путей повышения эффективности решаемых в полете задач.

По мере освоения космического пространства пилотируемыми аппаратами менялись цели и задачи профессиональной подготовки космонавтов. Функции экипажа на борту из полета в полет расширялись и усложнялись. Соответственно усложнялся и процесс подготовки. Постепенно складывалась, создавалась определенная система подготовки, включающая различные разделы и виды подготовки, распределенные по этапам, предусматривающая изучение космонавтами теоретических дисциплин, прохождения практических занятий и тренировок.

В настоящее время принято выделять два этапа в подготовке космонавтов: этап общекосмической подготовки и этап летно-космической (непосредственной) подготовки к полету.

Первый этап. Общекосмическая подготовка осуществляется в группах слушателей-космонавтов по общей программе. На этом этапе экипажи еще не сформированы. Целевой установкой обще-космической подготовки является приобретение профессиональных знаний и качеств, а также изучение индивидуальных особенностей космонавтов, учет которых необходим при формировании будущих экипажей, в том числе — по критериям взаимной психологической совместимости. На этом этапе слушатели изучают общетеоретические дисциплины (основы конструкций ПКА, принципы построения систем управления движением объектов и т. п.). Кандидаты в космонавты — летчики-испытатели и будущие командиры экипажей в это время приобретают также квалификацию летчика-испытателя, если они не имели ее ранее.

Назрела объективная необходимость пересмотра целевых задач общекосмической подготовки. Преимущественно технический уклон программы общекосмической подготовки, оправданный на начальном этапе развития практической космонавтики, уже не соответствует целевым задачам современных космических полетов. В программах этих полетов все большее место стали занимать работы в интересах геологии, сельского, лесного, водного и морского рыбного хозяйства. Овладеть необходимыми знаниями и методиками проведения этих работ на достаточно глубоком уровне только на этапе непосредственной подготовки экипажей к конкретным полетам затруднительно из-за недостатка времени. А ведь космонавт в полете при проведении работ по изучению природных ресурсов Земли выполняет работы исследователя в полном смысле этого слова. Следовательно, он должен иметь прочный фундамент знаний в области наук о Земле. Эти знания космонавт должен приобретать, начиная с общекосмической подготовки, продолжая их углублять в период между общекосмической и непосредственной подготовками. Для обеспечения подготовки космонавтов по теоретическим основам космического землеведения необходима разработка хорошего учебного курса, соответствующего учебника и учебных пособий по нему. Задача создания такого курса и необходимой учебно-методической литературы должна стать, на наш взгляд, предметом творческого содружества специалистов Центра подготовки космонавтов и специалистов многих отраслевых учреждений и Академии наук СССР.

Второй этап. Непосредственная подготовка проводится уже в составе экипажей, формируемых перед каждым новым полетом на конкретном космическом аппарате и по определенной программе. Основной целью этого этапа подготовки является формирование у космонавтов умений и навыков по управлению и эксплуатации космического корабля и станции, на которых предстоит совершить полет, их систем, отработка действий в непредвиденных ситуациях и взаимодействия с наземными расчетами Центра управления космическими полетами, а также прочных знаний методик проведения экспериментов и исследований, предусмотренных программой полета. Программой непосредственной подготовки преду-

считается приобретение профессиональных знаний, умений и навыков по комплексу взаимосвязанных видов подготовки.

Разработка структуры видов подготовки, их целевых задач, необходимых технических средств и методик, обеспечивающих подготовку по каждому конкретному виду, потребовали решения многих серьезных научно-технических и организационных проблем. Рассмотрим некоторые из них применительно к конкретным видам подготовки.

Летная и парашютная подготовка. Казалось бы, сомнений не должно быть — такой вид подготовки необходим. Однако были противники летной подготовки космонавтов, отрицавшие ее необходимость. Да и сторонникам ее не все было ясно: на каких типах самолетов летать, какой объем налета нужно давать и когда, какие навыки прививать и какие могут быть вредными и множество других вопросов.

Потребовалось проводить исследования по специально разработанным методикам и программам, прежде чем ответить на все вопросы. Сейчас этот вид подготовки обоснован как по содержанию, так и по методике проведения. Летная и парашютная подготовка помогают формировать у космонавтов профессиональные испытательские качества, необходимые для выполнения космических полетов: оперативность мышления, эмоциональную устойчивость, психологическую готовность к действиям в усложненных условиях полета, способность к перенесению воздействия отдельных специфических факторов космического полета.

Техническая подготовка — один из наиболее важных и объемных видов подготовки. Основной ее целью является изучение экипажем той космической техники, на которой предстоит летать. Годами рассматривалось, что нужно знать космонавту по конструкции корабля или станции, до какой глубины изучать ту или иную систему, какими методами вести подготовку, как оценивать качество и глубину знаний и т. д.

Много здесь и организационных вопросов. Экипаж начинает подготовку, когда корабль или станция еще находятся в стадии разработки и изготовления. Учебной документации еще нет, есть только рабочая документация. Экипаж должен готовиться и с помощью разработчиков систем и с помощью инженеров-методистов. Каждый разработчик глубоко знает только «свою» систему. Космонавт должен знать корабль в комплексе, в целом.

Многолетним опытом выработаны разнообразные формы подготовки. Это — лекционные и семинарские занятия, самостоятельное изучение, участие в испытаниях отдельных систем и комплексных испытаниях корабля (станции) на предприятиях-изготовителях и на космодроме. Техническая подготовка — постоянно совершенствующийся творческий процесс как для космонавтов, так и для многочисленных специалистов Центра и предприятий-разработчиков космической техники. В организации этого процесса многое уже стало рациональным, логичным, традиционным. Но еще остались вопросы, ждущие своего решения.

Тренировки на комплексных и специализированных тренажерах — важнейший вид подготовки, обеспечивающий обучение и тренировку экипажей по управлению системами корабля (станции) и выполнению всего комплекса работ по программе полета.

Основными проблемами, связанными с этим видом подготовки космонавтов, можно назвать следующие: обеспечение адекватности, соответствия тренировочных операций той деятельности, которую космонавт (экипаж) будет выполнять в полете; оценка качества выполнения космонавтом (экипажем) тренировочных операций; создание на тренажере нештатных и аварийных ситуаций, соответствующих тем, которые могут возникнуть в реальном полете, и оценка деятельности экипажа в этих ситуациях; разработка технических принципов построения тренажеров и их комплексов, наиболее полно и при приемлемых затратах обеспечивающих потребности подготовки.

Названные выше проблемы решались и решаются в настоящее время специалистами Центра в тесном содружестве со специалистами организаций-разработчиков космической и тренажной техники, а также с учеными институтов Академии наук СССР и отраслевых институтов.

В результате проделанной работы определена номенклатура тренажерных средств по каждой космической программе с учетом целевых задач каждой программы. Определен состав комплексных и специализированных тренажеров, отвечающий потребностям подготовки по всем космическим программам.

Наряду с развитием системы комплексных и специализированных тренажеров большое внимание уделялось созданию средств подготовки, позволяющих имитировать некоторые физические условия космического полета. Для подготовки к проведению экспериментов и исследований в космосе исключительно важным является воспроизведение условий невесомости. В этих условиях можно отрабатывать перемещения космонавтов с грузами, переходы, выходы в космос, выполнение монтажных, демонтажных и ремонтных работ.

Специалистами был обоснован и разработан метод длительных тренировок в условиях имитированной невесомости в гидросреде. Сначала для этих тренировок использовался обычный плавательный бассейн. В настоящее время создана специальная гидролаборатория, оснащенная телеметрическим измерительным комплексом съема, передачи и обработки информации, а также аппаратурой кино-, фото- и телевизионных съемок. Ее бассейн диаметром около 24 м и высотой 12 м позволяет разместить препарированные макеты станции «Салют» и корабля «Союз» в состыкованном положении. Создание этой лаборатории являет собой пример успешного решения исключительно сложной в инженерном отношении задачи.

Для кратковременного воспроизведения условий реальной невесомости используются самолеты-лаборатории, на которых при выполнении определенного режима полета возникают условия не-

весомости в течение 25—30 с. Длительное время для этих целей использовались самолеты-лаборатории УТИ — МиГ-15 и Ту-104. В настоящее время Центр располагает самолетами-лабораториями Ил-76. Его салон имеет объем около 400 м³, в котором могут быть размещены объекты для тренировок весом до 6 т. Самолет оборудован системой съема и регистрации технической и медицинской информации.

Большое значение в подготовке космонавтов и отработке космической техники имеют средства создания перегрузок, т. е. центрифуги. Они использовались и при подготовке космонавтов к первым полетам — в основном для тренировки организма к воздействию перегрузок. В настоящее время в условиях перегрузок отрабатываются элементы профессиональной деятельности. Для этих целей создана уникальная центрифуга ЦФ-18 с плечом 18 м. Она обеспечивает воспроизведение постоянных и переменных перегрузок до 30 единиц и имеет сменные кабины на одного и двух человек. В кабинах можно создать вакуум, повышенное давление, изменять газовый состав и температуру. На центрифуге вместо кабины может устанавливаться платформа с объектами весом до 4 т.

Для обеспечения подготовки космонавтов по космической навигации, а также для отработки методик проведения научных исследований с использованием небесных светил создан с помощью специалистов ГДР и введен в эксплуатацию специальный космический планетарий. Он обеспечивает точное воспроизведение около 900 созвездий и звезд всей небесной сферы, движение Солнца, Луны и планет. Картина неба воспроизводится на 150° ниже земного горизонта.

Можно сказать, что проблема создания и развития технических средств подготовки космонавтов решалась в полном соответствии с законом диалектики о переходе количественных изменений в коренные качественные. До определенного времени космические тренажеры создавались как самостоятельные автономно функционирующие средства. Каждый из них имел свой вычислитель, свою систему имитации визуальной обстановки, свой пульт управления. С увеличением количества тренажерных средств такой принцип устарел, стал экономически и технически нерациональным.

В результате анализа, проведенного специалистами Центра совместно с институтами Академии наук СССР, институтами и конструкторскими бюро промышленности, было предложено перейти на принципиально новую основу построения комплекса технических средств подготовки — на базе общих, коллективных систем и подсистем (вычислительных, информационных и т. п.). Эти общие системы смогут обеспечить одновременную работу многих тренажеров, натуральных макетов, стендов и других устройств.

Широкое применение вычислительной и информационной техники создает основу для более глубокого и качественного решения других задач, связанных с подготовкой. Например, таких, как моделирование широкого круга нештатных и аварийных ситуаций, оперативная выработка рекомендаций экипажу о действиях в та-

ких ситуациях, объективный контроль степени тренированности экипажа и его готовности к полету, автоматизированное планирование и контроль подготовки космонавтов и др.

Разработка методов и обоснование критериев оценки тренировочной и полетной деятельности космонавтов является одной из важных задач специалистов Центра. Эта задача является весьма сложной в научно-теоретическом отношении и с точки зрения практической реализации. Многие в этом направлении уже сделано. Разработан ряд конкретных методик, ориентированных на использование математических методов и вычислительной техники для обработки статистического материала. Есть основание надеяться, что усилиями наших специалистов в содружестве с учеными научных учреждений различных министерств и ведомств решение этой проблемы будет ускорено.

Существенное внимание в подготовке космонавтов уделяется вопросам отработки методик выполнения научных и прикладных экспериментов и исследований. Объем подготовки по этому направлению растет из года в год в связи с увеличением длительности космических полетов и возрастанием в их программах удельного веса работ в интересах народного хозяйства.

Сейчас стала неоспоримой высокая научная и экономическая эффективность изучения Земли космическими методами в интересах геологии, сельского, лесного, водного и морского рыбного хозяйства. В будущем ожидается расширение фронта работ в этих и других направлениях.

В связи с этим неизбежно усложняются задачи подготовки космонавтов для выполнения прикладных народнохозяйственных работ. Причем эти задачи делятся на две категории: научно-методические и организационные. На текущем этапе организационная сторона вопроса является более сложной. Дело в том, что исследования Земли из космоса по своей сути являются комплексными. Одним экипажем с помощью одной и той же аппаратуры проводится работа в интересах многих отраслей хозяйства. Только информация потребителям нужна разная. Различие ведомственных интересов не должно отрицательно сказываться на подготовке космонавтов. Необходимо объединять, комплексировать как сами эксперименты, проводимые на борту, так и подготовку к ним.

Уже накоплен некоторый опыт комплексирования подготовки экипажей для выполнения работ в интересах Госцентра «Природа», специалистов сельского и морского рыбного хозяйства. Нужно этот положительный опыт использовать при работе с другими ведомствами.

Увеличение объема исследовательской, испытательной работы в космосе, возрастание продолжительности полетов, международный характер многих из них требуют постоянного совершенствования морально-политической и психологической подготовки космонавтов. Морально-политический фактор играет важнейшую роль в успешном решении космонавтами задач, возлагаемых на них Партией и Советским Правительством.

При организации морально-политической и психологической подготовки человека к космическим полетам исходными являются положения марксизма-ленинизма о диалектическом соотношении человека и техники. Космонавтика должна служить решению социальных целей и классовых задач. Исходя из этого, вырабатывается комплексный подход к воспитанию и обучению космонавтов, к их подготовке к полетам. Только человек, глубоко понимающий социальный смысл и общественную значимость своей работы, умело владеющий техникой, способен полностью использовать ее возможности.

Морально-политическая и психологическая подготовка не является самостоятельной, обособленной, а пронизывает все виды профессиональной подготовки, выражая общую направленность процесса обучения и воспитания советских космонавтов и космонавтов социалистических стран.

Таким образом, рассмотрены некоторые научно-технические и организационные проблемы подготовки космонавтов. В будущем эти проблемы станут, по-видимому, более сложными. Однако накопленный 20-летний опыт работы Центра подготовки поможет решать их быстрее и с лучшим качеством подготовки космонавтов.



НЕКОТОРЫЕ ИТОГИ 175-СУТОЧНОГО ПОЛЕТА НА ПИЛОТИРУЕМОМ ОРБИТАЛЬНОМ КОМПЛЕКСЕ «СОЮЗ» — «САЛЮТ-6» — «ПРОГРЕСС»

В. А. ЛЯХОВ, В. В. РЮМИН

После полета Ю. А. Гагарина в космос Л. И. Брежнев отмечал, что «мы не только закладываем основы для будущих гигантских завоеваний человечества, плодами которых воспользуются грядущие поколения, но и извлекаем непосредственную практическую пользу сегодня для населения земли, для наших народов, для нашего коммунистического строительства»¹.

Более двух лет станция «Салют-6» несет космическую вахту. За это время на ее борту работали три основные длительные и четыре экспедиции посещения. Всего на станции побывало к настоящему времени 14 космонавтов. Проведено 18 стыковок транспортных и грузовых космических кораблей, шесть дозаправок топливом, около восьмидесяти коррекций орбиты.

25 февраля 1979 г. был осуществлен запуск космического корабля «Союз-32». После успешной стыковки космического корабля с орбитальной станцией «Салют-6» мы приступили к выполнению намеченной программы полета на орбитальном научно-исследовательском комплексе «Салют-6» — «Союз».

Программа полета предусматривала оценку состояния и работоспособности станции, ее систем и оборудования для продолжения исследований и экспериментов, начатых в период работы на ней первой (96-суточной) и второй (140-суточной) основных экспедиций. Нами было проведено тщательное обследование бортовых систем, приборов и научной аппаратуры станции, выполнены практические и ремонтно-восстановительные работы, заменены отдельные блоки бортовых систем, научной аппаратуры и элементы системы жизнеобеспечения.

К моменту прибытия на станцию орбитальная станция «Салют-6» уже около полутора лет находилась в космосе, из них более полугодом — в пилотируемом полете. Естественно, что некоторое оборудование станции требовало замены или ремонта.

В частности, была восстановлена работоспособность объединенной двигательной установки станции. Успешно осуществлен такой вид ремонтно-восстановительных работ, как пайка с целью восстановления работоспособности вышедшей из строя аппаратуры (видеомагнитофон «Ватра»).

¹ Брежнев Л. И. Ленинским курсом. М., 1970, т. 2, с. 352.

Успешному выполнению этих работ помогали консультации со специалистами Центра управления полетом во время двухсторонних телевизионных сеансов связи по каналам борт станции — Центр управления полетом — борт станции, которая впервые была осуществлена и опробована в этом полете. Был смонтирован доставленный грузовым кораблем телевизионный приемник. На борт передавалась телевизионная информация, в том числе изображения схем, чертежей.

В настоящее время на станцию доставляются видеомангитофильмы: технические по вопросам проведения научных экспериментов и исследований, а также видеозаписи встреч и бесед с членами семей, друзей, концертных программ.

Выполненный объем ремонтно-восстановительных и профилактических работ обеспечил дальнейшее длительное функционирование орбитального научно-исследовательского комплекса «Салют-6» — «Союз». В процессе выполнения этих работ накоплен опыт для последующих полетов. Ведь с увеличением длительности полетов космических станций будет увеличиваться объем ремонтно-восстановительных и профилактических работ.

За время полета экипаж разгрузил три автоматических грузовых корабля «Прогресс» и беспилотный корабль «Союз-34». Суммарное количество грузов, доставленных на станцию во время этой длительной экспедиции, составило 4538 кг, а всего на борт станции «Салют-6» за время полета поступило более 9 т сухих грузов и 4 т топлива.

Два стыковочных узла, новая объединенная двигательная установка и регулярная доставка на станцию топлива, аппаратуры, расходимых материалов обеспечили длительное активное функционирование научно-исследовательского комплекса «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс» — этой уникальной многоцелевой космической лаборатории.

Важной частью научной программы полета явились работы по сборке и монтажу на орбите радиотелескопа КРТ-10, доставленного грузовым кораблем «Прогресс-7». Экипаж смонтировал в рабочем отсеке станции блоки электроники и пульты управления. Затем на стыковочном узле был установлен механизм крепления, выдвижения и отделения, внутри которого размещался фокальный контейнер с облучателями и отражатель антенны в собранном положении.

После тестовых проверок функционирования механизма выдвижения и отхода грузового корабля 18 июля экипаж выполнил выдвижение комплекса в рабочее положение и раскрыл радиотелескоп. Впервые собранный в космосе крупный радиотелескоп с антенной диаметром зеркала 10 м открывает новое перспективное направление исследований — космическую радиоастрономию. Реализованная в ходе работы с радиотелескопом радиоастрономическая антенная система с базой Земля — космос, размеры которой превышают диаметр земного шара, является первым шагом в создании будущих радиointерферометров с ве-

личной базы, превышающей диаметр Земли, и соответственно намного большим разрешением, чем это возможно на Земле. Сборка радиотелескопа на орбите знаменует и первый шаг в новом направлении космической технологии — создании больших сборных и раскладных конструкций, обладающих заданной формой и высокой точностью ориентации в пространстве.

С помощью этого эффективного прибора выполнены исследования в интересах наук о Земле и народного хозяйства, а также радиоастрономические изучения источников, находящихся за пределами Солнечной системы. Так, с 20 июля по 9 августа выполнены четыре эксперимента по исследованию радиоизлучения пульсара РО323. Особенностью проведения данных экспериментов явилось то обстоятельство, что совместно с радиотелескопом КРТ-10 велись синхронные измерения с помощью наземного 70-метрового радиотелескопа в Крыму. Геофизические исследования предполагали регистрацию излучения различных участков земной поверхности и акватории Мирового океана. Экипаж выполнил 49 сеансов измерений радиояркостей температуры подстилающей поверхности.

9 августа, после завершения программы экспериментов и исследований с радиотелескопом КРТ-10, была выдана команда на отделение антенны от станции. Во время отделения антенна зацепилась за выступающие элементы конструкции орбитальной станции «Салют-6». Предпринятые попытки отделения не увенчались успехом, в связи с чем возникла потребность нештатного выхода экипажа в открытый космос для отвода не полностью отделившейся антенны космического радиотелескопа. С этой работой экипаж справился, тем самым была обеспечена дальнейшая эксплуатация орбитальной станции в соответствии с наземной программой полета. В процессе выхода была осмотрена внешняя поверхность станции, произведен демонтаж установленной снаружи научной аппаратуры и образцов различных конструкционных материалов, которые длительное время находились в открытом космическом пространстве. Необходимо отметить, что еще ни разу в мировой практике не проводилась работа в открытом космосе после столь долгого, 172-суточного, пребывания космонавтов на орбите.

Как и экипажи предыдущих экспедиций, для исследования природных ресурсов и изучения окружающей среды мы проводили целенаправленные визуальные наблюдения и фотографирование земной поверхности и акватории Мирового океана. Только с помощью многозональной фотокамеры МКФ-6М, разработанной совместно специалистами СССР и ГДР и изготовленной на народном предприятии «Карл Цейс Йена», получено более шести тысяч снимков земной поверхности и акватории Мирового океана (общей площадью около 100 млн. км²).

Опыт полета показал, что специальные и визуальные наблюдения из космоса могут быть необходимы для решения практических задач, таких, как выявление морских районов повышенной биологической продуктивности, определение атмосферных фрон-

тов, изучение динамики атмосферных и океанологических явлений. Результаты ряда наблюдений, носивших прикладной характер, сразу же использовались на Земле. По сообщениям экипажа, например, отправлялись в рекомендованные районы промысловые и исследовательские суда.

С помощью крупного телескопа БСТ-1М с главным зеркалом диаметром 1,5 м выполнен цикл измерений собственного теплового излучения атмосферы Земли в субмиллиметровом диапазоне. Это необходимо для определения режима жизненно важного озонного слоя земной атмосферы.

На борту орбитальной станции нашей экспедиции выполнялись эксперименты, подготовленные совместно советскими и болгарскими учеными и специалистами. С помощью болгарского электрофотометра «Дуга» проводилось исследование ионосферных явлений: красных экваториальных дуг, полярных сияний, атмосферной эмиссии. С помощью спектрометра «Спектр-15», изготовленного в НРБ, исследовалась земная поверхность, измерялась прозрачность атмосферы, изменение свойств задымленной атмосферы, оптические характеристики иллюминаторов станции.

Продлен ряд ранее начатых работ и экспериментов по космическому металловедению на установках «Сплав» и «Кристалл», состоящих из ампульных электронагревательных печей и пультов управления с системами автоматического регулирования и контроля. В условиях невесомости осуществлено 58 технологических экспериментов с целью получения новых полупроводниковых и оптических материалов, металлических сплавов и соединений методом направленной и объемной кристаллизации. С помощью установки «Испаритель» наносились тонкопленочные серебряные покрытия на различные металлические пластинки. Экспериментальные данные исследования доставленных образцов позволяют сделать вывод: характеристики материалов, приготовленных в условиях невесомости, лучше, чем у образцов, полученных на таких же установках на Земле. Например у монокристаллов германия и антимонида индия, выращенных на борту «Салюта-5», значительно более совершенная структура кристаллической решетки.

Аналогичные данные получены и для большинства других материалов, включая и такие сложные, как, например, полупроводниковые сплавы кадмий — ртуть — теллур и кадмий — ртуть — селен.

Достигнутые успехи в получении высококачественных материалов позволяют перейти к следующему этапу развития космической технологии — созданию специализированной, более сложной аппаратуры, организации экспериментов, приближающих нас к опытно-промышленному производству, проведению исследований, направленных на формирование научных основ технологии получения материалов.

Наша экспедиция еще раз подтвердила эффективность работы долговременной орбитальной станции с грузовыми и транспортными кораблями. Грузовые корабли, в частности, позволили модер-

низировать станцию как научную лабораторию, поставляя новое научное и техническое оборудование; транспортные корабли доставляли на борт «Салюта-6» результаты анализа данных, полученных в первые месяцы полета. Так появилась возможность корректировать методики исследований в ходе работы одной экспедиции.

В ходе длительного 175-суточного полета экипаж орбитального комплекса выполнил большую программу медицинских исследований и биологических экспериментов. Оценка состояния здоровья проводилась на основании получения физиологической информации с помощью аппаратуры «Полином-2М». Всего было проведено 19 комплексных исследований в так называемые медицинские дни, в которых было проведено более 65 экспериментов. Следуя опыту работы предшествующих экипажей, мы контролировали динамику изменения массы тела с помощью аппаратуры — измеритель массы.

На протяжении всего полета оборудование, обеспечивающее условия жизнедеятельности экипажа, работало исправно. Сохранились комфортные условия по общему барометрическому давлению и основным компонентам газовой среды, температуре и влажности воздуха. Уровень вредных примесей в помещениях станции все время находился ниже допустимого, а количество микроорганизмов в воздухе и на поверхности отсеков станции было минимальным.

На протяжении всего длительного полета нам удалось сохранить хорошее состояние здоровья, вполне приличное самочувствие и бодрое настроение. Реакции на нагрузочные пробы соответствовали предполетным данным, анализ кардиограмм не выявил отклонения от нормы в работе сердца.

Различные физиологические параметры, характеризующие состояние сосудистого тонуса, артериального давления и многие другие, не проявляли отрицательной тенденции изменений.

Существенное место в профилактических процедурах в полете занимали физические упражнения трех видов: работа на велоэргометре, бегущей дорожке и силовые упражнения с эспандером.

Проводились ежедневные физические упражнения около двух часов. На велоэргометре «вырабатывали» по 40—50 кгм, а на бегущей дорожке в хорошем темпе пробегали до 4—5 км. К этому следует добавить до 30 мин силовых упражнений с эспандером. Кроме того, в систему профилактических мероприятий входило ношение специальных нагрузочных костюмов, а также тренировочное использование вакуумной емкости в значительной части полета.

Наш режим труда и отдыха, как и во время предыдущих космических экспедиций на станции «Салют-6», имел 24-часовой цикл, согласованный с московским временем. В среднем из этого времени 35% приходилось на профессиональную деятельность, а остальное время отводилось на сон, прием пищи, личную гигиену, отдых.

Подготовка нашего экипажа в Центре подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, проводимая на научной основе, научно обос-

нованный предполетный режим позволили успешно решить все задачи — намечавшиеся и возникшие в ходе полета.

Взаимное уважение, товарищеское отношение друг к другу стали нашим правилом на орбите. И это в немалой степени способствовало повышению нашей работоспособности.

Хотелось бы отметить еще одну особенность полета, заключающуюся в том, что вся программа 175-суточного полета выполнена без участия экспедиций посещения, что представляет собой большую нервно-эмоциональную нагрузку. Полет еще раз показывает, что человек может столь длительно и успешно выполнять сложную работу в космосе, сохраняя хорошее состояние здоровья и бодрость духа.

За 175 суток полета в космосе сделано немало. Надеемся, что результаты этой работы найдут широкое применение во многих областях науки и народного хозяйства, послужат основой для будущих длительных экспедиций.

Работа на орбитальном комплексе была бы невозможна без огромного труда многих научных, конструкторских и производственных коллективов, создавших надежную и комфортабельную орбитальную станцию, корабли «Союз» и «Прогресс», а также специалистов Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, космодрома, Центра управления полетом, командно-измерительного комплекса.

*

ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВИЗУАЛЬНО-ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА

В. В. КОВАЛЕНКО, А. Д. КОВАЛЬ, А. А. ТИЩЕНКО

Возможности наблюдения космонавтом природных объектов. На современном этапе развития космонавтики экипажи орбитальных пилотируемых станций (ОПС) решают комплекс задач, связанных с управлением полетом, техническим обслуживанием бортовых служебных систем транспортного корабля и станции, а также выполнением целевых задач (рис. 1).

Нахождение на борту станции космонавта позволяет увеличить эффективность выполнения ряда задач по исследованию природных ресурсов Земли (ИПРЗ) за счет сокращения объема фиксируемой информации, ее предварительного контроля, предварительной обработки и отбора перед передачей на Землю; возможности наблюдения и исследования уникальных и случайно возникающих процессов и явлений различных размеров и местоположения; увеличения качества съемок стационарными фотографическими аппаратами путем управления их работой при непосредственном контроле условий съемок (облачности, дымки, освещенности Солнцем и т. п.).

Для качественного и эффективного решения задач ИПРЗ с использованием визуально-инструментального метода необходимо выполнение следующих основных условий: наличие достаточного числа иллюминаторов для проведения наблюдений с хорошим полем обзора земной поверхности; оснащение ОПС вспомогательным оборудованием и специальными инструментами для наблюдения (фотоаппарат, бинокль, визир, магнитофон); достаточно большой объем специальной подготовки космонавта по космическому природоведению.

Наиболее благоприятные условия наблюдения природных объектов из космоса обеспечиваются с высот порядка 250—300 км при углах визирования в пределах от 0 до 45° от надира.

Опыт практического проведения визуально-инструментальных исследований с борта орбитальной станции «Салют-6» показал большие возможности этого метода при решении ряда важных народнохозяйственных задач.

Особенно эффективны визуальные исследования для решения поисковых задач, когда заранее не известны районы местонахождения определенных природных образований или время их проявления, а также исследования тонких структур объектов, требующие одновременно большой чувствительности анализатора и большой обзорности, при достаточном пространственном разрешении.

Примером такого рода задач может служить обнаружение полей планктона в морях и океанах, которые могут образовываться в наиболее благоприятных условиях и довольно быстро перемещаться. Обнаружение таких полей требует определенных условий наблюдения и зрительного анализа тонких цветовых оттенков на определенном цветовом фоне.

Для решения таких относительно новых оперативных и поисковых задач использование автоматических КА пока оказалось малоэффективным.

Наиболее характерной задачей, связанной с использованием визуально-инструментального метода, является исследование быстро протекающих процессов и явлений, требующее оперативной передачи информации в заинтересованные организации. К таким объектам исследований относятся — тайфуны, районы аварийного слива нефти, подвижки ледников, сели и т. п. К этому же классу задач примыкает периодический контроль состояния атмосферы и гидросферы в интересах окружающей среды и исследования антропогенного воздействия на природу.

Для оценки возможностей человека-оператора при решении задач дистанционного наблюдения земной поверхности из космоса целесообразно проследить полный цикл прохождения и обработки информации о природных ресурсах, который показан на рис. 2.

Анализируя представленную схему, можно отметить следующие важные положения: при использовании как автоматических средств, так и пилотируемых в процессе интерпретации участвует человек, но его участие происходит на разных фазах процесса; при получении информации с автоматических космических аппаратов (КА) вынужденно накапливается избыточная информация, с последующим выбором полезной информации при участии дешифровщика, который, как правило, использует не оригинальные материалы, а обработанные и отпечатанные снимки, содержащие определенные помехи и искажения информации; анализ информации с ОПС требует сочетания навыков работы как по наблюдению специфических объектов и явлений, так и по их интерпретации; для метода визуально-инструментальных исследований наиболее критическими являются динамические характеристики процесса наблюдения.

С точки зрения анализа эффективности использования визуально-инструментальных исследований при решении задач ИПРЗ возникает три вопроса: определение целесообразности решения тех или иных задач ИПРЗ на ОПС; определение рациональных тактико-технических характеристик ОПС и рациональной области их использования; анализ рациональных вариантов комплектации ОПС целевой аппаратурой.

Возможности зрительного анализатора в условиях космического полета. Полеты человека в космос и результаты анализа физиологических особенностей зрения в космосе показали большие возможности космонавтов по наблюдению наземных объектов. Практический опыт проведения таких исследований на серии типа

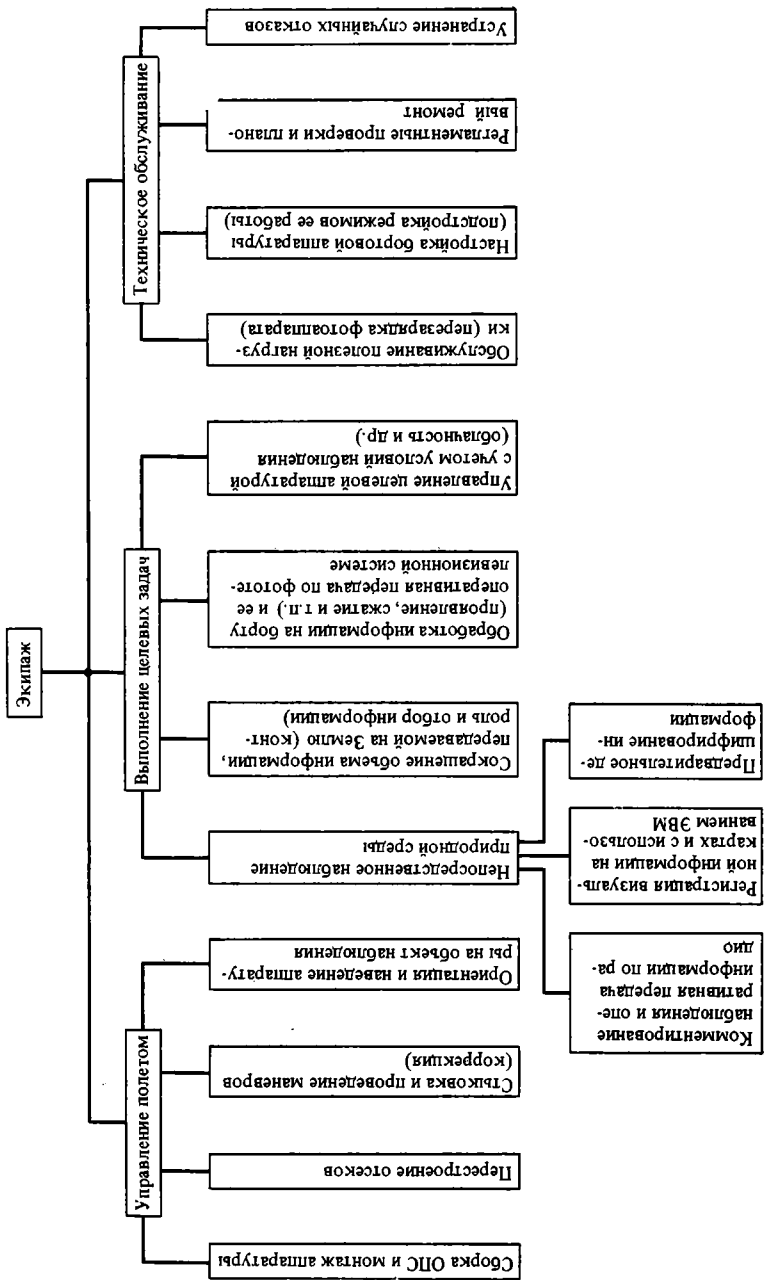


Рис. 1. Задачи, решаемые экипажем на борту ОПС

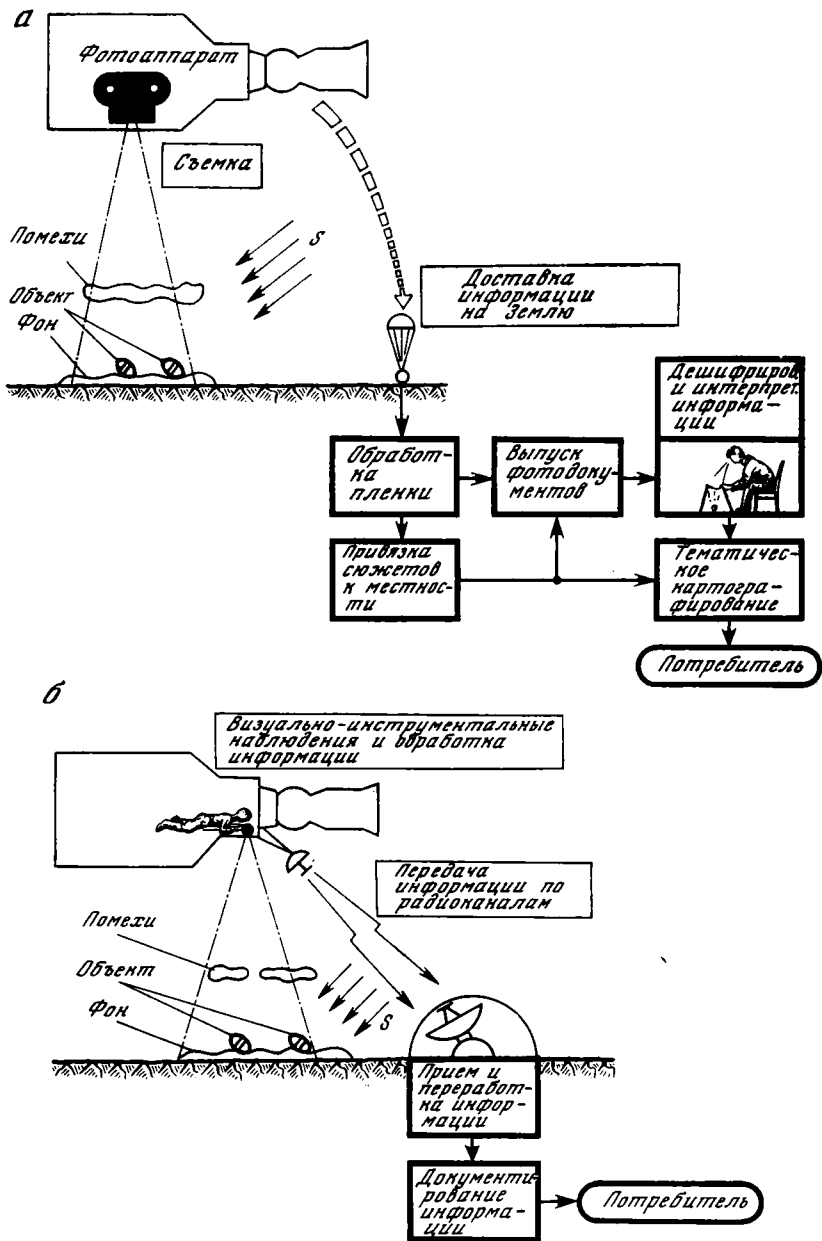


Рис. 2. Общая схема получения и использования космической информации о природных ресурсах

а — с наземной обработкой информации; б — с оперативной обработкой информации на борту ОПС

«Салют» подтвердил возможность длительного и качественного проведения космонавтами исследования природной среды. Эти полеты показали, что специальная предварительная подготовка космонавтов позволяет уже с первых дней полета проводить такие наблюдения. Качество наблюдений и производительность достигнут своего максимума не сразу, и потребуется несколько дней для полной адаптации к условиям пребывания в космосе. Максимальная длительность эффективной работы космонавта приближается к максимально достижимому времени пребывания человека в космическом полете.

Какие типичные операции выполняют космонавты при наблюдении характерных природных объектов и явлений? Это прежде всего поиск объекта на местности, его опознание, исследования, промеры и фиксация результатов. С точки зрения качества наблюдения объектов важное значение имеют условия наблюдения, характер и вид объекта, а также время.

Наиболее типичными параметрами, определяющими возможное качество наблюдения, являются: яркость объекта и спектральный диапазон отраженного излучения (зависит от характера объекта, угла Солнца над горизонтом и его азимута относительно угла визирования); прозрачность атмосферы, связанная с ее загрязнением и влажностью; относительная площадь районов, не закрытая облаками; контраст объекта на фоне местности.

С точки зрения разрешения на местности большое значение имеют геометрические соотношения объекта наблюдения. Наиболее характерные объекты можно относить к площадным, линейно-протяженным и точечным.

Для оценки возможностей визуально-инструментальных исследований проведем сравнительные характеристики различных систем наблюдения, которые представлены в табл. 1. Из приведенных данных видно, что глаз как анализатор информации весьма совершенный инструмент, который может быть превзойден по отдельным параметрам, но не по их совокупности. Возьмем, например, такой важный параметр, как спектральное разрешение, которое для глаза на порядок лучше, чем у переносных и ручных спектрометров, или намного лучше, чем у многозональных фотоаппаратов и телевизионных систем. Это позволяет непосредственно и без искажений наблюдать и фиксировать тонкие детали и очертания самого различного характера, которые несут весьма важную информацию об исследуемом природном объекте. При этом глаз может отличать около миллиона цветовых различий, определяемых по параметру яркости (светлоты), насыщенности цвета и его цветового тона. Значительные преимущества имеет зрительный анализатор при различении минимальных контрастов, особенно в условиях малой освещенности. Диапазон видимого человеком света составляет от 380 до 750 нм с наибольшей чувствительностью в области 530—580 нм.

Реальный контраст наблюдаемых из космоса ландшафтов составляет около 10—30%. При этом значении контрастов и при яр-

Таблица 1

Характеристика	Система		
	глаз	фотоаппарат	телевидение
Спектральное разрешение, нм	2—4	40—400 (ИК)	100—150
Минимальное значение контрастов, при которых различаются наземные детали из космоса, %	4	30	50
Минимальное значение освещенности Солнцем объекта наблюдения (килолюкс)	10^{-2} —1	10—15	30—40
Минимальные углы возвышения Солнца над горизонтом, град	0—5	10—15	20—35
Динамические характеристики системы при фиксации объекта:			
время фиксации (восприятия), с	0,02—0,2	0,5—1	0,1—0,2
угловая скорость разворота системы, град/с	300	1—2	1—2

ком Солнце глаз имеет высокое угловое разрешение, которое для точечных объектов равно $\alpha = 2' \div 0,5'$ (рис. 3). При таком угловом разрешении с высоты 250 км можно обнаружить объекты размером около 250 м. Обнаружить на местности линейно-протяженные объекты значительно легче, и этот предельный размер составляет около 30—40 м.

Следует отметить, что в отдельных идеальных случаях (при контрасте 1,0 и идеальной атмосфере) можно обнаружить линейно-протяженные объекты (дороги, реки и т. п.) шириной 15—20 м. В некоторых особых условиях можно получить исключительные величины углового разрешения глаза. Так, например, на лыжной прогулке в лесу на чистом морозном воздухе можно наблюдать искрящиеся и мелькающие на Солнце и поэтому весьма яркие лыжные палки бегущего спортсмена на расстоянии до 1 км. При таком расстоянии и ширине бликующей поверхности около 5 мм получим угловое разрешение $1,2'$ (т. е. в 25 раз лучшее разрешение, чем обычно). Конечно, такие условия при наблюдении из космоса имеются редко, однако подобная картина возникает при наблюдении мелких горных речек на снежном фоне, бликующих и отраженных от Солнца лучах. Предельным случаем можно считать пример наблюдения звезд на фоне неба или ярких источников света на земной поверхности.

Ряд космонавтов (Севастьянов, Карпентер и экипажи «Салюта-6») отмечали, что при определенном состоянии атмосферы при наблюдениях из космоса достигается очень высокое (несколько метров) разрешение. Это явление еще не исследовано и ждет своего

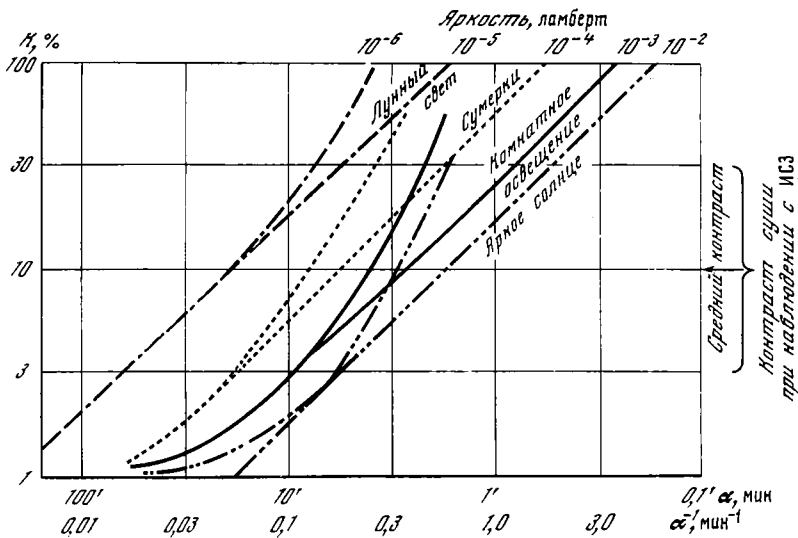


Рис. 3. Количественные характеристики зрения

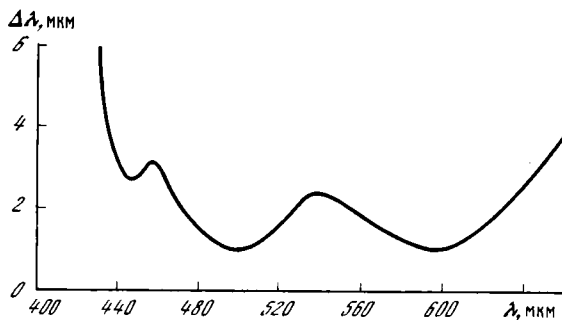


Рис. 4. Кривая спектральной различительной способности глаза

объяснения. Возможно, в этом случае проявляется эффект так называемой атмосферной линзы.

Следующая важная характеристика глаза — спектральная различительная способность, позволяющая проводить тонкие исследования. В области океанографии — это наблюдение водных толщ и дна до 1 км, течений, полей планктона и т. п. В сельском и лесном хозяйстве — это определения засоренности полей и лесов, поражения их вредителями, степени созревания полевых культур и наличия отклонений в химическом составе питающей растения влаги.

На рис. 4 представлена кривая различительной способности глаза в различных участках спектра.

Вопросы оценки эффективности визуально-инструментальных исследований из космоса. Количественная оценка эффективности визуальных наблюдений природной среды из космоса необходима для выбора рациональных тактико-технических характеристик космических средств и аппаратурного состава с целью получения наибольшего количества информации с высокой вероятностью опознания исследуемых районов, процессов и явлений. Количественная оценка эффективности направлена на совершенствование исследований и выбора наилучшего варианта средств и благоприятных условий наблюдения. Сравнительная оценка способов и средств исследования природной среды особенно важна при оценке многочисленных вариантов средств и способов их использования.

Наличие неопределенных по величине и статистически распределенных параметров, многие из которых приводят к противоречивым результатам, требует принятия компромиссных решений. При оценке эффективности наблюдений возможно применение как обобщенных, так и частных показателей и критериев. Обобщенные показатели обладают тем преимуществом, что дают однозначные ответы, но они часто носят условный характер и имеют довольно низкую достоверность. Их трудно физически измерить и подтвердить на практике. Частные критерии более точны и определены, но они, как правило, отражают узкий и односторонний взгляд на явление или процесс. При их использовании имеются затруднения с сопоставимостью оценок, принятых по нескольким критериям.

Наиболее общим показателем эффективности является стоимостный показатель. При этом как величина целевого эффекта, так и расходы, связанные с его достижением, оцениваются в денежном выражении. Это широко известный показатель — «эффект-затраты».

Применительно к задачам проведения наблюдений из космоса можно использовать критерий, определяющий соотношение экономического эффекта от использования результатов наблюдения в народном хозяйстве и условных затрат, связанных с обеспечением их проведения с борта ОПС. При этом в условные затраты входят следующие составляющие: стоимость изготовления целевой аппаратуры; стоимость обеспечения работы целевой аппаратуры на ОПС (включая стоимость выведения на орбиту и обслуживание в течение всего полета как целевой аппаратуры, так и условной доли обслуживающих ее бортовых служебных систем); условная стоимость обслуживания и управления визуально-инструментальной аппаратурой экипажем.

Например, стоимость 1 человеко-часа полезной работы персонала орбитальной станции по оценкам специалистов США составляет 11 тыс. долларов, а доставка и возвращение 1 кг груза — 1,8 тыс. долларов.

Обобщенным критерием может служить вероятностный показатель, определяемый как математическое ожидание (или среднее)

Таблица 2

Степень изучения объекта	Потребное разрешение объектов, м	
	дороги	городские постройки
Для обнаружения	9	60
Для опознания определенного типа	6	30
Для детального опознания	1,8	10
Для выявления типичных характеристик	0,6	3

числа опознанных объектов наблюдения с вероятностью не менее заданной за время полета.

Для оценок общей эффективности визуальных наблюдений можно использовать аналогичный удельный критерий, характеризующий суточную производительность варианта системы с учетом реальных условий наблюдения и принятых тактико-технических характеристик.

В приведенных примерах обобщенных составных критериев используется ряд частных критериев совершенства системы наблюдения, таких, как: потенциальная доля накрытия района наблюдения от полной по площади с учетом возможной ширины полосы обзора с КА; качество наблюдения или предельное разрешение на местности (характеризует возможность обнаружения малоразмерных объектов и существенных деталей крупноразмерных объектов); производительность наблюдения (общая за все время полета или суточная), которая определяет количество или объем проведенных наблюдений; периодичность наблюдения с учетом тактико-технических характеристик (высота и наклонение орбиты), возможностей КА (ширина зоны захвата) и условий наблюдения (местный угол возвышения Солнца, вероятность открытого неба в заданном районе); оперативность доставки информации потребителю с учетом старения информации, включая время полета до накрытия района, время собственного наблюдения и получения информации и время доставки информации потребителю.

Приведем некоторые важные зависимости, которые определяют перечисленные критерии. Так, например, разрешение на местности определяет важный для интерпретации визуальной информации показатель — опознание, или дешифрирование, объекта. Это объясняется тем, что вероятность опознания природного образования зависит от числа различных деталей и характерных признаков объекта.

В табл. 2 приведены данные по вероятностям опознания некоторых объектов, имеющих характерные особенности формы и структуры, в зависимости от реализуемого разрешения на местности. Из данных таблицы видно, что для изучения подобных объектов необходимы оптические приборы, такие, как бинокли или визиры.

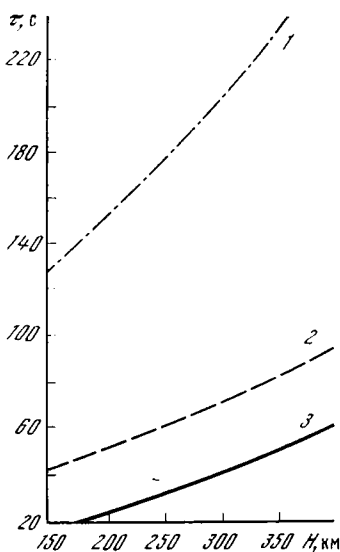


Рис. 5. Время наблюдения наземных объектов с КА в зависимости от его высоты полета

1 — $\alpha = \pm 60^\circ$; 2 — $\alpha = \pm 45^\circ$;
3 — $+35^\circ \div -45^\circ$

угловых величин, площадей и нанесение контуров объектов на вспомогательные шаблоны и карты. Большие возможности открывает в этом деле электроника и ЭВМ, в частности, дисплеи, графопостроители и т. п.

Проследим, как реализуется возможность зрения работать при пониженных яркостях фона, т. е. при низких углах Солнца над горизонтом. Как видно из табл. 1, предельный угол Солнца над горизонтом для фотосистемы $10-15^\circ$, тогда как для визуальных наблюдений этот угол может достигать $0-5^\circ$. Расчет времени возможного наблюдения показывает, что при указанных выше углах Солнца время визуального наблюдения наземных объектов увеличивается на 36%. В свою очередь это позволит увеличить производительность системы.

Следует остановиться еще на одном важном аспекте рассматриваемого вопроса, а именно: на значении специальной подготовки космонавтов по космическому природоведению. Есть все основания считать, что развитие орбитальных космических станций пойдет по пути специализации, где важную роль будут играть специалисты-исследователи.

При подготовке полетов по программе долговременной орбитальной станции «Салют-6» проводилась специальная система теоретических и практических занятий по космическому природоведению.

Весьма важные показатели производительности определяются как динамическими возможностями зрительного аппарата, так и располагаемыми временами наблюдения наземных объектов. На рис. 5 приведена зависимость времени наблюдения наземного объекта от высоты полета H и располагаемого угла визирования α с учетом конструкции визуального прибора или иллюминатора.

Как видно из рисунка, для высоты 300 км это время составляет 60 с. Эти времена достаточно малы, учитывая поиск района наблюдения, опознание объекта и необходимость фиксации и документирования результатов наблюдения. Поэтому большое значение приобретает автоматизация процесса документирования наблюдения, включая использование параллельной с наблюдением записи голосового сопровождения наблюдения, применение автоматизированных измерительных систем для фиксации разного рода

Основные и дублирующие экипажи участвовали в 9 экспедициях на самолете-лаборатории Ту-134. В частности, одному из авторов этого сообщения удалось участвовать в двух экспедициях (10 полетах) с налетом 32 ч.

Необходимо отметить, что разработка научно-методических основ использования визуально-инструментальных исследований природной среды из космоса только началась. Здесь открываются большие перспективы и возможности. Оснащение орбитальных пилотируемых станций специализированной аппаратурой позволит значительно повысить эффективность визуально-инструментальных исследований как в плане решения новых научных проблем, так и при решении народнохозяйственных задач.

*

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИРОДОВЕДЕНИЕ СЕГОДНЯ И ЗАВТРА

Ю. П. КИЕНКО

Создание материально-технической базы коммунистического общества в нашей стране связано с интенсивным использованием естественных производительных сил, освоением природных ресурсов, ростом масштабов взаимодействия человека с природой.

Поэтому с первых лет существования Советского государства были и остаются актуальными сегодня программы всестороннего изучения природных ресурсов, контроля за состоянием природной среды, управления процессами потребления и воспроизводства естественных богатств.

Сегодня советская наука и народное хозяйство располагают рядом высокоэффективных средств получения из космоса данных дистанционного зондирования Земли, определенным комплексом методов и технологических процессов обработки космической информации в интересах изучения атмосферы, морей, океанов, земной поверхности, недр, растительного покрова, некоторых процессов хозяйственной деятельности.

Экспериментальные работы в области дистанционного зондирования Земли с использованием средств космической техники показали целесообразность создания специальной космической системы изучения природных ресурсов и окружающей среды в интересах многих отраслей народного хозяйства.

Космическая информация по сравнению с традиционной имеет ряд преимуществ, вытекающих главным образом из особенностей использования космической платформы — высоты и орбитальной скорости полета. Эти преимущества состоят в следующем: снижение затрат на производство съемки; практически неограниченная обзорность (от локальности до глобальной); высокая оперативность получения информации за счет орбитальной скорости движения космического аппарата; возможность получения данных о труднодоступных районах, например, Северо-Востока страны, островах, акваториях морей и океанов; документальность и объективность информации; возможность широкого использования при дешифрировании информации метода аналогии и применения высокоавтоматизированных систем обработки, обусловленных получением и обработкой в одинаковых условиях данных о большом количестве объектов; повышение производительности труда и снижение затрат средств на обработку космической информации за счет большой обзорности и однородности массивов информации; возможность постановки исследований по принципу: от общего — к частному, в то время как традиционные методы базируются главным образом

на систематизации и обобщении многочисленных и трудоемких частных наблюдений.

Анализ направлений технической реализации дистанционного зондирования Земли из космоса показал целесообразность развертывания постоянно действующей, многофункциональной, сложной, многозвенной системы с высоким уровнем автоматизации процессов получения и обработки информации.

Системный подход к формированию концепций построения общегосударственной системы изучения природных ресурсов и окружающей среды позволил выработать наиболее экономичные и эффективные направления ее создания, оптимизировать ее информативность, точность, оперативность, надежность при условии возможно более полного удовлетворения потребностей народного хозяйства.

Общегосударственная космическая система изучения природных ресурсов и окружающей среды может включать как постоянно действующие или привлекаемые следующие основные элементы: пилотируемые космические аппараты; космические аппараты типа «Метеор»; космические аппараты серии «Космос»; самолеты-лаборатории; наземные средства приема и межотраслевой обработки информации; сеть наземных и морских полигонов; подвижные комплексы для контактных и близких измерений; стационарные средства контактных измерений; сеть средств и систем отраслевой обработки информации. Остановимся на целевом назначении составляющих системы.

Пилотируемые космические аппараты занимают особое место в изучении Земли из космоса и наряду с выполнением многих других задач предназначаются для проведения комплекса экспериментальных, опытно-производственных и производственных работ по дистанционному зондированию Земли, отработке систем зондирования, для проведения визуальных и визуально-инструментальных исследований. С пилотируемых аппаратов были выполнены первые наблюдения Земли, первые фотосъемки, давшие природоведению уверенность в перспективности использования средств космической техники. Космические орбитальные станции типа «Салют» позволяют разместить комплекс различных приборов (в том числе имеющих значительные веса, габариты и энергопотребление), провести в сопоставимых условиях реализацию конкретных задач зондирования при применении различных приемников, отработать с участием человека оптимальные условия эксплуатации бортовых средств получения информации о Земле.

Многие эксперименты, проведенные космонавтами на орбите, стали основой для формирования технических требований к новой аппаратуре, методике съемок, определению новых областей народнохозяйственного использования космической техники.

Автоматические космические аппараты типа «Метеор» на первом этапе создания и эксплуатации выполняли сугубо гидрометеорологические задачи. Спутники этого типа обеспечивают получение и сброс информации по радиоканалам на наземные приемные станции.

На таких спутниках наряду с выполнением на них штатных функций была доказана и отработана методика оперативного получения и использования космической информации в интересах ряда отраслевых задач.

Спутники «Метеор» постоянно совершенствовались, росло качество и разрешающая способность информации, расширялся диапазон зондирования, в связи с чем получаемые данные стали находить все большее применение для изучения быстро протекающих природных процессов и решения задач, требующих обзорности при сравнительно невысоком разрешении.

Спутники серии «Космос» оснащаются различной аппаратурой для изучения природных ресурсов и рассчитаны на систематическое обеспечение народного хозяйства страны большим объемом высококачественных космических съемок для решения производственных и научных задач долговременного характера в интересах изучения земной поверхности, недр, растительного покрова, морей и океанов, шельфовых мелководий и др.

Для проведения исследовательских работ, связанных с отработкой методов и технических средств дистанционного зондирования, выполнением подспутниковых экспериментов, получением информации, обладающей особо высокой разрешающей способностью, в системе ИПРЗ используются самолеты-лаборатории. Аппаратурный состав и характер полетов определяются конкретными задачами и, как правило, часто изменяются.

В космическую систему изучения природных ресурсов входит сеть наземных и морских полигонов. Они представляют собою участки земной поверхности или акваторий, выбранных в характерных физико-географических зонах страны и достаточно равномерно размещенных по всей ее территории. На полигонах осуществляются подспутниковые эксперименты, комплексные межатраслевые исследования по отработке средств зондирования и методов интерпретации космической информации и др.

Подспутниковые наблюдения проводятся с использованием подвижных и стационарных комплексов и средств контактных и ближних измерений. Они позволяют отрабатывать технические требования к перспективной аппаратуре, приемам дешифрирования и др.

Информация дистанционного зондирования, получаемая из космоса, поступает в общегосударственные межотраслевые центры и после соответствующей обработки направляется отраслевым потребителям для использования при изучении природных ресурсов и окружающей среды. Данные дистанционного зондирования Земли из космоса нашли широкое применение при решении многих научных проблем и производственных задач.

Не так много времени прошло с тех пор, как были начаты космические съемки в интересах изучения естественных производительных сил, однако уже сегодня в области космического природоведения имеются существенные достижения. Новые методы исследования природных ресурсов внедряются в практику работ многих

научных и производственных организаций. Обработкой космических съемок занимаются около 600 учреждений ряда министерств и ведомств страны, тысячи специалистов. В их распоряжение переданы сотни тысяч информационных материалов, получены важные научные и практические результаты. Приведем некоторые примеры.

Дешифрирование космических снимков в сочетании с данными, полученными традиционными методами исследований, позволяет уточнить сейсмическое районирование того или иного региона.

На востоке страны такая работа была проведена в зоне строительства крупного горнопромышленного комплекса, и в результате установлено, что предполагавшаяся ранее сейсмическая опасность может быть снижена на один балл. На этом основании уменьшена проектная стоимость строительных работ на 40 млн. рублей.

Комплексное применение дистанционного зондирования из космоса, съемок с самолетов, геофизических данных позволило выявить нефтегазонасыщенные структуры, при разбуривании которых получены нефть и газ в ряде районов СССР. Один из нефтедобывающих районов исследовался традиционными методами более 60 лет. За это время было обнаружено 102 структуры. Комплексная интерпретация аэрокосмических и геофизических данных обеспечила выявление за 5 месяцев работы 84 новых, неизвестных ранее фотоаномалий, соответствующих предполагаемым нефтегазонасыщенным структурам. Таким же методом в Северо-Восточном Прикаспии на площади около 40 тыс. км² выявлено 67 перспективных фотоаномалий, в том числе 10 на морском мелководье.

Космические снимки успешно используются для изучения кормовых ресурсов в интересах развития животноводства. Они позволяют определить продуктивность пастбищ, провести их районирование по сезонам использования. Практические результаты в этой области получены в Туркменской ССР, Таджикской ССР, Калмыцкой АССР и др. По одному из участков было установлено, что при некоторых затратах на повышение продуктивности пастбищ удастся увеличить поголовье скота более чем на 120 тыс. В песках Кызылкум по снимкам со спутника обнаружены неглубоко залегающие линзы пресных и слабоминерализованных вод. Бурение подтвердило прогноз, и открытое месторождение воды передано для использования при водоснабжении пастбищ.

Многие миллионы квадратных километров занимает шельф нашей страны. На шельфе сосредоточены огромные природные богатства, ведется промысел рыбы, в его недрах залегают рудные полезные ископаемые, нефть, газ. Однако традиционные способы изучения подводного рельефа являются весьма дорогостоящими и малопродуктивными. Экспериментальные съемки с орбиты показали возможность получения изображений дна морских мелководий и использования космических изображений в интересах геологических, гидрографических, гидрофизических и других исследований. Съемки с борта орбитальной станции «Салют-6» открыли возможность картирования морских и океанических те-

чений, обнаружения скоплений фито- и зоопланктона, рыбопродуктивных районов.

Трудно переоценить значение съемок из космоса для планомерных изысканий с целью проектирования строительства крупных гидротехнических узлов, железных дорог, каналов, нефте- и газопроводов и др. Практическое применение космические съемки нашли при изучении трассы БАМ, исследования вариантов переброски части стока северных рек в южные районы, проектировании некоторых гидроэлектростанций, освоении месторождений нефти и газа в Западной Сибири и на Востоке страны.

Исследования показывают, что наибольший технико-экономический эффект может быть получен при комплексном использовании данных космического зондирования Земли. Традиционно отраслевые исследования природных ресурсов выполнялись по разным методикам, на различных технических базах, и в результате получались разновременные, часто трудно сопоставимые между собой результаты. Орбитальная информация, являясь многоцелевой, имеющей межотраслевой характер, подлежащей многоцелевому использованию, становится единой технической основой, на базе которой возможно проведение комплексных, взаимно увязанных, отнесенных к определенной эпохе исследований недр, почв, растительности, вод, окружающей среды и т. д.

В условиях динамичного развертывания работ по созданию и развитию крупных территориально-производственных комплексов, особенно в Сибири, на Востоке страны, в Средней Азии, такие комплексные исследования естественных производительных сил приобретают особенно важное народнохозяйственное значение.

На этапе оценки естественного потенциала территории, определения стратегии ее хозяйственного использования, разработки планов, проектов и инженерных решений космическая съемка позволит получить объективную, всестороннюю и оперативную исходную информацию. Используя метод аналогии при интерпретации данных зондирования Земли с орбиты, можно вскрыть еще неизвестные природные богатства.

Работы по комплексному изучению и на первой стадии инвентаризации природных ресурсов уже ведутся в отдельных регионах. Они показывают высокую технико-экономическую эффективность этого метода исследований. По экспертным оценкам она составляет 15—17 рублей на один рубль затрат, а в будущем окажется более высокой. В масштабах страны экономический эффект составит сотни миллионов рублей.

Заслуживает внимания перспектива применения космической информации для изучения динамики окружающей среды с целью охраны природы, воспроизводства природных ресурсов, рационального их использования. Производя съемки с космических аппаратов с заданной периодичностью, можно получить ценную информацию для решения указанных задач.

Космическое приращение находится в начальной стадии своего развития, и у этого нового метода исследований немало не-

решенных проблем. Одной из них следует считать необходимость создания высокопроизводительной системы обработки получаемой информации. Благодаря орбитальной скорости и большой высоте полета со спутника, например, за 5 минут полета может быть заснята площадь, которую с современного самолета удастся заснять за два съемочных сезона.

Поэтому очевидна актуальность развертывания специальной индустрии обработки космических данных на базе электронной вычислительной техники.

Важной проблемой является повышение извлекаемости природоведческой информации из материалов космических съемок. По экспертным оценкам имеющееся оборудование позволяет отдешифровать лишь около 10% тех сведений о природных ресурсах и окружающей среде, которые заложены в данных дистанционного зондирования. Остальная часть информации (90%) не улавливается из-за недостаточной технической вооруженности. Поэтому возникает острейший вопрос о создании новых средств обработки космической информации и обеспечении ими организаций, использующих данные орбитальных съемок.

Эти средства должны удовлетворять, во-первых, задачам возможно более полного извлечения природоведческой информации из космических снимков и, во-вторых, обладать высоким быстродействием, позволяющим в оптимальные сроки переработать огромные массивы дистанционного зондирования с ИСЗ.

Обрабатывающую технику целесообразно создавать по блочному принципу, позволяющему из отдельных составляющих строить необходимые технологические потоки и обеспечивать выпуск требуемой информации. При этом важно предусмотреть совместимость средств, применяемых при межотраслевой обработке и при отраслевой интерпретации.

К числу первоочередных приборов и систем обработки космической информации следует отнести устройства преобразования видеоданных в цифровую форму и визуализации цифровой информации после обработки на ЭВМ, приборов дешифрирования и синтеза многозональных изображений, рассчитанных на массовое применение и позволяющих использовать космические снимки всех существующих параметров.

В целях дальнейшего повышения эффективности использования космического зондирования Земли в народном хозяйстве необходимо рационально использовать получаемый с ИСЗ фонд данных дистанционного зондирования. Информация с борта космического аппарата может быть применена в интересах многих отраслей хозяйства, большого числа организаций, изучающих природные ресурсы. И, поскольку были вложены определенные средства в ее получение, необходимо представить эту информацию всем тем потребителям, которые могут извлечь из нее полезные научные и хозяйственные результаты.

Поэтому наряду с задачами по повышению степени извлекаемости из космических съемок природоведческой информации важ-

но решать проблему привлечения к ее внедрению и использованию возможно более широкого круга организаций и специалистов.

Важной проблемой зондирования Земли является освоение новых диапазонов электромагнитных излучений, применение активной локации, использование всепогодных систем получения информации.

Необходимо организовать специальную подготовку кадров для решения межотраслевых задач, получения и обработки космической информации и использования ее в интересах различных министерств и ведомств страны.

Тенденции развития космического природоведения таковы, что это направление изучения естественных богатств в ближайшем будущем должно стать одним из важных рычагов развития производительных сил страны.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛАНЕТЫ ЗЕМЛЯ ПО МАТЕРИАЛАМ КОСМИЧЕСКОЙ ФОТОИНФОРМАЦИИ

В. Д. БОЛЬШАКОВ

Науки о Земле переживают в настоящее время период бурного развития, что в значительной мере связано с новыми методами исследований, применение которых стало возможным только благодаря достижениям космонавтики. Космические методы изучения Земли, ее природных ресурсов и всей окружающей человека среды позволили по-новому взглянуть на нашу планету, вплотную подойти к комплексной оценке процессов, протекающих на ней, изучить ее детально и одновременно на огромных территориях.

Последовательное развитие космической техники создало реальные предпосылки для становления и совершенствования одного из наиболее информативных методов исследования небесных тел — метода прямого фотографирования, применение которого привело к резкому повышению изобразительных и измерительных свойств получаемой информации.

Сейчас уже накоплен большой объем полученной из космоса фотографической информации, которая широко используется в различных областях науки, техники и народного хозяйства.

Большой вклад в развитие советской космофотосъемки внесли и ученые Московского ордена Ленина института инженеров геодезии, аэрофотосъемки и картографии (МИИГАиК). За последнее десятилетие в институте были разработаны фотосъемочные камеры с дистанционным управлением по командам с Земли и управляемые космонавтами во время пилотируемого полета, выполнено фотографирование планеты Земля и Луны с межпланетной трассы и земной поверхности с околоземной орбиты; проведены точные расчеты параметров фотосъемки и разработаны методика фотохимической обработки материалов космических съемок; обоснованы методы тематического дешифрирования космических фотоснимков и картографического представления полученных результатов; решены вопросы автоматизации процесса создания карт различного назначения по снимкам, полученным с больших высот, и т. д.

Изучение Земли с помощью средств космической техники велось по принципу от «общего» к «частному». Сначала были выполнены глобальные съемки планеты Земля с автоматических станций серии «Зонд», в результате чего на одном снимке было получено изображение всего освещенного диска планеты. Затем перешли к фотографированию с околоземной орбиты, где повышение дета-

лизации при одних и тех же высотах фотографирования обеспечивалось за счет увеличения фокусного расстояния съемочной камеры.

Фотографические эксперименты, выполненные с автоматических станций серии «Зонд», космических кораблей «Союз» и орбитальных пилотируемых станций «Салют», способствовали быстрому развитию методов изучения динамики природных явлений в пределах обширных регионов и всей планеты, исследованию яркостных характеристик земной поверхности и других и потребовали переосмысливания традиционных методов мелкомасштабного картографирования. Необходимость высокоточной и оперативной пространственно-временной привязки наблюдений стимулировала работы по заданию адекватных геодезических моделей фигуры и внешнего гравитационного поля Земли, Луны и других планет.

Глобальные съемки земной поверхности, выполненные с автоматических станций «Зонд», позволили получить черно-белые и цветные фотоизображения планеты Земля, которые использовались в МИИГАиК для разработки нового подхода к решению одной из основных задач геодезии — изучению формы и размеров небесных тел, когда отсутствует возможность проведения соответствующих измерений непосредственно на поверхности исследуемого объекта. Наиболее универсальный способ описания поверхности изучаемой планеты заключается в определении пространственных координат сети точек на ее поверхности, наличие которой позволяет решать весь комплекс геодезических, картографических и навигационных задач. Точное определение координат осуществимо на базе сочетания методов фотограмметрии, высокоточных траекторных измерений, светолокации и альтиметрии.

Во многих случаях, например при изучении физических свойств планеты и состояния ее внутренних оболочек, при определении путей картографирования ее поверхности и других, необходимо и достаточно иметь данные об обобщенной фигуре планеты, представляемой в виде замкнутой поверхности второго порядка. Причем расхождения параметров «динамического» и «геометрического» эллипсоидов дают основания для важных физических выводов. В связи с этим в институте разработана методика определения параметров обобщенной геометрической фигуры планеты по изображению части ее лимба с линией горизонта. Предложенная методика предусматривает совместное использование методов аналитической фотограмметрии и «конических» засечек. При этом измеренные координаты точек края лимба (горизонта) рассматриваются как точки эллипса, полученного при сечении определяемого эллипсоида плоскостью, параллельной плоскости снимка. Обработывая фотоснимки, относящиеся к различным сечениям планеты, можно получить параметры вероятнейших эллипсов и элементы взаимного ориентирования частных систем координат каждого снимка, используя которые затем найти искомые параметры планетарного эллипсоида. Точность получаемых результа-

тов определяется метрическими свойствами фотоснимков, расположением центров фотографирования и протяженностью изображения линии горизонта.

Разработанная методика получила апробацию на фотоснимках Земли, полученных автоматическими станциями «Зонд-5» и «Зонд-8». В этом случае определялись параметры эллипса, аппроксимирующего верхнюю границу облачного слоя. После введения поправок за среднюю высоту облачного слоя эмпирический эллипс сравнивался с рассчитанным по параметрам эллипсоида Ф. Н. Красовского. Результаты, представленные в таблице, свидетельствуют о надежности получаемых оценок.

Параметры эллипса	Вычислено по параметрам эллипсоида Ф. Н. Красовского	«Зонд-5»	«Зонд-8»
		получено по методу «конических засечек»	получено по методу «конических засечек»
Большая полуось, км	6378,245	6378,0	6377,3
Малая полуось, км	6356,863	6357,8	6355,7
Сжатие	1/298,3	1/295,8	1/295,0

Отметим, что при обработке материалов, полученных автоматической станцией «Зонд-8», масштабирование снимков выполнено на основе траекторных измерений. Этот же метод использовался для определения по снимкам «Зонд-6» параметров ряда эллипсов, аппроксимирующих геометрическую фигуру обратной стороны Луны в зоне с центральным меридианом с долготой 185° . В среднем большая полуось соответствующего эллипсоида оказалась примерно на $3 \pm 0,7$ км больше, чем полуось, направленная в сторону Земли. Тем самым была выявлена и оценена асимметрия обобщенной геометрической фигуры Луны относительно картинной плоскости для земного наблюдения. Полученные данные были косвенно подтверждены результатами обработки снимков, полученных автоматической станцией «Зонд-8».

Для эллипса, аппроксимирующего фигуру вдоль меридиана с долготой 215° , разность полуосей оказалась примерно $2 \pm 0,3$ км.

Внедрение методов космической съемки значительно расширило круг использования фотографической информации о Земле с целью изучения ее природных ресурсов и всей окружающей человека среды. Укрупнение масштаба съемки при фотографировании с космических кораблей «Союз» и орбитальных пилотируемых станций «Салют» привело к более детальному изучению земной поверхности.

Особенно большие возможности открываются с использованием цветной и спектральной съемки, которые можно отнести

ти к средствам структурного распознавания, позволяющего выявить не только форму и размеры снимаемых объектов, но и их внутреннее состояние.

Так, космическая фотосъемка явилась весьма эффективным методом изучения Мирового океана. В этом случае по космическим снимкам решаются такие задачи, как изучение рельефа дна шельфовой зоны, определение дальности распространения в море речных вод, обнаружение мест выхода на поверхность океана глубинных вод, исследование направлений морских течений и т. д.

Богатую информацию космическая фотосъемка предоставляет при изучении растительного и почвенного покрова, определении районов распространения и залегания подземных вод, исследовании динамики атмосферы над обширными территориями планеты.

Не менее важным направлением использования космических снимков является применение их в деле мелкомасштабного картографирования и обновления изданных ранее карт, т. е. в деле поддержания карт на уровне современности, что является одной из основных задач картографии. Изменение климата, сокращение площади ледников, питающих реки, активизация тектонических процессов и интенсивное вмешательство человека в природные явления влечет за собой большие изменения окружающей среды. С развитием космической съемки можно с уверенностью говорить о новом этапе в области работ по фиксации изменений природных ландшафтов и оперативном переносе их на современные карты, что обусловлено большой обзорностью космических снимков и их глобальностью. Кроме того, получение фотоснимков в масштабах, близких к масштабам создаваемых или обновляемых карт, значительно сокращает время работ за счет исключения процессов, связанных с выполнением нескольких этапов перехода от крупного масштаба к мелкому. Космические фотоснимки позволяют уточнить истоки и русла рек, отследить динамику береговых линий озер, морей и океанов, нанести вновь образовавшиеся объекты или исключить исчезнувшие, зафиксировать кратковременные и сезонные явления, имевшие место на больших площадях, и все это сделать в относительно короткие сроки. Так, например, при сравнительном анализе космических снимков Аральского моря и бланковых карт различных лет издания (1964, 1970 гг.) на ту же территорию была прослежена динамика снижения его уровня. Выделенная по космическому снимку современная морская терраса шириной до 1000 м возникла в результате отступления воды.

Основой для нанесения выявленных изменений природной среды и издания мелкомасштабных обзорно-топографических карт различного назначения служат фотокарты, изготовление которых осуществляется с использованием методов и приемов фотограмметрии. Специфика измерительных работ по космическим фотоснимкам обусловлена особенностями фотографирования с около-

земной орбиты, при которых значительно возрастает влияние кривизны Земли, так как каждый снимок покрывает большую по площади часть земной поверхности.

Учитывая условия получения планово-перспективных фотоснимков нашей планеты из космоса и возникающие в связи с этим трудности их фотограмметрической обработки, в МИИГАиК был разработан дифференциально-зонный метод создания фотокарт, основанный на использовании существующего парка оптико-механических фотограмметрических приборов. Сущность метода заключается в том, что все изображение космического снимка делится на зоны, математическое обоснование размеров которых дается исходя из условия, что поверхность относимости в пределах выбранной зоны можно аппроксимировать плоскостью.

Следует отметить также опытные разработки института в области использования космических снимков для оформления рельефа на картах, созданных по результатам космического фотографирования. На современных картах рельеф показывается горизонталями, послойной окраской или отмывкой. В зависимости от масштаба и назначения карты для показа рельефа используется тот или иной метод или их сочетание. Анализ же космических снимков показал, что фотоизображение на них (особенно в горных районах) полностью соответствует отмывке рельефа при заданном направлении освещения. Это обстоятельство позволило отойти от традиционных методов создания карт, исключив длительный и дорогостоящий процесс отмывки, который во многом зависит от субъективных восприятий исполнителя.

На основе созданных по материалам космических съемок фотокарт в институте были подготовлены образцы карт, на которых для изображения рельефа использовался светотеневой метод и его сочетания с горизонталями и послойной окраской. Для послойной окраски была применена живописная шкала, в которой цветовая гамма близка к природному колориту и построена с учетом цветовой пластики.

Оценивая содержание подготовленных образцов карт, можно сделать вывод, что изображение на космических снимках дает достоверное наглядное и выразительное представление о рельефе.

Перспективным направлением применения космических фотоснимков является использование их для прогнозирования полезных ископаемых. Высококачественные космические снимки позволили детально изучить систему разрывных нарушений, выявить блоковое строение заснятых территорий. Полученные данные используются геологами как ценные вспомогательные индикаторы при поисках рудоконтролирующих структур и нефте- и газоносных областей. По результатам тематического дешифрирования в институте издана серия карт (орогидрографическая, геологическая и геоморфологическая), ценность которых заключается в том, что они позволяют представить сводные результаты интерпретации сразу на значительные по площади территории в от-

личие от разрозненных карт на отдельные районы, изданных ранее.

Орогидрографическая карта может быть с успехом использована в гидрологических исследованиях, так как различные показатели водного режима рек связываются с данными о протяженности рек, площади их водного зеркала и т. п.

Хорошая обзорность полученных снимков при большой детальности изображения речных систем позволила проследить почти на всем протяжении одну из важнейших водных артерий Средней Азии — реку Сырдарью. Изучение водных объектов по космическим снимкам представляется перспективным потому, что на них вся речная и озерная сеть заснятой территории изображается во всей полноте и взаимосвязи с другими компонентами природных ландшафтов, а именно: растительностью, рельефом и т. д. Кроме того, как положительный фактор необходимо отметить, что при использовании космических снимков за счет естественной генерализации рельефа возможно дешифрирование его форм, например, кольцевых, которые не просматриваются на аэроснимках из-за изобилия более мелких деталей.

Геологическая карта отражает геологическое строение земной коры заснятой территории, позволяет детально отразить ориентировку тектонических зон в плане, характер пространственного расположения структур и разрывные нарушения, выраженные в рельефе.

Космические съемки, выполненные с ОПС «Салют-5», позволили проследить на больших расстояниях крупные глубинные разломы, важность изучения которых заключается в том, что они обуславливают блоковое строение земной коры и, являясь зонами повышенной проницаемости, часто контролируют размещение месторождений полезных ископаемых.

Примером таких рудоконтролирующих структур может служить Талассо-Ферганский глубинный разлом — прямолинейный структурный шов протяженностью около 700 км северо-западного простирания. Нами он прослежен и изображен на карте на расстоянии около 600 км, далее на юго-востоке он уходит за пределы Советского Союза.

В Ферганской котловине такими перспективными структурами являются так называемые адыры (холмы, окаймляющие Ферганскую впадину), в пределах которых уже открыт ряд месторождений. Карта, составленная по космическим снимкам, может быть полезна при дальнейших поисках новых месторождений, так как она дает четкий план пространственного расположения адыров, их соотношения с соседними структурами, новые данные для научных сопоставлений и прогнозов.

На геоморфологической карте получили отражение такие крупные единицы рельефа, как равнины Средней Азии и горные области и разделяющие их наклонные равнины.

Особое значение цветная и спектральная космическая съемка имеет при создании измерительных топографических

документов. Преимущества для данных целей космической съемки выражается в высокой информационной емкости цветных и спектральнозональных снимков и большой инвариантности некоторых параметров цветного фотоизображения относительно изменений условий съемки, что ведет к большой надежности и точности автоматического измерения параллаксов на снимках стереопары и, как следствие, к повышению точности создания цифровых моделей рельефа местности.

Однако отмеченные преимущества космических цветных и спектральнозональных снимков в полной мере можно использовать только при комплексной автоматизации процессов измерения снимков и обработки содержащейся на них информации на основе широкого применения последних достижений электроники и вычислительной техники.

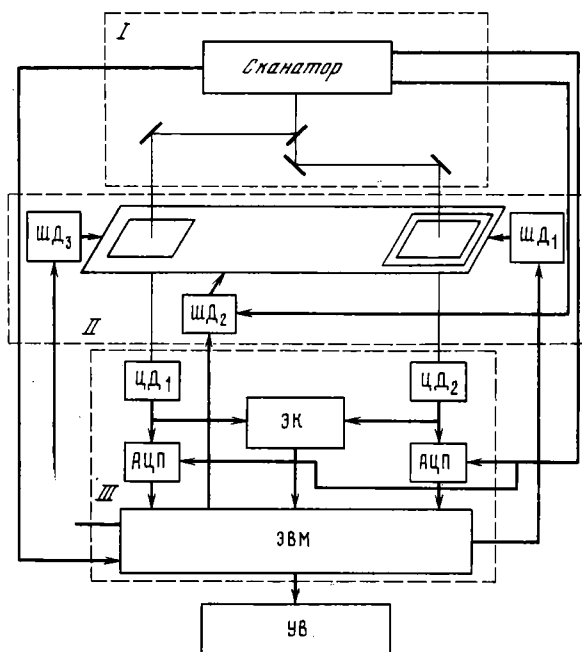
Создание высокопроизводительных методов и автоматизированных систем, использующих современные ЭВМ, необходимо и для оперативного решения таких сложных проблем, как комплексное и тематическое дешифрирование. Однако на современном уровне развития вычислительной техники полная автоматизация процесса топографического дешифрирования встречает существенные трудности. Это связано прежде всего с тем, что непосредственная обработка информации, считываемой со снимка в ЭВМ, выдвигает высокие требования к быстродействию вычислительной машины и объему оперативной памяти. Поэтому важнейшей задачей автоматического дешифрирования космических снимков на современном этапе является разработка математических методов по сжатию первичной информации.

Исследования, проведенные в МИИГАиК, показали, что один из путей сжатия информации заключается в образовании пространства косвенных признаков по результатам предварительной статистической обработки изображений.

На основании такого подхода в институте разработан комплекс прикладных программ, с помощью которых осуществляется дешифрирование отдельных классов природных объектов, полученных по материалам космической съемки, и которые позволяют существенно повысить оперативность процесса дешифрирования.

Для решения задач автоматического дешифрирования и построения цифровых моделей рельефа и карт в МИИГАиК разработана аналитическая стереофотограмметрическая система (см. блок-схему). Основными отличительными признаками этой системы являются: применение в ней кодо-растрового принципа сканирования стереоснимков и применение цветоделительного устройства.

Первый из отмеченных признаков позволяет производить оптимальное считывание информации со снимков стереопар только одним блоком сканирования и приводить разномасштабные (из-за наличия рельефа) идентичные участки снимков стереопары к одному временному масштабу видеосигналов. Вторым признаком



Блок-схема автоматизированной стереофотограмметрической системы аналитического типа

ШД — шаговый двигатель; АЦП — аналого-цифровой преобразователь; ЭК — электронный быстродействующий коррелятор; ЦД — цветоделительное устройство; УВ — устройство отображения (графопостроитель, полутоновой дисплей и т. д.)

позволяет обрабатывать цветные и спектрзональные снимки и карты, что, как отмечалось выше, приводит к значительному повышению надежности и точности опознавания объектов на космических снимках.

Как видно из рис. 3, система состоит из блока сканирования *I*, стереокомпаратора с измерительной системой *II*, блока обработки информации *III*, в состав которого входит и ЭВМ. В качестве регистрирующих устройств этой системы используется автоматический координатограф «Атлас-2м» и фотоприемное устройство.

Одним из основных процессов, реализуемых данной системой, является процесс автоматического опознавания идентичных точек на снимках стереопары, за счет которого, фактически, и осуществляется автоматизация процесса стереоизмерений. Этот процесс выполняется в два этапа: сначала результаты сканирования стереоснимков поступают в быстродействующий автономный коррелятор (ЭК), где выполняется первый этап опознавания, а затем высокоточное и окончательное опознавание идентичных точек выполняется в ЭВМ.

Кроме процесса автоматического измерения в этой системе выполняются и процессы аналитического трансформирования космических снимков, их дешифрирование и построение цифровых моделей рельефа.

Максимальная скорость рисовки рельефа с применением графопостроителя «Атлас-2м» составляет 50 мм/с. Применение более совершенного графопостроителя типа «Аристокриф» (ФРГ) позволит увеличить скорость рисовки до 80 мм/с и точность проведения горизонталей до 0,06 мм. Кроме того, как показали выполненные в институте исследования, качество проведения горизонталей повышается с применением для описания цифровых моделей рельефа сплайн-аппроксимирующих полиномов Чебышева третьей степени.

Однако следует отметить, что комплексное решение проблемы автоматического дешифрирования фотоизображений на цифровых ЭВМ является довольно сложной и трудоемкой задачей. Для получения оперативной информации часто удобнее пользоваться электронно-аналоговыми устройствами обработки изображений. Практически скорость обработки на них определяется скоростью поступления видеoinформации, в то время как обработка той же информации на цифровых ЭВМ в некоторых случаях определяется часами. К тому же стоимость аналоговых устройств, как правило, ниже цифровых.

Широко известна американская система «Фотомейшн» для дискретизации и записи изображений в ЭВМ и ее модификации для анализа и синтеза цветных изображений. Однако эта аппаратура является дорогостоящей и сложной в эксплуатации. Поэтому целесообразно идти в направлении разработки отечественной аппаратуры, которая отличалась бы экономичностью и простотой в эксплуатации.

Примером такой аппаратуры является оптико-электронное аналоговое устройство, разработанное в МИИГАиК. Устройство является универсальным и предназначено для анализа и синтеза как черно-белых, так и цветных изображений. Анализ фотоизображений осуществляется в проходящем свете. Предусмотрено изменение разрешающей способности аппаратуры, которая зависит от величины сменных растровых диафрагм. Скорость обработки зависит от величины сканирующего растр-элемента и от чувствительности экспонируемого фотоматериала. Так, при анализе и синтезе черно-белого фотоизображения с разрешающей способностью 25 л/мм затрачивается 12 мин на формат снимка 180 × 180 мм.

Данное устройство позволяет производить преобразование плотностей, подчеркивание дешифровочных признаков, оконтуривание, квантование по градациям яркости, выделение заданной градации яркости или цвета, повышение контрастов изображений, измерение площадей и длин линий и т. д.

Вследствие простоты, надежности и удобства в эксплуатации, экономичности, широты решаемых задач электронно-аналоговые

устройства могут найти эффективное применение при оперативной обработке космической видеоинформации. Представляется возможным обрабатывать космические снимки для использования практически в любой отрасли народного хозяйства, имеющей отношение к изучению природной среды.

Подводя итоги сказанному, можно сделать вывод, что фотографические исследования, выполненные из космоса, позволяют получить информацию для комплексного изучения земной поверхности и внести ряд предложений в области дальнейшего исследования природных ресурсов Земли, которые заключаются в следующем: обеспечение космических летательных аппаратов приборами для ИПР; создание систем для автоматического определения координат точек фотографирования; разработка алгоритмов и технических средств тематической обработки.



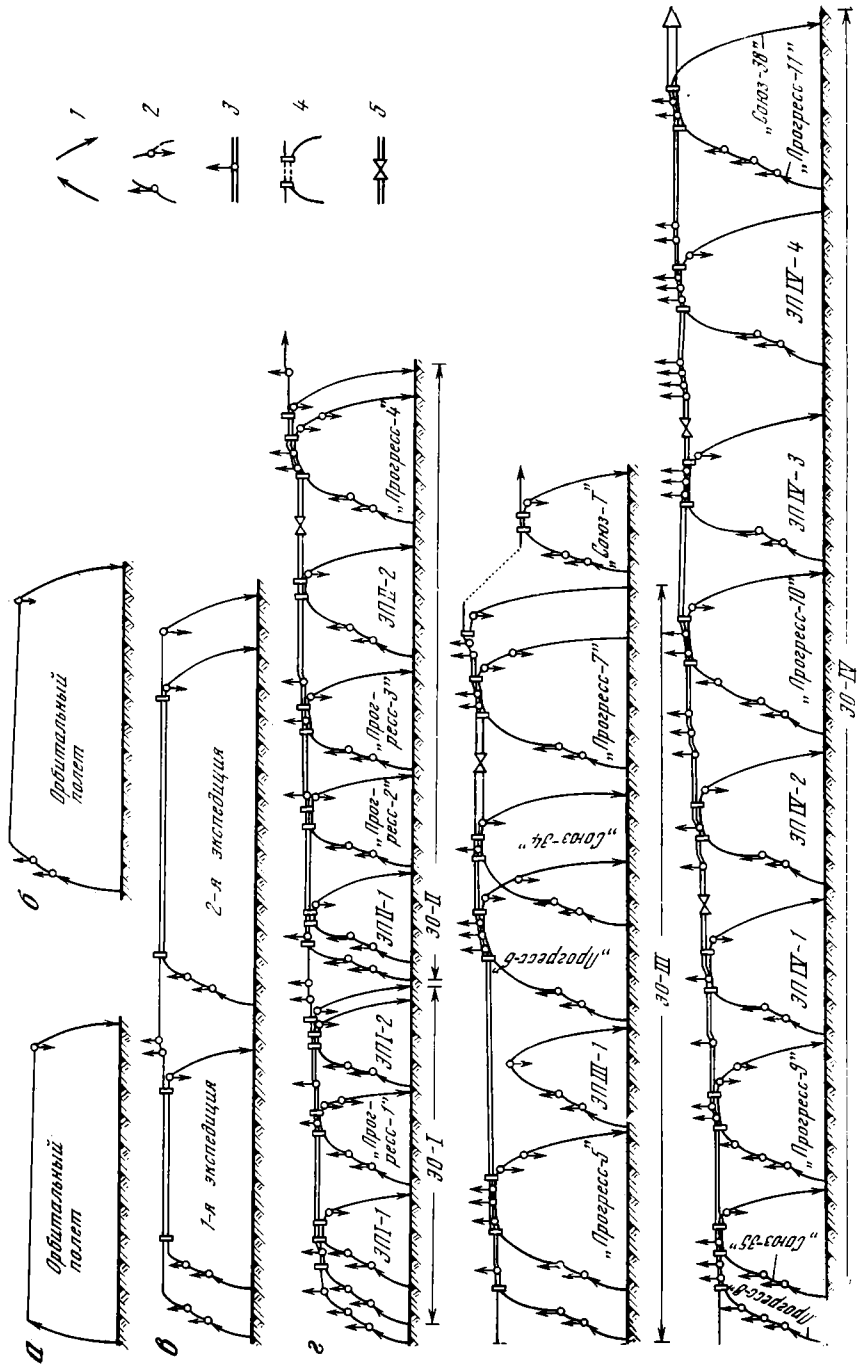
ОСНОВНЫЕ ИТОГИ
БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ
ОРБИТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА
«САЛЮТ-6» — «СОЮЗ» — «ПРОГРЕСС»
ЗА ПЕРИОД ВЫПОЛНЕНИЯ
ЧЕТЫРЕХ ОСНОВНЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ

И. К. БАЖИНОВ

29 сентября 1977 г. на околоземную орбиту была выведена станция «Салют-6», ставшая основой нового орбитального комплекса. В составе этого комплекса использовались транспортные корабли типа «Союз», доставлявшие на станцию (а затем обратно на Землю) экипажи экспедиций, работавших на ней, а также автоматические грузовые корабли нового типа «Прогресс». Последние пополняли на станции постоянно расходуемые продукты жизнеобеспечения, топливо для двигательной установки станции, доставляли различную дополнительную аппаратуру и другие грузы. По этим причинам новый комплекс назван «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс».

11 октября 1980 г. совершил посадку космический корабль «Союз-37», доставивший на Землю экипаж четвертой основной экспедиции, работавшей на борту станции. Между выведением на орбиту станции «Салют-6» и посадкой «Союза-37» заключен трехлетний период полетов по программе нового комплекса.

Принципиально новые возможности станции «Салют-6», определяемые, в частности, оборудованием ее двумя стыковочными узлами, позволили выполнить за трехлетний период большую и сложную программу работ. Наличие на станции двух узлов позволило обслуживать станцию одновременно двумя кораблями. Поэтому работа комплекса характерна небывалой напряженностью навигации и интенсивностью транспортно-грузового сообщения по линии Земля — «Салют-6» — Земля. Всего за период выполнения четырех основных экспедиций совершили полеты к станции 13 кораблей «Союз-26» ÷ «Союз-38», два корабля нового типа «Союз Т», 11 грузовых кораблей «Прогресс-1» ÷ «Прогресс-11». Было выполнено 25 стыковок кораблей со станцией, четыре перестыковки кораблей с одного узла станции на другой, 15 посадок кораблей «Союз» и «Союз Т», а также 10 спусков использованных кораблей «Прогресс» в пустынные районы океана. Кораблями и станцией были совершены на орбитах за это время более 160 маневров. Таким образом, в этот период происходили одно выве-



дение и сближение корабля со станцией, один спуск и семь манёвров на орбитах в среднем каждые полтора месяца. Такого мировая космонавтика еще не знала!

Для иллюстрации сложности навигации рассматриваемого орбитального комплекса и сопоставления ее с пилотируемыми полетами прошлых лет на рисунке представлены схемы полетов кораблей серии «Восток» — «Восход», автономных полетов кораблей «Союз» и двух типов орбитальных комплексов: «Салют-4 ÷ ÷-5» — «Союз»; «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс».

За трехлетний период были выполнены четыре основных экспедиции в составе: Ю. В. Романенко и Г. М. Гречко (первая основная экспедиция), В. В. Коваленок и А. С. Иванченков (вторая основная экспедиция), В. А. Ляхов и В. В. Рюмин (третья основная экспедиция), Л. И. Попов и В. В. Рюмин (четвертая основная экспедиция). Эти экспедиции работали в космосе рекордно длительные сроки. Так, первая совершала полет в течение 96 суток и побила рекорд длительности, принадлежавший до этого американским астронавтам Джеральду Карру, Эдварду Гибсону и Уильяму Поугу, совершившим 84-суточный полет на орбитальной станции «Скайлэб». Вторая основная экспедиция длилась 140 суток, поставив при этом новый мировой рекорд. Третья экспедиция совершила полет в течение 175 дней, побив рекорд второй. Наконец, четвертая экспедиция работала в космосе 185 суток.

На станцию «Салют-6» совершили полеты 8 экспедиций посещения. Экипажи экспедиций посещения включали представителей ряда стран социалистического содружества.

В период работы первой экспедиции к станции «Салют-6» совершили полеты экспедиции посещения в составе В. А. Джанибекова и О. Г. Макарова; А. А. Губарева и В. Ремека (ЧССР), а также автоматический грузовой корабль «Прогресс-1».

Во время работы второй экспедиции совершили полеты две международные экспедиции посещения в составе: П. И. Климук и М. Гермашевский (ПНР); В. Ф. Быковский и З. Йен (ГДР), а также три грузовых корабля «Прогресс-2, -3, -4».

В течение третьей основной экспедиции совершила трудный полет международная экспедиция в составе: Н. Н. Рукавишников и Г. Иванов (НРБ); выполнил стыковку со станцией беспилотный корабль «Союз-34», заменивший в составе комплекса корабль «Союз-32», успешно произвели полеты три грузовых корабля «Прогресс-5, -6, -7».

Этапы развития баллистических схем полетов

а — схема полетов кораблей «Восток», «Восход»; б — схема автономных полетов кораблей «Союз»; в — схема полетов орбитальных комплексов «Салют-4, -5» — «Союз»; г — схема полетов орбитального комплекса «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс». Условные обозначения: 1 — выведение и спуск кораблей, 2 — маневры в автономном полете, 3 — маневры в составе комплекса, 4 — стыковка, полет в составе комплекса, расстыковка, 5 — перестыковка

В период автономного полета станции после завершения третьей основной экспедиции к станции совершил экспериментальный полет, стыковку с ней, а затем возвратился на Землю беспилотный корабль нового типа «Союз Т».

Во время работы четвертой основной экспедиции к станции совершили полеты корабли «Союз-36» ÷ «Союз-38» с международными экипажами: В. Н. Кубасов и Б. Фаркаш (ВНР), В. В. Горбатко и Фам Туан (СРВ), Ю. В. Романенко и А. Г. Мендес (Куба). Выполнил экспериментальный полет и стыковку корабль «Союз Т-2» с экипажем Ю. Н. Малышев и В. В. Аксенов. Совершили полеты четыре корабля «Прогресс-8» ÷ «Прогресс-11».

Одной из важнейших компонент осуществления полетов является их баллистико-навигационное обеспечение (БНО), которое включает в себя следующие вопросы:

- 1) планирование навигационных измерений, необходимых для определения параметров орбит с точностью, нужной для обеспечения управления полетом на разных этапах;
- 2) статистическая обработка навигационных измерений, определение текущих значений параметров орбит, прогнозирование орбитального движения на требуемые для управления периоды времени;
- 3) анализ необходимости проведения маневров станции и кораблей, выработка оптимального плана их проведения в конкретных условиях полета КА, расчет точных значений параметров маневров;
- 4) расчет массивов баллистико-навигационной информации, необходимой для планирования и реализации управления полетами, работы экипажей, наземных станций слежения и т. д.; в эту информацию включаются такие данные, как зоны радиовидимости КА с наземных и судовых станций слежения в прогнозируемый период движения КА, моменты входа и выхода КА из тени Земли, целеуказания для направленных антенн станций слежения, зоны радиосвязи экипажей КА с Центром управления полетом и др.;
- 5) расчет баллистико-навигационной информации, необходимой для проведения экипажами орбитального комплекса различного рода научных и народнохозяйственных наблюдений, измерений и фотографирования разных объектов на небесной сфере, на поверхности Земли и околоземном пространстве;
- 6) расчеты маневров схода с орбиты и траекторий спуска космических кораблей в заданные районы поверхности Земли, расчеты баллистико-навигационной информации для поисково-спасательной службы и т. д.

Для баллистико-навигационного обеспечения полетов привлекается сложный комплекс наземных технических средств, включающий радиолокационные устройства станций слежения для выполнения навигационных измерений, наземные и спутниковые линии связи для передачи этих измерений в Центр управления полетом, приемно-преобразующие устройства и информационно-вычислительный комплекс Центра управления и т. д.

Решение всех задач баллистико-навигационного обеспечения производится специальной службой Центра управления полетом

(ЦУП). Кроме того, в связи с требованием обеспечения практически абсолютной достоверности и надежности к БНО полетов на особо ответственных, с точки зрения навигации, участках могут привлекаться еще до двух ВЦ. Служба БНО ЦУПа в этих случаях является головной, она координирует и руководит работой привлекаемых ВЦ.

Характерным для программы работы орбитального комплекса, как отмечалось раньше, является частое выполнение сближений и стыковок с ним транспортных и грузовых кораблей. Вместе с тем, обеспечение встречи в космосе двух КА, движущихся с огромными скоростями и находящихся первоначально на расстоянии тысяч или даже десятков тысяч километров друг от друга, дело весьма сложное. Нужно уметь решать соответствующие навигационные задачи быстро и очень точно. К тому же, в связи с большим планируемым количеством сближений и стыковок, каждая из которых принципиально необходима для выполнения программы работы комплекса, методы навигационного обеспечения полета должны отличаться высокой надежностью и отработанностью.

Такие методы и соответствующее обеспечение ЭВМ, используемых для решения навигационных задач, службой БНО были разработаны. Эти методы оказались сложными, в них были использованы последние достижения таких фундаментальных наук, как небесная механика, теория оптимального управления, теория вероятности, теория оптимального планирования экспериментов, вычислительная математика и др.

Разработка методов и соответствующего математического обеспечения в ЦУПе и привлекаемых ВЦ производилась на этапе подготовки к полетам независимо друг от друга, что позволило путем сверок идентичных расчетов при проведении автономных тренировок и совместно с другими службами и средствами управления, а также в период обеспечения полетов быстро выявлять различного рода ошибки как за счет сбоев в ЭВМ, так и за счет возможных некорректностей в разрабатываемых методах. На этапе подготовки службе БНО пришлось решить также много других вопросов, таких, как разработка и согласование с общим планом управления порядка, времен и форм выдачи результатов различных расчетов в группы управления, разработать различную организующую документацию и т. д.

Полеты орбитального комплекса начались, как уже отмечалось, 29 сентября 1977 г. выведением на орбиту станции «Салют-6», которая вскоре после этого была переведена на рабочую орбиту со средней высотой примерно 350 км. Вслед за этим начались полеты транспортных кораблей по программе первой основной экспедиции. Не буду подробно описывать, как выполнялись эти полеты и их баллистико-навигационное обеспечение, так как это заняло бы слишком много времени. Отмечу только, что служба навигации на всех этапах полета станции, транспортных и грузовых кораблей постоянно решала все задачи, о которых говорилось раньше. При этом отличительной чертой БНО первой экспедиции

являлось то, что почти каждый последующий полет представлял собой для службы новый этап, на котором впервые применялись те или иные разработанные новые методы и математическое обеспечение ЭВМ. Это, несмотря на значительный объем проведенных тренировок, всегда связано с большим нервным напряжением и волнением специалистов службы вследствие огромной ответственности за результаты БНО. Тем не менее, БНО всех полетов было выполнено с высоким качеством и в требуемые сроки.

Вторая основная экспедиция планировалась и была осуществлена более длительной и, как отмечалось раньше, с большим количеством полетов кораблей к станции. Кроме того, в программе работы экспедиции — обширный новый состав экспериментов и наблюдений.

Насыщенность «расписания» полетов и работы второй основной экспедиции, огромный объем необходимых расчетов по БНО и исключительная ответственность за их качество определили большую нагрузку, ложившуюся на службу БНО. Однако служба пришла к этому этапу уже с отработанными методами решения задач и математическим обеспечением ЭВМ (за исключением новых экспериментов), а также накопила за время работы первой экспедиции большой опыт. Навигационное обеспечение каждого полета в период второй экспедиции для службы являлось повторением того или иного этапа первой экспедиции. Все это, конечно, облегчало работу службы и придавало ей большую уверенность.

БНО всех полетов и работы экипажей в период выполнения второй экспедиции было произведено по штатной схеме и качественно, без каких-либо особенностей и замечаний.

В период выполнения третьей основной экспедиции возникли некоторые особенности, о которых дальше кратко рассказывается. Полет корабля «Союз-32» с экипажем третьей основной экспедиции был выполнен штатно, без каких-либо особенностей. Экипаж после перехода на станцию «Салют-6» приступил к выполнению программы работ. Также уже обычным образом был выполнен полет к станции и причаливание корабля «Прогресс-5». С помощью двигательных установок этих кораблей были произведены маневры, поднявшие, во-первых, высоту орбиты комплекса, значительно понизившуюся к этому времени за счет аэродинамического торможения, и обеспечившие, во-вторых, нужное фазирование движения комплекса перед выведением корабля «Союз-33» с экспедицией посещения.

Выведение «Союза-33» с экипажем в составе: Н. Н. Рукавишников (командир) и Г. Иванов (космонавт-исследователь НРБ) и БНО первых двух маневров дальнего сближения были проведены штатно.

Завершающие два маневра дальнего сближения были выполнены также без замечаний. В результате корабль был точно введен в зону действия бортовой системы управления сближением на малых расстояниях. Эта система была включена и стала выполнять свои функции. Однако при последующих включениях дви-

гательной установки корабля (СКДУ) возникли отклонения от штатного режима ее работы, приведшие к невозможности выполнения дальнейшего сближения и стыковки. Поэтому руководитель полета прекратил дальнейшее сближение корабля со станцией и назначил на следующий день спуск корабля. Спуск корабля на Землю был выполнен с использованием резервной двигательной установки. Приземление спускаемого аппарата СА с экипажем произошло нормально.

В связи с нештатной работой СКДУ «Союза-33» был проведен тщательный послеполетный анализ всего случившегося, были выявлены некоторые недостатки в СКДУ, определена рациональность некоторого изменения документации, определяющей управление полетами. По результатам этого анализа были выполнены срочные доработки СКДУ, а также соответствующей документации. Все это повысило надежность и степень безопасности пилотируемых полетов.

Следующим, согласно программе, состоялся полет корабля «Прогресс-6». Этот корабль имел уже доработанную СКДУ. Его полет и стыковка с комплексом проходили штатно, без каких-нибудь особенностей.

Для контрольной проверки СКДУ, доработанной в связи с замечаниями, возникшими во время полета корабля «Союз-33», 6 июня 1979 г. был произведен запуск «Союза-34». На всех этапах СКДУ функционировала нормально.

Схема беспилотного полета «Союза-34» значительно отличалась от схемы пилотируемого полета. Сближение с комплексом производилось не за одни, а за двое суток с выполнением маневров по схеме, отличной от схемы маневрирования пилотируемых кораблей. Такая схема полета и маневрирования и соответствующая циклограмма БНО применялись впервые.

Выведение корабля, весь его полет и БНО по новой схеме были выполнены без замечаний, и корабль состыковался с комплексом в назначенное время. Перед подходом к комплексу корабля «Союз-34» от него был отстыкован корабль «Прогресс-6», который в дальнейшем был спущен с орбиты в обычный район затопления.

13 июня 1979 г. после 109 дней в условиях космического полета спускаемый аппарат корабля «Союз-32» без экипажа совершил мягкую посадку. На Землю были доставлены материалы проведенных исследований, а также возвращены для последующего анализа отдельные элементы и блоки научной аппаратуры и оборудования, выработавшие ресурс за время длительного функционирования станции.

Следующим на очереди был полет корабля «Прогресс-7». Его выведение и полет, а также БНО были выполнены штатно. Этот корабль доставил на станцию, кроме обычных грузов, также аппаратуру и 10-метровую антенну космического радиотелескопа КРТ-10. С помощью КРТ-10 космонавтами был выполнен большой цикл различных экспериментов и наблюдений. Служба БНО обеспечила их необходимыми баллистическими расчетами.

После окончания всех этих работ антенна КРТ-10 должна была быть отброшена, а станция должна была восстановить свое обычное состояние. Однако при отбросе антенна получила нерасчетные возмущения, и произошли ее зацепления за выступающие детали станции. Был предпринят ряд попыток освободиться от этих зацепов путем покачивания комплекса с помощью ручного управления ориентацией, однако это не привело к успеху. Зацепившаяся антенна заслоняла стыковочный узел станции, и это делало невозможным прием кораблей «Прогресс» для пополнения ресурсов станции, необходимых для проведения работ на ней экипажей будущих экспедиций.

В связи с создавшимся положением руководство приняло решение о внеплановом выходе космонавтов в космос, основной целью которого было устранение зацепов и отбрасывание от станции антенны. При подготовке выхода в связи с большими размерами и массой антенны остро выступил вопрос о ее возможном движении относительно станции при отбросе и в последующий период, а также о безопасности космонавтов при выполнении работ по отбросу антенны.

Служба навигации провела детальный анализ этих вопросов, выработала рекомендации по методике отброса антенны и совершению комплексом маневра ухода от нее. На основании этих проработок было составлено соответствующее заключение об условиях безопасности работы космонавтов, которое было принято в качестве одного из основных документов, разрешающих проведение выхода.

Выход космонавтов был совершен 15 августа 1979 г. очень успешно. Космонавт В. В. Рюмин, пробравшись к месту зацепов антенны, после осмотра установил возможность их устранения. Затем он перерезал соответствующим инструментом четыре зацепившихся троса, отвел и оттолкнул антенну от станции. После возвращения в станцию космонавты обнаружили антенну на расстоянии ~200 м и для избежания возможного столкновения с ней совершили с помощью малых двигателей корабля «Союз-34» маневр ухода комплекса от антенны. Станция, таким образом, была восстановлена для проведения с ней дальнейших работ.

19 августа произошла расстыковка корабля «Союз-34» со станцией и затем спуск корабля в намеченный район. Посадка спускаемого аппарата прошла успешно. Третья основная экспедиция завершилась.

В период выполнения автономного полета после завершения третьей основной экспедиции к станции был запущен транспортный корабль нового типа «Союз Т». Цель полета — летная проверка корабля, оборудованного новой системой управления, использующей бортовую ЭВМ, и имеющего ряд других усовершенствований.

Полет, все маневры, сближение, стыковка, длительное функционирование в составе орбитального комплекса, а также последующий спуск в намеченный район территории СССР были

Номер	Корабль	Старт		Стыковка		Посадка		Экипаж при выведении	
		дата	время (ч. мин. с)	дата	время (ч. мин)	дата	время * (ч. мин)		
1	«Салют-6»	26 сентября	09.50.00	--	--	--	--	--	
Первая основная экспедиция (1977—1978 гг.)									
2	«Союз-26»	10 декабря	04.48.40	11 декабря	06.02	16 января	14.26	Ю. В. Романенко, Г. М. Гречко	
3	«Союз-27»	10 января	15.26.00	11 января	17.06	16 марта	14.19	В. А. Джанибеков, О. Г. Макаров	
4	«Прогресс-1»	20 января	11.24.40	22 января	13.42	8 февраля	05.00	—	
5	«Союз-28»	2 марта	18.28.40	3 марта	20.10	10 марта	16.46	А. А. Губарев, В. Ремек (ЧССР)	
Вторая основная экспедиция (1978 г.)									
6	«Союз-29»	15 июня	23.16.45	17 июня	00.58	3 сентября	14.40	В. В. Коваленко, А. С. Иванченко	
7	«Союз-30»	27 июня	18.27.21	28 июня	20.08	5 июля	16.32	П. И. Климук, М. Германовский (ПНР)	
8	«Прогресс-2»	7 июля	14.26.16	9 июля	15.59	4 августа	04.31	—	
9	«Прогресс-3»	8 августа	01.31.22	10 августа	03.00	23 августа	19.45	—	
10	«Союз-31»	26 августа	17.51.30	27 августа	19.38	2 ноября	14.05	В. Ф. Быковский, З. Йен (ГДР)	
11	«Прогресс-4»	4 октября	02.09.30	6 октября	04.00	26 октября	19.28	--	
Третья основная экспедиция (1979 г.)									
12	«Союз-32»	25 февраля	14.53.49	26 февраля	16.30	13 июня	19.18	В. А. Ляхов, В. В. Рюмин	
13	«Прогресс-5»	12 марта	08.47.28	14 марта	10.20	5 апреля	03.40	—	

Номер	Корабль	Старт		Стыковка		Посадка		Экипаж при выведении
		дата	время (ч. мин с)	дата	время (ч. мин)	дата	время* (ч. мин)	
14	«Союз-33»	10 апреля	20.34.34	—	—	12 апреля	19.35	Н. Н. Рукагшинников, Г. Иванов (Н'Б)
15	«Прогресс-6»	13 мая	07.17.10	15 мая	09.19	9 июня	21.52	—
16	«Союз-34»	6 июня	21.42.44	8 июня	23.02	19 августа	15.30	Беспилотный
17	«Прогресс-7»	28 июня	12.25.11	30 июня	14.18	20 июля	04.57	—
18	«Союз Т»	16 декабря	15.29.50	19 декабря	17.05	26 марта	00.59	Беспилотный
Четвертая орбитальная экспедиция (1980 г.)								
19	«Прогресс-8»	27 марта	21.53.31	29 марта	23.01	26 апреля	09.54	—
20	«Союз-35»	09 апреля	16.38.22	10 апреля	18.15	3 июня	18.08	Л. И. Попов, В. В. Рюмин
21	«Прогресс-9»	27 апреля	09.24	29 апреля	11.09	22 мая	03.45	—
22	«Союз-36»	26 мая	21.20.39	27 мая	22.56	31 июля	18.15	В. Н. Кубасов, Ф. Бергалан (ВНР)
23	«Союз Т-2»	5 июня	17.19.30	6 июня	18.58	9 июня	15.39	Ю. Н. Мамышев, В. В. Аксенов
24	«Прогресс-10»	29 июня	07.40.42	1 июля	08.53	19 июля	04.47	—
25	«Союз-37»	23 июля	21.33.03	24 июля	23.02	11 октября	12.50	В. В. Горбатко, Фам Туан (ДРВ)
26	«Союз-38»	18 сентября	22.11	19 сентября	23.49	26 сентября	18.54	Ю. В. Романенко, А. Мендес (Куба)
27	«Прогресс-11»	28 сентября	18.09.55	30 сентября	20.03	При окончании экспедиции остался в составе комплекса		

* Для кораблей «Прогресс» приведены времена выполнения маневров спуска с орбит.

выполнены в беспилотном автоматическом режиме. Полет и его БНО были выполнены без замечаний.

9 апреля 1980 г. стартовал корабль «Союз-35», который доставил на станцию экипаж четвертой основной экспедиции. Программа этой экспедиции была запланирована и выполнена еще более длительной и насыщенной, чем все предыдущие. Так, в период четвертой основной экспедиции интенсивность навигации достигла значения: один полет транспортного или грузового корабля к станции в среднем каждые 20 дней, причем кораблями и станцией на орбитах за это время выполнялись в среднем 7 маневров. Все запланированные полеты и их баллистико-навигационное обеспечение были полностью выполнены. 11 октября на корабле «Союз-37», оставленном в составе комплекса В. В. Горбатко и Ф. Туаном, экипаж четвертой основной экспедиции благополучно возвратился на Землю. Грузовой корабль «Прогресс-11» остался в составе орбитального комплекса.

Обеспечение четвертой основной экспедиции представило для службы БНО новый этап ее развития, так как службе пришлось усовершенствовать свои методики и организацию работ таким образом, чтобы справиться со значительно возросшим объемом и темпом БНО в связи с увеличением интенсивности навигации. В значительной мере это было достигнуто за счет расширения применения методов автоматизированного планирования и управления процессом БНО полетов.

В таблице представлены некоторые сводные данные о результатах полетов по программе работы орбитального комплекса за период выполнения четырех основных экспедиций.

Следует отметить, что бесбойное выполнение службой навигационного обеспечения всех полетов и работ по напряженной и сложной программе орбитального комплекса «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс» свидетельствует о высоком научном уровне методов, разработанных специалистами службы. Благодаря этим разработкам маневрирование и сближение кораблей на орбитах переходит в настоящее время из класса уникальных событий в класс будничных дел. Эти методы могут явиться также основой для навигационного обеспечения будущих еще более сложных полетов более совершенных пилотируемых орбитальных КА.

*

ОБ ОСНОВАХ ФОРМИРОВАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ, УЧАСТВУЮЩИХ В ПРОЦЕССЕ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТ

В. П. МИШИН, Д. Н. ШЕВЕРОВ

Введение. В работе [1] были рассмотрены вопросы формирования систем автоматизированного проектирования (САПР). Ниже они распространены на другие организационно-технические системы (ОТС), участвующие в научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах (НИОКР). Введем основные определения и поясним принципиальные положения.

Под системой будем понимать условно выделяемую совокупность объектов, находящихся во взаимосвязи, в которой свойства последних проявляются как функции сохранения или развития этой совокупности. Существуют системы биологические, технические, физические, организационные и др. Материя имеет системную структуру. Технические системы (ТС) обладают следующими признаками: определенностью технической задачи, возможностью разбиения на подсистемы разных уровней, сложностью структуры и связей, централизованным управлением в условиях неопределенностей, большой информативностью и стоимостью и др. Такими свойствами обладает ЛА, комплекс ЛА, система однотипных летательных аппаратов (СОЛА), ЭВМ, техника ВЦ и др. Коллективы, организованные для выполнения определенной задачи, обычно жизнеспособны, они представляют организационную систему (ОС). Объединение организационной и технической систем называют организационно-технической системой (ОТС). Под автоматизированной организационно-технической системой (АОТС) будем понимать систему, имеющую определенное целевое назначение, состоящую из трех компонент (подсистем): 1) организованного коллектива (ОС), 2) технических средств автоматизации (ТС), 3) технического объекта (ТС), над разработкой которого трудится коллектив. Каждая из подсистем АОТС имеет, как правило, многоуровневую структуру [2]. В настоящее время непрерывно повышается значение технических средств — подсистемы технического обеспечения. Идет автоматизация большинства работ, выполняемых в ОТС. Формируются различные автоматизированные ОТС, участвующие в процессе НИОКР.

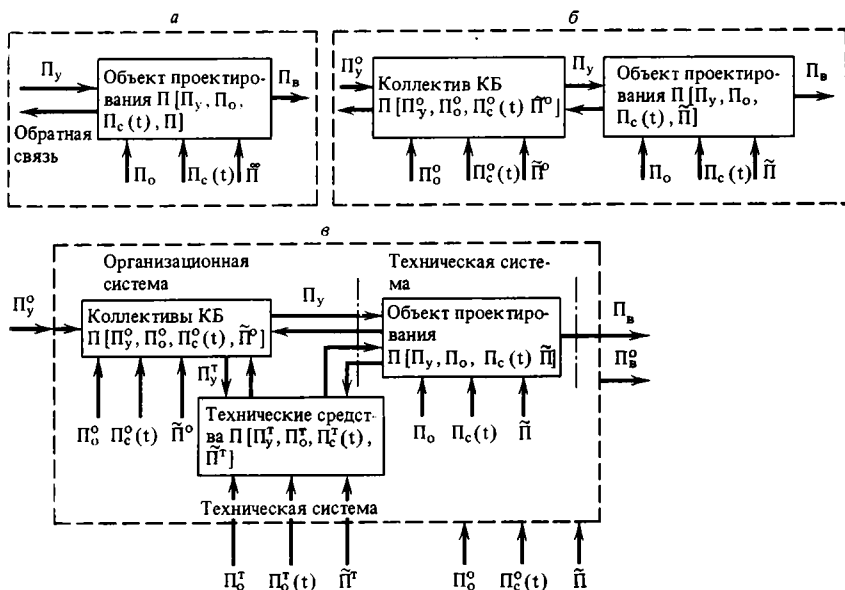


Рис. 1. Принципиальные схемы управления в технической (а), организационно-технической (б) и автоматизированной организационно-технической (в) системах для КБ

По мере перехода от ТС к ОТС и, наконец, в АОТС усложняются структура и управление системами. На рис. 1 показаны принципиальные схемы управления ТС, ОТС, АОТС. В наиболее общем случае — для АОТС задача оптимального управления может быть сформулирована так: найти вектор параметров управления Π_y^0 , при котором вектор выходных параметров Π_v^0 имеет наилучшее значение, когда

$$\Pi_v^0 = \text{opt } \Pi \{ \{ \Pi_y^0, \Pi_c^0(t), \tilde{\Pi}^0, \Pi_n^0 \}, \{ \Pi_v, \Pi_c(t), \tilde{\Pi}, \Pi_n \}, \{ \Pi_v^T, \Pi_c^T(t), \tilde{\Pi}^T, \Pi_n^T \} \}, \quad (1)$$

$$\Pi_y^0 = \Pi(\Pi_y^a, \Pi_y, \Pi_y^T), \quad \Pi_y \in V,$$

где Π_y^0 , Π_y и Π_y^T — векторы параметров управления коллективами разработчиков, объектом и техническим обеспечением; Π_v^a , Π_v и Π_v^T — соответствующие векторы выходных параметров; $\Pi_c^a(t)$, $\Pi_c(t)$, $\Pi_c^T(t)$ — то же для динамических параметров; $\tilde{\Pi}^0$, $\tilde{\Pi}$ и $\tilde{\Pi}^T$ — векторы случайных возмущений; Π_n^0 , Π_n и Π_n^T — то же для начальных параметров; V — вектор, определяющий область ограничений.

Таким образом, для всех систем — ТС, ОТС и АОТС — задача управления является векторной, динамической и стохастической. Наиболее сложным является управление АОТС. При ее исследо-

вании естественно использовать членение на задачи: 1) организации процесса работы коллектива — установления $\Pi_{y\text{opt}}^0$, 2) определения оптимальных параметров объекта — отыскания $\Pi_{y\text{opt}}$ и 3) поиска лучшего решения по техническому обеспечению работ — нахождения $\Pi_{y\text{opt}}^T$.

При членении задач следует учитывать характер связей между подсистемами. Если для технических систем существуют связи по функционированию — параметрические и функциональные, по направлению — прямые, обратные и двунаправленные иерархические, то в ОТС и АОТС имеют место еще и функциональные: организационные и информационные, а по направлению — циклические. Сложность связей в АОТС затрудняет выделение состава моделей и выбор критериев для оценки лучших — оптимальных решений.

НИОКР, общность и особенности ОТС. Процесс научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ иллюстрирует схема рис. 2. В этом процессе выделяют следующие фазы работ: выявления необходимости создания, обоснования тактико-технических требований, проектирования, изготовления опытных образцов, испытания и доводки, серийного производства и эксплуатации технических объектов. К более узким работам относят стадии формирования технического задания на проект, разработки технических предложений, разработки эскизного и технического проектов, изготовления опытных образцов, испытаний опытных образцов и их доводки, технологической подготовки, серийного производства, испытаний серийной продукции, ввода в эксплуатацию.

В процессе НИОКР на начальной фазе работ участвуют планирующие организации, НИИ и КБ. Период планирования материального обеспечения работ по времени и объему мероприятий является чрезвычайно ответственным, он во многом определяет эффективность вложения средств и качество объекта космических систем (КС), так как именно при обосновании технических требований (ТТ) определяется облик будущего объекта КС. В период проектирования и изготовления опытных образцов, испытаний и доводки участвуют коллективы проектантов КБ, опытного производства и испытательных подразделений КБ и полигонов. В серийном производстве заняты коллективы заводов, полигонов и стендов, связанные с изготовлением и испытанием серийной продукции. Эксплуатация осуществляется техническими подразделениями, проводящими регламенты, контрольные и рабочие пуски. Таким образом, при выполнении НИОКР согласованно взаимодействуют несколько организаций — планирования, проектирования, экспериментальной отработки серийного производства, эксплуатации. Каждой из таких организаций присущи свои связи и обязанности, однако они имеют ряд свойств, позволяющих использовать для повышения эффективности работы общие принципы формирования организационно-технических систем.

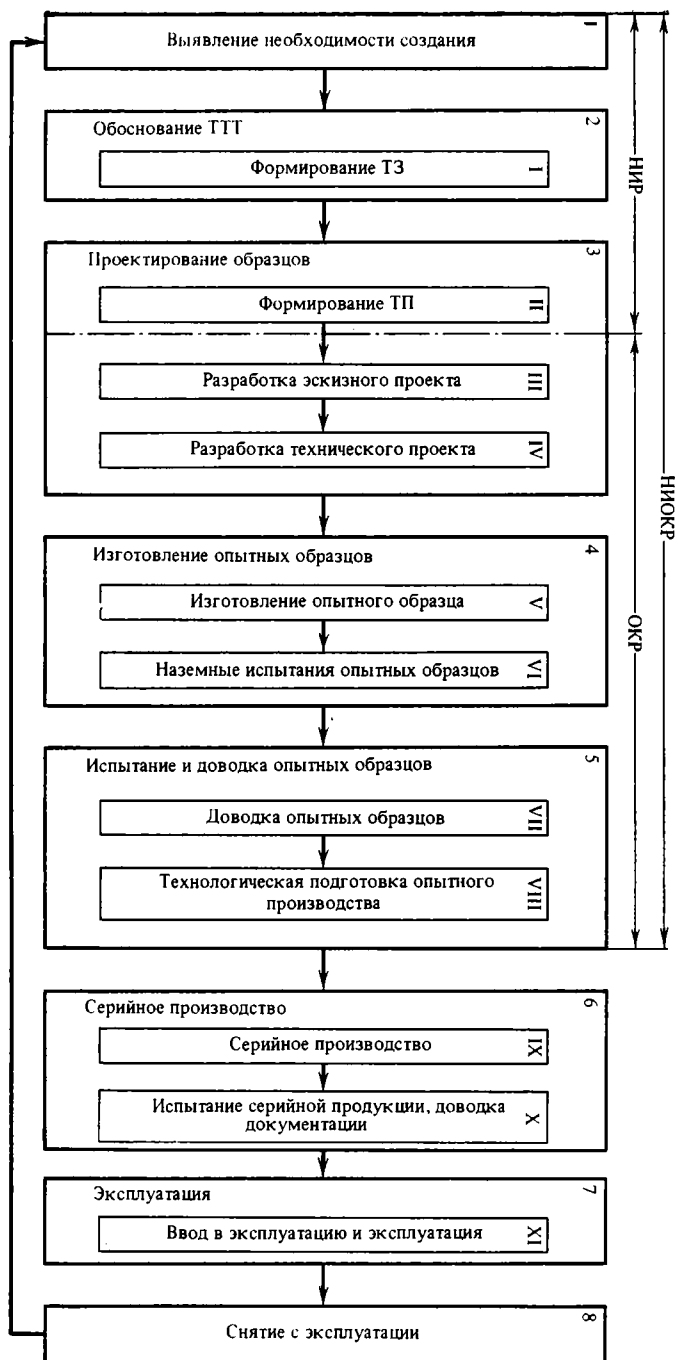


Рис. 2. Схема процесса научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ при разработке технического объекта
 I—XI — стадии работ; 1—8 — фазы работ

Наиболее динамичной является структура ОТС экспериментальной отработки, так как в процессе испытаний объектов КС меняются задачи, технические обеспечение и коллективы исполнителей. Структура планирующих организаций НИИ и КБ более устойчива, однако в зависимости от стадий работы меняются организация взаимодействия и роль подразделений в выполнении конкретных задач. Наиболее стабильны структура и связи в процессе производства и в определенной мере при эксплуатации.

При формировании ОТС как системы естественно использовать общесистемные принципы: совместности, сосредоточения, лабильности (адаптируемости) и актуальности, а также применяемые при формировании организационно-технических систем: централизации, повышения функциональных возможностей при объединении, целевого назначения, комплексности задач и взаимовлияния подсистем, учета ограничений на ресурсы, комплексности и альтернативности решений, итерационно-поэтапного характера процессов и работы, обеспечения максимальной эффективности с учетом неопределенности и компромиссов. Применительно к автоматизированным ОТС используют также принципы: функциональной направленности, сочетания автоматизации и ручных процедур, многоуровневости построения подсистем, декомпозируемости — свободного пополнения и поэтапного ввода, приоритета разработчиков при принятии решений в диалоге с ЭВМ, многорежимности алгоритмов, доступа широкого круга разработчиков к терминальным средствам, модульности программного обеспечения, эволюционности, живучести, агрегируемости, полиязычности и др. [3]. При решении задач оптимального управления ОТС широко используют принцип членения задачи на основе замены связей реакциями путем установления иерархии главных и частных задач, сведения задач к однокритериальным детерминированным с оценкой возможных отклонений реализации параметров методом динамических средних и др. Естественно, методы и приемы исследования изменяются в каждом конкретном случае для различных АОТС.

Структура алгоритмов АОТС. Из анализа алгоритмов автоматизированных ОТС: планирования — САПЛ, проектирования — САПР и экспериментальной отработки — САОЭ и других следует не только общность структуры, связей, принципов управления и формирования, но и разработки информационного и программного обеспечения пользователей, преодоления неопределенностей в процессе работ, в выборе состава и очередности автоматизации работ и др. Однако при формировании алгоритмов (строгой последовательности решения задач) для этих ОТС, помимо общности, выявились и особенности их построения, определяемые естественным ходом работ. Конкретные сетевые графики определили существенную разницу в общем-то древовидных, многоуровневых, декомпозируемых на разных стадиях работ многорежимных итерационных алгоритмов САПЛ, САПР, САОЭ и др.

Алгоритм САПЛ строится на основе традиционного процесса планирования. Можно наметить два годхода к его формированию: независимый от достижений других ОТС и учитывающий возможности использования методов и программ других систем. В частности, в [4] излагается первый — построение САПЛ как информационной системы, обеспечивающей выдачу для просмотра достаточного количества типовых форм плановых документов, которые после внесения соответствующих изменений и утверждения рассматриваются как директивные. Однако, на наш взгляд, более правильным является обогащение алгоритма САПЛ за счет методов и программного обеспечения САПР. Такое обогащение арсенала планирования позволяет на основе методов перспективного проектирования прогнозировать оптимальные параметры объектов КС независимо от разработчиков. Алгоритм ветви САПЛ, построенный по такому принципу, выполняющий задачи планирования на длительную перспективу — более 15 лет, формирования долгосрочных на 10—15 лет планов, планов на пятилетку и годовые периоды, приведен на рис. 3. Алгоритм включает блоки: прогнозирования, определения оптимального состава многоцелевой системы носителей и средств оснащения КС, установления оптимального плана работ над СОЛА, сбора информации, подготовки и печатания форм плановых документов. При планировании ОКР следует выделить, помимо перечисленных, работы, связанные с трудоемкими расчетами экономических показателей, сбором и хранением информации, проверкой информации, координацией взаимодействия между всеми организациями, участвующими в НИОКР, и др. Объединение таких ветвей для разных объектов, а также связанных с решением вспомогательных задач планирования, позволяет сформировать декомпозируемое (свободно пополняемое) дерево алгоритма САПЛ.

В настоящее время назрела настоятельная необходимость в автоматизации планирования с тем, чтобы высвободить работников планирующих организаций от рутинной работы и в наибольшей мере использовать эвристические способности человека принимать обоснованные компромиссные решения в условиях неопределенности на основе типовых форм документов, подготавливаемых на ЭВМ для анализа и принятия решения.

Алгоритм САПР может быть представлен в виде дерева задач, претерпевающего в процессе разработки на разных стадиях работ изменения [2]. Так, на стадии технических предложений (ТП) по проекту носителя алгоритм имеет структуру, приведенную на рис. 4. В состав задач начала работ входит решение функциональных — в определенной мере подтверждающих правильность ТЗ. «Ствол дерева» образуют задачи обоснования облика и летно-технических характеристик (ЛТХ) вначале для первичных, затем опорных и, наконец, предпочтительного варианта проекта. Далее следует конструкторская проработка силовой схемы, топливного, сухих и приборного отсеков, двигателя, системы управления, органов управления, топливных систем и др. Идет итера-

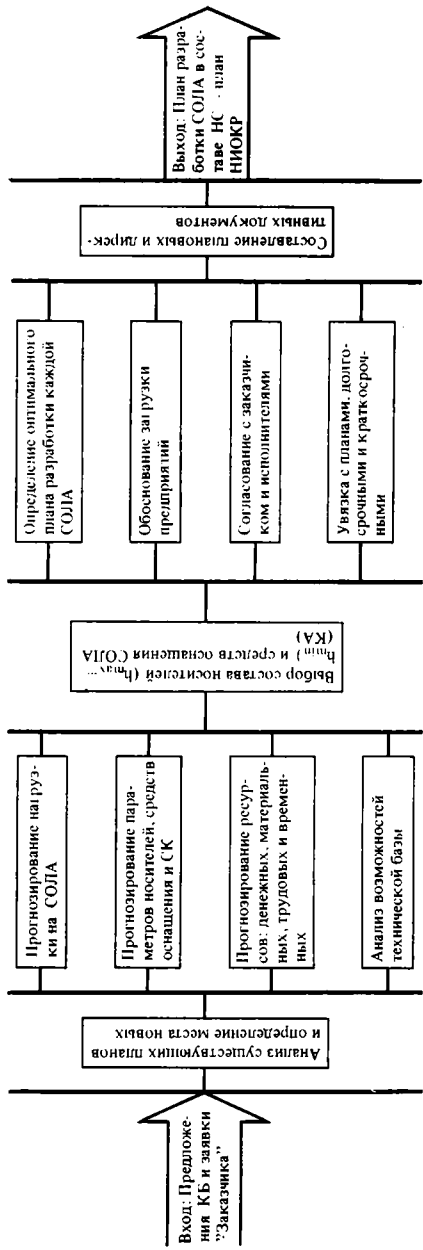


Рис. 3. Структура алгоритма работ САПЛ

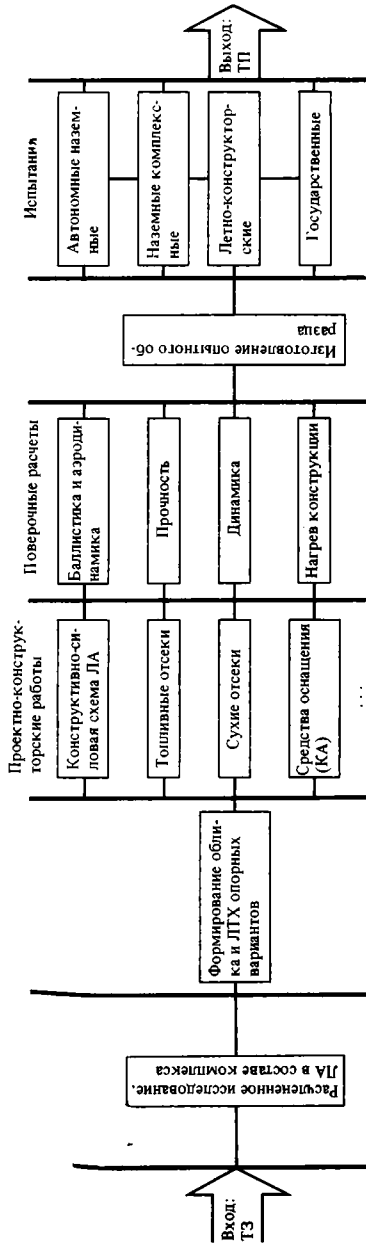


Рис. 4. Структура алгоритма работ САИР

ционный параллельно-последовательный циклический процесс конструирования. «Вершина дерева» образована задачами проверочных баллистических, динамических, аэродинамических, прочностных, теплотехнических, термодинамических и др. расчетов, подтверждающих ТЗ, а также экспериментальными работами по проверке новых конструкторских идей. На стадии оформления эскизного и технических проектов алгоритм САПР перестраивается. Наибольшее значение приобретают задачи конструирования, опытной отработки и формирования рабочей документации. Однако во всех случаях алгоритм САПР отражает итерационный дискретно-непрерывный многоуровневый циклический характер проектно-конструкторских работ.

В настоящее время в ОТС САПР достаточно эффективно решаются функциональные задачи, а также связанные с формированием первичного облика и ЛТХ ЛА. Начаты работы по решению задач выбора опорных вариантов с учетом основных конструкторских проработок. Однако все еще слабо внедряются методы решения задач конструирования: выбора компоновки, форм внешнего обвода, параметров топливного отсека, крыльев и других объектов ЛА. Одновременно активно разрабатывается программное обеспечение для проверочных расчетов.

Алгоритм САОЭ является динамическим, связанным со случайностями, и требует, как правило, принятия ответственных комиссионных решений. При организации опытной отработки широкое применение находят зависимости «надежность—время—денежные затраты—объем мероприятий» — $P(t, C, n)$. К типичным для ее использования относят задачи: 1) распределения средств, времени и мероприятий на этапы НИОКР с учетом опытной отработки; 2) распределения средств на испытательное оборудование, наземные и летные испытания (НИ и ЛИ) — планирование программ испытаний; 3) организации оптимального процесса НИ с учетом доработки и то же для ЛИ; 4) организации работ во время испытаний типовых объектов и др.

При решении первой задачи, как и при планировании, полагают, что на каждом i -м подпроцессе достижение уровня надежности P_{ij} обеспечивается совокупностью n_{ij} мероприятий, на которые расходуются средства $C_{ij}(P_{ij}, n_{ij}, t_{ij})$ и время t_{ij} , тогда задача заключается в определении параметров управления $P_y = P(P_{ij}, n_{ij}, t_{ij})$, при котором затраты на программу или процесс минимальны:

$$C_{\text{пр}} = \min \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^{m_i} \{C[k(t_i) C_{ij}(P_{ij}, n_{ij}, t_{ij}) + C_0], W_g\}, \quad (2)$$

$$P_y \in V,$$

где k и m_i — число стадий этапов и число агрегатов, включаемых в исследование i -го этапа; $k(t_i)$ — функция, учитывающая разномерные вложения средств; C_0 — затраты, не зависящие от P_{ij} , n_{ij} , t_{ij} ; W_g — заданная эффективность системы, определяющая

требуемый объем производства; V — ограничения технические, ресурсные и др.; t_i и t_{ij} — временные интервалы для этапов и под-
процессов; t_b — время разработки. В ограничения входят $\sum_{i=1}^k t_i = t_b$,

$t_b + t_n = T_0$ и $P_{ij} < 1,0$ и др. В случае оптимизации процесса наземных и летных испытаний ищут параметры управления P_{ij} , n_{ij} , t_{ij} при минимуме затрат и заданных начальной (проектной) надежности P_n и требуемой $P_{тр}$, а также аналогичных ограничениях [2]. Заметим, что основная трудность решения задач 1—4 заключается в сложности адекватного представления процессов с учетом неопределенности реализации.

Из анализа задач опытной отработки следует, что наиболее подходящими для автоматизации являются задачи планирования опытной отработки, подтверждения надежности с помощью статистических испытаний, выбора оптимального состава испытательного оборудования, проведения теоретических расчетов, подтверждающих исправность, и др. Ветви алгоритма САОЭ приведены на рис. 5. Заметим, что при автоматизации экспериментальной отработки в алгоритме САОЭ должна быть предусмотрена группа задач, связанных с автоматизацией эксперимента, например, обработкой показаний тензодатчиков, датчиков температур и др. Это направление автоматизации обеспечивает существенное повышение эффективности работы экспериментаторов.

Переход от управления развитием технических объектов (систем) к управлению ОТС является качественным скачком в формировании процессов НИОКР. Он заслуживает большего внимания к комплексным—системным вопросам организации процессов управления ОТС на основе современных ЭВМ, программного и информационного обеспечения, терминальных средств. Внедрение автоматизированных ОТС требует совершенствования не только методов решения задач оптимизации и оценок, но и организации управления процессами на основе многоуровневых матричных структур различных типов ОТС, сетевых графиков работ с учетом динамики и случайностей с использованием векторных критериев, матриц переходных состояний и др. Появление АОТС, связанное с ростом эффективности кибернетических средств, усиливает значение комплексного исследования на основе формализации задач планирования, проектно-конструкторских, проведения экспериментальной отработки и производства в процессе НИОКР. Естественно, уровень автоматизации различных ОТС НИОКР будет различным, наибольшей автоматизации следует ожидать в КБ, на заводах серийного производства; в меньшей мере — в планирующих организациях и подразделениях опытной отработки, т. е. там, где сложнее осуществляется формализация задач и труднее обеспечить бескомпромиссные решения.

Значение теории АОТС. Технические средства позволяют автоматизировать значительную часть процессов НИОКР. Однако, для того чтобы обучить ЭВМ проектированию или решению за-

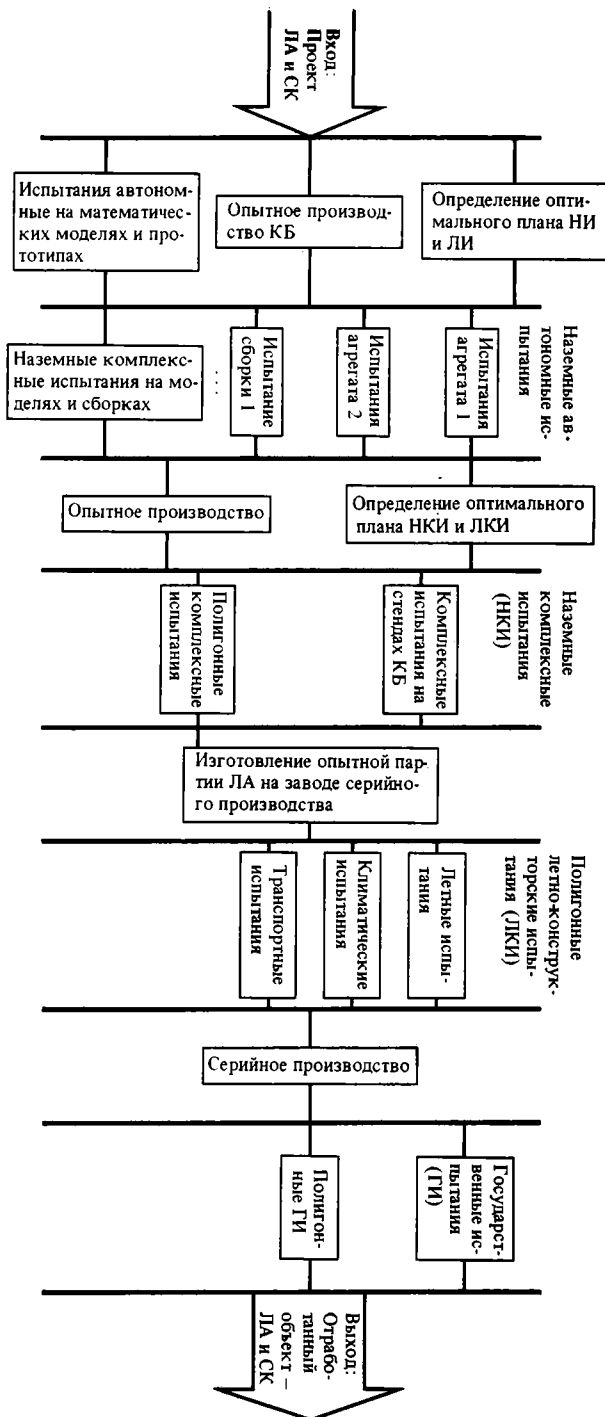


Рис. 5. Структура алгоритма работ CAOЭ

дач опытной отработки, нужно формализовать эти задачи — создать соответствующую теоретическую базу. Поэтому в ходе реализации возможностей техники, помимо больших материальных затрат на ее приобретение и установку, потребуются много усилий и времени на разработку теории, а также на создание информационного и программного обеспечения пользователей. Естественно, с развитием технических средств будут расти возможности теории и систем автоматизации управления предприятиями (АСУП), составной частью которых являются САПР, САОЭ, САПЛ и др. Особенно существенно значение теории на начальной стадии работ, когда неверно заложенные идеи могут принести существенный вред. Поэтому не случайно в тематике АН СССР ряд ключевых тем посвящен аспектам формирования теории проектирования, опытной отработки, планирования и методологии формирования САПР, САПЛ и САОЭ.

В связи с итерационным дискретно-непрерывным процессом проектирования, экспериментальной отработки и планирования при автоматизации растет сложность теории как науки. Она должна быть построена не только на основе формализации непрерывных процессов, подчиненных формальной математической логике, но и разрывных, когда принимаются компромиссные решения в условиях неопределенности на стыках подпроцессов с использованием диалектических закономерностей и эвристических соображений специалистов. В связи с этим теории проектирования, опытной отработки и другие являются более общими, чем математические науки, так как используют как формальные логические, так и диалектические методы исследования на базе современных ЭВМ и вычислительной математики.

Преодоление неопределенностей в АОТС. В практике НИ ОКР в связи с активной разработкой АОТС большее значение приобретает проблема преодоления неопределенностей при перспективных исследованиях [5]. Неопределенности связаны с неточностью в оценке: эффективности решений; условий использования; цели; значений параметров объекта, а также альтернатив технических решений. Неопределенность оценки эффективности вызвана некоторой неоднозначностью выбора критерия и неясностью его значения среди других свойств, характеризующих объект, а также неточностью определения критерия. Эта неопределенность частично устраняется на основе параметрического анализа и комплексного изучения объекта как подсистемы более сложной технической системы. Неопределенность целей обусловлена тем, что каждая задача исследования ОТС, как правило, связана с достижением нескольких целей. Эта неопределенность в какой-то мере парируется путем решения задач как векторных — компромиссных. Неопределенность условий (тактики) применения обусловлена разными альтернативами реализации (действий сторон) — эта неопределенность изучается на основе теории игр. Неопределенность значений параметров объекта и альтернатив технических решений учитывается различно. Например, при проектировании

ЛА неопределенность значений динамических параметров (зависящих от прогресса техники) находят методами эвристического, корреляционного, стохастического или комбинированного прогноза. Неопределенность альтернатив конструктивных решений сужают на основе автоматизации поиска лучших решений, путем использования пересечения множеств альтернатив в пространстве, построенном на разных критериях, использования дискретных итерационных процедур в сужающейся области реализуемых решений, перебора альтернатив методом динамического программирования и др. Неточность определения технических характеристик ЛА (весовых коэффициентов, удельной тяги и др.) учитывают введением весового резерва, а разброс траекторных характеристик компенсируют с помощью гарантийного запаса топлива. Учет неопределенностей в АОТС носит дискретный итерационный характер. На каждом этапе работ неопределенность устраняют в зависимости от роста эффективной информации различно, причем на каждом этапе работ приходится принимать конкретные, пусть не наилучшие решения. Такие решения сужают область неопределенности для дальнейшей работы. Условно процесс изменения степени неопределенности и риска при принятии решения во времени изображен на рис. 6. На рисунке область просматриваемых решений (степень неопределенности) определяется размерами телесного угла Ω , изменяемого дискретно волевыми решениями на соответствующих этапах работ.

Особое значение в ОТС приобретает неопределенность в оценке экономических показателей и надежности решений. С целью управления экономическими показателями и надежностью в условиях неопределенности при проектировании ЛА осуществляют динамичный многоуровневый циклический, весовой и экономический контроль, а для оценки обеспечения надежности—математическое статистическое моделирование и натурные эксперименты. В связи с тем, что комплексный характер исследования ОТС и сложных ТС (ЛА) требует чрезвычайных усилий для понимания всех тонкостей моделей программного и информационного обеспечения, особое значение имеет проблема распараллеливания—распределения задач между специализированными подразделениями на основе независимых-декомпозиционных многоуровневых многорежимных алгоритмов, а также задача построения итерационных процедур, обеспечивающих сходимость решения в интерактивном-диалоговом режиме. Так как влияние параметров управления на соседние подсистемы и системы более высокого уровня носит конкретный характер, число типовых моделей для «независимого» исследования задач в ОТС и ТС достаточно велико. Некоторое представление о таких типовых моделях (схемах) дает рис. 7. Заметим, что при оптимизации ТС (ЛА) декомпозиционные целевые функции отражают влияние конкретных параметров на качество систем более высокого уровня через частные—построенные каждая—в соответствии со своей типовой моделью. Например, стоимость выполнения задачи в декомпозиционной форме

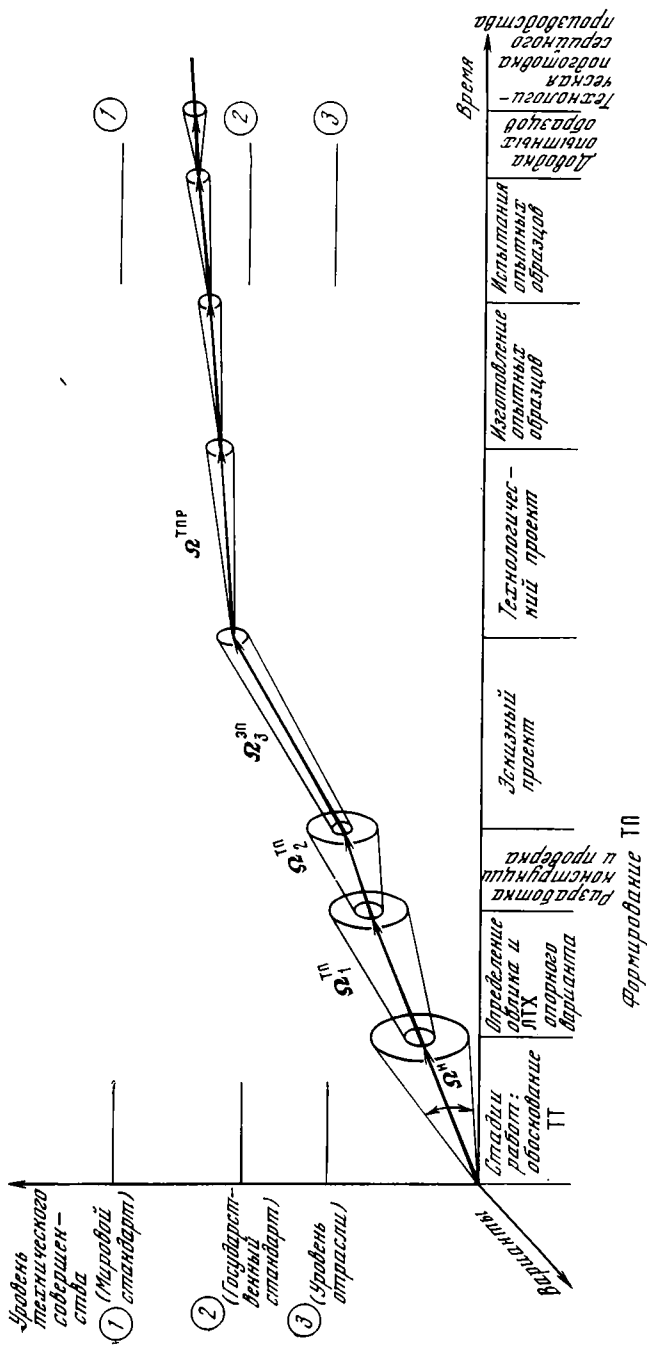


Рис. 6. Дискретный процесс сужения области поиска и уменьшения неопределенности на границах этапов и стадий работ

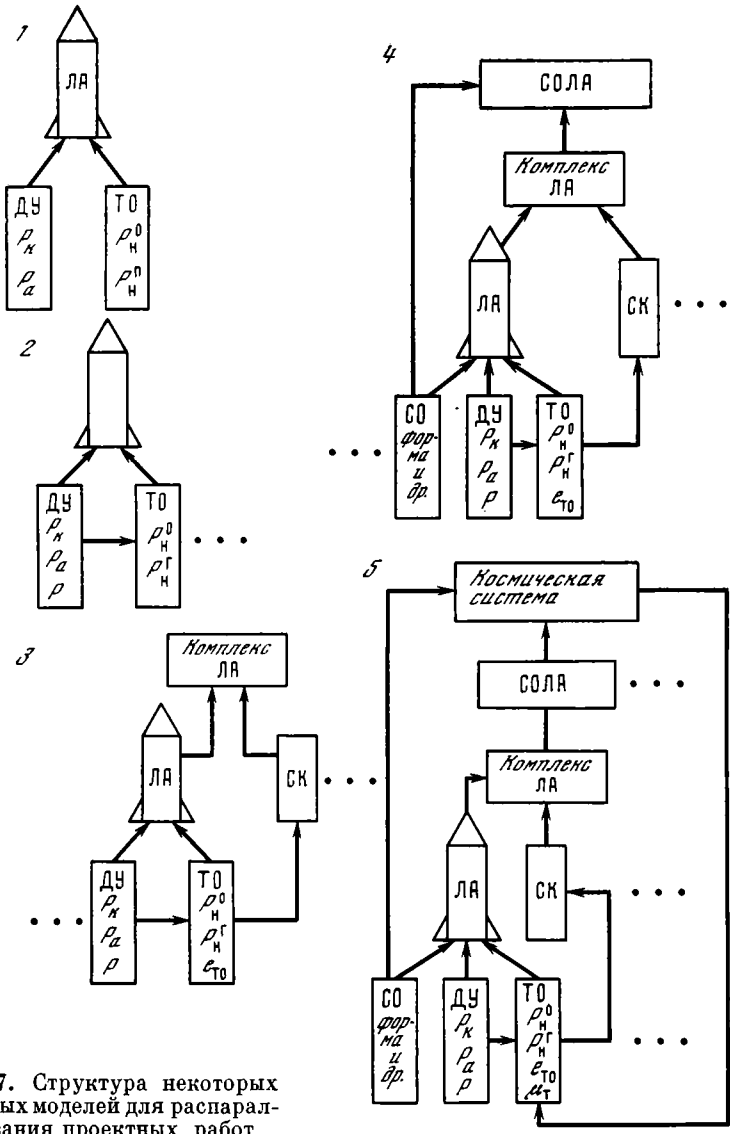


Рис. 7. Структура некоторых типовых моделей для распараллеливания проектных работ

1 — двухуровневая без корреляционных связей между двигателями (ДУ) и топливным отсеком (ТО); 2 — двухуровневая с корреляционными связями; 3 — трехуровневая с учетом влияния удлинения ТО ($l_{ТО}$) на СК; 4 — четырехуровневая с исследованием функциональных параметров средств оснащения (СО); 5 — пятиуровневая с выходом на выбор состава КС ($H_{max} - H_{min}$)

представляется так:

$$C_{ТЗ} = \min C [C_{ТЗ}(L_{\max} - L_{\min}, q, \dots), C'_n(n, d_i) C_p \times \\ \times (\lambda_i, \varepsilon_i) G_0(P_{k_i}, P_{a_i}, A), W_{Тр}^*], \quad \Pi_y \in V, \quad i = 1, n, \quad (3)$$

где $L_{\max} - L_{\min}$, q , d_i , n , ε_i , P_{k_i} , P_{a_i} , A — параметры управления; $C_{ТЗ}(\dots)$, $C'_n(\dots)$, $C_p(\dots)$ и $G_0(\dots)$ — частные целевые функции: стоимость выполнения задачи, пуска одного ЛА и одного ЛА, вес ЛА, V — ограничение, $W_{Тр}$ — требуемый уровень эффективности. Здесь уровень частных целевых функций в [2] $C_{ТЗ}(\dots)$, $C'_n(\dots)$ учитывает корреляционные связи между параметрами внутри моделей, например P_{k_i} и P_{a_i} в составе $G_0(P_{k_i}, P_{a_i}, \dots)$. Декомпозиционная же целевая функция представляет синтез типовых моделей, обеспечивающий итерационный поиск общего решения по всем параметрам управления ТС (ЛА). Поиск оптимальных характеристик ТС (ЛА) на основе декомпозиционных целевых функций ведется с учетом итерационного процесса нарастания информации, близкого к традиционному. С этой целью на основе многоуровневой структуры объекта и организации КБ строится система многоуровневых декомпозиционных целевых функций (моделей), учитывающих конкретные связи по параметрам управления. Далее с помощью модели верхнего уровня на основе прогнозных характеристик определяют оптимальные характеристики опорных вариантов. Затем по этим данным ведутся параллельно-последовательные итерационные работы над подсистемами ТС на соответствующих моделях с выдачей лучших (уточненных) решений на модель верхнего и передачей информации разработчиками на нижние уровни. Сходимость решения обеспечивается за счет интерактивного режима работы разработчиков в САПР. Адаптация поиска по мере уменьшения неопределенности за счет роста эффективной информации и принятия однозначных конструкторских решений ведется на основе уточнения структуры и коэффициентов моделей.

Отрицательные явления, связанные с автоматизацией. Для того чтобы повысить эффективность АОТС, необходимо учитывать не только положительные, но и отрицательные стороны процесса автоматизации. К отрицательным явлениям относят: отвлечение наиболее способных специалистов из сферы конкретных работ в область программирования и обеспечения расчетов на ЭВМ; переориентацию специалистов-исследователей с основного направления работ (проектирования и др.) на задачи системного программирования; психологический барьер, сверхдоверие к ЭВМ и развитие индивидуализма у отдельных специалистов, имеющих «свои» программы; значительные организационно-технические трудности, связанные с созданием ВЦ, установкой терминальных средств и др.; недостаточную эксплуатационную эффективность технических средств для решения всей совокупности конкретных задач АОТС НИОКР.

На начальной стадии формирования АОТС, естественно, требуется более полный учет опыта внедрения АСУП и первых САПР. Как известно, внедрение АСУП велось в условиях нехватки техники и кадров для ее эксплуатации. Проектирование АСУП, как правило, осуществлялось специалистами извне. Коллективы предприятий не были достаточно подготовлены ни практически, ни психологически к ее использованию. Следует отметить, что отрицательные явления и трудности, связанные с внедрением автоматизации, являются временными. Создание же САПР и других АОТС представляется необходимой закономерностью, обусловленной общим техническим прогрессом.

Выводы. Общность АОТС позволяет шире использовать методы и принципы теории технических систем, переносить методы исследования САПР на все АОТС, участвующие в НИОКР. Общность АОТС определила принципы формирования и структуру рассмотренных выше алгоритмов систем автоматизированного планирования (САПЛ), проектирования (САПР) и экспериментальной отработки (САОЭ). В настоящее время при формировании АОТС особое значение имеет создание теории, информационного обеспечения пользователей, совершенствование организации управления на основе комплексных показателей «надежность функционирования—денежные затраты—время—вектор мероприятий» и др.

Опыт показывает, что автоматизация без надежности исходной информации на моделях, часто лишенных физического смысла, полученных даже с учетом статистики прошлых лет, не дает надежных практических результатов. Такая автоматизация только иллюстрирует (рекламирует) возможности ЭВМ и терминальных средств. Поэтому необходимо усилить работу по отбору типовых научно обоснованных адекватных реальным объектам (процессам) математических моделей; формированию информационного обеспечения; разработке методов прогнозирования динамических параметров. В плане изложенного важны: задача координации работ над АОТС, участвующих в НИОКР; работа на стыках подпроцессов НИОКР; задачи стохастической оптимизации и оценки риска при принятии решения в условиях неопределенности; исследования по выявлению и разработке способов формализации эвристических приемов, используемых специалистами в подпроцессах НИОКР.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мишин В. П., Шеверов Д. Н. Некоторые проблемные вопросы автоматизации проектно-конструкторских работ.— В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1980, с. 76.
2. Шеверов Д. Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 263 с.
3. Тюрин Ю. А., Смирнов О. Л. и др. Автоматизация проектирования. М., 1980. 139 с.
4. Чебаненко В. М. Система тематического планирования НИОКР. М.: Экономика, 1980. 125 с.
5. Мишин В. П., Осин М. И. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 127с.

ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

А. В. ГУСЛИСТЫЙ

Работы в области создания современных сложных технических систем, в том числе космических аппаратов, требуют методического обеспечения, которое должно быть прежде всего системным, т. е. таким обеспечением, которое создается и совершенствуется как некоторая система, обладающая соответствующими свойствами целостности, многоуровневости и т. п.

Более строго, система методического обеспечения (СМО) работ представляет собой целостную совокупность принципов, стратегий, параметров, критериев и способов решения научно-технических задач, связанных с созданием и совершенствованием космических аппаратов (КА).

Рассмотрение СМО целесообразно проводить в рамках следующих типов декомпозиций объекта исследований: целевой, технической, аспектной и критериально-методической. Каждая из перечисленных декомпозиций СМО дает описание какой-либо одной стороны, и только рассмотрение различных декомпозиций и их отношений позволяет иметь относительно полное и цельное представление о системе методического обеспечения.

Рассмотрим особенности СМО в рамках проведения каждой из указанных декомпозиций.

Целевая декомпозиция. Целевой тип декомпозиции СМО включает задачи: обоснования требований к основным характеристикам перспективных КА; исследования технической возможности и целесообразности создания КА; прогнозирования и планирования развития КА с учетом аспектов унификации; оптимизации характеристик КА; проверки на соответствие предъявляемым требованиям основных характеристик КА в ходе натурных экспериментов и летных испытаний. Указанные задачи являются отправным моментом для разработки конкретных методов и методик.

Техническая декомпозиция. Объект исследования — КА, являясь конструктивно целой единицей (функциональным образцом), может рассматриваться на уровнях КА в целом; бортовые системы; агрегаты, блоки, узлы; комплектующие элементы. Три последних уровня с унификационной точки зрения охватывают так называемые сборочные единицы.

Последовательное рассмотрение вопросов создания КА по уровням указанной иерархии реализует логический принцип «от общего к частному». Использование этого принципа выде-

ляет КА со стороны его внутренних функций обеспечивающего характера (терморегулирование, энергопитание и т. п.).

Использование принципа «от частного к общему» приводит к декомпозиции, в которой КА рассматривается как элемент более общих систем (системы КА, космического комплекса и т. д.). Такой подход является важным с точки зрения определения роли и места исследуемого КА. Кроме того, этот принцип выделяет КА со стороны его внешних функций (в том числе и целевых).

Вертикальный (многоуровневый) характер структуры исследуемого объекта приводит к методически трудно решаемой задаче по увязке показателей эффективности и качества процессов функционирования объекта исследований, рассматриваемых с позиций того или иного иерархического уровня.

Наряду с «вертикальными» схемами исследований интерес представляют и «горизонтальные» схемы, в которых КА рассматривается как элемент параметрического ряда унифицированных изделий и как элемент (представитель) в цепи поколений КА одного и того же функционального назначения. Такой подход повышает уровень информационной обеспеченности исследуемого объекта за счет информационных связей по принципу аналогий.

Горизонтальные схемы исследований наряду с вертикальными позволяют более глубоко провести анализ объекта изучения. При этом необходимо сочетание методов оптимизации КА по вертикали (например, с использованием неэкономических показателей) с методами оптимизации по горизонтали, использующим, как правило, экономические показатели.

Аспектная декомпозиция. Здесь целесообразно различать следующие аспекты объекта исследований: развитие, функционирование, управление.

В аспекте «развитие» рассмотрению подлежат этапы жизненного цикла КА. Так, этапами создания КА являются проектно-поисковые исследования, разработка технических предложений, эскизное проектирование, техническое проектирование, испытания (наземные и летные).

Последовательность этапов можно связать с соответствующими правилами принятия решений при переходе от одного этапа к другому. При указанном переходе осуществляется принцип последовательного раскрытия неопределенностей относительно создаваемого образца.

В аспекте «развитие» исследуются такие свойства, как преемственность, перспективность (возможность дальнейшего совершенствования). Основным методическим аппаратом здесь является аппарат теории прогнозирования (изыскательского и нормативного). При этом значительную роль выполняют понятие и количественная оценка срока морального старения.

В аспекте «функционирование» следует различать, с одной стороны, процессы взаимодействия рассматриваемого объекта и среды, а с другой стороны, процессы взаимодействия между подсистемами исследуемого объекта. В первом случае имеем дело с выполне-

нием внешних функций (достижением внешних целей), а во втором — с выполнением внутренних функций.

Рассматривая процессы взаимодействия КА и среды, следует отметить важность построения моделей среды. При этом среду можно рассматривать и как совокупность каких-то материальных элементов и как совокупность режимов функционирования этих элементов. При моделировании процессов функционирования КА получает все большее признание необходимость учета неопределенностей, связанных со средой. Учет активных свойств среды приводит к классу разрывных функций, описывающих качество соответствующих процессов функционирования. Это требует разработки математического аппарата, позволяющего оптимизировать разрывные по искомым параметрам целевые функции.

В аспекте «функционирование» наряду с эффективностью, характеризующей качество выполнения внешних функций, исследуются также внутренние функции, качество выполнения которых, в частности, характеризуется надежностью, ресурсом КА. Для характеристики указанных свойств используется понятие срока активного функционирования.

В плане изучения межаспектного отношения «развитие—функционирование» интерес представляет установление соотношений между сроками активного функционирования и морального старения.

Важным свойством в аспектах «функционирование и управление» является автономность функционирования и автономность управления. В аспекте «управление» исследованию подлежат управление развитием КА, управление функционированием КА.

Единство аспекта управление развитием КА лежит в основе синтеза таких работ, как планирование и унификация КА и их бортовых систем, что является базой создания единой (для планирования и унификации) методологии.

Критериально-методическая декомпозиция. В этом типе декомпозиции целесообразно различать методические принципы, стратегии и методы исследований и т. п.; показатели эффективности и качества КА и их бортовых систем; правила (критерии) принятия решений.

В рамках критериально-методической декомпозиции основная роль принадлежит вопросам системной эффективности. К настоящему времени наметилась тенденция в дифференциации таких понятий, как показатели и критерии эффективности. Под показателями эффективности понимаются количественные характеристики свойств, определяющих эффективность, а критерии есть правила, по которым устанавливаются отношения между показателями эффективности для различных вариантов построения исследуемых технических систем. Системная эффективность включает аспекты целевой, экономической, временной и научно-технической.

К числу основных методических принципов следует отнести принцип упреждающего развития СМО с привязкой к долгосроч-

ным планам освоения и использования космического пространства. При этом из планов вытекают непосредственные задачи совершенствования СМО для конкретных типов КА.

Другим важнейшим принципом является морфологический принцип исследований. Этот принцип включает не только анализ, но и синтез объекта исследований. Обычно морфологический анализ выполняется для определения возможных вариантов построения исследуемого объекта и диапазонов изменения его характеристик, а морфологический синтез — для отыскания предпочтительного варианта. Интуитивное мышление может создавать воображаемую картину того, каким образом тенденции развития различных бортовых систем будут проявляться в различных вариантах КА. Однако неструктурированное интуитивное мышление может упустить из виду определенную долю целесообразных вариантов. Согласно Янгу¹ морфологический принцип исследования является «упорядоченным способом смотреть на вещи», позволяющим «добиться систематического обзора всех возможных решений данной крупномасштабной проблемы». Этот принцип структурирует мышление таким образом, что генерируется новая информация, касающаяся таких вариантов развития КА, которые при несистематической деятельности воображения ускользают от внимания.

К числу других принципов следует отнести обязательность использования теории размерностей и подобия. В этой теории используется дополнительная информация относительно того, что параметры объекта исследований обладают размерностями и существуют связи между независимыми, с одной стороны, и зависимыми размерностями, с другой стороны. Заметим, что в этом аспекте особую важность приобретает организация работ по закреплению множеств параметров, характеризующих КА и их бортовые системы. В сочетании с морфологическим принципом методы теории размерностей и подобия могут обеспечить исследование принципиально новых КА на ранних стадиях жизненного цикла.

Показатели эффективности и качества процессов функционирования характеризуют в количественной форме различные свойства КА применительно к определенным условиям его использования и могут быть подразделены на обобщенные показатели, охватывающие комбинацию аспектов (целевой, экономический, временной, научно-технический аспекты); показатели целевой эффективности; показатели экономических и временных затрат; показатели научно-технического аспекта эффективности.

Показатели целевой эффективности ввиду стохастического характера процессов функционирования КА описываются соответствующими вероятностными мерами.

¹ Янг Э. Прогнозирование научно-технического прогресса/Пер. с англ. М.: Прогресс, 1974.

На языке теории множеств и отношений системная эффективность описывается некоторым множеством множеств

$$\Phi: \{\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_j, \dots, \Phi_m; R_1, R_2, \dots, R_i, \dots, R_m\}.$$

Здесь Φ_j , $j = \overline{1, m}$ — множество показателей j -й аспектной эффективности; $R_i \subset \{\Phi_1^* \Phi_2^* \dots \Phi_m^*\}$, $i = \overline{1, m}$; * — символ декартова произведения; i — индекс конкретной проекции n -арного отношения: $R_i = R_i(|A|, \bar{A}, \Lambda)$, где A — исследуемая система, характеризуемая структурой $|A|$, поведением (режимами функционирования) \bar{A} и вектором параметров Λ .

Следует отметить, что множества Φ_j представляют собой как собственные показатели системы, так и несобственные.

К несобственным показателям системной эффективности можно отнести: в целевом аспекте — коэффициенты важности данной системы среди других систем в более общей системе, а также показатели вклада системы в решение более общих задач; в экономическом аспекте — удельный стоимостной вес данной системы (например, процентная доля затрат на систему); во временном аспекте — показатели, отражающие критичность времени создания данной системы по сравнению с другими элементами более общей системы (т. е. ответ на вопрос: лежит ли данная система на критическом пути при создании более общей системы); в научно-техническом аспекте — удельный вес научно-технической ресурсоемкости данной системы среди других элементов более общей системы.

Некоторые из отношений могут быть самостоятельными показателями системной эффективности. Например, информационно-экономический показатель эффективности (стоимость единицы информации).

Методы исследований эффективности и качества процессов функционирования КА и их бортовых систем составляют наиболее важную и многочисленную группу методических средств и включают: модели процессов функционирования КА, предназначенные для оценки их целевой эффективности и оптимизации характеристик на различных этапах жизненного цикла; инженерные методики расчета показателей информативности, оперативности, надежности и других свойств КА на различных этапах ее «жизни»; методики испытаний КА и их бортовых систем в натуральных условиях; экономико-математические модели применительно к КА; методики оценки временных затрат на создание перспективных КА; методы оценки экономического, временного и научно-технического рисков; методики оценки технического совершенства разрабатываемых средств; методы анализа эффективности КА на основе экспертных оценок и ситуационного моделирования; модели формирования оптимального критерия; методы векторной (многокритериальной) оптимизации.

Следует отметить неравномерность степени разработанности указанных методов и методик. В наибольшей мере имеет место разработанность целевой эффективности и экономических задач.

На основе анализа показателей эффективности и качества процессов функционирования КА и их бортовых систем могут быть сформулированы правила принятия тех или иных решений.

Различают критерии оптимальности, пригодности, предпочтительности, подобия.

Трудность формирования критерия состоит в том, что они базируются на использовании векторных показателей эффективности, в результате оказывается невозможным практически использовать отдельные локальные критерии из-за противоречивого характера получаемых рекомендаций. В связи с этим целесообразно использовать комбинированный принцип принятия решений, согласно которому лицо, принимающее решение (ЛПР), действует как на основе анализа оценок по локальным критериям (основанным на скалярных показателях), так и с использованием совокупности целевых функций в виде скаляризованного критерия оптимальности.

Особого внимания заслуживают вопросы формирования критериев подобия, представляющих собой условия постоянства сочетаний параметров КА, образующих безразмерные характеристики. Критерии подобия могут найти использование при сравнительном анализе отечественных и зарубежных КА.

Кроме того, сложностью разработки методических вопросов формирования критерия является обязательный учет неопределенностей различного рода. К числу способов раскрытия неопределенностей можно отнести имитационное моделирование, итерационные схемы (как реализация принципа адаптации), в аспекте развития — сочетание различных прогностических методов, т. е. реализация параллельного прогнозирования.

В системе методического обеспечения работ по созданию КА должен быть закреплён перечень параметров, характеризующих КА, их бортовые системы, а также характеристики внешней среды и системы КА — среда. Создание системы методического обеспечения прогнозирования развития КА требует решения следующих вопросов: выявления рациональной структуры указанной системы методического обеспечения; разработки методов оценки рисков создания КА; учета априорных сведений в алгоритмах прогнозирования и т. д.

Научная обоснованность принимаемых решений по вопросам развития КА может быть существенно повышена за счет познания природы двойственности образующих их элементов.

*

ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ ТЕПЛОПРОЧНОСТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И. Ф. ОБРАЗЦОВ, О. М. АЛИФАНОВ, В. С. КУЗНЕЦОВ,
В. И. ЛОПАТИН, Б. М. ПАНКРАТОВ, И. М. УКОЛОВ

Ускорение научно-технического прогресса определено в решениях последних съездов нашей партии как одно из главных направлений развития научно-технической революции в нашем обществе. Достижение этой цели ставит все более ответственные задачи перед наукой, требует повышения ее эффективности, дальнейшего развертывания фундаментальных исследований, органического соединения с ними прикладных исследований и, что особенно важно, ускорения внедрения научных разработок в народное хозяйство. Очевидно, возникает необходимость на основе комплексного использования современных достижений механики, теплофизики, математики, автоматики, измерительной и вычислительной техники качественным образом повысить эффективность тепловых и прочностных исследований и тем самым обеспечить проектирование рациональных конструкций, отвечающих высоким эксплуатационным требованиям. В частности, повышение эффективности связано с повышением точности и информативности измерений, оперативности обработки и отображения информации при относительном снижении стоимости используемых технических средств. Рост эффективности должен происходить при постоянно возрастающих требованиях к характеристикам конструкций и усложнении расчетных условий их эксплуатации. Главными направлениями их решения являются фундаментальные разработки в области теории и методов расчета и в области автоматизации процессов экспериментального исследования на основе измерительно-вычислительных управляющих и гибридных (аналого-цифровых) комплексов. Обе эти задачи пока еще, как правило, решаются раздельно, но они оказали большое влияние на повышение эффективности исследований. Анализ накопленного опыта позволяет, в частности, наметить дальнейшие пути совершенствования разработок в данной области.

Должны быть созданы методы и системы автоматизации экспериментальных исследований, базирующиеся на последних достижениях в области вычислительной техники, измерительной техники и микроэлектроники. Такие системы должны легко перестраиваться при изменении объекта исследования и программы эксперимента. Необходимо, чтобы с их помощью можно было не только осуществлять измерение и обработку экспериментальных данных, но и управлять ходом эксперимента. Системы должны обладать

средствами оперативного отображения результатов эксперимента, а также средствами диалога человека-экспериментатора с системой.

Конечным результатом работы системы автоматизации эксперимента должно быть построение модели исследуемой конструкции по экспериментальным данным. Необходимо разработать методологию автоматизированного эксперимента, опирающуюся на теорию и методы идентификации, теорию планирования эксперимента и современную теорию управления.

Представляется очевидным, что дальнейший прогресс в прикладных исследованиях связан с объединением теоретических и экспериментальных исследований в единый комплекс на основе автоматизированных систем расчетно-экспериментальных исследований. В настоящее время теоретические методы, позволяющие эффективно и в широких пределах решать задачи анализа и синтеза конструкций, играют ведущую роль в комплексе теплопрочностных исследований; однако, ограничиваясь только ими, не всегда удается учесть все существенные особенности и отобразить влияние многочисленных и весьма сложных для формализации факторов на функционирование реальной конструкции. Этот пробел ликвидируется с помощью эксперимента на натурной конструкции, который позволяет уточнить теоретическую модель задачи, а также вынести окончательное суждение о теплофизических и прочностных свойствах конструкции.

Можно выделить следующие конкретные задачи, относящиеся к области расчетно-экспериментальных исследований: автоматизация процесса сбора и регистрации данных; автоматизация процесса управления объектом исследования; автоматизация процесса интерпретации экспериментальных данных.

При всей важности каждой из этих задач можно в зависимости от вида и постановки экспериментальных исследований говорить о принципиально разной степени сложности и трудоемкости их решения в общей проблеме автоматизированной обработки данных.

Применительно к тепловым экспериментам и испытаниям особо трудным и ответственным является процесс идентификации тепло-массообменных моделей и определения граничных условий при исследовании тепловых режимов ЛА, их агрегатов и конструктивных элементов, установления теплового состояния исследуемых объектов. Этот процесс обычно сопряжен с решением обратных задач теплообмена в достаточно сложных, часто нелинейных постановках. Большие размерности и нелинейный характер решаемых задач, который требует итерационных уточнений решений в ходе определения искомых величин, влекут за собой значительные, подчас недопустимо большие затраты машинного времени при обработке результатов теплофизических экспериментов и испытаний.

Можно указать два способа снижения затрат времени на обработку данных. Первый заключается в создании эффективных методов и алгоритмов решения задач как первичной обработки, так

и интерпретации полученных данных. Второй состоит в совершенствовании технических средств вычислительной техники с целью увеличения ее быстродействия. Задача разработки эффективного вычислительного комплекса для автоматизации экспериментальных исследований должна решаться на основе системного подхода с обязательным учетом экономического эффекта от внедрения этого комплекса. Одни и те же задачи можно решить различными средствами, например, используя мощную, обладающую высоким быстродействием цифровую вычислительную машину, либо построив вычислительный комплекс из нескольких параллельно работающих мини-ЭВМ (многопроцессорная система), либо сформировав иерархическую измерительно-вычислительную и управляющую систему.

Учитывая высокое потенциальное быстродействие современных аналоговых машин, составляющее 200—500 млн. операций в секунду (под потенциальным быстродействием АВМ понимаем максимально возможную скорость вычисления, которой поставлена в соответствие количественная оценка, используемая для ЦВМ), оказывается рациональным способ распараллеливания вычислений за счет использования гибридных (аналого-цифровых) вычислительных систем (ГВС).

Включение в вычислительный процесс, основывающийся на удобных и универсальных принципах цифрового программирования, аналоговых модулей позволяет существенно повысить быстродействие системы вследствие как параллельности выполнения различных математических операций, так и возможности проведения расчетов в реальном или даже ускоренном масштабах времени. Заметим, что в двух случаях применение ГВС может быть обусловлено прямой необходимостью. Это, во-первых, случай управления работой экспериментальных стендов, когда требуется обрабатывать информацию одновременно с экспериментом, и, во-вторых, идентификация некоторого физического процесса, сопряженная с выявлением высокочастотного изменения исследуемых величин. Решение подобных задач в заданный интервал времени средствами только цифровой вычислительной техники бывает затруднено или даже невозможно. Во многих других ситуациях аналого-цифровые системы позволяют решать задачи обработки экспериментальной информации более быстро или более рационально с точки зрения затрат на оборудование и его эксплуатацию.

В Московском авиационном институте проведены комплексные исследования указанных концепций применительно к автоматизации тепловых и прочностных испытаний ЛА и разработаны системы автоматизированной обработки экспериментальных данных. Рассмотрим эти системы.

1. Гибридный комплекс для автоматизированной обработки результатов тепловых испытаний (АСОД).

Данная система находится в эксплуатации с 1976 г. Она представляет собой проблемно-ориентированный электронно-математический комплекс (совокупность технических средств и математи-

ческого обеспечения), позволяющий выполнять различные варианты и режимы обработки данных тепловых экспериментов при максимальной автоматизации всех операций процесса сбора и обработки. Основное назначение системы — повысить информативность, качество и достоверность обработки экспериментальных данных, значительно сократить сроки обработки и расширить класс задач теплового моделирования на разных стадиях проектирования и экспериментальной отработки теплонагруженных агрегатов и систем ЛА.

Принципы, положенные в основу построения АСОД, заключаются в следующем: возможность реализации гибридных методов решения задач для более эффективной обработки информации — важнейший принцип построения данной системы; эргатичность системы — возможность режима оперативного диалога пользователя с системой для ввода и вывода данных, прерывания процесса обработки информации с целью внесения изменений в процесс; универсальность вычислительных средств — использование в качестве процессоров системы универсальных ЭВМ, объединенных в единый автоматизированный комплекс; модульность программирования; иерархичность функционирования системы; эволюционность системы — возможность дальнейшего развития технических средств и математического обеспечения; декомпозируемость системы — возможность самостоятельного использования отдельных подсистем и вычислительных машин, входящих в ее состав.

К числу дополнительных требований к системе относятся требования ввода информации в систему как в цифровой, так и аналоговой форме, в том числе и непосредственно с датчиков; требования длительного хранения больших объемов информации и наглядного ее отображения в процессе обработки экспериментальных данных.

Созданный гибридный комплекс имеет в своем составе цифровые и аналоговые вычислительные машины, объединенные через интерфейсное устройство, активный терминальный пункт и ряд устройств отображения информации (рис. 1, 2). При работе комплекса в чисто цифровом режиме из контура системы временно выключается аналоговая ее часть. В этом случае весь процесс обработки экспериментальных данных полностью автоматизирован, «вручную» осуществляется только подготовка некоторой исходной и управляющей информации. Операции по преобразованию цифровой информации на этапе предварительной обработки (пересылка данных измерений из буферной памяти в основной вычислитель, тарировочные пересчеты, преобразование массива экспериментальных данных) проводятся с помощью специальных программ, написанных на языке низкого уровня — языке символического кодирования (ЯСК).

Первичная обработка включает автоматическое редактирование экспериментальной информации и статистический анализ. На этапе вторичной обработки решаются обратные задачи тепло-

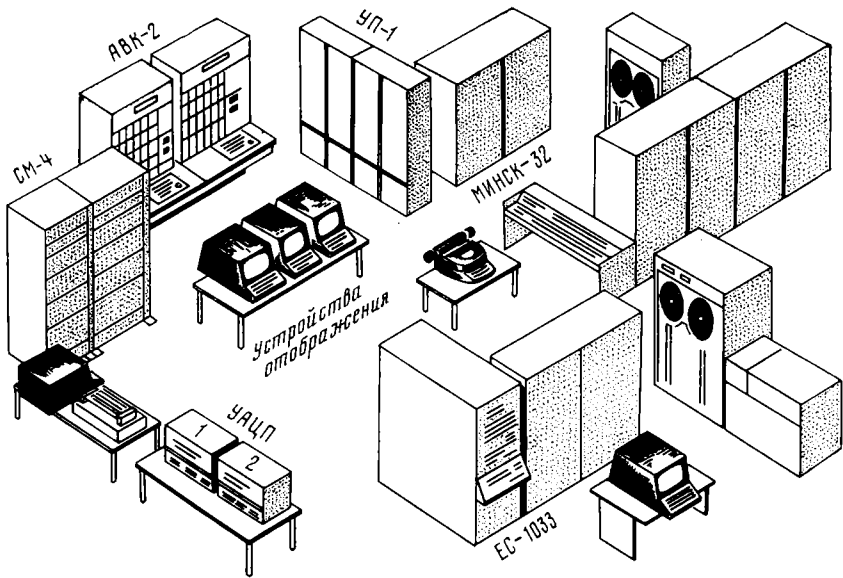


Рис. 1. Общий вид автоматизированной системы

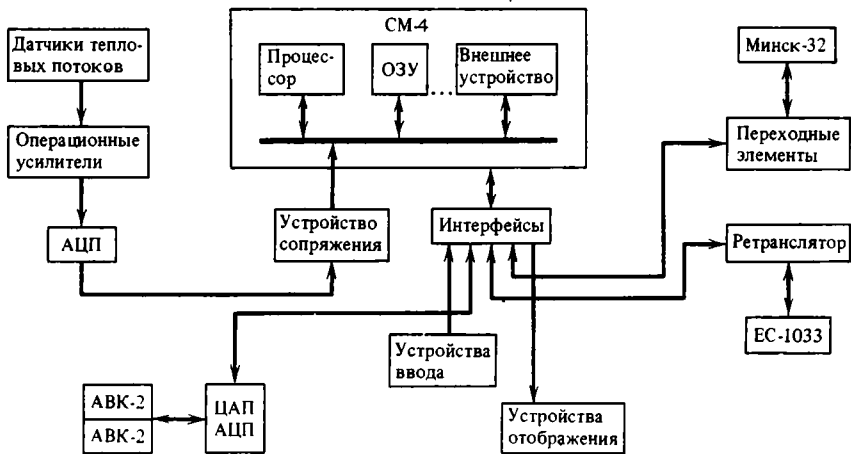


Рис. 2. Блок-схема автоматизированной системы

проводности для идентификации процессов теплообмена, протекающих в элементах конструкции и теплозащитных покрытиях. Обратные задачи теплопроводности относятся к классу некорректно поставленных задач, и для их решения нами разработаны специальные регуляризованные алгоритмы¹, основанные на принципе итерационной регуляризации.

Программы первичной и вторичной обработки данных написаны на алгоритмическом языке ФОРТРАН-IV.

Гибридный режим работы системы предполагает гибридизацию расчетов на этапе вторичной обработки экспериментальных данных. В гибридных вычислениях роль основного алгоритмического языка выполняет ФОРТРАН-IV. На его базе организован упрощенный гибридный язык. Заметим, что предложенный принцип итерационной регуляризации некорректно поставленных задач, основывающийся на согласовании числа итераций с погрешностью исходных данных в методах градиентного типа, весьма эффективно реализуется на гибридной системе применительно как к линейным, так и нелинейным обратным задачам теплообмена.

Анализ результатов гибридного решения задач в сравнении с чисто цифровыми результатами показал, что гибридное решение мало отличается от цифрового и имеет вполне приемлемую точность, а время аналого-цифрового решения теплофизических задач оказалось на 1—2 порядка меньше, чем в случае решения тех же примеров чисто цифровым способом.

Созданная автоматизированная система используется во многих экспериментальных исследованиях, показывая при этом свою высокую эффективность. В настоящее время, базируясь на основных принципах, положенных в основу данного комплекса и отработанных в процессе его эксплуатации, создается вторая очередь гибридной автоматизированной системы, в состав которой входят ЦВМ и АВМ третьего поколения (ЕС-1033, СМ-4, АВК-31). Также предусматривается возможность подключения в систему специализированного сеточного процессора, который является удобным средством решения двух- и трехмерных задач для уравнений с частными производными.

2. В основу построения системы автоматизированной обработки данных прочностного эксперимента и проведения исследований положены следующие теоретические концепции: 1) на основе сопоставления расчетных и экспериментальных данных с привлечением методов идентификации построить уточненную математическую модель, которая обеспечивает построение достоверной информации о напряженно-деформированном состоянии и прочности конструкции и может быть в дальнейшем применена во всем диапазоне случаев нагружения, в том числе и неиспытываемых, а также при расчетах различных модификаций конструкций;

¹ Панкратов Б. М., Алифанов О. М., Керов Н. В. Автоматизированная обработка данных эксперимента при тепловом проектировании и экспериментальной обработке летательных аппаратов.— Наст. сборник.

2) с другой стороны, теоретическая модель позволяет осуществлять оптимальное планирование эксперимента, что в свою очередь повышает информативность и достоверность окончательных результатов испытаний при сокращении объема, стоимости и продолжительности эксперимента; 3) значительный интерес представляют открывающиеся возможности проведения испытаний вплоть до момента, предшествующего разрушению. Нагружение при этом производится поэтапно. На каждом этапе в критических зонах конструкции обеспечивается совпадение расчетных и экспериментальных данных путем необходимого повышения «разрешающей способности», т. е. точности измерений и теоретических расчетов; 4) наконец, следующий важный класс задач расчетно-экспериментальных исследований охватывает те случаи, когда величины и характер внешних воздействий зависят от упругого поведения конструкции (задачи аэротермоупругости). При этом программа испытаний определяется в процессе самого эксперимента по результатам расчета, выполненного на идентифицированной расчетной модели.

Эти задачи, находящиеся на стыке эксперимента и расчета, являются новыми как в научном, так и техническом отношениях. Их решение стало насущной необходимостью.

В силу сложности задачи методология исследования должна базироваться на идеях системного анализа, общая схема которого предусматривает такие процедуры, как декомпозиция задачи на отдельные фрагменты (конструкция при этом расчленяется на подконструкции), решение отдельных фрагментов задачи на уровне подконструкций, синтез общей задачи на основе использования условия связи фрагментов (сочленение подконструкций). Этой методологии будем придерживаться в дальнейшем. Преимущества данного подхода очевидны. Они заключаются в следующем: четкая систематизация моделей на основе кинематических гипотез; согласованность всех моделей в силу того, что все они получены из одной, являющейся носителем математической модели реальной конструкции; стандартность преобразований, существенно упрощающая вычисления; наконец, непосредственная алгебраизация математических моделей различных уровней в силу того, что этим свойством обладает исходная модель нулевого уровня. По сути дела, для каждой локальной модели непосредственно получается ее конечно-элементный вариант.

Современные достижения в области методов расчета напряженно-деформированного состояния сложных конструкций, в области методов оптимизации, а также прогресс в развитии отечественной вычислительной техники создают предпосылки для решения задачи проектирования конструкции летательного аппарата на качественно новом уровне с рассмотрением конструкции как единой системы с необходимой степенью детализации, учитывая весь комплекс основных требований к ней, имея в виду оформление решения в виде системы автоматизированного проектирования (САПР).

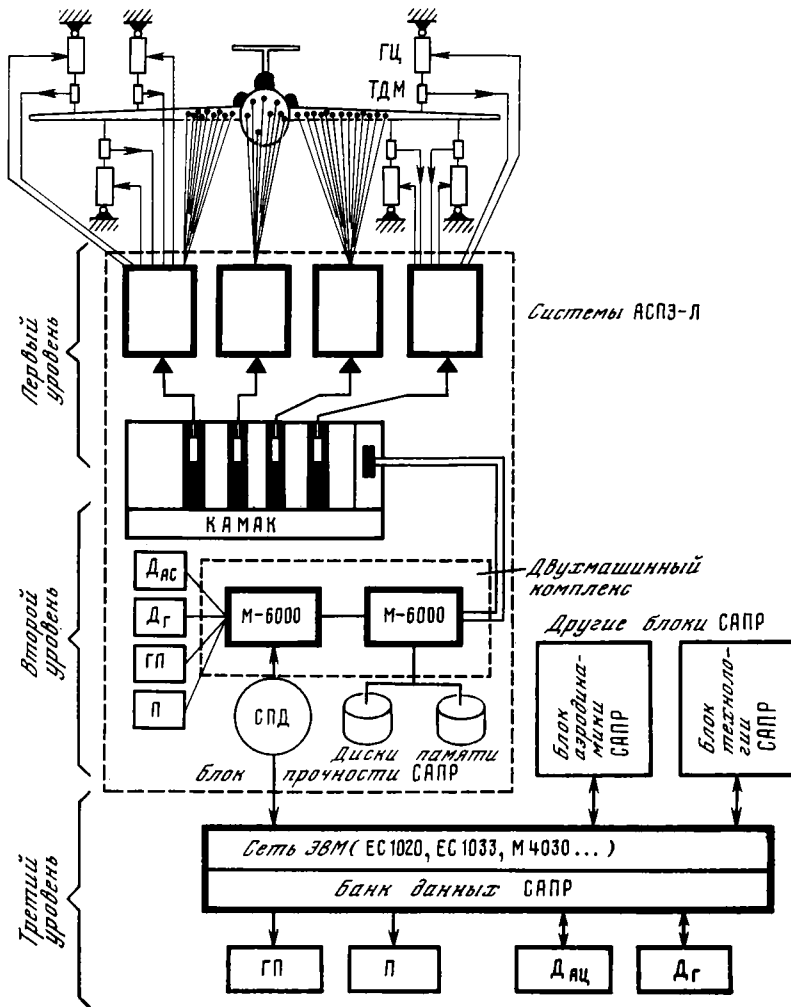


Рис. 3. Расчетно-экспериментальный комплекс МАИ для автоматизации прочностных исследований

Дац — дисплей алфавитно-цифровой; Дг — дисплей графический; СПД — система передачи данных; ТДМ — тензодинамометр; ГП — графопроектор; П — печать; ГЦ — гидроцилиндр

Нами разработан один из вариантов расчетно-экспериментального машинного комплекса для исследования прочности летательных аппаратов. В нем, на наш взгляд, в максимальной степени учтены изложенные выше требования. Структурная схема комплекса показана на рис. 3. В ней выделены три иерархических уровня.

Первый уровень образуют системы автоматизации локальных прочностных экспериментов (АСПЭ-Л). Они решают задачи сбора, измерения и первичной обработки экспериментальных данных, контрольно-измерительные задачи и задачи автоматизированного управления процессом нагружения. Число систем первого уровня определяется сложностью исследуемой конструкции. В задачи первого уровня входит также определение простейших (например, двумерных) математических моделей исследуемых подконструкций.

На втором уровне строятся обобщенные модели конструкции по экспериментальным данным. С учетом выбранных критериев проводится сопоставительный анализ расчетных и экспериментальных моделей. Вырабатываются варианты необходимых решений по уточнению программ и содержанию эксперимента или теоретических предположений. Организуется банк данных для моделей расчетно-экспериментальных исследований прочности ЛА для использования в САПР.

В зависимости от своей сложности задачи идентификации, диагностики, прогнозирования, опознавания образов могут решаться как на первом, так и на втором уровне. Возможно также распределение этих задач по частям между первым и вторым уровнем.

Третий уровень является в основном уровнем САПР. Он, естественно, может быть использован и в задачах автоматизации экспериментальных исследований для самых сложных вычислений. Здесь формируются расчетные прочностные модели конструкции с учетом аэродинамического, технологического и других блоков САПР. Решаются оптимизационные задачи расчетно-экспериментальных исследований прочности конструкции. Здесь же решаются задачи автоматизированного конструирования и реализуются алгоритмы получения рабочих чертежей исследуемой конструкции или ее подконструкций на высокочастотном графопроектировщике.

На всех трех уровнях комплекса человеку-экспериментатору или расчетчику предоставляются современные средства отображения качественной и количественной информации о ходе процесса исследования, а также средства общения с системами комплекса в диалоговом режиме.

Все системы комплекса реализованы на современной отечественной измерительной и вычислительной технике, выпускаемой серийно, с использованием стандартных средств сопряжения (интерфейсов).

В системах автоматизации локальных прочностных экспериментов (на первом уровне комплекса) используются тензометрические мосты К-732/1 с коммутаторами на 127 каналов каждый, мини-ЭВМ нового класса (типа 15 ВСМ-5 или ДЗ-28), цифро-аналоговые преобразователи для управления силовозбудителями от мини-ЭВМ (рис. 4). Для отображения информации и диалога применены печатающая машинка «Консул-254» и дисплей «Видеотон-340».

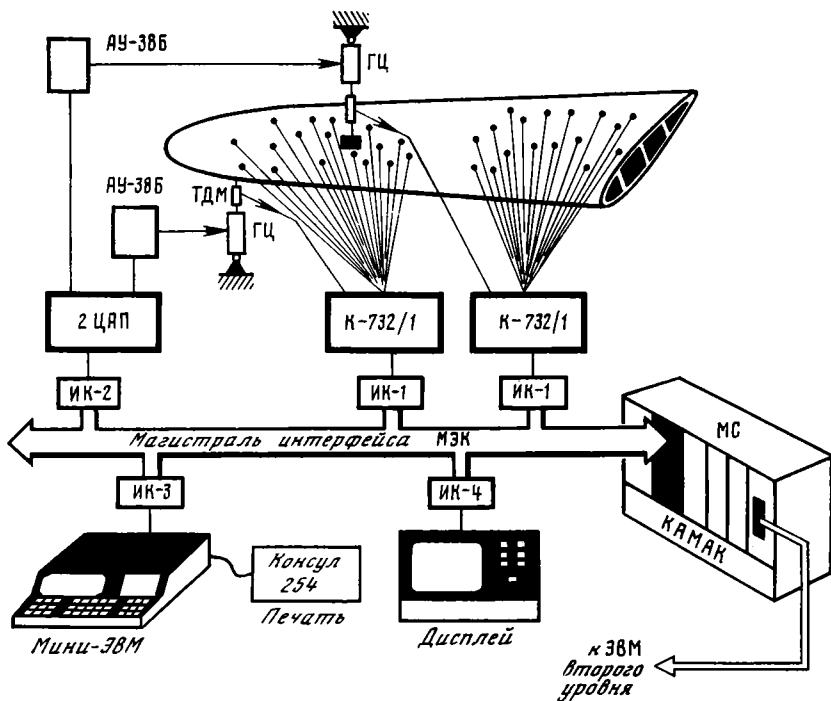


Рис. 4. Система автоматизации локального прогнозного эксперимента АСПЭ-Л

ГЦ — гидроцилиндр; ТДМ — тензодинамометр; ИК — интерфейсная карта; МС — модуль связи интерфейсов

Все эти устройства объединены стандартным приборным интерфейсом МЭК, прообразом которого является стандартный интерфейс IEEE-488-75. Для реализации интерфейса каждое из перечисленных устройств дополнено интерфейсным блоком (картой ИК на схеме), которые спроектированы и изготовлены в МАИ. Система АСПЭ-Л может работать либо как составная часть названного комплекса, либо самостоятельно при автоматизации других вариантов локального эксперимента. При изменении объектов исследования или задач, решаемых АСПЭ-Л (например, переход от режима измерения к режиму управления нагрузением), состав технических средств системы остается неизменным, меняется только программа.

Связь АСПЭ-Л с ЭВМ второго уровня осуществляется через кейт адаптеров в стандарте КАМАК. Использование аппаратуры КАМАК позволяет, меняя только кейт-контроллер, использовать на втором уровне разные типы универсальных ЭВМ либо организовать связь с ЭВМ третьего уровня непосредственно.

Использование в расчетно-экспериментальном комплексе стандартных интерфейсов и КАМАК позволяет легко (методами проектной компоновки) менять его структуру, состав используемых технических средств. А разрабатываемый в настоящее время в МАИ проблемно-ориентированный язык экспериментатора существенно упрощает процесс диалогового общения человека-экспериментатора с системой.

Использование такого расчетно-экспериментального комплекса позволяет перейти от традиционных испытаний прочности конкретных конструкций к прочностным и теплопрочностным исследованиям, т. е. перейти качественно на новую ступень изучения свойств создаваемых новых летательных аппаратов.

*

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ПРОБЛЕМЫ ИХ РАЗВИТИЯ

Л. А. КВАСНИКОВ, Л. Л. КЛОЧКОВА

Эффективность выполнения различных космических программ определяется в первую очередь их энергетическим обеспечением. Это условие столь же необходимо, как и энергосиловое обеспечение вывода космического аппарата на заданные орбиты, и может, как это имеет место для электрореактивных энергосиловых установок, решать и определенные траекторные задачи полета.

Бортовая энергетика двояко влияет на выполнение космической задачи полета: с одной стороны, — это обеспечение энергопотребления бортовой аппаратуры часто с достаточно сложным графиком нагрузки по времени, без которого сам полет является бессмысленным, с другой, — следует отметить взаимовлияние и достаточно четкую связь массы полезного груза, потребляющей энергию, с мощностью бортовой энергетической установки.

В опубликованной литературе при рассмотрении космических энергетических установок обычно не рассматривается конкретная привязка установки к заданной программе полета и описываются все применяемые, экспериментально исследованные и возможные к применению установки без критического обзора возможностей их применения.

Широко известный график областей применения энергетических установок в координатах мощность — время активной работы является сугубо ориентировочным (в области малых времен он достаточно тривиален), переходная область недель-месяцев работы, отводимая водород-кислородным топливным элементам, из года в год меняет свои границы, распространяясь по мере разработок в сторону больших времен и мощностей, а область больших времен и мощностей остается неоднозначной, допуская применение практически почти всех типов энергетических установок.

Такие сравнительные характеристики, как КПД, удельная поверхность, удельная масса, обычно используемые для сравнения, не являются достаточными и могут объективно рассматриваться лишь для однотипных и близких по уровню мощности, графику нагрузки, выполняемой задаче энергетических установок.

В настоящее время на борту космических летательных аппаратов применяются такие разнотипные установки, как топливные элементы и электрохимические источники тока с КПД 60—80%, солнечные батареи с фотоэлектрическими преобразователями при КПД 9—12% и полупроводниковые радиоизотопные установки с КПД 3%, часто в составе общей энерго-

системы, обеспечивающей выполнение сложной задачи полета. Удельные массы применяемых установок также различны. Их величина составляет: 40—50 для солнечных батарей, 400 для радиоизотопных источников, 10,7 и даже 3—4 кг/кВт для проектируемых ядерных энергоустановок большой мощности.

В то же время создание достаточно мощных энергетических установок второго поколения представляет собой сложную задачу, требующую достаточно длительного времени разработки, что вызывает необходимость определенной унификации по типам, уровню мощности и другим параметрам для возможности комплексного использования в ряде космических программ. Рассматривая с точки зрения энергетического обеспечения эти программы, можно было бы объединить в близкие по условиям эксплуатации группы: 1) орбитальные автоматические станции различного назначения с энергетическими установками малой мощности и сложным графиком нагрузки при энерговооруженности доли ватт на кг массы аппарата; 2) орбитальные обитаемые станции комплексного назначения, отличающиеся повышенным уровнем энергоснабжения и мощностью установок при сложном графике нагрузки и малой энерговооруженности; 3) транспортные космические аппараты с электрореактивными двигателями как для межорбитальных, так и дальних перелетов, отличающиеся мощностью установок от 20—25 кВт и выше при равномерном энергопотреблении и энерговооруженности от нескольких до десятков ватт на килограмм массы летательного аппарата; 4) комбинированные аппараты, использующие энергетическую установку на маршевом участке для перелета к конечной, например, геостационарной орбите, а затем для бортового энергоснабжения; 5) энергетические установки целевого назначения и большой мощности (энергоснабжение Земли из космоса и т. д.).

Наиболее общей оценкой различных типов энергетических установок для выполнения этих задач могла бы производиться по получаемой относительной полезной массе аппарата. Эта характеристика может быть, как известно, выражена через свои составляющие части, в которые входит относительная масса энергетической установки. Нетрудно показать, что относительная масса энергетической установки в свою очередь складывается из ее удельной массы и энерговооруженности корабля. Малый уровень энерговооруженности первых двух групп аппаратов сглаживает влияние удельной массы и КПД энергетической установки и выдвигает вперед различные эксплуатационные требования при выборе типа установки.

Сравнительные оценки установок для 2-й и 3-ей групп усложняются тем, что обычно сравниваются установки различного уровня разработки. Нами была сделана попытка поставить разнородные энергетические установки при сравнении в равные условия. Для этого применялась декомпозиция установок на их основные подсистемы, для каждой из которых на основании расчетных и статистических зависимостей можно достаточно близко опреде-

лить энергомассовые характеристики по характерному параметру, например тепловой мощности.

С учетом конкретной задачи полета проводилась многопараметрическая оптимизация установок с получением в итоге как относительной полезной нагрузки, так и параметров и масс основных подсистем. Во втором уровне оптимизации при этом возможно дальнейшее уточнение с оптимизацией каждой подсистемы, влияния ее параметров на энергомассовые характеристики установки в целом и заменой статистических зависимостей первого уровня на расчетные, полученные для каждой подсистемы. В принципе этот подход распространяется и на последующие уровни, расчлняясь поагрегатно, а затем и попроцессно.

Данные о массах подсистем позволяют более точно подходить к экономическим и лимитным оценкам установки, детализируя затраты в соответствии с особенностями подсистем. При малой энерговооруженности все рассмотренные типы энергетических установок дают близкие величины относительной массы с достаточно пологим минимумом по отношению температур. Это расширяет возможности конструктора при выборе габаритных размеров, связанных с величиной излучателя, и при выборе самой установки, связанном с имеющимся заделом, эксплуатационными особенностями и т. п. Повышение мощности и энерговооруженности аппарата приводит к существенному расслоению характеристик. Преимущества тепловых ядерных энергетических установок становятся более явными, наилучшими из них являются схемы термоэмиссионных и газотурбинных установок. Наиболее простая термоэлектрическая установка из-за сравнительно малого КПД становится малоэффективной.

При сравнении термоэмиссионной и машинной схем следует принимать во внимание различный уровень разработки подобного вида установок. С одной стороны, машинная схема достаточно полно разработана в смежных областях применения и, вероятно, поэтому проще в своем выполнении. С другой стороны, такие определяющие параметры, как КПД, в машинной установке находятся у своего верхнего предела и вряд ли претерпят существенное повышение без снижения энергомассовых характеристик.

В термоэмиссионных установках достигнутый и заложенный в расчеты для сравнения КПД в два-три раза ниже теоретически прогнозируемых, поэтому здесь имеются возможности для дальнейшего улучшения характеристик.

Интересно сравнение относительных масс различных энергоустановок для двух задач в зависимости от требуемой энерговооруженности космического аппарата. Если для пассивной орбитальной станции лучше энергоустановки с солнечными батареями и хуже ядерные с термоэлектрическим генератором, то для транспортной задачи с перелетом на геостационарную орбиту и бортовым энергоснабжением лучшей оказывается установка с тепловым ядерным преобразователем, а при дальнейшей разработке — термоэмиссионная ядерная энергетическая установка.

ДВИГАТЕЛИ С ШИРОКИМ ДИАПАЗОНОМ ИЗМЕНЕНИЯ ТЯГИ

В. В. МИХАЙЛОВ, В. Г. БАЗАРОВ

Стремительное развитие ракетной техники поставило перед учеными и конструкторами ряд новых проблем, требующих своего решения. Одной из актуальных на сегодняшний день является проблема исследований и разработки ракетных двигателей с широким диапазоном изменения модуля тяги. Здесь имеется в виду плавное изменение тяги в отношении более чем 1 : 5. В настоящее время обычные ракетные двигатели имеют это отношение порядка 1 : 1,5.

В связи с потребностями космического применения летательных аппаратов диапазон тяг и пределов их изменения очень широк. Уже в настоящее время есть необходимость создания двигателей с диапазоном регулирования до 1 : 500, а по американским данным до 1 : 900.

Регулирование модуля тяги ракетного двигателя представляет собой эффективное средство влияния на характеристики баллистической ракеты или полет космического летательного аппарата с совершением различных маневров. Основным преимуществом регулирования тяги является то, что оно дает возможность одной камерой сгорания удовлетворить условиям маневра, которые в любом другом случае потребовали бы большого усложнения конструкции двигательной установки (ДУ).

Необходимость регулирования модуля тяги может быть также обоснована возможностью оптимизации величины тяги на активном участке траектории полета ракеты, увеличением точности управления скоростью полета и маневрирования космических летательных аппаратов, включая торможение, коррекцию и стабилизацию такого аппарата.

Приведем требуемую глубину изменения тяги в баллистических ракетах и космических летательных аппаратах:

Корректировка при спуске с орбиты Луны	1,4
Перемещение по лунной орбите	6
Вертикальный спуск на Луну	10
Взлет с Луны	6
Старт с Земли (с экипажем)	2
Старт с Венеры (беспилотный)	1,3
Встреча на орбите	100
Баллистические ракеты	100
Управление вектором тяги	100—500

Разработкой дросселируемых ЖРД начали заниматься еще в 30-е годы как у нас в стране, так и за рубежом. Об интенсивном поиске различных способов изменения тяги свидетельствует обилие патентных материалов по этим вопросам США, Англии, ФРГ и других стран. Незнучность проблемы обуславливает в основном эмпирический подход к ней. Предложено большое количество конструкций дросселируемых двигателей, бессистемное претворение которых в жизнь создает новые проблемы и трудности.

Первые отечественные ЖРД, разработанные в начале 30-х годов ныне академиком В. П. Глушко [1], уже предусматривали возможность изменения тяги в небольшом диапазоне. В военные и первые послевоенные годы разработано сравнительно большое количество дросселируемых ЖРД. Так, А. М. Исаевым разработан ЖРД РД-1 для ракетоплана Болховитинова, двухкамерный ЖРД РД-2М-3ВМ, РД-3М, С2-911 и др. [2].

Определенным этапом в развитии дросселируемых ЖРД стали двигатели конструкции профессора Л. С. Душкина. Один из его двигателей был установлен на ракетоплане С. П. Королева.

В 40-х годах в Германии был разработан ряд дросселируемых ЖРД «Рейнтохтер» (степень дросселирования $\delta = 2$), Р-3386 фирмы BMW ($\delta = 6,3$), фирмы «Вальтер» ($\delta = 8$) и др. В Англии созданы ЖРД фирмы Амстронг Сиддли «Скример» ($\delta = 8$), фирмы Де Хевиленд «Спектр» ($\delta = 10$). Много конструкций дросселируемых ЖРД было предложено в США и ФРГ. В июне 1967 г. была завершена программа испытаний дросселируемого ЖРД мягкой посадки посадочной ступени КЛА «Аполлон» ($\delta = 10$).

В настоящее время эти работы интенсивно продолжаются у нас в стране и за рубежом.

Многочисленные испытания ракетных двигателей показали, что основным препятствием при отработке ЖРД с глубоким дросселированием ($\delta \geq 8-10$) являются неизбежно возникающие при снижении давления газов в камере сгорания низкочастотные колебания давления, приводящие в некоторых случаях к разрушению двигателя. Кроме этого, при глубоком дросселировании резко падает экономичность и ухудшается охлаждение стенок камеры сгорания. Устойчивость, экономичность и охлаждение двигателя взаимосвязаны. Следовательно, решение проблемы создания надежно работающего дросселируемого ЖРД неотделимо от успешного решения каждой из этих задач.

Отдельной, но не менее важной, следует считать задачу регулирования и стабилизации параметров дросселируемых ЖРД. При этом почти всегда имеет место различие в динамических характеристиках систем окислителя и горючего. В этом случае любое отклонение от оптимального соотношения компонентов топлива при достаточно интенсивном по времени дросселировании может сказаться на устойчивости горения и экономичности двигателя.

Известно, что тяга

$$P = k_p P_K F_{кр}, \quad (1)$$

а суммарный секундный расход топлива

$$G = \frac{P_k F_{кр}}{\beta}, \quad (2)$$

где P_k — давление в камере сгорания; $F_{кр}$ — площадь критического сечения; β — расходный комплекс.

Анализ уравнений (1) и (2) показывает, что при условии $F_{кр} = \text{const}$ уменьшение расхода G_{Σ} ведет к падению уровня тяги за счет уменьшения P_k . Вполне очевидно, что падение тяги за счет уменьшения $F_{кр}$ выгоднее, чем за счет уменьшения P_k . При уменьшении $F_{кр}$ расходный комплекс $\beta = \text{const}$, а коэффициент тяги k_p растет. Однако конструктивное исполнение камеры сгорания с изменяемой площадью критического сечения представляет большие трудности. Кроме этого, возникают трудности с охлаждением критического сечения и резко увеличиваются потери на трение в сопле. Поэтому изменение тяги путем изменения критического сечения сопла в ЖРД применяется лишь при его работе на унитарных топливах, обычно в комбинации с другими способами дросселирования тяги [3], чаще всего путем перемещения центрального тела тарельчатого сопла.

Таким образом, во всех отношениях изменение G_{Σ} является наиболее рациональным для изменения модуля тяги ЖРД. Известно, что расход через форсунку определяется выражением

$$G_{\phi} = \mu F_c \sqrt{2g\gamma\Delta P_{\phi}}, \quad (3)$$

где μ — коэффициент расхода; F_c — площадь сопла форсунки; ΔP_{ϕ} — перепад на форсунке; $\rho = \gamma/g$ — плотность компонента.

Из анализа уравнения (3) видно, что расход компонента зависит от μ , F_c , ΔP_{ϕ} и ρ , что и определяет способы уменьшения расхода.

В практике мирового ракетного двигателестроения можно отметить создание как опытных, так и серийных конструкций ЖРД, которые бы использовали для изменения тяги каждый из отмеченных параметров, а также их комбинации. Так, изменение плотности компонентов ρ достигается путем его предварительного насыщения газом [4] или путем перехода на компонент другой плотности, например, с керосина на водород [5]. Изменение проходного сечения форсунки F_c используется наряду со стабилизацией перепада давления с помощью кавитирующего дросселя в ЖРД посадочной ступени лунного модуля космического аппарата «Аполлон». Оптимальный вариант конструкции для решения всего многообразия современных задач ракетно-космической техники не найден.

С точки зрения обеспечения надежности и экономичности двигателей, наиболее перспективными являются схемы, обеспечивающие независимое регулирование расхода компонентов, качества смесеобразования и охлаждения. Такие возможности обеспечивают изменение коэффициента расхода центробежных форсунок μ . Конструктивно возможны различные приемы изменения

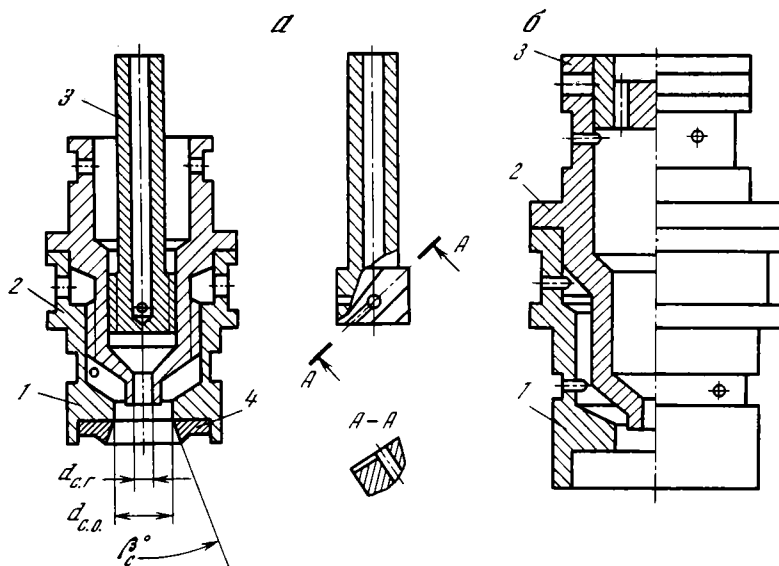


Рис. 1. Центробежные форсунки с изменяемым коэффициентом расхода
 а — двухканальная; б — перепускная

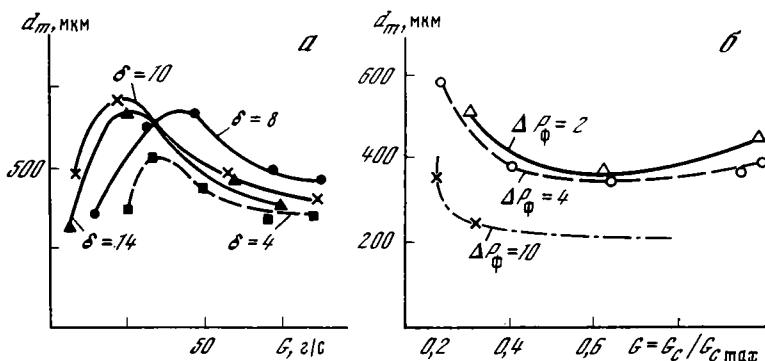


Рис. 2. Зависимость изменения качества распыливания от изменения расхода топлива

а — двухканальная форсунка; б — форсунка с перепуском топлива

и, связанные главным образом с изменением площади проходного сечения завихрывающих каналов и степени закрутки жидкостного потока в форсунке.

Применение в ЖРД двухканальных центробежных форсунок типа широко известных в турбореактивных двигателях [6] дает возможность создания компоновки, не содержащей в смесеобразовательной головке подвижных элементов, использования традиционного для ЖРД-строения многофорсуночного варианта

с двухкомпонентными форсунками. После обширных гидравлических исследований были разработаны двухканальные и перепускные низкоперепадные форсунки ЖРД. Они состоят из соосно установленных один в другом элементов, образующих по линии каждого из компонентов камеру закручивания, сопло и завихрители (в виде тангенциальных или шнековых каналов). В двухканальных форсунках выполнено 2 пояса завихривающих каналов, в перепускных — один завихривающий и один отводящий, соединенный со сливом топлива в магистраль низкого давления (рис.1, а,б). Было разработано несколько конструктивных вариантов указанных форсунок, сменные элементы которых позволили оптимизировать их геометрическую форму и размеры. Они подтвердили теоретически предсказанную возможность поддержания удовлетворительного качества распыливания в широком диапазоне изменения расхода топлива (рис.2, а,б).

Запуски камер сгорания, оснащенных такими форсунками, продемонстрировали возможность 15-кратного изменения тяги при обеспечении устойчивости рабочего процесса. Полнота сгорания при этом составила на номинальном режиме $\varphi_{рк} = 0,96 \div 0,98$, плавно уменьшаясь до $\varphi_{рк} = 0,91 \div 0,93$ по мере уменьшения тяги (рис. 3).

Интересные данные получены в области исследований и создания механически регулируемых распыливающих устройств. В результате сравнительного анализа возможных типов механически регулируемых форсунок при исследовании были использованы шнековые ступенчатые и щелевые регулируемые форсунки с перемещающимся шнеком, как приводные, так и автоматические.

Автоматическая шнековая ступенчатая регулируемая форсунка представлена на рис. 4. Работает она как простейший регулятор прямого действия. Было исследовано смесеобразование и особенности рабочего процесса в камере сгорания КС-4, снабженной 33 автоматическими форсунками.

С помощью специальной электроискровой установки получены спектры распыла обоих компонентов топлива. Анализ интегральных и дифференциальных функций распределения показал, что по мере дросселирования распыл становится более тонким и однородным, увеличиваются углы факела распыла. Разработана методика экспериментально-теоретического расчета рабочего процесса при дросселировании двигателя. За основу принята испарительная модель рабочего процесса. Анализ результатов расчета показывает, что уменьшение диаметров капель в 2—2,5 раза позволяет на режиме 10-кратного дросселирования (без учета охлаждения) получить полноту выгорания топлива, превышающую на 1—2% этот же параметр на номинальном режиме. Расчеты, проведенные на ЭВМ, показали, что при дросселировании несколько замедляется процесс перемешивания пристеночного слоя с ядром потока. Это способствует охлаждению стенок камеры сгорания в конце процесса дросселирования.

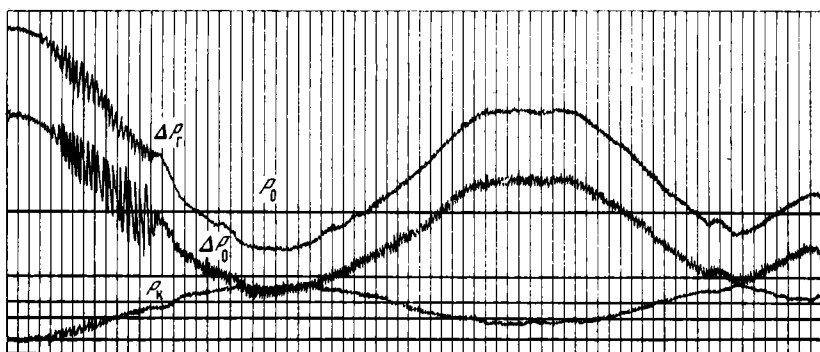


Рис. 3. Оциллограмма запуска модельной камеры сгорания с глубоким дросселированием тяги

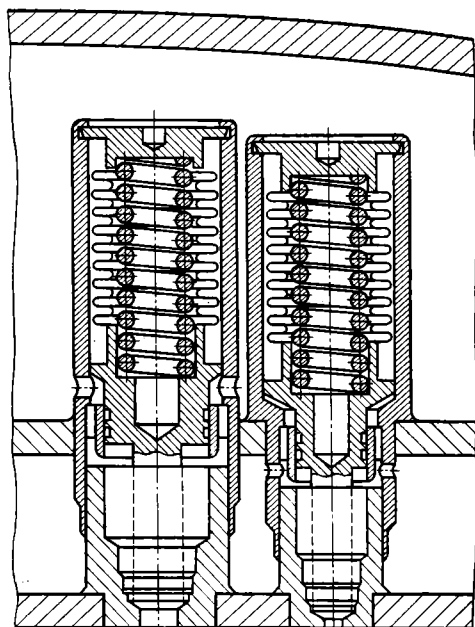


Рис. 4. Автоматические шнековые регулируемые форсунки в смесеобразовательной головке камеры сгорания КС-4

Исследование гидравлических характеристик головок, снабженных автоматическими форсунками, показало, что можно оптимизировать подачу горючего на охлаждение в пристеночный слой, если по периферии регулируемой головки установить нерегулируемые, а в центре — регулируемые форсунки.

Рассмотрены основные параметры, от которых зависит устойчивость дросселируемых ЖРД. Сняты амплитудно-частотные характеристики автоматических форсунок. Получение достоверной математической модели автоматической форсунки позволило перейти к практическому решению задачи по исследованию устойчивости конкретного дросселируемого ЖРД КС-4.

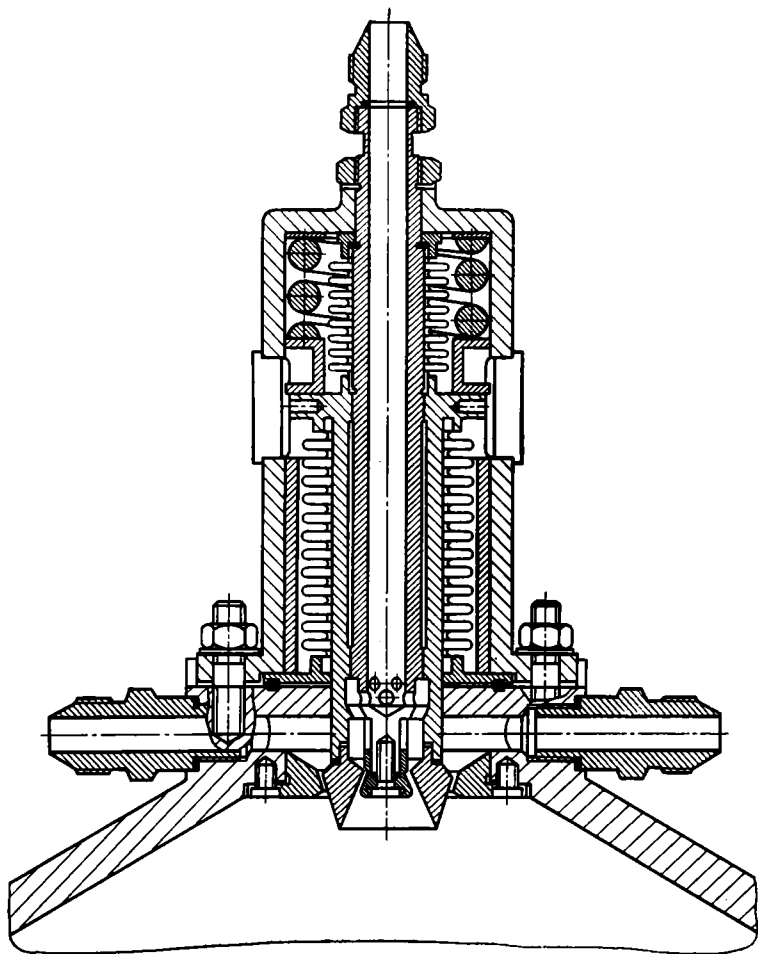


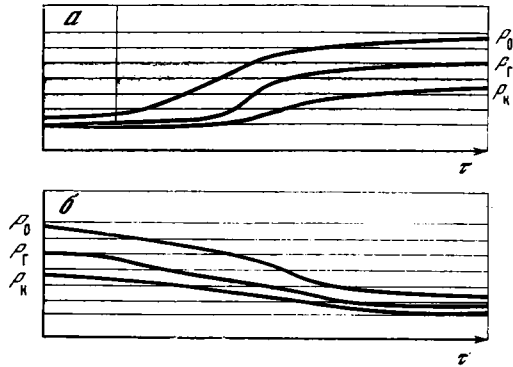
Рис. 5. Щелевая двухкомпонентная форсунка

В основу исследования положена математическая модель ЖРД, предложенная Артамоновым [7], с введением в нее уравнения автоматической форсунки. В результате решения этой системы уравнений методом Д-разбиения получены границы устойчивости дросселируемого ЖРД с автоматическими форсунками.

Получен очень важный результат. Дросселируемый ЖРД КС-4 имеет критерий устойчивости, в два раза превышающий этот же критерий у обычного ЖРД. Таким образом, в области низкочастотных колебаний автоматические форсунки выступают в качестве сервостабилизаторов работы дросселируемых ЖРД.

Щелевая двухкомпонентная форсунка представлена на рис.5. В автоматическом варианте она также работает как регулятор прямого действия. Для этого типа форсунки получены основные

Рис. 6. Запуск (а) и останов (б) дросселируемого ЖРД с автоматическими форсунками



гидравлические характеристики и критериальные уравнения, на основании которых можно рассчитывать коэффициенты расхода на всех режимах работы двигателя. Форсунка этого типа была установлена на головке дросселируемого ЖРД КС-5.

Огневые испытания экспериментальных дросселируемых камер сгорания КС-4 и КС-5 показали, что автоматические регулируемые форсунки являются эффективным средством обеспечения устойчивой работы двигателя при его глубоком дросселировании. Вместе с тем они обеспечивают управляемые запуск и останов двигателя (рис. 6). Во всем диапазоне дросселирования коэффициент потерь в камере $\varphi_{рк} = 0,93 \div 0,96$. Следует отметить, что экономичность двигателей со щелевыми форсунками еще недостаточно высока. Для достижения более высокой экономичности таких двигателей необходимы новые конструктивные решения, обеспечивающие хорошее качество распыла на всех режимах работы двигателя. Двигатель КС-4 прошел успешное испытание на ресурс и надежность. Общая наработка камеры с автоматическими форсунками составила 1 ч 50 мин.

В результате проделанной работы проведены систематические исследования и получены практические рекомендации для НИИ и КБ, которые позволят последним избегать ошибок, целенаправленно и технически грамотно подойти к очень важной работе, направленной на создание современных глубоко дросселируемых ЖРД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Глушко В. П. Ракетные двигатели ГДЛ-ОКБ.— АПН, 1976, с. 75.
2. Космонавтика. Маленькая энциклопедия / Под ред. В. П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1968. 527 с.
3. Throttleable thruster system: Report, 1969, N 69/4726, p. 3—86.
4. Пат. 3266236, 1966 (США). Ракетный двигатель управляемой тяги.
5. Пат. 4073138, 1978 (США). Комбинированный ракетный двигатель.
6. Дитяткин Ю. Ф. Распыливание жидкостей. М.: Машиностроение, 1968. 207 с.
7. Артамонов К. И. Устойчивость работы жидкостного ракетного двигателя.— Изв. АН СССР. Механика и машиностроение, 1961, № 1, с. 64—69.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ МЕДИЦИНСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ВО ВРЕМЯ ДЛИТЕЛЬНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ НА ОРБИТАЛЬНОМ КОМПЛЕКСЕ «САЛЮТ-6» — «СОЮЗ» — «ПРОГРЕСС»

О. Г. ГАЗЕНКО, А. Д. ЕГОРОВ

1979 год завершил восьмое десятилетие двадцатого века. И поэтому вполне естественным является желание проанализировать результаты исследований, выполненных в последних и предшествующих полетах. К 12 апреля 1980 г. совершено 39 пилотируемых полетов, в которых участвовало 45 советских космонавтов и 4 космонавта из социалистических стран. По одному полету совершили 28 человек, по два — 16 человек, по три — 5 человек. Весьма существенно, что в космических полетах участвовали два врача—Б. Егоров и В. Лазарев. В подготовке полетов, их обеспечении, контроле за состоянием космонавтов, в анализе и обобщении накопленных данных участвовали многие коллективы и специалисты различного профиля (инженеров, биологов, врачей, технического персонала, ученых и т. д.).

Истекшее десятилетие характеризовалось проведением исследований с помощью долговременных орбитальных станций. Отличительной особенностью пилотируемых полетов орбитальных станций в плане медицинских исследований является большая длительность пребывания человека в невесомости и значительное увеличение объема жилых помещений станции. Последний момент имеет двоякое значение: с одной стороны, представляется возможным разместить на борту станции разнообразную аппаратуру для научных медико-биологических исследований, а также средства профилактики неблагоприятного воздействия невесомости; с другой — значительно снизить влияние на организм гипокинезии.

Следует также указать, что на орбитальных станциях могут быть созданы более комфортабельные условия быта, личной гигиены и т. д. Наконец, необходимо иметь в виду, что применение комплекса профилактических средств может в определенной степени сглаживать реакции организма на невесомость.

В 1971—1979 гг. на орбитальных комплексах «Салют-1, -3, -4, -5, -6»—«Союз» совершили пилотируемые полеты 9 основных экипажей (длительность полета от двух недель до полугода) и 4 экипажа посещения (длительность полета около недели). В общей сложности по этим программам в полете участвовало 24 человека (3 из них работали на станции по два раза), общий

налет составил 1302 чел/суток, из них полет основных экспедиций 1242 чел/суток, экспедиций посещения 60 чел/суток. Суммарное время пребывания в полете основных экспедиций на орбитальном комплексе «Салют-6»—«Союз» составило 822 чел/суток.

Полеты наибольшей длительности (от 96 до 175 суток) были осуществлены в СССР в 1977—1979 гг. на орбитальном комплексе «Салют-6»—«Союз». В этих полетах приняли участие 3 основных экспедиции (96, 140, 175 суток) и 4 экспедиции посещения, причем 3 из них интернациональные, включающие в состав каждого экипажа по одному космонавту от СССР и по одному космонавту от ЧССР, ПНР и ГДР соответственно. Основными вехами каждого из беспрецедентных по длительности полетов были: выход и работа экипажей вне орбитального комплекса (соответственно на 10, 45, 172-е сутки полета); совместная работа каждой из первых двух основных экспедиций с двумя экипажами посещения, а также первой с одним, второй и третьей основных экспедиций с тремя транспортными кораблями; выполнение многочисленных научных, научно-технических, медико-биологических исследований и наблюдений.

Как известно, станция «Салют-6» относится к космическим станциям второго поколения, поскольку она обладает двумя стыковочными узлами и тем самым обеспечивает возможность стыковки транспортных кораблей «Прогресс», дозаправку систем станции, пополнение ее расходующих ресурсов, доставку дополнительного научного оборудования и т. д.

Основные медицинские задачи, решаемые во время полетов орбитальных комплексов «Салют»—«Союз», заключались в обеспечении хорошего состояния здоровья и достаточной работоспособности экипажей в полете, в проведении медицинских исследований, управлении комплексом профилактических мероприятий в целях предотвращения неблагоприятного воздействия факторов полета на организм человека и подготовки основных экипажей к воздействию земной силы тяжести.

В ходе полетов группы медицинского обеспечения в Центре управления полетом совместно с консультативно-прогностической группой Центра сбора и обработки медицинской информации на основе детального оперативного анализа всей медицинской информации, а также информации об общем ходе полета формировали управляющие рекомендации по использованию профилактических средств, режиму труда и отдыха, питанию, водопотреблению и по организации отдыха и досуга.

В длительных полетах на орбитальной станции «Салют-6» участвовали: Ю. В. Романенко и Г. М. Гречко (первая орбитальная станция), В. В. Коваленок и А. С. Иванченков (вторая орбитальная станция), В. А. Ляхов, В. В. Рюмин (третья орбитальная станция). Они глубоко изучили весь предшествующий опыт пилотируемых полетов, физически и морально подготовили себя к выполнению именно длительных полетов. Следует отметить,

что до совершения длительных полетов на орбитальном комплексе «Салют-6»—«Союз» у ряда специалистов были сомнения в возможности сохранения работоспособности в космических миссиях продолжительностью до 6 месяцев. Однако совершенные космонавтами полеты подтвердили существовавшие в этом отношении более оптимистические оценки и показали, что в течение трех-четырех недель пребывания на орбите организм человека достаточно хорошо приспосабливается к условиям космического полета. Следует отметить, что по истечении месяца эффективность деятельности космонавтов не только не снижалась, но даже увеличивалась и превосходила предполетный прогноз.

Программа полета включала обширный круг исследований. Сюда входили научно-технические исследования, ориентированные на совершенствование космической техники, а также исследования самого космического пространства и природных ресурсов Земли в интересах различных областей народного хозяйства. Важное значение в научной программе имели медико-биологические исследования. Экипажи были хорошо ориентированы в комплексе проблем, с которыми они столкнулись в космическом полете, и были хорошо подготовлены к проведению различных исследований и экспериментов, что явилось важным фактором, способствующим сохранению необходимого уровня работоспособности и выполнению всей программы полета.

Большую роль в успешном выполнении программы полета играет также способность адаптации к условиям полета, в частности, к невесомости. Это было обусловлено как индивидуальными физиологическими особенностями, которые пока еще не всегда удается достаточно точно спрогнозировать на Земле, так и всем комплексом медицинских мероприятий (отбор, подготовка, профилактические средства), проводимых перед полетом и в процессе его выполнения. Необходимо отметить, что обобщение опыта каждого предыдущего полета способствует совершенствованию медицинского обеспечения предполетной подготовки космонавтов и их полета на орбитальных комплексах. Очевидно, это сыграло немаловажную роль, так как в двух последних экспедициях, несмотря на увеличение их продолжительности, экипажи легко, может быть, даже легче, чем их коллеги, летавшие до них, не только приспосабливались к невесомости, но и к условиям Земли после длительного пребывания в полете. И, наконец, существенное значение в поддержании инициативы и работоспособности в длительных полетах имеет творческий вклад экипажа в планирование своей деятельности и составление программ полета. В последних экспедициях мера участия экипажа в этой работе была заметно больше, чем во всех предшествующих полетах, что способствовало лучшей организации жизни на борту, поддержанию целеустремленности и работоспособности.

Вместе с тем экипажи точно и пунктуально старались выдерживать все рекомендации, регламентирующие их деятельность, и, в частности,— выполнение процедур, связанных с контролем

состояния здоровья и управлением комплексом профилактических мероприятий.

Медицинский контроль состояния здоровья в полете состоял в получении ежедневных отчетов о самочувствии и самонаблюдениях космонавтов, включая также и некоторые измерения, проводимые самостоятельно космонавтами (периодические измерения артериального давления, частоты пульса, температуры тела, массы тела, объема голени и др.). Ежедневно проводился специалистами-психологами анализ радиопереговоров, данных телевизионного наблюдения, результатов выполнения основных рабочих операций. Для объективной оценки состояния здоровья один раз в 7—10 суток в так называемые медицинские дни проводились углубленные медицинские обследования. Они были ориентированы главным образом на изучение реакций сердечно-сосудистой системы, кровенаполнения различных областей тела как в покое, так и при функциональных нагрузках. В качестве дозированных функциональных нагрузок использовалось применение отрицательного давления к нижней части тела (ОДНТ), имигрирующее распределение крови в организме аналогично земному при нахождении тела в вертикальном положении, а также проба с физической нагрузкой на велоэргометре.

Поскольку станция «Салют-6» относится к станциям второго поколения, имелась возможность доставлять в ходе полета дополнительное медицинское оборудование для проведения исследований, а с экспедициями возвращать на Землю бортовые записи и биологические материалы. Это позволило во время второй и третьей основных экспедиций осуществлять непрерывную (на протяжении суток) регистрацию электрокардиограммы (динамическая ЭКГ) с каждого члена экипажа и доставлять магнитную ленту с записями на Землю. Во время третьей основной экспедиции зарегистрированная по заданной программе ЭКГ передавалась на Землю по радиоканалу. Во время полета доставлялись на Землю пробы крови, другие биологические жидкости, микробиологические укладки, пробы воздуха станции, что существенно обогащало возможность контроля за состоянием здоровья космонавтов. Условия жизни в орбитальных комплексах характеризовались близкой по своим параметрам к земной атмосфере газовой средой, небольшими уровнями радиационного воздействия (в 175-суточном полете не более 5,7 бэра). Питание на станции «Салют-6» осуществлялось по 6-дневному меню 4 раза в сутки консервированными натуральными продуктами. Калорийность рациона составляла 3100 усвояемых килокалорий в сутки при содержании 135 г белков, 110 г жиров и 380 г углеводов. В ходе полета грузовыми кораблями доставлялись свежие продукты в соответствии с пожеланиями экипажа.

Водообеспечение осуществлялось консервированной ионами серебра водой, а также системой регенерации, обеспечивающей экипаж горячей водой. Водопотребление в среднем составляло для

первой орбитальной экспедиции 1,2—1,4 л, для второй — 1,4 л, для третьей — 1,4—1,8 л в сутки на человека.

Субъективно начальные проявления эффекта невесомости были выражены в разной степени и даже не у всех космонавтов. Они выражались в появлении при переходе к невесомости пространственных иллюзий, ощущений прилива крови к голове, а в ряде случаев в более или менее четких явлениях вестибулярного дискомфорта. Эти явления не были выражены в такой степени, чтобы вызывать неприятные ощущения и существенно снижать работоспособность, особенно у последних двух основных экипажей.

Достаточно хорошая адаптация к факторам полета последних двух экипажей уже в начальном периоде полета объясняется не только тем, что космонавты обладали хорошей устойчивостью к этим факторам и сбалансированностью физиологических систем, но и тем, что перед полетом проводились специальные тренировки (сон на кровати с наклоном ее головной части вниз, тренировки на ортостатическом столе и т. д.).

В полете наблюдались легкие заболевания, недомогания, небольшие травмы, излечивающиеся средствами бортовой аптечки.

Измерения массы тела и объема голени выявили уменьшение этих показателей во время и после полетов у всех космонавтов основных экспедиций, за исключением бортинженера первой экспедиции. Однако четкой зависимости от длительности полета изменений массы тела и объема голени не выявлено. В ходе полета максимальные величины уменьшения массы тела составляло: у командира экипажа второй экспедиции 3,4 кг, у бортинженера второй экспедиции 5,4 кг, у командира третьей экспедиции 4,4 кг, у бортинженера третьей экспедиции +0,2 кг. Возможными причинами уменьшения массы тела и объема голени являются в первую очередь перераспределение крови в верхнюю часть тела (в связи с отсутствием ее веса кровь не скапливается больше в нижних конечностях) и потеря части жидкости организмом, а также возможная потеря массы мышц вследствие их детренированности. Определенную роль в уменьшении массы тела играют, вероятно, периоды повышенной физической и эмоциональной активности (например, работа вне станции во время операции «Выход»), недостаточное питание (например, избирательное снижение аппетита по отношению к некоторым продуктам).

Исследования сердечно-сосудистой системы в полете в покое выявили тенденцию к небольшому снижению некоторых показателей артериального давления. Венозное давление в области вен шеи (яремных вен) повышалось, а в области голени — снижалось. Выброс крови при сокращении сердца (ударный объем) первоначально увеличивался, а минутный объем кровообращения имел на протяжении полета тенденцию к превышению предполетных величин. Показатели кровенаполнения головы обычно увеличивались (нормализация их происходила на 3—4 месяцах полета), а области голени — уменьшались.

Реакция сердечно-сосудистой системы на функциональные пробы с применением ОДНТ и физической нагрузкой в полете претерпевали некоторые изменения.

Практически во всех предыдущих длительных (месяц и более) полетах обнаружались более выраженные реакции, чем в земных условиях. Это позволяет предположить определенную детренированность некоторых функциональных систем организма в полете. Проведенные исследования на орбитальном комплексе «Салют-6»—«Союз» показали, в частности, более выраженные реакции на функциональную пробу с ОДНТ особенно в 96- и 175-суточном полетах и в меньшей степени — в 140-суточном. Это свидетельствует о развитии явлений ортостатической детренированности различной степени выраженности. Однако на всем протяжении 175-суточного полета и практически при всех обследованиях в 140-суточном полете переносимость проб с физической нагрузкой оценивалась как хорошая и реакции качественно не отличались от реакций сердечно-сосудистой системы в предполетном периоде. Все это указывает на то, что с помощью ряда профилактических мероприятий удается стабилизировать физиологические реакции космонавтов на функциональные пробы и даже достигнуть в ряде случаев меньшей выраженности реакций, чем в предполетном периоде. Важно отметить, что с этим, пожалуй, приходится встречаться впервые.

Вместе с тем, в послеполетный период имели место проявления ортостатической и физической детренированности. Это характеризовалось снижением ортостатической устойчивости, а также более выраженной реакцией кардиореспираторной системы при проведении пробы с физической нагрузкой, проявляющейся увеличением напряженности сердечной деятельности, отражающей преимущественно изменения регуляции, поскольку при этом, как правило, обеспечивалось адекватное потребление кислорода.

Таким образом, под влиянием условий космического полета развивается как ортостатическая детренированность, так и детренированность организма к земной силе тяжести вследствие перестройки регуляции. Вместе с тем наблюдавшееся у одного из космонавтов уменьшение потребления кислорода является признаком детренированности по отношению к физической нагрузке. Эти данные свидетельствуют, по-видимому, о том, что объем использовавшихся профилактических мероприятий хотя и достаточен для поддержания в полете необходимого уровня тренированности, тем не менее не предупреждает проявления детренированности в послеполетный период. При проведении пробы с антиортостатическим воздействием выяснилось, что антиортостатическая устойчивость в послеполетном периоде повышается. Это отражает адаптационную перестройку кровообращения в невесомости и указывает на повышение способности компенсаторных реакций противодействовать перераспределению крови в верхнюю часть тела.

Эхокардиографическое обследование в покое выявило сразу после длительных полетов у всех шести космонавтов уменьшение объема полости левого желудочка и ударного объема, некоторое увеличение диаметра левого предсердия, которые были наиболее выражены у космонавтов первой основной экспедиции. При этом показатели сократительной функции миокарда практически не отличались от предполетных величин.

Обобщение результатов исследования в длительных полетах позволило более полно обосновать гипотезу о механизмах изменений функций основных систем организма (прежде всего сердечно-сосудистой системы) под влиянием невесомости. Показано, что стойкое перераспределение жидкостей организма в краниальном направлении в невесомости является, вероятно, причиной включения ряда механизмов, вызывающих изменения физиологических функций.

Ниже приведена общая схема механизмов изменения физиологических функций, вызываемых перемещением жидкости в краниальном направлении.

Увеличение трансмуральной абсорбции тканевой жидкости

Снижение тканевого давления в области нижних конечностей (уменьшение объема нижних конечностей)

Увеличение трансмурального давления и фильтрации в капиллярах верхней части тела (отечность тканей выше уровня сердца)

Увеличение венозного возврата, растяжение центральных вен и предсердий и увеличение сердечного выброса

Увеличение показателей пульсового кровенаполнения головы и яремных вен

Увеличение центрального венозного давления (в яремных венах) и уменьшение давления в сосудах голени, что, вероятно, отражает тенденцию к установлению давления в венозных сосудах различных областей на уровне центрального венозного или право-артериального давления

Уменьшение градиента давления в венозной системе

Увеличение роли активной диастолы в гемодинамике

Развитие фазового синдрома нагрузки объемом

Повышение давления в сердечно-легочной области и торможение вазомоторных центров

Повышение тонуса вагуса и включение разгрузочных рефлексов с рецепторов легочных сосудов, ограничивающих приток крови к сердцу и снижающих тонус сосудов большого круга (тенденция к снижению артериального давления, периферического сопротивления)

Удаление части жидкости по механизму Генри — Гауэра (потеря веса и некоторых электролитов) и увеличение кровяных депо вследствие раздражения рецепторов предсердий и легочных сосудов, что частично компенсирует выраженность сдвигов (уменьшение отечности лица, ощущения прилива крови и т. д.).

Стабилизация нового функционального уровня кровообращения за счет включения компенсаторных механизмов с каротидного синуса.

В более позднем периоде пребывания в невесомости может развиваться детренированность мышечной системы и снизиться активность внутримышечного периферического сердца, что в свою очередь способствует развитию венозного застоя и повышению венозного давления.

С. бъективно на месте посадки после приземления космонавты отмечали усталость, указывали на кажущееся увеличение веса тела и окружающих предметов, с которыми они манипулировали, и тягостное ощущение смещения внутренних органов в направлении вектора гравитации. У трех из шести космонавтов основных экспедиций отмечались также явления вестибулярного дискомфорта, усиливающиеся при движениях головой (вплоть до появления рвоты). Все эти явления обычно исчезали в течение 2—3 дней после посадки.

Исследование двигательного аппарата после полета выявило ряд сдвигов. Очевидные эффекты влияния невесомости проявлялись уменьшением объема нижних конечностей, некоторой потерей мышечной массы, которая в определенной мере маскировалась количеством потребляемой жидкости и увеличением отложений в жировой ткани. Некоторые группы антигравитационной мускулатуры, главным образом длинные и широкие мышцы спины, подвергались атрофическому процессу, и эта атрофия определялась наощупь при проведении массажа. Вес тела у пяти космонавтов был снижен, а у одного практически не отличался от предполетных величин. У третьего основного экипажа заметной утраты мышечной массы не наблюдалось, за исключением отдельных мышц, организующих удержание головы, и мышц плечевого пояса. Очевидно, это объясняется тем, что в третьей основной экспедиции экипаж выполнял в более полном объеме тренировочные процедуры, особенно силовые упражнения с эспандером, которые, по-видимому, в данной ситуации являются очень важными.

Послеполетные исследования выявили также уменьшение периметра и тонуса мышц голени, уменьшение силовых характеристик мышц голени и спины при сохранении силовых показателей мышц бедра. Существенно увеличилась чувствительность к опорному и мышечным ходам, и нарушились межконечностные синергии. Время восстановления равновесия тела человека при внешних произвольных возмущениях после полетов увеличивалось, что, вероятно, указывало на нарушение поздних синергий.

Исследование вестибулярных функций выявило после полета признаки возбуждения отолитового аппарата, снижение чувствительности купулярного аппарата к угловым ускорениям, асимметрию большинства исследуемых показателей.

Исследования содержания минерального компонента в пяточной кости выявили снижение содержания гидроксилатапита после 175-суточного полета на 3,2—8,3%, что существенно меньше, чем после длительного постельного режима и чем это прогнозировалось до полета. Такое относительно небольшое уменьшение минеральных компонентов в кости является весьма существенным,

поскольку в литературе деминерализация костной ткани рассматривалась как один из факторов, который может явиться препятствием для увеличения длительности космических полетов.

Исследование водно-солевого обмена и функции почек выявило сразу после приземления уменьшение почками экскреции жидкости на фоне увеличения водопотребления, увеличение экскреции двухвалентных ионов кальция и магния, а также увеличение выведения калия свыше величин поступления его в организм. Отрицательный баланс калия в сочетании с увеличением выведения азота, вероятно, указывает на уменьшение клеточной массы и неспособность клеток в полном объеме ассимилировать калий. В связи с этим, по-видимому, увеличение поступления калия не может компенсировать его отрицательный баланс.

Исследования осмо- и ионорегулирующей функции почек с помощью нагрузочных проб выявили рассогласование в системе ионорегуляции в виде разнонаправленного изменения экскреции жидкости и некоторых ионов.

При анализе полученных данных складывается впечатление, что сдвиги водно-солевого баланса обусловлены изменением систем регуляции и гормонального статуса в невесомости и при реадаптации к условиям Земли, а также уменьшением калиевого депо при сохранении функции почек.

Гематологические исследования выявили после длительных полетов уменьшение общей массы гемоглобина, количества эритроцитов и гемоглобина, прогрессирующее в течение некоторого времени после приземления (у экипажа второй основной экспедиции до 20—34 суток, третьей основной экспедиции до 8 суток) и восстанавливающееся примерно через полтора месяца после полета. Изменение красной крови во время и после полетов представляет большой интерес, поскольку, как известно, средняя продолжительность жизни эритроцитов составляет 120 суток. Исследования, проведенные после ряда предыдущих полетов, выявляли различную степень анемии в виде уменьшения эритроцитарной массы, а также объема и формы эритроцитов. Механизм этого явления до сих пор не ясен. Одна из гипотез состоит в том, что компенсаторное уменьшение объема плазмы крови вследствие перераспределения и потери жидкости включает механизмы, стремящиеся сохранить основные константы циркулирующей крови. В результате уменьшается эритроцитарная масса, объем которой становится адекватным количеству циркулирующей крови. Быстрое восстановление эритроцитарной массы после возвращения на Землю невозможно, поскольку эритропоэз — реакция относительно медленная и быстрая компенсация продукции эритроцитов не происходит, в то время как жидкая часть крови — плазма восстанавливается значительно быстрее.

Результаты последних двух экспедиций показывают, что первоначальное снижение эритроцитов в день посадки составляло 200—700 тысяч. Однако включение механизмов, которые обеспечивают восстановление объема циркулирующей крови,

в дальнейшем приводит к кажущемуся увеличению апемизации, и восстановление количества эритроцитов и гемоглобина в крови произошло примерно через 6—7 недель после завершения 175-суточного космического полета. Таким образом, полученные данные позволяют оптимистически оценивать возможность приспособления системы крови к условиям длительного космического полета и ее восстановления в послеполетном периоде. Подробное рассмотрение этого вопроса связано с тем, что в специальной литературе возможные гематологические изменения, ожидаемые в длительных космических полетах, рассматривались как одна из проблем, могущая препятствовать дальнейшему увеличению продолжительности космических полетов.

Биохимические исследования показали, что под влиянием факторов полета возникают сдвиги широкого спектра показателей. Это касается гормонов, ферментов, показателей обмена веществ и др. Практически все исследуемые показатели в той или иной степени претерпевают изменения, и в рамках настоящей работы не представляется возможным сколь-либо подробно их рассмотреть. В связи с этим остановимся лишь на некоторых выводах. Изучение характера и направленности обменных процессов выявило определенную перестройку под влиянием длительных полетов процесса метаболизма, направленную, по-видимому, на поддержание гомеостаза в этих условиях. При этом выраженных изменений обмена веществ не обнаружено. Интенсивность окислительных процессов в организме в целом снижалась при одновременном повышении после 96- и 175-суточных полетов удельного веса анаэробных превращений в общей сумме энергетического процесса в организме. Вместе с тем после 140-суточного полета наблюдалась тенденция преимущественного использования энергетически более выгодных окислительных превращений жиров. Различный характер изменений после полетов разной продолжительности в настоящее время не вполне понятен и может быть связан с индивидуальными особенностями организма, фазовым характером процесса адаптации, особенностями питания, физических тренировок и другими факторами. После 175-суточного полета отмечена также активация гормонального звена симпатоадреналовой системы на фоне снижения активности ее медиаторного звена, что указывало на стрессорную реакцию в послеполетном периоде. Вместе с тем исследование гормонов коры надпочечников не выявило увеличения экскреции 17-оксикортикостероидов.

Иммунологические и аллергологические исследования выявили изменение иммунореактивности организма космонавтов после полетов, что проявлялось уменьшением тимус-зависимых лимфоцитов, снижением реактивности этих клеток и способности их к пролиферации. У некоторых космонавтов отмечалась после полета гиперчувствительность замедленного типа к стафилококку и стрептококку, однако четкой зависимости иммунологических изменений от длительности полета не выявлено.

Таким образом, выполненные во время и после полета медицинские исследования показали, что человек может не только приспособиться к полугодовому пребыванию в условиях космического полета, но и активно работать в этих условиях, выполнять сложные научно-технические эксперименты и работу вне космического корабля. Все наблюдавшиеся во время и после полетов изменения были обратимыми и полностью восстанавливались после относительно непродолжительного периода реадаптации. Эти изменения отражают, по-видимому, процесс приспособления к условиям полета и реадаптацию к условиям Земли. Они соответствовали воздействующим факторам и в целом не сказывались на работоспособности и выполнении программы полета. Выраженность реакций организма в 175-суточном полете была меньше, чем в 96- и 140-суточных полетах. Процесс реадаптации после 175-суточного полета протекал менее выражено, чем после 96- и 140-суточных полетов.

Сохранение хорошего состояния здоровья и высокой работоспособности экипажей в длительных космических полетах, а также достаточно гладкое и легкое течение процесса реадаптации после 140- и 175-суточных полетов являются результатом упорной работы экипажей совместно с Центром управления полетом по управлению комплексом профилактических средств и других медицинских мероприятий. Можно с полным основанием утверждать, что активное медицинское управление применявшимся в ходе полетов комплексом профилактических средств на основе проведения медицинских обследований экипажа в сочетании с рациональным режимом труда и отдыха, полноценным питанием, достаточным водопотреблением и адекватным по продолжительности сном обеспечили поддержание хорошего состояния здоровья и достаточной работоспособности экипажа в длительных космических полетах, а также способствовали сглаживанию реакций и облегчали протекание процесса реадаптации в послеполетном периоде.

Система профилактических мероприятий, использовавшаяся во время длительных полетов на орбитальном комплексе «Салют-6» — «Союз», принципиально была создана в начале 70-х годов и внедрена еще на станции «Салют-1». После каждого полета она совершенствовалась, и вместе с тем возрастало понимание экипажами важности выполнения профилактических процедур. Это особенно относится к последним двум экспедициям, когда использование профилактических процедур производилось в наиболее полном объеме и дало желаемые, точнее, необходимые результаты.

Физические тренажеры на борту были представлены велоэргометром, который очень хорошо позволяет дозировать величины нагрузок и служит также измерительным инструментом для нагрузочных проб, «бегущей дорожкой» и эспандерами, внимание к которым было существенно повышено в последней экспедиции. Физические тренировки выполнялись утром и вечером на велоэрго-

метре и «бегущей дорожке», и дополнительно выполнялись силовые упражнения с эспандерами и резиновыми бинтами. В основу тренировок был положен циклический принцип дозирования нагрузок (3 дня тренировки, четвертый — день активного отдыха). В 175-суточном полете особое внимание обращалось на отработку силовых и координационных навыков с использованием специально разработанной схемы упражнений для отдельных мышечных групп. В среднем по восьмидневкам полета время занятий составляло ежедневно для командира и бортинженера третьей экспедиции на бегущей дорожке 37—60 и 34—56 мин, на велоэргометре 33—55 и 37—50 мин, силовые упражнения 8—16 и 18—35 мин, суммарно 85—117 и 92—136 мин. По данным телеметрической регистрации во время 175-суточного полета в среднем ежедневно величина нагрузки при работе на велоэргометре составляла 38—40 тыс. кгм, а общий путь на беговой дорожке 3,9—4,3 км.

Экипаж ежедневно носил практически постоянно, кроме времени сна, костюмы «Пингвин», создающие нагрузку на опорно-двигательный аппарат. На заключительном этапе полетов для профилактики гемодинамических расстройств проводились тренировки с применением ОДНТ, создаваемого с помощью вакуумного костюма «Чибис». Под влиянием отрицательного давления создается перераспределение крови и межтканевой жидкости к нижней половине тела, что моделирует гидростатическое давление крови в условиях невесомости и способствует поддержанию сосудистого тонуса с целью предупреждения значительного снижения ортостатической устойчивости после полета.

В день посадки применялись водно-солевые добавки с целью задержки жидкости в организме и увеличения объема циркулирующей крови.

Послеполетный профилактический костюм одевался перед спуском и был предназначен для создания избыточного давления на нижнюю часть тела, препятствуя сразу после полета депонированию крови в этой области, улучшению венозного возврата крови и поддержанию ортостатической устойчивости при вертикальном положении тела.

Для профилактики метаболических изменений в сердечной мышце производился прием препаратов Инозия-Ф и панангина. В 175-суточном полете эти препараты принимались в виде двух курсов: на 90—99-е сутки (по 2 таблетки 2 раза в день) и на 147—161-е сутки (по 2 таблетки 3 раза в день). Кроме того, в последние две недели полета космонавты принимали пищевые корригирующие добавки, включающие витаминный комплекс декамевит, метионин и глютаминовую кислоту. Эти добавки способствуют интенсификации обмена веществ, синтезу катехоламинов, нормализуют кишечную микрофлору и липидный обмен.

В условиях длительного космического полета особо важным является правильная организация режима труда и отдыха. Последние два экипажа уделяли этому обстоятельству очень большое внимание и были очень пунктуальны при соблюдении распорядка

дня, что является достаточно сложной проблемой на борту орбитальных станций.

Впервые во время полета по программе «Салют-6» — «Союз» была продемонстрирована эффективность использования системы психологической поддержки. Эта система основывается на известных научных представлениях о состоянии динамики и психики человека в условиях стрессовой ситуации. Для рационального построения системы психологической поддержки необходимо правильное понимание психологических потребностей и состояния человека на орбите. Только на этой основе можно облегчить условия длительного отрыва людей от привычных условий Земли.

В ходе полета предусматривалось использование широкой программы мероприятий, связанных с организацией досуга, восполнением дефицита социальных контактов, поддержанием целеустремленности в сфере новых видов деятельности. Эти информационные воздействия, представляющие собой своеобразную психологическую поддержку экипажа, реализовывались путем использования телевизионного канала Земля — борт — Земля (встреча с учеными, артистами, семьями, спортсменами, трансляция фрагментов из кинофильмов, концертов, эстрадных программ и др.), ежедневной передачей новостей, материалов печати, а также организацией широкой сети научных консультаций. Ведение двухсторонней телевизионной связи позволяло космонавтам наблюдать Землю, Центр управления полетом, цветущие сады, близких и родных, а также товарищей по работе. Регулярно на борт с экспедициями посещения и транспортными кораблями доставлялись свежие продукты, фрукты, почта, газеты, включая специальные выпуски газеты «Известия». Все это внесло немалый вклад в поддержание хорошего самочувствия экипажа.

Использование в достаточной мере комплекса профилактических процедур в широком смысле этого слова обусловило, по-видимому, и хороший результат — относительно легкое течение процесса реадaptации.

Дополнительной особенностью медицинского обеспечения третьей основной экспедиции явилось улучшение условий для пребывания космонавтов на месте посадки. Это было достигнуто путем развертывания на месте приземления надувной палатки, в которой располагалась необходимая мебель и аппаратура для исследований. Космонавты, оказавшись в комфортабельных условиях, могли переодеться, умыться, отдохнуть, выпить чаю или минеральной воды и после этого улететь на вертолете на промежуточную базу эвакуации.

Длительность процесса реадaptации во многом определяется, помимо объективного состояния, отношением к этому вопросу космонавтов. В двух последних полетах очень ярко была прослежена тенденция довольно быстрой активизации поведения и двигательной активности. Если иметь в виду последнюю экспедицию, то уже через несколько дней космонавты демонстрировали езду на велосипедах, достаточно много ходили, играли в теннис и т. д.

Иными словами, процесс реадaptации протекал очень быстро, и, пожалуй, основной проблемой было не стимулиция двигательной активности, а, наоборот, сдерживание ее, чтобы физические нагрузки не были чрезмерными. По-видимому, можно утверждать, что течение послеполетного реадaptационного периода зависит от объема выполнения профилактических мероприятий: чем активнее и полнее выполняет экипаж профилактические процедуры на борту, тем в большей мере и на более высоком уровне он сохраняет свои функциональные возможности после завершения полета.

Одной из важнейших задач является поддержание хорошего функционального состояния космонавтов в полете, обеспечивающее не только сохранение хорошей работоспособности в ходе самого полета, но и безопасность после их возвращения на Землю в случае несвоевременного прибытия по тем или иным причинам группы поиска к месту приземления. Полученные в последней экспедиции результаты в известной мере отвечают этим требованиям. Однако очевидно, что еще нужно много работать над совершенствованием медицинского обеспечения космических полетов для обеспечения более высоких функциональных, физических и психологических возможностей человека в ходе космических миссий большей продолжительности и после их завершения.

Для облегчения и ускорения завершения процесса реадaptации после полета проводился комплекс восстановительных мероприятий. Этот комплекс включал методы функционального воздействия, среди которых главными являлись регламентация двигательной активности; лечебно-восстановительный массаж мышц; лечебная физкультура и дозированная ходьба; водные процедуры; мероприятия психоэмоционального воздействия. Эффективность проводимых мероприятий оценивалась по субъективным ощущениям; динамике пульса и артериального давления в ходе проведения процедур и по результатам клинико-физиологического обследования.

После 140- и 175-суточных полетов восстановительные мероприятия проводились в два этапа: первый этап (две недели) на космодроме и второй этап в условиях санатория.

Обобщение результатов исследований в длительных космических полетах позволяет сделать ряд выводов, которые хотя и являются в ряде случаев тривиальными, тем не менее имеют важное значение для дальнейшего совершенствования медицинского обеспечения и планирования медицинских исследований.

Условия и факторы космического полета оказывают и всегда будут оказывать на организм человека определенное воздействие. Важна мера этого физиологического воздействия. И поэтому возникающие сдвиги, изменения носят преимущественно функциональный характер. Тем не менее необходимо стремиться всякий раз искать возможные структурные изменения и их последствия. По крайней мере, то, что известно в настоящее время, не может квалифицироваться, по-видимому, как возникновение реакции патологического характера.

Процесс приспособления к условиям космического полета про-

текает последовательно и постепенно, и определенные фазы сменяют одна другую. Это фазный процесс, и поэтому те или иные мероприятия, которые осуществляются космонавтами, скажем, выход в свободное космическое пространство, время посадки и многие другие обстоятельства должны быть соотнесены с фазностью течения процесса адаптации.

Если говорить о второй характерной черте этого адаптационного процесса, она состоит в том, что на определенных этапах в зависимости от постоянной времени той или иной системы, их реактивности, эти системы вовлекаются в реакцию в большей или в меньшей степени. Это зависит от природы, от физиологической сущности, деятельности той или иной системы. С другой стороны, имеет значение и определенная индивидуальная фазность в гомеостатической стабильности. В ряде случаев наблюдаются довольно значительные колебания показателей тех или иных реакций, однако во многих случаях они оказываются сглаженными. Возникает вопрос, в какой мере адаптация к условиям космического полета является специфичной. По-видимому, в той степени, в которой специфичны сами космические факторы. Поскольку невесомость специфична для космоса, то все, что связано с возникновением реакций на невесомость, можно условно называть специфическими компонентами приспособительных реакций. Если попытаться ранжировать факторы, действующие на человека в полете, то наиболее существенным и важным является, по-видимому, состояние невесомости как один из важнейших параметров внешней среды.

Факторы, вызывающие нервно-эмоциональное напряжение, связаны с исходным нервно-психическим состоянием человека, с обстоятельствами полета, общением с Землей и многими другими причинами, условиями обитания. Нельзя не принимать во внимание их реальное воздействие на функциональное состояние человека, включая даже его настроение.

Следует иметь в виду, что выявляемые при проведении медицинских исследований изменения некоторых функций организма обусловлены не только влиянием невесомости, но и других физических факторов космического полета. Определенное влияние на организм человека оказывает и ежедневное проведение профилактических процедур, которые направлены на сглаживание сдвигов, возникающих под влиянием факторов космического полета. Поэтому, к сожалению, неизвестны фактические реакции, которые могли бы возникнуть у человека под влиянием условий полета, поскольку всякий раз осуществляются вмешательства извне. Это следует учитывать и развивать работы по моделированию физиологических эффектов в земных условиях.

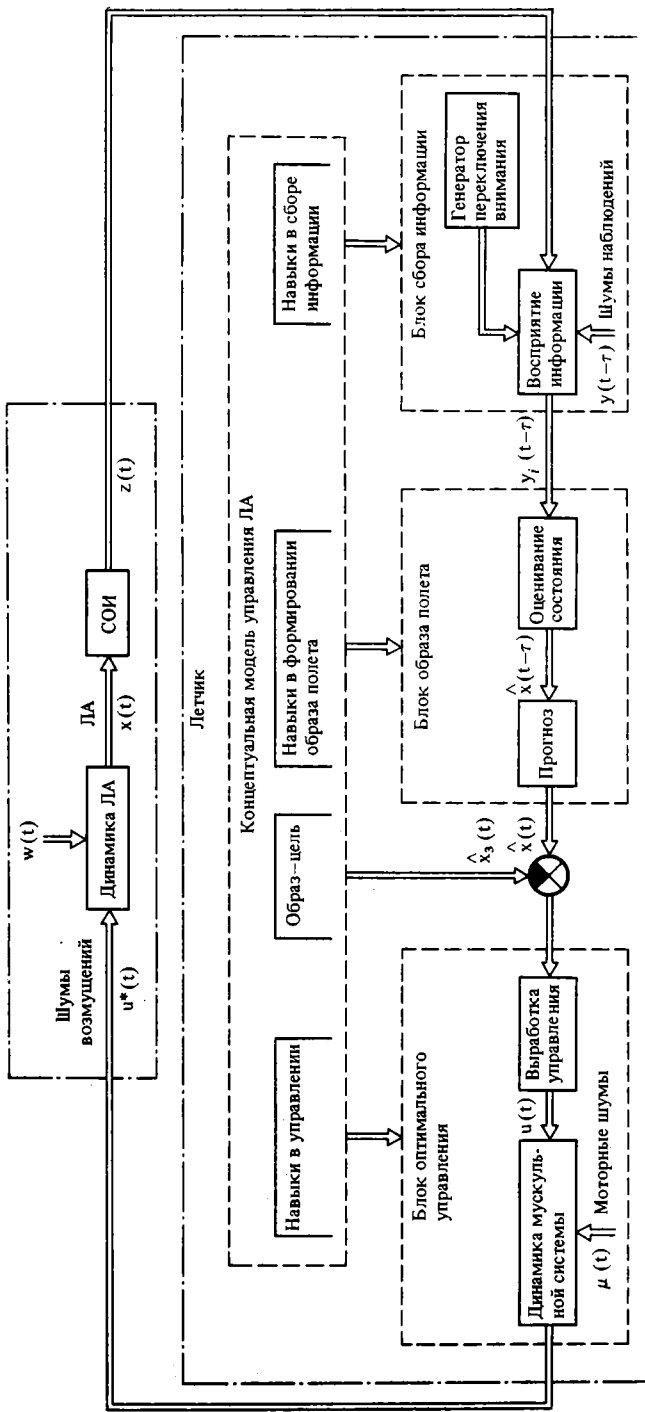
Авторы выражают признательность А. В. Береговкину, В. В. Калининченку, О. Ю. Атькову, Г. А. Фоминой, И. Б. Козловской, Л. Н. Корниловой, И. К. Тарасову, Г. П. Ступакову, А. И. Григорьеву, В. И. Легонькову, Р. А. Тиграняну, И. В. Константиновой, В. И. Степанцову, В. А. Тишлеру и их коллегам, материалы которых использованы в данной работе.

ОБРАЗ ПОЛЕТА И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПО УПРАВЛЕНИЮ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ

Ю. П. ДОБРОЛЕНСКИЙ, В. А. ПОНОМАРЕНКО, В. А. ТУВАЕВ

В результате обучения, тренировок, повседневной практики по пилотированию летательного аппарата (ЛА) у летчика (оператора) создается так называемая концептуальная модель процесса управления, которая представляет собой обобщенное мысленное представление летчика о возможных состояниях и положениях объекта управления, о выполняемых задачах, о способах их решения, о зависимости состояния объекта от его действий, о диапазоне допустимых изменений параметров, о влиянии окружающей среды на объект управления и т. п. Выполняя тот или иной режим полета, летчик воспринимает показания отдельных приборов, сопоставляет и анализирует полученную информацию в условиях действия на ЛА возмущений и с неизбежными погрешностями (шумами наблюдений) при получении этой информации. На основе такого взаимодействия с информационной моделью процесса управления ЛА у летчика формируется оперативный образ полета: целостное представление о пространственном положении ЛА, об общей ситуации полета, о выполняемом режиме полета. Описанный процесс восприятия и переработки летчиком информации о режиме полета в каждый момент времени позволяет достаточно обоснованно провести аналогию между формированием образа полета в сознании летчика и оцениванием вектора состояния ЛА, получаемым на основе реализации алгоритмов оптимальной фильтрации. В случае несоответствия оперативного образа полета концептуальной модели процесса управления ЛА на данном режиме летчик формирует управляющее воздействие, стремясь ликвидировать это несоответствие. При этом он старается управлять аппаратом оптимальным образом, не допуская больших перерегулирований по параметрам полета, больших расходов рулей и т. д. И в данном случае напрашивается аналогия между действиями летчика по управлению ЛА и работой некоторого устройства, реализующего оптимальное управление на основе оценки вектора состояния самолета.

В связи с изложенным выше модель деятельности летчика по пилотированию ЛА может быть представлена тремя основными блоками (см. рисунок): блоком сбора информации; блоком образа полета, в котором реализуется оптимальное оценивание получаемой летчиком информации и формирование оперативного образа полета; блоком оптимального управления, отражающим действия летчика по управлению рулевыми органами.



Структурная схема системы летчик.— летательный аппарат

Кроме того, математическая модель летчика должна включать в свою структуру различные психофизиологические ограничения, присущие оператору.

Основными из них являются: запаздывание по приему и переработке информации, обусловленное прохождением поступающих сигналов по центральной нервной системе человека; величина этого запаздывания составляет 0,15—0,25 с; инерционность динамики нервно-мышечной системы человека; исследования поведения оператора в задачах слежения показали, что динамика нервно-мышечной системы может быть описана звеном 1-го порядка с постоянной времени 0,1—0,3 с; шумы (ошибки), вносимые оператором в контур управления: ошибки при приеме поступающей информации (шумы наблюдения) и ошибки при формировании управляющих воздействий (моторные шумы).

Таким образом, математическая модель летчика по пилотированию ЛА с учетом психофизиологических ограничений летчика может быть представлена структурной схемой, показанной на рисунке.

Процессы, соответствующие этой структурной схеме, описываются следующими матричными уравнениями:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = A\mathbf{x}(t) + B\mathbf{u}(t) + \mathbf{w}(t), \quad (1)$$

$$\mathbf{z}(t) = C\mathbf{x}(t), \quad (2)$$

$$\mathbf{y}_i(t - \tau) = H_i[\mathbf{z}(t - \tau) + \mathbf{g}(t - \tau)], \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(t - \tau) = & A\hat{\mathbf{x}}(t - \tau) + P_i C^T H_i^T H_i] G^{-1} H_i^T \times \\ & \times [\mathbf{y}_i(t - \tau) + H_i \hat{\mathbf{x}}(t - \tau)] + B\mathbf{u}(t - \tau), \end{aligned} \quad (4)$$

$$AP_i + A^T P_i - P_i C^T H_i^T H_i G^{-1} H_i^T H_i C P_i + W = 0, \quad (5)$$

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{v}(t) + e^{A\tau} [\hat{\mathbf{x}}(t - \tau) - \mathbf{v}(t - \tau)], \quad (6)$$

$$\dot{\mathbf{v}}(t) = A\mathbf{v}(t) + B\mathbf{u}(t), \quad (7)$$

$$\mathbf{u}(t) = -R^{-1} B^T \Pi \hat{\mathbf{x}}(t), \quad (8)$$

$$\Pi A + A^T \Pi - \Pi B R^{-1} B^T \Pi + Q = 0, \quad (9)$$

$$J = \frac{1}{2} M \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T Q \mathbf{x} + \mathbf{u}^T R \mathbf{u}) dt, \quad (10)$$

где $\mathbf{x}(t)$ — вектор фазовых координат ЛА; $\mathbf{u}(t)$ — вектор управления; A, B — матрицы коэффициентов линеаризованных уравнений движения; $\mathbf{w}(t)$ — вектор белых шумов, действующих на ЛА с интенсивностью W ; $\mathbf{y}_i(t), H_i$ — вектор и матрица наблюдения i -го индикатора; $\mathbf{g}(t)$ — вектор белых шумов наблюдения, учитывающий погрешности считывания информации летчиком с интенсивностью G ; $\mathbf{z}(t), C$ — вектор и матрица отображения параметров полета на приборной доске ЛА; J — минимизируемый функционал, характеризующий качество управления; τ — время за-

паздывания летчика по восприятию и переработке приборной информации; $\hat{x}(t)$, P_i — оценка вектора фазовых координат ЛА и ковариационная матрица ошибок оценивания; Q , R — весовые матрицы минимизируемого функционала.

Процесс взаимодействия летчика с информационной моделью полета реализуется на основе дискретного обновления матриц наблюдения H_i и соответствующих им ковариационных матриц ошибок оценивания P_i в алгоритмах решения уравнений (3)—(5). Каждая из матриц H_i имеет вид $[00 \dots h_i \dots 00]$ и соответствует фиксации взгляда летчика на i -м индикаторе при сборе информации. Заметим, что в данном случае принято хорошо проверенное практикой положение, что летчик воспринимает информацию лишь от того прибора, который он в данный момент фиксирует фовеальным зрением. На интервалах, в течение которых происходит перенос взгляда с прибора на прибор, в уравнения (3)—(5) вводится нулевая матрица H_0 . Сам процесс обновления матриц H_i , отражающий структуру сбора информации летчиком, является случайным и для многих задач управления может быть представлен марковским процессом 1-го порядка. Способность летчика прогнозировать состояние самолета на некоторый интервал времени вперед и тем самым компенсировать собственное запаздывание по переработке информации описывается уравнениями (6)—(7).

На основе решения уравнений (1)—(6) на ЦВМ получают оценку вектора состояния ЛА $x(t)$, что соответствует формированию образа полета в сознании летчика.

На основе оценки вектора состояния самолета $\hat{x}(t)$ летчик формирует оптимальное управляющее воздействие $u(t)$, минимизирующие функционал J от координат вектора состояния и управления — уравнения (9)—(10).

Исследование предложенного метода математического описания деятельности летчика по управлению ЛА показало хорошее соответствие получаемых результатов реальному процессу пилотирования. Кроме того, этот подход был успешно использован для оценки систем отображения информации ЛА.

*

МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Ю. И. ТОПЧЕЕВ, А. И. КИСЕЛЕВ

В настоящее время при создании систем стабилизации и управления космическими летательными аппаратами большое внимание уделяется выбору законов стабилизации и управления, обеспечивающих наиболее высокие показатели качества и точности при минимальных энергетических затратах. Применение комбинированных принципов управления в сочетании с автоматическим и полуавтоматическим режимом пилотирования в значительной степени решает поставленную задачу. Однако это приводит к существенному усложнению математического описания систем управления и методов их расчета. Преодоление этих трудностей связано с разработкой способов построения математических моделей динамических систем, включающих модели поведения человека-оператора при управлении динамическими объектами, методов идентификации этих моделей и синтеза сложных динамических систем на основе оценок состояния. Необходимо отметить, что использование высокоточных систем стабилизации и управления позволяет создавать космические комплексы, эффективно решающие задачи космической связи, навигации и геодезии. Данная работа содержит краткое изложение некоторых вопросов, посвященных этим проблемам.

В работе [1] рассматривается задача синтеза стационарной, полностью управляемой и наблюдаемой стохастической системы

$$\dot{x}(t) = Ax(t) - bu(t) + \omega(t), \quad y(t) = Cx(t) \quad (1)$$

на основе ее приближения к эталонной модели

$$x_m(t) = A_m x_m(t), \quad y_m(t) = C_m x_m(t),$$

где $x(t)$, $x_m(t)$ — векторы состояния системы и модели; $u(t)$ — скалярная функция управления; $\omega(t)$ — функция входа, являющаяся случайной функцией времени типа белого шума с нул вым математическим ожиданием и интенсивностью V ; $y(t)$ — регулируемый выход системы.

Предлагаемый метод является развитием методов, описанных в [2]. Принимая в качестве меры приближения системы к модели интеграл от квадрата разности математических ожиданий их выходов

$$\mu = \int_0^{\infty} (M[y(t)] - y_m(t))^2 dt$$

и учитывая ограничение на усредненное значение управления

$$\int_0^{\infty} (M\{u(t)\})^2 dt \leq \xi,$$

сформулируем задачу синтеза, как задачу определения оптимального управления $u^* = u(x, x_m)$, относительно которого критерий качества $J = \mu + r\xi$ принимает минимальное значение.

Если эталонная модель экспоненциально устойчива, то данная задача имеет решение:

$$u = \frac{1}{\sqrt{r}} P_0^T (Kx + K_m x_m), \quad (2)$$

где K — положительно-определенная матрица, являющаяся решением уравнения Риккати

$$C^T C + \sqrt{r} (KA + A^T K) = Kbb^T K, \quad (3)$$

а K_m — прямоугольная матрица, удовлетворяющая уравнению Ляпунова

$$K_m A_m + \left(A - \frac{bb^T K}{\sqrt{r}} \right)^T K_m = \frac{1}{\sqrt{r}} C^T C_m. \quad (4)$$

Оценка усредненных характеристик показывает, что при $r \rightarrow 0$ значение функционала J и среднее значение квадрата ошибки σ_ε стремятся к нулю. Это говорит о том, что соответствующим подбором параметра r можно всегда добиться ситуации, когда динамические свойства системы (1) с законом управления (2) будут практически совпадать с характеристиками эталонной модели.

Пример. Предположим, что система и эталонная модель описываются уравнениями

$$\dot{x} = \alpha x + u + \omega, \quad \dot{x}_m = \alpha_m x_m.$$

С учетом (3) и (4) оптимальный закон управления примет вид

$$u^* = -\frac{1}{r} Kx + \frac{1}{r} K_m x_m,$$

где

$$K = r \left[\alpha + \sqrt{\alpha^2 + \frac{1}{r}} \right],$$

$$K_m = \frac{1}{\sqrt{\alpha^2 + \frac{1}{r}} - \alpha_m} \times \left[\frac{1}{\alpha_m - \sqrt{\alpha^2 + \frac{1}{r}}} \right].$$

Используя уравнения для средних значений и дисперсии ошибки, нетрудно показать, что

$$M[\varepsilon] = \frac{\alpha^2 - \alpha_M^2}{(\alpha^2 - \alpha_M^2) + \frac{1}{r}} \left[\exp\left(-\sqrt{\alpha^2 + \frac{1}{r}} t\right) - \exp \alpha M t \right],$$

$$\sigma_\varepsilon(t) = \exp\left(-2\sqrt{\alpha^2 + \frac{1}{r}} t\right) \sigma_\varepsilon(0) + \frac{V}{2\sqrt{\alpha^2 + \frac{1}{r}}} \times$$

$$\times \left[1 - \exp\left(-2\sqrt{\alpha^2 + \frac{1}{r}} t\right) \right].$$

Откуда видно, что при $r \rightarrow 0$ $M[\varepsilon] \rightarrow 0$ и $\sigma_\varepsilon \rightarrow 0$.

В работе [3] рассматриваются методы синтеза линейных стационарных систем

$$\dot{x} = Ax + bu \quad (5)$$

на основе уравнения

$$\frac{dV(x)}{dt} = -K_0 V(x), \quad (6)$$

где K_0 — некоторый постоянный коэффициент, $V(x)$ — функция Ляпунова.

Интегрируя уравнение (6), получим аналитическое выражение времени движения $T(x)$, в течение которого изображающая точка из области произвольных начальных условий системы перейдет в заданную конечную область $V(x_k)$:

$$T(x) = t_k - t_0 = \frac{1}{K_0} \ln \frac{V(x_0)}{V(x_k)}, \quad (7)$$

где x_0 — вектор произвольных начальных условий; $V(x_0)$ — значение функции $V(x)$ в начальной точке; $V(x_k)$ — значение $V(x)$ в конечной точке, например,

$$x_1 = x_{1k}; \quad x_{2k} = x_{3k} = \dots = x_{nk} = 0, \quad V(x_{1k}, 0, \dots, 0) = \varepsilon.$$

Желаемое качество и время переходного процесса определяются корнями характеристического уравнения замкнутой системы, которыми задаемся. Примем, что синтезируемая система имеет $r/2$ пар комплексно-сопряженных корней $\lambda_i \pm \mu_i$ ($i = 1, 2, \dots, r/2$) и $(n - r)$ действительных корней λ_j ($j = 1, 2, \dots, n - r$).

Для решения задачи выберем функцию $V(x)$ в виде

$$V(x) = \sum_{i=1}^{r/2} \left[\left(\sum_{\beta=1}^n C_{2i-1, \beta} x_\beta \right)^2 + \left(\sum_{\beta=1}^n C_{2i, \beta} x_\beta \right)^2 \right]^{k_i} + \sum_{j=1}^{n-r} \left| \sum_{\beta=1}^n C_{r+j, \beta} x_\beta \right|^{p_j}, \quad (8)$$

где $C_{i\beta}$, K_i , P_j — некоторые постоянные коэффициенты, значения которых определяются желаемым расположением полюсов замкнутой системы.

Подставляя (8) в уравнение (6) и интегрируя последнее с учетом (5), будем иметь

$$\begin{aligned}
 u = & \left\{ -K_0 \sum_{i=1}^{r/2} D_i y_{r_i-1}^2 + y_{2i}^2 - K_0 \sum_{j=1}^{n-r} y_{r+j} B_j - \right. \\
 & - 2 \sum_{j=1}^{r/2} K_i D_i \left(\sum_{l=1}^n (q_{ri, ly_l}) y_{r_i-1} + (q_{ri, ly_l}) y_{ri} \right) - \\
 & - \sum_{j=1}^{n-r} P_j B_j \left(\sum_{m=1}^n q_{r+j, my_m} \right) \left. \right\} / \left\{ \sum_{j=1}^{n-r} P_j B_j f_{r+j, n} + \right. \\
 & \left. + 2 \sum_{i=1}^{r/2} D_i K_i (f_{2i-1, n} y_{2i-1} + f_{2i, n} y_{2i}) \right\}, \quad (9)
 \end{aligned}$$

где $y = Cx$. Условия, при которых закон управления (9) является линейным

$$\begin{aligned}
 u = & \left\{ - (K_0 + 2K_i q_{ri, 2i}) y_{2i} + 2K_i (q_{i-1, 2i} + q_{2i, 2i-1}) y_{2i-1} + \right. \\
 & \left. + \sum_{\substack{l=1 \\ l \neq 2i}}^n q_{2i, ly_l} \right\} / 2K_i f_{2i, n}
 \end{aligned}$$

и полюса замкнутой системы соответствуют желаемому расположению корней характеристического уравнения

$$\lambda_i \pm \mu_i \quad (i = 1, 2, \dots, r/2), \quad \lambda_j \quad (j = 1, 2, \dots, n-r),$$

определяются системой равенств

$$\begin{aligned}
 \frac{K_0}{K_i} = \lambda_i, \quad i = 1, 2, \dots, r/2, \quad q_{i-1, i} = \mu_i, \quad i = 1, 2, \dots, r/2, \\
 - \frac{K_0}{P_j} = \lambda_j, \quad j = 1, 2, \dots, n-r.
 \end{aligned}$$

При этом свободный коэффициент K_0 выбирается из условия заданного времени переходного процесса и вычисляется по формуле (7).

Если функцию Ляпунова $V(\mathbf{x})$ выбрать в виде

$$V(\mathbf{x}) = \sum_{j=1}^n \left| \sum_{i=1}^{n-j+1} C_{ij} x_i \right| + \sum_{i=1}^n C_i |x_i|,$$

то, как показано в [4], закон управления запишется

$$\begin{aligned}
 u = & - \frac{1}{C_{n1} b} \left\{ \sum_{i=0}^{n-1} (C_{1i} - C_{1n} a_{i+1}) x_{i+1} + \sum_{j=2}^n \left[\sum_{i=1}^{n-j+1} (C_{ij} - C_{j(i-1)}) x_i \right] \times \right. \\
 & \left. \times \text{sign } y_j \text{ sign } y_1 + \sum_{i=1}^n C_i x_i \text{ sign } x_i \text{ sign } y_i \right\},
 \end{aligned}$$

где

$$C_{10} = 0; \quad y_j = \sum_{i=1}^{n-j+1} C_{ji} x_i.$$

Простейшим случаем данного закона управления является закон управления

$$u = \begin{cases} 2K_1 x & \forall \text{ sign } x = \text{sign } \dot{x}, \\ K_1 x + k_2 \dot{x} & \forall \text{ sign } x \neq \text{sign } \dot{x} \cap |x| > K_2 |\dot{x}|, \\ 0 & \forall \text{ sign } x \neq \text{sign } \dot{x} \cap |x| < K_2 |\dot{x}|. \end{cases}$$

В работе [5] рассматривается синтез динамической системы, описываемой совокупностью подсистем и уравнениями связи между ними:

$$\dot{x}^i = f_i(x^i, u^i, \Phi_i, t), \quad \Phi_i = \sum_{j \neq i}^N h_{ij}(x^j, u^j), \quad (10)$$

$$x^i \in E^{n_i}, \quad u^i \in E^{r_i}, \quad x^i(0) = x_0^i,$$

где x^i, u^i — фазовые и управляющие переменные i -й локальной подсистемы; Φ_i — функция интерактивности i -х локальных подсистем.

Состояние i -й подсистемы оценивается функционалом качества

$$J_i = W_i[x^i(T)] + \int_0^T f_{0i}(x^i, u^i, t) dt.$$

Задача, которая ставится перед исходной интерактивной системой, сводится к оптимизации глобального функционала

$$J_r = \sum_{i=1}^N J_i.$$

Для решения поставленной проблемы используется многоуровневая оптимизация структуры динамической системы на основе метода обобщенных градиентов [6]. Для оптимизации решения локальной задачи применяется принцип максимума.

Вариация сформированного лагранжиана для системы (10) приводится к виду

$$\delta L_i = g_1 \delta x^i(T) + \int_0^T [g_2 \delta x^i + g_3 \delta u^i + g_4 \delta \alpha^i + g_5 \delta \Phi_i] dt,$$

где $g_1[x^i(T)]$ — обобщенный градиент фазового вектора в конечный момент времени T , $g_2[x^i]$, $g_3[u^i]$, $g_4[\alpha^i]$, $g_5[\Phi_i]$ — обобщенные градиенты фазовых переменных, управлений, весовых множителей связей i -х локальных подсистем, функций интерактивности соответственно в текущий момент времени. Необходимым условием оптимальности поставленной задачи в этом случае является равенство нулю введенных обобщенных градиентов.

Таким образом, для оптимизации глобального функционала необходимо решать задачи i -х локальных подсистем совместно с обнулением обобщенных градиентов [7].

Оптимальную физическую структуру сложной интерактивной системы можно определить, представив исходную динамическую систему в виде двухуровневой структуры. Верхний уровень структуры обусловлен вектором сопряженных переменных, а нижний — векторами $x^i(t)$, $u^i(t)$, $\alpha^i(t)$, $\Phi_i(t)$, ($i = \overline{1, N}$). Синтезированный алгоритм координирования локальных подсистем нижнего уровня структуры переменными верхнего уровня основывается на градиентных методах оптимизации. Двухуровневый подход к оптимизации сложной динамической системы исключает необходимость решения двухточечной краевой задачи i -й локальной подсистемы.

В работе [8] рассмотрены математические модели поведения человека-оператора при управлении динамическим объектом.

Основной гипотезой для построения модели оператора является предположение, что управляющее воздействие, вырабатываемое оператором при управлении системой: $\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + w(t)$ (где $x(t)$ — вектор состояния системы; $u(t)$ — вектор управляющего воздействия; $w(t)$ — внешние возмущения (белый гауссов шум)), совпадает с управлением, вырабатываемым регулятором, минимизирующим функционал

$$J(u) = M [x^T R_1 x + u^T R_2 u + \dot{u}^T R_3 \dot{u}], \quad (11)$$

где $M(T)$ — символ математического ожидания; $\dot{u}(t)$ — производная вектора управляющего воздействия по времени.

Матрицы R_1 , R_2 , R_3 определяют цель управления для оператора, причем выбор их в настоящее время, по существу, не формализован.

Экспериментальные исследования показывают, что в системах управления, не требующих значительных физических усилий, оператор стремится ограничивать не управляющее воздействие, а его скорость, причем это ограничение является следствием возрастания ошибок при больших скоростях управления. Отсюда следует, что в минимизируемом функционале (11) матрицы R_2 и R_3 можно положить нулевыми, т. е. считать, что оператор минимизирует функционал $J(u) = M [x^T R_1 x]$.

Предложено следующее представление скорости управляющего воздействия: $\tilde{u} = \dot{u} + D\dot{u}$, где \dot{u} — скорость управляющего воздействия, которую оператор предполагает осуществить, D — матрица двигательных шумов, элементы которой обладают свойствами

$$M [d_{ij}(t)] = 0,$$

$$M [d_{ij}(t) d_{kl}(t + \tau)] = \begin{cases} f_{ij} \delta \tau, & \text{если } (i = k) \wedge (j = l), \\ 0, & \text{если } (i \neq k) \vee (j \neq l), \end{cases}$$

причем f_{ij} зависит от типа рукоятки управления и в некоторых пределах зависит от оператора.

Было получено выражение для оптимального управления с мультипликативными шумами: $\dot{u} = Kx$, где $K = -N^{-1}B^T P$; N — диагональная матрица, ii -элемент которой равен $\sum_j (B^T P B)_{jj} f_{ji}$, причем $(B^T P B)_{jj}$ — jj -й элемент матрицы $B^T P B$, матрица P — решение матричного уравнения

$$\dot{P} = -A^T P - P A - R_1 + P B N^{-1} B^T P. \quad (12)$$

При построении математических моделей человека—оператора и решении задач управления часто возникает необходимость идентификации параметров динамической системы. В работе [9] рассматриваются методы идентификации линейной стационарной системы

$$\sum_{i=0}^n a_i y^{(i)}(t) = \sum_{j=0}^m b_j x^{(j)}(t). \quad (13)$$

Предлагаемый метод идентификации опирается на полученное в данной работе уравнение исследуемого линейного объекта:

$$\begin{aligned} & \sum_{i=0}^n a_i p^i W_2(p) (\hat{y}(p) - W_i(p) \hat{V}_y(p)) - \sum_{l=1}^n C_l W_1(p) W_2(p) p^{n-l} - \\ & - \sum_{j=0}^m b_j p^j W_2(p) (\hat{X}(p) - W_1(p) \hat{V}_x(p)) + \\ & + \sum_{k=1}^m d_k W_1(p) W_2(p) p^{m-k} - \sum_{i=0}^n f_i W_1(p) W_2(p) p^{i-1} = 0, \quad (14) \end{aligned}$$

в котором параметры C_l , $l = 1, 2, \dots, n$, d_k , $k = 1, 2, \dots, m$ и f_i , $i = 0, 1, \dots, n$ определяются в соответствии с выражениями:

$$C_l = \sum_{i=n-l+1}^n a_i y_0^{(i+l-n-1)}, \quad l = 1, 2, \dots, n;$$

$$d_k = \sum_{j=m-k+1}^m b_j x_0^{(j+k-m-1)}, \quad k = 1, 2, \dots, m;$$

$$f_i = a_i \bar{V}_y - b_i \bar{V}_x, \quad i = 0, 1, \dots, n, \quad b_i = 0 \text{ при } i > m.$$

Вводится вектор-столбец ε размерности N

$$\varepsilon^T = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_N),$$

где t — знак транспонирования вектора или матрицы. Координатами вектора ε являются неизвестные и подлежащие идентификации параметры, для которых предполагаются заданными их начальные оценки:

$$\hat{\varepsilon}_0^T = (\hat{\varepsilon}_1(0), \hat{\varepsilon}_2(0), \dots, \hat{\varepsilon}_N(0)). \quad (15)$$

Введенные обозначения позволяют записать основное уравнение (14) в следующей краткой форме:

$$Q_0(p) + \sum_{i=1}^N \varepsilon_i Q_i(p) = 0$$

или

$$Q_0(p) + \varepsilon^T Q(p) = 0, \quad q_0(t) + \varepsilon^T q(t) = 0, \quad (16)$$

где $q^*(t) = (q_1(t), q_2(t), \dots, q_w(t))$. При наличии помех измерений процессов $x(t)$ и $y(t)$ некоторые из коэффициентов $q_0(t)$, $q_1(t)$, \dots , $q_N(t)$ точно не наблюдаются, однако их статистические характеристики могут быть вычислены с использованием известных свойств помех измерений и известных передаточных функций фильтров $W_1(p)$ и $W_2(p)$.

Ставится задача нахождения в любой момент времени t оценок неизвестных параметров $\hat{\varepsilon}_1(t)$, $\hat{\varepsilon}_2(t)$, \dots , $\hat{\varepsilon}_N(t)$, используя данные измерений на интервале времени $[0, t]$ и известные априорные оценки (15).

Уравнение (16) определяет гиперплоскость в фазовом пространстве параметров $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_N$, которая меняет свое положение в пространстве в связи с изменением значений $q_0(t)$, $q_1(t)$, \dots , $q_N(t)$. Вводится функция $s(t, \tau)$, характеризующая расстояние от текущей оценки $\hat{\varepsilon}(t)$ до гиперплоскости, соответствующей состоянию объекта в момент времени τ , $0 \leq \tau \leq t$:

$$s(t, \tau) = \frac{q_0(\tau) + \hat{\varepsilon}^*(t) q(\tau)}{\sqrt{q^*(\tau) q(\tau)}}, \quad s(t) = \frac{1}{t} \int_0^t s^2(t, \tau) d\tau.$$

Введение расширенного вектора параметров

$$\varepsilon_p^T = (\varepsilon_0, \varepsilon_1, \dots, \varepsilon_N), \quad \varepsilon_0 = 1$$

и вектор-функции $g^T(t) = (g_0(t), g_1(t), \dots, g_N(t))$,

$$g_i(t) = \frac{q_i(t)}{\sqrt{q^T(t) q(t)}}, \quad i = 0, 1, \dots, N$$

позволяет записать для показателя $s(t)$ следующее краткое выражение:

$$s(t) = \hat{\varepsilon}_p^T(t) \Lambda(t) \hat{\varepsilon}_p(t),$$

где матрица $\Lambda(t)$ размерности $(N+1, N+1)$ является решением дифференциального уравнения

$$\dot{\Lambda}(t) = -\frac{1}{t} \Lambda(t) + \frac{1}{t} g(t) g^T(t), \quad \Lambda(0) = g(0) g^T(0). \quad (17)$$

Текущая оценка вектора неизвестных параметров $\hat{\varepsilon}(t)$ будет улучшаться во времени по мере поступления новой измерительной информации, если $s(t)$ будет уменьшаться.

Важное место в современной теории управления занимает задача оценки состояния, успешное решение которой непосредствен-

но связано с реализацией описанных ранее систем и законов управления. В работе [10] рассматривается задача оптимальной фильтрации нелинейной динамической системы

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)), \quad \mathbf{z}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{V}_k, \quad (18)$$

в которой $\mathbf{x}(t)$ — n -мерный вектор состояния; \mathbf{z}_k — m -мерный вектор измерений в момент времени $t = t_k$; \mathbf{V}_k — вектор шума с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей R_k . При нахождении оценки вектора состояния $\mathbf{x}(t)$ предполагается, что \mathbf{f} и \mathbf{h} являются непрерывными и r раз дифференцируемыми функциями, а вектор \mathbf{x}_0 распределен по нормальному закону с известными моментами.

Допустим, что в момент $t = t_k$ получена несмещенная оценка $\hat{\mathbf{x}}_k$ с известной ковариационной матрицей

$$E\{\hat{\mathbf{x}}_k - \mathbf{x}_k\} = E\{\hat{\mathbf{e}}_k\} = 0, \quad E\{\hat{\mathbf{e}}_k \hat{\mathbf{e}}_k^T\} = Q_k. \quad (19)$$

Так как на интервале $t_k \leq t < t_{k+1}$ нет никакой информации вплоть до проведения следующего измерения, то для оценки $\mathbf{x}(t)$ следует использовать вектор $\mathbf{u}(t)$, удовлетворяющий первому уравнению системы (18), с корректирующей поправкой \mathbf{l}_1 и граничным условием $\mathbf{u}(t_k) = \hat{\mathbf{x}}_k$:

$$\dot{\mathbf{u}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{u}(t)) + \mathbf{l}_1(t). \quad (20)$$

Вектор \mathbf{l}_1 выбирается из условия обеспечения несмещенности оценки $\mathbf{u}(t)$ на данном интервале

$$E\{\mathbf{x}(t) - \mathbf{u}(t)\} = E\{\mathbf{e}(t)\} = 0, \quad E\{\dot{\mathbf{e}}(t)\} = 0. \quad (21)$$

Раскладывая $\mathbf{f}(\mathbf{x}(t))$ в ряд в точке $\mathbf{u}(t)$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) = \mathbf{f}(\mathbf{u}(t)) + \mathbf{F}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{u}(t)) + \sum_{v=1}^r \mathbf{g}_v(\mathbf{e}(t)) \quad (22)$$

и учитывая выражения (20), (21) и (18), получим

$$\mathbf{l}_1(t) = E\left\{\sum_{v=1}^r \mathbf{g}_v(\mathbf{e}(t))\right\}. \quad (23)$$

Кроме того, матрица ковариаций $P(t)$ в моменты времени t_k и t_{k+1} связана уравнением

$$\begin{aligned} \dot{P}(t) &= E\{\mathbf{F}(t)\mathbf{e}^T(t)\} + E\{\mathbf{e}(t)\mathbf{F}^T(t)\} = L_1(P(t)) + \\ &+ L_1^T(P(t)), \quad P(t_k) = Q_k. \end{aligned} \quad (24)$$

Из уравнений (3) и (7) непосредственно следует

$$P_{k+1} = P(t_{k+1}^-), \quad \mathbf{u}_{k+1} = \mathbf{u}(t_{k+1}^-).$$

Поэтому новую оценку $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}$ на основании информации, содержащейся в измерении \mathbf{z}_{k+1} , находим из выражения

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \mathbf{u}_{k+1} + K_{k+1}[\mathbf{z}_{k+1} - \mathbf{h}(\mathbf{u}_{k+1})] - m_{k+1}. \quad (25)$$

Компенсирующий вектор m_{k+1} должен обеспечить получение несмещенной оценки $E \{\hat{\mathbf{e}}_{k+1}\} = 0$. Отсюда с учетом уравнений (18) и (25) и разложения $\mathbf{h}(\mathbf{x}_{k+1})$ в точке \mathbf{u}_{k+1}

$$\mathbf{h}_{k+1}(\mathbf{x}_{k+1}) = \mathbf{h}(\mathbf{u}_{k+1}) + \mathbf{H}_{k+1} = \mathbf{h}(\mathbf{u}_{k+1}) + \sum_{v=1}^r \eta_v(\mathbf{e}_{k+1}) \quad (26)$$

получаем

$$m_{k+1} = K_{k+1} E \left\{ \sum_{v=1}^r \eta_v(\mathbf{e}_{k+1}) \right\} = K_{k+1} \mathbf{l}_2(t). \quad (27)$$

Оптимальная матрица K_{k+1} в уравнении (25) определяется на основании минимизации функционала

$$J_{k+1} = E \{ \hat{\mathbf{e}}_{k+1}^T S_{k+1} \hat{\mathbf{e}}_{k+1} \} = \text{tr} [S_{k+1} E \{ \hat{\mathbf{e}}_{k+1} \hat{\mathbf{e}}_{k+1}^T \}] = \text{tr} [S_{k+1} Q_{k+1}]$$

из уравнения $dJ_{k+1}/dK_{k+1} = 0$. Так как

$$Q_{k+1} = P_{k+1} - K_{k+1} E \{ \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{e}_{k+1} \mathbf{e}_{k+1}^T \} - E \{ \mathbf{e}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T \} \mathbf{K}_{k+1}^T + \\ + K_{k+1} [E \{ \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T \} - E \{ \mathbf{H}_{k+1} \} E \{ \mathbf{H}_{k+1}^T \}] + R_{k+1} \mathbf{K}_{k+1}^T,$$

то выражение для K_{k+1} после проведения необходимых преобразований можно представить в следующем виде:

$$K_{k+1} = L_2^T(P_{k+1}) [M_2(P_{k+1}) - \mathbf{l}_2(P_{k+1}) \mathbf{l}_2^T(P_{k+1}) + R_{k+1}]^{-1}, \quad (28)$$

где

$$L_2(P_{k+1}) = E \{ \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{e}_{k+1}^T \}; \quad M_2(P_{k+1}) = E \{ \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T \}.$$

Тогда формула для вычисления ковариационной матрицы ошибки оценки записывается как

$$Q_{k+1} = P_{k+1} - K_{k+1} L_2(P_{k+1}). \quad (29)$$

Таким образом, выражения (20), (23) — (25), (27) — (29) представляют собой уравнения фильтра, позволяющего определить оценку вектора состояния $\mathbf{x}(t)$ и ее ковариационную матрицу по результатам измерений.

В работе [11] рассматриваются вопросы фильтрации дискретных моделей динамических систем

$$\mathbf{x}_1(k+1) = \Phi_1 \mathbf{x}_1(k) + F_1 \mathbf{u}(k),$$

$$\mathbf{x}_2(k+1) = \Phi_2 [\mathbf{x}(k) \times \mathbf{x}(k)] + F_2 [\mathbf{x}(k) \times \mathbf{u}(k)] + F_3 [\mathbf{u}(k) \times \mathbf{x}(k)] + \\ + F_4 [\mathbf{u}(k) \times \mathbf{u}(k)],$$

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{x}_1(k+1) + \mathbf{x}_2(k+1).$$

Задача состоит в получении оценки вектора состояния $\hat{X}(t)$ нелинейной дискретной системы, используя информацию измерений. Уравнение измерений имеет вид

$$y(k) = C(k) \Delta \mathbf{x}(k) + \mathbf{V}(k),$$

где $\mathbf{V}(k)$ — шум измерений. С учетом линейной и квадратичной

составляющих невязки уравнения фильтрации запишутся в виде

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_1(k+1) &= \Phi_1 \hat{\mathbf{x}}(k) + F_1 \mathbf{u}(k) + K_1(k) [\mathbf{y}(k) - C\mathbf{x}(k)], \\ \hat{\mathbf{x}}_2(k+1) &= \Phi_2 [\hat{\mathbf{x}}(k) \times \hat{\mathbf{x}}(k)] + F_2 [\hat{\mathbf{x}}(k) \times \mathbf{u}(k)] + F_3 [\mathbf{u}(k) \times \hat{\mathbf{x}}(k)] + \\ &+ F_4 [\mathbf{u}(k) \times \mathbf{u}(k)] + K_2(k) [\mathbf{y}(k) - C\hat{\mathbf{x}}(k)] \times [\Delta \mathbf{y}(k) - C\hat{\mathbf{x}}(k)], \\ \hat{\mathbf{x}}(k+1) &= \hat{\mathbf{x}}_1(k+1) + \hat{\mathbf{x}}_2(k+1).\end{aligned}$$

Входящие сюда матрицы усиления $K_1(k)$, $K_2(k)$ найдем из условия минимизации функционала

$$J(k+1) = E \{ (X(k+1) - \hat{X}(k+1)) (X(k+1) - \hat{X}(k+1))^T \},$$

являющегося математическим ожиданием квадрата ошибки оценки

$$K_1^{(k)} = \Phi_1 P^{(k)} C^T [C P^{(k)} + R_V]^{-1} [I - S_V Q_V^{-1} S_V^T [C P^{(k)} C^T + R_V]^{-1}]^{-1}, \quad (30)$$

$$K_2^{(k)} = -K_1^{(k)} S_V Q_V^{-1}.$$

В формуле (30) матрица $P^{(k)}$ — ковариация ошибки оценки, а матрицы R_V , S_V , Q_V представляют собой статистические характеристики шума измерений:

$$R_V = E \{ V^{(k)} \times V^{(k)T} \},$$

$$S_V = E \{ V^{(k)} [V^{(k)} \times V^{(k)}]^T \},$$

$$Q_V = E \{ [V^{(k)} \times V^{(k)}] V^{(k)} \times V^{(k)} \Phi \}.$$

Матрица ковариации ошибки $P^{(k)} = E \{ (x^{(k)} - \hat{x}^{(k)}) (x^{(k)} - \hat{x}^{(k)})^T \}$ в $(k+1)$ -й тактовый момент времени вычисляется по следующей формуле:

$$P^{(k+1)} = \Phi_1 P^{(k)} \Phi_1^T - K_1^{(k)} C P^{(k)} \Phi_1^T.$$

Если шум измерений $V^{(k)}$ — несмещенный гауссовский шум, то матрица S_V , а следовательно, матрица усиления $K_2^{(k)}$ тождественно равны нулю, а выражения для матрицы усиления $K_1(k)$ и ковариации ошибки аналогичны уравнениям калмановской фильтрации.

Изложенный алгоритм оценки состояния нелинейных объектов управления был использован для получения оценок навигационных параметров КА на этапе спуска в атмосфере.

В работе [12] рассматриваются вопросы, связанные с реализацией алгоритмов оптимальной фильтрации для целей навигации на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Марса. При этом задача оценивания составляющих вектора системы \mathbf{q} в скоростной системе координат заменяется на задачу оценки вектора состояния системы \mathbf{x} в географической системе координат и задачу определения вектора \mathbf{q} по вектору \mathbf{x} с помощью статистического нелинейного преобразования.

Поведение аппарата описывается уравнением

$$\dot{x}(t) = f(x, u, t) + \varepsilon(t),$$

где $u(t)$ — вектор управления; $\varepsilon(t)$ — вектор случайных возмущений; $f(x, u, t)$ — вектор-функция размерности $n \times 1$. Измерению доступны не все составляющие вектора x . Вектор измерений y содержит углы и ускорения, которые вследствие несовпадения осей чувствительности акселерометров зашумлены помехами:

$$y(t) = \varphi(x, u, t) + \eta(t).$$

Векторы x_0 , ε и η считаются независимыми и подчиняющимися нормальному закону распределения. Наилучшей считается оценка, при которой среднеквадратичная ошибка оценивания вектора состояния системы минимальна.

Для решения поставленной задачи был применен «модифицированный» или «обобщенный» фильтр Калмана [13], в котором линеаризация нелинейных функций, входящих в уравнения состояния и измерения, осуществлялась относительно оценки $x(t)$, полученной к текущему моменту времени. В данной работе считалось, что информация с измерительных устройств поступает непрерывно. Непрерывный модифицированный фильтр Калмана был получен из дискретного путем предельного перехода и имеет следующий вид:

$$\dot{\bar{x}}^* = f(\bar{x}^*, u, t) + P^* \left(\frac{\partial \bar{\varphi}}{\partial \bar{x}^*} \right) D_{\eta}^{-1}(t) [\bar{y}(t) - \varphi(\bar{x}^*, u, t)],$$

$$\dot{P}^* = \left(\frac{\partial f}{\partial \bar{x}^*} \right) P^* \left(\frac{\partial f}{\partial \bar{x}^*} \right)^T + D_{\varepsilon}(t) - P^* \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \bar{x}^*} \right)^T D_{\eta}^{-1}(t) \left(\frac{\partial \varphi}{\partial \bar{x}^*} \right) P^*,$$

где P^* — ковариационная матрица ошибок оценки при $x^*(t_0) = x_0$ и $P^*(t_0) = P_0$.

Скорость сходимости оценок вектора состояния спускаемого аппарата и точность этой оценки проверялись с помощью метода Монте-Карло. Проводилось сравнение модифицированного и линеаризованного фильтров Калмана. Выяснилось значительное влияние на точность оценок соотношения, связывающего вектор измерений y с вектором состояния.

В работе [14] рассматривается обратная задача гироинерциальных измерительных систем (ГИС), состоящая в оценке параметров движения координатного трехгранника, связанного с летательным аппаратом (ЛА), по наблюдениям обобщенных координат чувствительных элементов (ЧЭ) инерциальных измерителей. Известный подход к решению этой задачи предполагает использование уравнений обратной задачи (обращенных уравнений), которые получаются из общих уравнений, описывающих работу ГИС на подвижном основании.

Пусть на произвольно движущемся ЛА установлена ГИС, содержащая N измерителей (гироскопов, акселерометров), положение каждого из которых в связанном с ЛА базисе E характери-

зуется радиус-вектором \mathbf{r}^i и матрицей направляющих косинусов B^i . При определенных допущениях уравнения, описывающие движение ЧЭ измерителей, могут быть представлены в виде

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{f}_q(\mathbf{q}, \mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \boldsymbol{\gamma}, t) + \boldsymbol{\xi}_q(t), \quad (31)$$

где $\mathbf{q} = (\mathbf{q}_0^T, \dot{\mathbf{q}}_0^T)^T$; $\mathbf{q}_0 = (q_1^1, \dots, q_{s_1}^1, q_1^2, \dots, q_{s_2}^2, \dots, q_{s_N}^N)^T$ — вектор обобщенных координат ЧЭ; $\mathbf{x} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3, w_1, w_2, w_3)^T$ — вектор проекций абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения начала связанного трехгранника E на его оси; $\boldsymbol{\gamma}$ — вектор параметров ГИС; $\boldsymbol{\xi}_q$ — вектор случайных возмущений.

Систему (31) следует дополнить уравнениями динамики основания

$$\dot{\mathbf{x}} = \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{x}) + \boldsymbol{\xi}_x(t). \quad (32)$$

Вводя расширенный вектор состояния $\mathbf{X} = (\mathbf{q}^T, \mathbf{x}^T)^T$ и объединяя уравнения (31), (32), получим

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, \boldsymbol{\gamma}) + \mathbf{G}(\mathbf{X}, \boldsymbol{\gamma}) \boldsymbol{\xi}(t). \quad (33)$$

Выходными сигналами измерителей обычно являются некоторые функции обобщенных координат ЧЭ, измеряемые с ошибками

$$y = \mathbf{h}(\mathbf{X}, \boldsymbol{\gamma}) + \boldsymbol{\eta}, \quad (34)$$

где $\mathbf{h}(\mathbf{X}, \boldsymbol{\gamma}) = \tilde{\mathbf{h}}(\mathbf{q}, \boldsymbol{\gamma})$.

При выполнении условий наблюдаемости системы (33), (34) и известном $\boldsymbol{\gamma}$ удается указать операцию восстановления $\mathbf{x}(t)$ по наблюдениям $y(t)$. Однако могут возникнуть трудности, связанные со сложностью, высоким порядком и наличием высокочастотных решений уравнений (33), а также с некорректностью задачи по А. Н. Тихонову, проявляющейся в неустойчивости решения по отношению к возмущениям исходных данных. Один из подходов, позволяющих упростить модель и сделать задачу корректно разрешимой, состоит в переходе от полных уравнений ГИС к асимптотическим уравнениям с помощью асимптотических методов нелинейной механики (метода осреднения, метода регуляризации и т. д.). Повышению устойчивости решения обратной задачи ГИС способствует также рациональный выбор значений параметров $\boldsymbol{\gamma}$ и алгоритма оценивания.

Пусть регуляризованная модель системы описывается формулами (33), (34), выполнены условия наблюдаемости (по крайней мере, в локальном смысле) и известны параметры $\boldsymbol{\gamma}$. Тогда при известных ковариациях Q , R шумов $\boldsymbol{\xi}$, $\boldsymbol{\eta}$ оптимальная оценка $\hat{\mathbf{x}}(t)$ удовлетворяет уравнению [15]

$$d\hat{\mathbf{x}} = \hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\gamma}) + M \{(\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}) \mathbf{h}^T(\mathbf{x}, \boldsymbol{\gamma}) | y\} R^{-1} \{y dt - \hat{\mathbf{h}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\gamma}) dt\},$$

где $\hat{\mathbf{x}}(t) = M \{\mathbf{x}(t) | y\}$; $\hat{\mathbf{h}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\gamma}) = M \{\mathbf{h}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\gamma}) | y\}$; $\hat{\mathbf{f}}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\gamma}) =$

$= M \{f(x, y) | y\}$. Вычисление $M \{x | y\}$ в (33) связано с интегрированием бесконечной системы уравнений для моментов (или квазимоментов) условного распределения вероятностей. Приближенные алгоритмы нелинейной фильтрации получаются при учете конечного числа моментов. Гауссову приближению соответствует алгоритм обобщенного фильтра Калмана [15]. Влияние нелинейности функций $f(x, y)$ и $h(x, y)$ уменьшается в алгоритме одношаговой итерационной нелинейной фильтрации.

Оптимальная обработка навигационной информации позволяет существенно повысить точность систем управления летательных аппаратов. Однако полное решение этой задачи требует знания технического состояния системы и ее параметров. В работе [16] приводится описание пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) и комбинированного алгоритма оценки пилотажно-навигационных параметров полета летательного аппарата и технического состояния подсистем ПНК. В качестве базовой навигационной системы ПНК используется инерциальная навигационная система (ИНС). Показано, что в современных корректируемых ИНС целесообразно проводить обработку навигационных параметров с использованием фильтра Калмана, который позволяет рекуррентно оценивать текущее состояние вектора навигационных параметров с учетом априорных сведений о статистических характеристиках ошибок измерений. Неточное задание этих характеристик приводит, как известно, к расходимости фильтрации и, следовательно, к снижению точности определения навигационных параметров полета в ПНК. Ниже предлагается комбинированный алгоритм, позволяющий в процессе фильтрации идентифицировать статистические характеристики ошибок измерителей (корректирующих устройств) и после коррекции априорно заданных значений их в фильтре Калмана повысить точность определения навигационных параметров полета.

Для определения статистических характеристик ошибок корректирующего устройства предлагается использовать алгоритм, основой оценивания в котором является применение корреляционного метода. В данном случае рассматривается сигнал разности между текущим наблюдением и его оценкой $\mu_m = z_m - \hat{z}_m$. Корреляционная функция для данного сигнала имеет вид [17]

$$C_k = M \{\mu_m \mu_{m-k}^T\}; C_0 = PH^T + R, k = 0; \quad (35)$$

$$C_k = H [\Phi (I - KH)]^{k-1} \Phi [PH^T - KC_0], k > 0.$$

В то же время, учитывая эргодические свойства стационарного процесса, оценку корреляционной функции можно найти по выражению

$$\hat{C}_k = \frac{1}{N-k} \sum_{m=k}^n \mu_m \mu_{m-k}^T, \quad (k = 0, 1, 2, \dots, n), \quad (36)$$

откуда с учетом (35) находим

$$\hat{P}H^T = K\hat{C}_0 + A^+ \begin{bmatrix} \hat{C}_1 \\ \dots \\ \hat{C}_n \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} H\Phi \\ H\Phi(I - KH)\Phi \\ \dots \\ H[\Phi(I - KH)]^{n-1}\Phi \end{bmatrix},$$

$$A^+ = (A^T A)^{-1} A^T$$

и оценку дисперсии ошибки корректирующего устройства с учетом (35), (36) — $\hat{R} = \hat{C}_0 - H(\hat{P}H^T)$ соответственно.

Рассмотрим вопросы построения космических навигационных систем, наиболее важной частью которых является рациональный выбор спутниковых систем, образующих космический навигационный комплекс. В работе [18] предлагаются два критерия выбора оптимального созвездия навигационных ИСЗ.

Первый критерий основан на вычислении градиентной матрицы поверхностей положения, соответствующих каждому возможному созвездию ИСЗ. Эта матрица имеет вид

$$G = \begin{bmatrix} \frac{\partial R_1}{\partial x} & \frac{\partial R_1}{\partial y} & \frac{\partial R_1}{\partial z} \\ \frac{\partial R_2}{\partial x} & \frac{\partial R_2}{\partial y} & \frac{\partial R_2}{\partial z} \\ \frac{\partial R_3}{\partial x} & \frac{\partial R_3}{\partial y} & \frac{\partial R_3}{\partial z} \end{bmatrix},$$

где R_i — навигационные функции разностно-дальномерного метода; x, y, z — геоцентрические координаты объекта навигации. Модуль градиента каждой поверхности положения вычисляется по следующей формуле:

$$|G_{Ri}| = \sqrt{\left(\frac{\partial R_i}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial R_i}{\partial z}\right)^2}.$$

Ориентацию координатной системы (x, y, z) можно выбирать произвольно. Матрица L становится вырожденной, если все массы m_1, m_2, \dots, m_N лежат в одной плоскости, и тогда в матрице Γ появляются ∞ .

Оптимальным рабочим созвездием является навигационное созвездие, которому соответствует минимальный $GDOP$.

Оба эти критерия были использованы при имитационном моделировании глобального спутникового комплекса навигации. Перед каждым навигационным сеансом необходимо вычислять значение соответствующего критерия для каждого возможного навигационного созвездия и выбирать оптимальное, а затем производить необходимые измерения и местоопределение объекта навигации. В результате моделирования получено, что первый критерий

рий дает лучшую точность навигации, находящуюся в пределах 100—150 м.

С другой стороны, градиент поверхности положения можно выразить через нормаль в точке, в которой находится объект навигации, следующим образом [19]:

$$|G_{Ri}| = \frac{\partial R_i}{\partial n_i} n_i,$$

где n_i — нормаль к i -й поверхности положения. Переходя от дифференциалов к конечным приращениям, получим следующее приближенное соотношение:

$$\Delta n_i = \frac{\Delta R_i}{|G_{Ri}|},$$

где Δn_i характеризует ошибку определения поверхности положения, т. е. в конечном счете точность навигации, а ΔR_i характеризует ошибку измерений навигационного параметра, т. е. разности дальностей. Отсюда видно, что величина, обратная модулю градиента, является коэффициентом пропорциональности между ошибками измерений и результирующей точностью навигации. Следовательно, для выбора оптимального созвездия необходимо максимизировать модуль градиента поверхности положения каждого созвездия. Причем характеризующим для каждого рабочего созвездия необходимо выбирать меньший из модулей градиентов трех поверхностей положения.

Второй критерий основан на вычислении ковариационной матрицы ошибок местоопределения в предположении, что ошибки измерений некоррелированы [20, 21]. Альтернативный метод получения этой матрицы использует аналогию геометрической конфигурации созвездия ИСЗ с системой материальных точек. В качестве масс этих точек берутся относительные среднеквадратичные ошибки измерений разностей дальностей до соответствующих ИСЗ. В качестве меры ухудшения точности из-за геометрической конфигурации созвездия берется величина, определяемая по следующей формуле:

$$GDOP = \sqrt{\Gamma_{11} + \Gamma_{22} + \Gamma_{33}},$$

где матрица Γ является обратной к матрице моментов инерции L ($L = \Gamma^{-1}$).

Массы в системе материальных точек находятся в тех точках, в которых пересекают единичную сферу, описанную вокруг объекта навигации, радиус-векторы навигационных ИСЗ, исходящие из объекта. Моменты инерции, являющиеся элементами матрицы L , вычисляются в системе координат x, y, z , центр которой перенесен в центр масс системы материальных точек. Выражение

для матрицы L имеет следующий вид:

$$L = \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^N m_j x_j^2 & \sum_{j=1}^N m_j X_j Y_j & \sum_{j=1}^N m_j X_j Z_j \\ \sum_{j=1}^N m_j X_j Y_j & \sum_{j=1}^N m_j Y_j^2 & \sum_{j=1}^N m_j Y_j Z_j \\ \sum_{j=1}^N m_j X_j Z_j & \sum_{j=1}^N m_j Y_j Z_j & \sum_{j=1}^N m_j Z_j^2 \end{bmatrix},$$

где m_j — значение масс в системе материальных точек; X_j , Y_j , Z_j — координаты j массы в преобразованной системе координат; N — количество ИСЗ в созвездии.

Элементы матрицы L можно еще рассматривать как средние произведения второго порядка по совокупности масс.

Перейдем теперь к рассмотрению космических комплексов связи, в которых используются многостанционный доступ с частотным уплотнением, а также закрепленные и незакрепленные симплексные и дуплексные каналы связи с переменной земной станцией (ЗС) назначения, причем станции-«гиганты» ЗС⁽¹⁾, связывающиеся практически со всеми ЗС, и многоканальные станции ЗС⁽²⁾ работают многоканальными подстолами, а малоканальные ЗС⁽³⁾ — отдельными каналами. Для проектирования подобных комплексов связи в работе [22] предлагается выделить 4 класса систем и соответственно 4 класса распределений ω_p областей передачи ЗС в полосе частот. В классе $\Omega_p^{(1)}$ ЗС используют закрепленные каналы или подстоны; в $\Omega_p^{(2)}$ каждая ЗС передает в выделенной только для нее области; в $\Omega_p^{(3)}$ области передачи на ИСЗ отводятся нескольким ЗС (этот класс является наиболее общим и задается множествами H_ν номеров ЗС, излучающих в области ν); в $\Omega_p^{(4)}$ все ЗС могут передавать по любому каналу ИСЗ и должны иметь приемные стволы на весь диапазон частот.

Исходными данными для расчета системы является матрица нагрузки (в эрлангах)

$$R(t) = (r_{cij}(t), r_{gij}(t)); \quad i, j = \overline{1, m}, \quad (37)$$

или матрица исходящих каналов направленной связи (ij) . Здесь m — число ЗС; $r_{gji} = r_{gij}$; заявки $(ij)_c$ и $(ij)_g$ исходящих пуассоновских или рекуррентных потоков связи требуют симплексного или дуплексного канала связи соответственно; время организации канала пренебрежимо мало по сравнению с продолжительностью сеанса связи. Кроме того, задается вектор часовых поясов станций (используемый для приведения нагрузок к единому времени), допустимые величины вероятности отказа в установлении связи $p_{\text{доп}}$ и количества стволов ИСЗ $z_{\text{доп}}$, а в случае рекуррентных потоков — матрица коэффициентов вариации времени между поступлениями заявок (ij) .

Показано, что объем приемной аппаратуры ЗС, суммарная стоимость которой наиболее значительна, определяется прежде всего распределением ЗС в диапазоне частот. Поэтому задача проектирования оптимальной системы связи делится на две относительно самостоятельные задачи. Первая формулируется как задача синтеза: при фиксированном распределении ω_p рассчитать объемы оборудования ИСЗ и ЗС, удовлетворяющие заданным ограничениям. Решение этой задачи рассмотрено в работе [23]. Во второй задаче требуется выбрать в классах $\Omega_p^{(i)}$, $i = 1, 4$, оптимальное распределение $\omega_{p \min}$, минимизирующее функцию цели — среднюю стоимость создания и эксплуатации системы

$$C = C_{Cn}(\omega_p, Z) + \sum_{i=1}^m C_{ZCi}(\omega_p, K, L, Z, N) \quad (38)$$

в течение заданного времени.

После решения задачи синтеза функция цели (37) становится определенной на множестве возможных распределений Ω_p . Трудность выбора распределения $\omega_{p \min}$ обусловлена тем, что распределения не упорядочены (не измерены) таким образом, что по значению их нормы можно определить соответствующее ему распределение. По этой причине детерминированные методы поиска экстремума функции $C(\omega_p)$ неприменимы. Нетрудно показать, что перебор случайно выбранных из Ω_p распределений $\omega_p \in \Omega_{pв}$ с последующим расчетом функции $C(\omega_p)$, $\omega_p \in \Omega_{pв}$ требует чрезмерных затрат машинного времени. Поэтому предполагается заменить наиболее длительную операцию (вычисление $C(\omega_p)$) расчетом такой нормы последовательностей ξ номеров станций в распределениях ЗС, которая ведет себя как функция $C(\omega_p)$, но определяется непосредственно по матрице R . Процесс перестановки ЗС приводит к нахождению в области возможных последовательностей Ω_ξ оценки ξ_{\min} оптимальной последовательности ЗС, после чего функцию целиком приходится вычислять на условном множестве распределений $\omega_p \in \Omega_p | \xi_{\min}$ значительно меньшей мощности, чем Ω_p .

Для случая комбинированного управления норма $\varphi(R)$ количества приемных стволов всех ЗС комплекса представляет собой взвешенную по столбцам матрицы R сумму

$$\begin{aligned} \varphi(R) = & \sum_{l=m^{(1)}+1}^{m^{(1)}+m^{(2)}} \alpha_l(R_1) \Delta K_l^{(2)}(R_1) + \sum_{l=m^{(1)}+m^{(2)}+1}^m \alpha_l(R_2) \Delta K_l^{(2)}(R_2) + \\ & + \sum_{l=m^{(1)}+1}^{m^{(1)}+m^{(2)}} \alpha_l(R_3) \Delta K_l^{(3)}(R_3) + \sum_{l=m^{(1)}+m^{(2)}+1}^m \alpha_l(R_4) \Delta K_l^{(3)}(R_4). \end{aligned} \quad (39)$$

Здесь $m^{(1)}$, $m^{(2)}$, $m^{(3)}$ — числа станций ЗС⁽¹⁾, ЗС⁽²⁾, ЗС⁽³⁾, R_1 — R_4 — матрицы нагрузки ЗС⁽²⁾ — ЗС⁽²⁾, ЗС⁽²⁾ — ЗС⁽³⁾, ЗС⁽³⁾ — ЗС⁽²⁾, ЗС⁽³⁾ — ЗС⁽³⁾; весовые коэффициенты $\alpha_l(R_j)$ равны $n_l(R_j)/n(R)$,

где $n(R)$ и $n(R_j)$ — числа ненулевых элементов R и столбца l матрицы R_j ;

$$\Delta K^{(q)}(R_j) = \max_{r_{Kl} \neq 0} K^{(q)}(R_j) - \min_{r_{Kl} \neq 0} K_l^{(q)}(R_j) \quad (q = 2, 3) -$$

разности между максимальными и минимальными порядковыми номерами ненулевых элементов тех частей l -го столбца матрицы R , которые принадлежат R_j . В первом приближении норма (39) измеряет и функцию цели.

Методика оптимизации систем связи основана на решениях задач синтеза и выбора распределения $\omega_{p \min}$. Она сводится к следующим этапам расчета.

По исходной матрице нагрузки $R_{исх}$, соответствующей последовательности ЗС $\xi_{исх} = \{1, 2, \dots, m\}$, для фиксированного способа управления каналами или подстолами на ЗС находятся оценки $\hat{\xi}_{\min}$ и $\hat{\xi}_{\max}$. После чего строятся два множества точек $C(z_{cn})$, соответствующих распределениям $\Omega_p | \hat{\xi}_{\min}$ и $\Omega_p | \hat{\xi}_{\max}$, путем последовательного увеличения размеров групп ЗС, занимающих одну область передачи, то есть переход от $\Omega_p^{(1)}$ к $\Omega_p^{(4)}$ совершается по множествам распределений, выделенным оценками $\hat{\xi}_{\min}$ и $\hat{\xi}_{\max}$. При этом для каждой из оценок повторяются заданное число n_ω раз следующие операции: а) выбор равномерных распределений ω_p , когда множества номеров ЗС H_v (или множества $H_v^{(2)}, H_v^{(3)}$ при комбинированном управлении) имеют одно и то же число элементов, которое увеличивается при приближении к $\Omega_p^{(4)}$. Кроме того, рассматриваются «возмущенные», относительно равномерных распределения, позволяющие оценить разброс значений $C(z_{cn}(\omega_p))$; б) решается задача синтеза при выбранном распределении ω_{pj} , $j = \overline{1, n_\omega}$, — определяются объемы аппаратуры ЗС и ИСЗ (векторы K, L, Z, N). Вычисляется функция цели (38).

Путем перебора значений $C_j = C(\omega_{pj})$, $\omega_{pj} \in \Omega_p | \hat{\xi}_{\min}$, $j = \overline{1, n_\omega}$ определяются оценки

$$\hat{\omega}_{p \min} \text{ и } \hat{C}_{\min} = \min_j C_j.$$

Проведено исследование системы, включающей 3 ЗС⁽¹⁾, 16 ЗС⁽²⁾ и 36 ЗС⁽³⁾, при двух значениях коэффициента заполнения матрицы R и фиксированных суммарных нагрузках ЗС. Полученная оптимальная система, в которой применяется комбинированное управление и $\hat{\omega}_{p \min} \in \Omega_p^{(3)}$, снижает затраты C (в условных единицах) на 16—20% (38), а занимаемую полосу частот z_{cn} в 3—4 раза.

Установлено, что результат оптимизации существенно зависит от коэффициента заполнения матрицы R . Указанная выше цифра соответствует значению коэффициента заполнения 0,09. Его увеличение вдвое приводит к снижению затрат всего на 4%.

Показано, что для всех классов Ω_p функция $C(\varphi)$ является монотонной, что говорит о применимости методики оптимизации системы связи за счет варьирования последовательностей ЗС.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Киселев А. И.* Методы синтеза систем управления и стабилизации ЛА на основе квадратичного критерия качества.— Наст. сборник.
2. *Киселев А. И., Хашутогова С. А.* Методы автоматизированного синтеза систем управления ЛА.— В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1980, с. 183.
3. *Шумов Б. Ф.* Метод анализа и синтеза линейных и нелинейных систем управления.— Наст. сборник.
4. *Кочергин А. С., Козлов А. А., Трапезников С. Н.* Выбор параметров в нелинейной системе стабилизации.— Наст. сборник.
5. *Борисенко И. И., Кулябичев Ю. П.* Структурная оптимизация сложных динамических систем.— Наст. сборник.
6. *Wismer D. A.* Optimization methods of LSC with application. N. Y.: Acad. Press, 1974.
7. *Muhtoud M.* et al. Multilevel control and optimization using generalized gradients technique.— Intern. J. Control., 1977, vol. 25, N 4.
8. *Александров В. М., Корнеев А. Н.* Математическая модель поведения человека-оператора при управлении динамическими объектами.— Наст. сборник.
9. *Мишулина О. А.* Принцип управления оценками при идентификации параметров линейных динамических систем.— Наст. сборник.
10. *Щетилов С. И., Исайко О. М.* Методика оценки состояния нелинейной динамической системы.— Наст. сборник.
11. *Аверина А. Д., Модяев А. Д.* Нелинейный алгоритм оценки состояния КА на этапе спуска в атмосфере.— Наст. сборник.
12. *Деменков Н. П.* Определение параметров движения космического аппарата на этапе аэродинамического торможения.— Наст. сборник.
13. *Лебедев А. А., Красильщиков М. Н., Малышев В. В.* Оптимальное движение космических летательных аппаратов М.: Машиностроение, 1974. 200с.
14. *Захарин Ф. М.* Обратная задача гиросинхронизации измерительных систем.— Наст. сборник.
15. *Jazvinski A.* Stochastic processes and filtering theory. N. Y.: Acad. Press, 1970.
16. *Меркулов В. П., Засядько С. М.* Комбинированный алгоритм оценки имитационно-навигационных параметров полета и технического состояния подсистем пилотажно-навигационного комплекса.— Наст. сборник.
17. *Mehra R. K.* On the identification of variance and adaptive Kalman filtering.— IEEE Trans. Automat. Control, 1970, vol. AC-15, N 2.
18. *Филипповская Е. А., Максимов Ю. Я.* Критерии оптимальности выбора созвездий навигационных ИСЗ.— Наст. сборник.
19. *Шебшаевич В. С.* Введение в теорию космической навигации. М.: Сов. радио, 1971.
20. *Harry V. Lee.* A nove procedure for assesing the accuracy of hyperbolic multilateration systems.— IEEE Trans. Aerospace and Electron. Syst., 1975, vol. AES-11, N 1.
21. *Harry V. Lee.* Accuracy limitations of hyperbolic multilateration systems.— IEEE Trans. Aerospace and Electron. Syst., 1975, vol. AES-11, N 1.
22. *Кочегаров В. А.* Оптимизация систем связи через ИСЗ.— Наст. сборник.
23. *Абузов А. А.* Методы расчета систем связи с многолучевым ИСЗ.— Наст. сборник.



НОВЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ МЕДИЦИНСКОЙ ТЕХНИКИ

Р. И. УТЯМЫШЕВ

Космонавтика, авиакосмическая медицина оказали прогрессивное влияние на развитие технического вооружения здравоохранения. Это положило начало неэволюционному, скачкообразному развитию медицинской техники в Советском Союзе.

В этом проявляется естественная диалектическая закономерность развития науки и техники в период научно-технической революции.

Можно констатировать, что если в первые годы становления космонавтики достижения в области медицинской космической техники внесли большой вклад в развитие медицинской техники для здравоохранения, в том числе для развития медицинской науки, то сейчас, пожалуй, наблюдается и обратная картина. Системное развитие медицинской техники для здравоохранения стало той основой, которая позволяет рассматривать вопросы будущего развития техники для пилотируемых летательных аппаратов, как околоземных, так и других космических аппаратов. В настоящее время в Советском Союзе реализуются грандиозные планы социально-экономического развития страны, в том числе развития здравоохранения и медицинской техники.

Развитие медицинской техники происходит системно, с охватом всех задач, решаемых здравоохранением и медицинской наукой, с предпочтительным развитием новых прогрессивных направлений. Таким прогрессивным, ударным направлением является широкое использование в медицине микровычислительной техники, микропроцессорных элементов, криогенной и другой техники, т. е. новых достижений современной физики, а также современной технологии производства в части радиокомпонентов.

К сожалению, развитие этой медицинской техники и авиакосмической медицины происходит обособленно от собственно развития медицинской техники. Недостаточна осведомленность специалистов, занятых в этой области, о возможностях и о наличии советской медицинской техники.

Вероятно, при современном прогрессе развития технологии разницы между техникой, используемой в здравоохранении, и для авиакосмических целей быть не должно. С позиции авиакосмической медицины при создании медицинской техники основными являются вопросы нормальной физиологии, отбора, тренировок и адаптации. Отличие этой техники от медицинской техники для нужд здравоохранения заключается, на наш взгляд, только в конструктивных вариантах, в условиях применения. Эти вопросы необходимо объединить, и, может быть, Гагаринские чтения помогут

в решении этой задачи. Это будет выгодно и экономически, и в организационном плане, и не нужно будет одни и те же вопросы решать разным организациям.

В настоящий период времени авиакосмическую медицинскую технику рассматривают как технику для исследований, диагностики, отбора, предполетных осмотров; длительного врачебного контроля и реабилитации, а также многосуточных полетов, требующих создания «летающих клиник» с соответствующим оборудованием — хирургическим, травматологическим, стоматологическим.

В области развития техники для исследований и диагностики главное внимание сосредоточено на программированной логике и на использовании микропроцессоров. Обработка первичной информации должна производиться на уровне измерительной техники, на уровне каналов и получения информации. Уже есть наземные системы, которые автоматически анализируют и классифицируют электрокардиограмму и позволяют получать информацию о главных насосных функциях сердца (ударный систолический выброс, минутное кровообращение и т. д.). Кроме того, на монокристаллических приборах — монокристаллических микропроцессорах ведется разработка аппаратуры для анализа электрокардиограмм, фонокардиограмм, реоплетизмограмм и т. п. Вопрос в том, что каналы передачи и обработки информации не должны загружаться первичной информацией. Эту проблему мы решаем сейчас не только на уровне бортовой техники, но и вся наземная техника, все клиническое оснащение в течение ближайших лет будут полностью переведены на рельсы приборостроения с использованием каналов обработки информации и приведения ее к виду, удобному для восприятия и принятия решения.

Большое внимание уделяется изучению гемодинамики. На протяжении многих полетов используется система «Левкой», реализующая метод тетраполярной реографии. Изучение гемодинамики — церебрального и периферического кровотока, насосных функций сердца является одним из важнейших направлений, которое и будет дальше совершенствоваться.

Современная техника достигла такого уровня, когда возможен переход к другим более совершенным методам изучения как при отборе, физиологических исследованиях, подготовке космических и авиационных экипажей, так и на борту космического летательного аппарата, например, интроскопическим исследованиям.

Современная техника позволяет создавать портативные, удобные системы, которые можно применять в условиях перегрузок. в условиях компенсационных костюмов, т. е. в условиях летного труда. Акустические матричные системы, реализованные для наземных целей, могут быть использованы в условиях летательного объекта и обеспечивать создание ультразвуковых томографических систем. Матрицы могут содержать 256 или 512 элементов. Ультразвуковые томографы являются удобным средством исследова-

дования внутренних органов — сердца, легких, паренхиматозных органов, органов брюшной полости.

Сейчас наступает период комплексного решения вопросов эргономической оценки и отбора членов экипажа. Первым примером решения этой проблемы применительно к задачам спортивной медицины и шире ко всем областям народного хозяйства, где применяется труд оператора, служит аппаратура «Тонус — Электроника 01». Этот аппарат позволяет определять и решать тестовые задачи, задачи профессионального отбора. Аппарат обеспечивает обработку информации и выдачу кодовой информации, используя современный микропроцессор. Подобного рода аппараты являются представителями класса аппаратов, предназначенных для многомерных и комплексных исследований физиологического состояния организма. Техника больших интегральных схем и микропроцессоров позволяет решать эти вопросы, и они уже решаются в клинических условиях, в условиях диспансерного обследования населения. Опыт, накопленный при решении этой проблемы, позволяет ставить вопрос о постоянном медицинском контроле экипажей не только космических аппаратов, но и экипажей самолетов.

В течение нескольких лет проводились работы по разработке аппаратуры «Штат», т. е. штатной аппаратуры для летательных аппаратов, предназначенной для непрерывной оценки летного труда.

Создана и успешно прошла испытания аппаратура «Атака» для предполетного врачебного контроля экипажей.

Большое внимание и впредь будет уделяться разработке аппаратуры для объективных методов оценки органов чувств — зрения, слуха с использованием микро-ЭВМ. В системе автоинспекции уже начали использовать подобные приборы. Именно в таком направлении, когда полностью устраняется субъективный фактор, будет развиваться вся аппаратура экспертного назначения. Если обобщенно рассмотреть вопросы, связанные с диагностикой, оценкой состояния, поведенческих реакций, то и на земле и на космических кораблях для решения этих медицинских задач достойное место займут микротерминалы.

К сожалению, есть ряд задач, которые в настоящее время не решены и требуют своего решения. Это вопросы, связанные с биохимическими исследованиями, биохимическим контролем крови, особенно содержания сахара и жидкости, как важного показателя адаптационной способности организма на летательных аппаратах. Должное внимание уделяется развитию газового анализа, поляриметрическим исследованиям.

Необходимо отметить, что для обитаемых космических кораблей развитие систем жизнеобеспечения связано с использованием гемосорбции, т. е. метода очистки крови с помощью различных абсорбентов, с ионселективным регулированием ионного состава крови по калию, натрию, магнию, кальцию и другим химическим элементам, а также с удалением различных продуктов биологиче-

ского обмена или токсических продуктов, накапливаемых в организме.

Были сделаны первые попытки и получены определенные результаты в области использования лазера для задач спектрометрии. Это лазерный корреляционный спектрометр, который позволяет решать многие задачи, связанные с различными биологическими аспектами. Конечно пока трудно сказать, будет ли создан бортовой прибор, но предпосылки для этого есть.

Труд космонавта на обитаемых кораблях, особенно когда он связан с монтажными операциями, выходом в космическое пространство, выполнением определенных функциональных задач, не исключает возможности травм и, следовательно, хирургического вмешательства. Поэтому встают вопросы травматологического, хирургического и стоматологического направлений. Решение этих вопросов мы видим в совершенствовании облегченных титановых инструментов, в том числе с гибкими световодами, криогенной техники, полупроводниковых криогенных аппаратов, малогабаритных небольшой мощности для локальных криовоздействий. Перспективными представляются лазерная антисептическая и коагуляционная техника, ультразвуковая микрохирургическая техника. Например, эта аппаратура используется на Земле для антисептики полости рта в стоматологии, для облучения трофических язв.

Если иметь в виду травматологию, то, по-видимому, назрел вопрос использования микрорентгена. Этот аппарат весом 2—4 кг практически уже создан и мог бы успешно применяться при длительных полетах.

Весьма успешно осуществляются работы с усиливающими экранами на основе сульфидов редкоземельных элементов — гадолиния, иттрия, галлия. Созданы экраны, дающие четырех- или даже десятикратное усиление рентгеновского изображения. Они характеризуются малыми энергетическими мощностями, исчисляемыми несколькими ваттами. Кроме того, практически решена проблема и ведутся работы дальше по смещению в сине-зеленую область спектральной чувствительности рентгеновской пленки. Такая пленка с диффузионной обработкой уже создана и с этого года выпускается.

Серьезно развиваются вопросы, связанные с созданием реанимационной техники, электронаркоза, электрообезболивания. Для целей реанимации потребуются создание специальных дефибрилляторов и кардиостимуляторов для временной стимуляции сердечной деятельности. Если говорить о реабилитационной технике, то это, по-видимому, различные миостимуляторы, массажеры и малогабаритные аппараты гемосорбции. Эта аппаратура выполняет антитоксические функции печени. В таком же плане нам видится и создание аппаратуры, которая заменит функции почек.

Есть еще один аспект, заслуживающий внимания. Очевидно недостаточным является развитие медицинской техники только для измерения, анализа состояния организма. Необходимо ду-

мать о поисках различных физиологических резервов организма, средств, которые позволили бы улучшить окислительно-восстановительные процессы, поднять общий тонус. Таким средством, которое должно занять свое место в авиационной медицине, является гипербарическая оксигенация, т. е. средство оксигенации крови и тканей под повышенным давлением кислорода. Гипербарическая оксигенация рекомендуется как средство мобилизации физиологических резервов организма за счет усиленного выжигания шлаков, улучшения микроциркуляции.

Особо нужно рассмотреть возможности химии полимеров. Частично этот вопрос уже был затронут в связи с аппаратурой для гемосорбции. Хотелось бы подчеркнуть роль химии полимеров в создании ионоселективных мембран, вспенивающихся компонентов, которые используются для иммобилизации в травматологии, лекарственных средств длительного действия различного назначения, в том числе противовоспалительных, антисептических и др.

*

НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА И ВОЗМОЖНЫЕ ОБЛАСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ

Б. М. ПАНКРАТОВ

Интенсивное развитие космической техники особенно в последнее десятилетие привело к дальнейшему широкому практическому освоению человеком космического пространства. В связи с этим получили бурное развитие новые разделы науки и техники, в частности, новые разделы механики, а именно механики космического полета.

Следует отметить, что еще в начале XX (да и в конце XIX) столетия возникали идеи применения реактивных двигателей для полетов в космос, которые в значительной степени стимулировали развитие механики космического полета как науки, изучающей движение космического летательного аппарата (КЛА) — тела переменной массы [1—5]. Задачи механики космического полета, как правило, сводились к классической постановке решения задач доставки полезного груза (при прочих равных условиях) в заданную точку пространства. В этих задачах большую роль в решении проблемы играли выбор оптимального закона управления, энергетики и использование наиболее рациональных математических методов.

На первом этапе широкого развития механики космического полета (вполне обоснованно) наиболее подробно исследовались проблемы полета КЛА с относительно умеренной тяговооруженностью. Во многих подобных задачах в первом приближении допустимо было пренебрегать весами отдельных агрегатов и свести решение задачи оптимизации к определению минимальных расходов топлива на совершение заданного маневра. Последнее условие в основном заключалось в минимизации характеристической скорости, т. е. сводилось к нахождению условий доставки максимального полезного груза. Такие задачи часто встречаются и во многих современных работах. Это происходит в силу их определяющего влияния на многие проектные задачи, а также в известной степени на идеологию компоновки КЛА и его систем. С этим связана и постановка более сложных задач оптимизации параметров траектории движения, весовых соотношений и управляющих параметров КЛА. Такая постановка задач механики космического полета обычно органически связывается с характеристиками двигательных установок. Подобного типа задачи практически составляют один из разделов механики космического полета, в котором, используя классические математические методы, широко рассматриваются вопросы комплексного определения основных

траекторных и весовых характеристик КЛА и его агрегатов, параметров оптимального управления и регулирования двигательных систем и учета влияния ряда ограничений, накладываемых внешними условиями полета [4—12].

Задачи механики полета, решаемые в настоящее время, можно также условно разделить на задачи о движении КЛА как материальной точки и задачи, связанные с движением аппарата вокруг центра масс, что, по существу, является не новым [5, 13].

К траектории КЛА в ряде задач, решаемых в общей постановке, могут предъявляться следующие требования. Траектория должна начинаться в некоторой точке фазового пространства (заданы координаты и проекции скорости) и за некоторое фиксированное время достигать другой точки этого пространства. Причем такое решение может быть удовлетворено не единственным образом. Поэтому из всего многообразия траекторий, соединяющих за фиксированное время две заданные точки фазового пространства, должна выбираться такая, которая отвечает движению аппарата с максимальной полезной нагрузкой при заданной его начальной массе. Это практически постановка основной вариационной задачи механики космического полета, о которой в общем виде говорилось выше, об определении оптимального управления КЛА, обеспечивающего движение по указанной оптимальной траектории.

Часто встречаются и другие постановки вариационной задачи (эквивалентные первой). Требуется определить оптимальное управление и построить траекторию, обеспечивающую за минимальное время перемещение КЛА из одной заданной точки фазового пространства в другую с заданной начальной массой аппарата и массой полезной нагрузки. Эта задача удобна в тех случаях, когда нет полной уверенности относительно энергетической выполнимости маневра в рассматриваемом диапазоне времен полета.

Кроме этих двух основных постановок вариационных задач, в механике космического полета формируется также множество достаточно сложных и интересных, но уже носящих частный характер постановок, соответствующих отдельным типам космических маневров (межорбитальные перелеты, задачи выхода из гравитационного поля планеты, эволюции в окрестности планеты и т. д.), многие из которых рассматривались на I—IX Гагаринских чтениях. В этом случае, однако, не требуется при вариационной формулировке этих задач выполнения всех граничных условий по координатам и скоростям, так как задаются не все координаты и скорости, а только часть их или комбинации. Свободные граничные условия в этом случае определяются, как правило, из соображений оптимальности траекторий.

Учет внешних условий полета, например наличие радиационных поясов Земли и солнечных космических излучений, выдвигает ряд новых вариационных задач определения оптимального управления КЛА [11].

Рассмотрение последних связано с необходимостью учитывать радиационную опасность, которой подвергаются экипаж или приборы, находящиеся на борту аппарата. Выбор оптимальной траектории и управления в этих задачах должен проводиться с учетом ограничений, накладываемых на характеристики траекторий и КЛА в зонах интенсивной радиации. Характер этих ограничений таков, что они либо совсем исключают возможность применения классических методов вариационного исчисления или принципа максимума, либо требуют весьма существенной их модификации. Поэтому представляет интерес рассмотрение различных математических методов решения таких задач. Определенные возможности в этом случае дает метод динамического программирования и др.

Подобных примеров можно привести достаточно много, и это вполне понятно, поскольку многие задачи механики космического полета в основном являются математически двухточечными вариационными задачами. Как правило, решение многих из них (без некоторой идеализации) классическими методами, с помощью, например, уравнений Эйлера—Лагранжа, для практически важных случаев представляет большие трудности и часто не дает желаемых результатов.

Усилиями многих исследователей успешно разработан ряд достаточно эффективных методов решения вариационных задач механики космических полетов. Кроме классических методов, следует отметить уже называвшиеся выше методы динамического программирования, наискорейшего спуска или градиентную теорию оптимизации, теорию линеаризации интегралов с помощью теоремы Грина, метод нелинейного программирования, метод Ньютона—Рафсона и др.

Исследование для КЛА перспективных типов двигателей, установок, таких, как ядерный ракетный двигатель (ЯРД) и электроядерный ракетный двигатель (ЭЯРД), солнечный парус и другие, отличающихся большими удельными (относительными) весами и малыми расходами рабочего тела (ЯРД и ЭЯРД) или отсутствием расхода массы (для солнечного паруса), представляет существенные особенности при решении многих задач механики движения космических летательных аппаратов [9, 12].

К подобным вопросам можно также отнести работы об оптимизации пространственных межорбитальных переходов летательных аппаратов со ступенчатым регулированием тяги, исследование программы перелетов многоразовых буксиров с двигателями ограниченной мощности, о многошаговых алгоритмах управления движением аппаратов с двигателями малой тяги.

Таким образом, из рассмотренного выше можно сделать вывод о том, что вопросы теории полета во многих современных задачах успешно рассматриваются совместно с выбором основных проектных параметров космических летательных аппаратов, их систем управления, с характеристиками двигательных установок и ограничениями, накладываемыми внешней средой. Следует отметить, что подобные постановки встречали самое глубокое

понимание и отмечались в работе [4] и др. Например, работа [8] посвящена не только задаче о невозмущенном (кеплеровом) движении ИСЗ, но и влиянию возмущающих факторов (ошибок выведения спутника, нецентральности поля тяготения, сопротивления атмосферы, аномалии силы тяжести, притяжения Луны и Солнца, давления солнечного ветра и т. д., а также другим вопросам механики полета при выведении ИСЗ на орбиту и спуска с орбиты на Землю).

Исследование оптимального пространственного движения ЛА в атмосфере является одной из наиболее сложных проблем механики полета. Это в основном объясняется тем, что помимо известных трудностей решения оптимальных задач плоского движения ЛА в атмосфере возникают дополнительные — обусловленные его пространственным движением. Ряд работ в этой области, особенно при рассмотрении гиперзвуковых скоростей полета, посвящен решению конкретных задач, в основном численными методами. Такие результаты исследований носят, как правило, частный характер и не всегда позволяют установить общие закономерности происходящих процессов. Однако во многих работах подобные решения даются и в более общей постановке, например в [10], где приведены основные закономерности оптимального пространственного движения ЛА в атмосфере, дающие возможность проводить качественный и количественный анализы структуры его оптимального управления.

Безусловно представляют большой интерес вопросы по исследованию характеристик полета ЛА с использованием уравнений невозмущенного и возмущенного движения, когда аппарат рассматривают как тело переменного состава. Эти задачи требуют, например, для своего решения использования методов линеаризации уравнений и расщепления линеаризованных уравнений на отдельные группы. Здесь рассматриваются устойчивость и управляемость ЛА, его передаточные функции и динамические характеристики как объекта управления, а также стабилизации аппарата с учетом упругости конструкции и подвижности жидкого топлива в баках [5, 13].

При выборе траекторий полета спускаемых аппаратов (особенно пилотируемых) часто бывает необходимо проводить оптимизацию ее характеристик при относительно жестких ограничениях. Соображения, обусловленные прочностью таких КЛА, обеспечением требуемых медико-биологических и комфортных условий работы экипажа, в особенности при спуске с траектории на Землю, делают необходимым рассмотрение ряда ограничений на параметры состояния в виде некоторых неравенств. Эти неравенства могут включать ограничения на величины нормальных и продольных перегрузок, тепловые потоки, интегральные тепловые потоки в атмосфере и т. д. Выбор параметров траектории также должен ограничиваться условиями обеспечения заданной устойчивости и управляемости аппарата, безопасности полета, удобства слежения за полетом с Земли, точности приземления, надежности

и т. д. При решении подобных задач, например, относительно эффективно может применяться метод нелинейного программирования, часто используемый в подобных задачах оптимального управления при жестких ограничениях.

При длительной работе КЛА в космическом пространстве его конструкция, некоторые агрегаты и системы подвергаются сильному воздействию окружающей среды и относительно большим тепловым нагрузкам от внешних и внутренних источников тепла, особенно сильное воздействие внешние тепловые нагрузки оказывают на спускаемые в атмосферу планеты и Земли аппараты. Исследование параметров траектории полета и выбор характеристик агрегатов КЛА с учетом воздействия внешних и внутренних тепловых нагрузок и других факторов, а также ограничений, накладываемых параметрами аппарата, является частью общей задачи проектирования теплонапряженных систем — тепловым проектированием, одну из главных задач которого составляет задача механики полета [16]. В общей постановке задачу можно условно представить в следующем виде. В первом приближении определяют основные характеристики системы с учетом особенностей параметров траектории и продолжительности полета аппарата. При этом могут иметь место постановки задач синтеза оптимального управления КЛА по критерию минимума его массы или массы агрегатов, минимума интегральных тепловых потоков за время маневра (для спускаемых аппаратов), непревышения заданной допустимой температуры конструкции отдельных КЛА и т. д. При решении подобных задач могут широко использоваться многие из рассмотренных в данной работе математических методов вариационного исчисления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Циолковский К. Э. Собрание сочинений. М.: Изд-во АН СССР, 1954. 534 с.
2. Мещерский И. В. Работы по механике тел переменной массы. М.: Гостехиздат, 1949. 280 с.
3. Цандер Ф. А. Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов. Межпланетные путешествия. М.: Оборонгиз, 1961, с. 383—393, 424—428.
4. Королев С. П. Ракетный полет в стратосфере. М.: Воениздат, 1934. 182 с.
5. Космодемьянский А. А. Основные теоремы механики тела переменной массы. Лекции по механике тел переменной массы.— Учен. зап. МГУ. Механика, 1951, вып. 154, с. 73—180.
6. Озоцимский Д. Е., Энеев Т. М. Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли.— УФН, 1957, 63, вып. 1а, с. 5—32.
7. Аппазов Р. Ф., Лагров С. С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 305 с.
8. Тихонравов М. К., Яцуцкий И. М., Максимов Г. Ю., Гурко О. В. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли. М.: Машиностроение, 1967, с. 295.
9. Гродзовский Г. Л., Иванов Ю. Н., Токарев В. В. Механика космического полета с малой тягой. М.: Наука, 1966, с. 680.
10. Шадов Л. М., Буханова Р. С., Илларионов В. Ф., Плохих В. П. Ме-

- ханика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М.: Машиностроение, 1972, с. 240.
11. *Панкратов Б. М.* Управление космическим летательным аппаратом при прохождении радиационных поясов Земли и солнечных космических излучений.— В кн.: Идеи Циолковского и проблемы космонавтики. М.: Машиностроение, 1974, с. 181—186.
 12. *Тарасов Е. В.* Оптимальные режимы полета летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1963, с. 247.
 13. *Абгарян К. А., Рапопорт И. М.* Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969, с. 378.
 14. *Лебедев А. А., Соколов В. Б.* Встреча на орбите. М.: Машиностроение, 1969, с. 366.
 15. *Панкратов Б. М.* Некоторые задачи динамики полета многоразовых транспортных аппаратов.— Сборник трудов тринадцатых чтений, посвященных разработке научного наследия К. Э. Циолковского. М.: Наука, 1979, с. 3—9.
 16. *Панкратов Б. М., Полежаев Ю. В., Рудько А. К.* Взаимодействие материалов с газовыми потоками. М.: Машиностроение, 1976, с. 213—222.
 17. *Чепмен Д. Р.* Приближенный аналитический метод исследования входа тел в атмосферы планет. М.: Изд-во иностр. лит., 1962. 165 с.



НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ ОБЩЕЙ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. В. АСТАХОВ

Необходимость повышения эффективности автономного сближения пилотируемых космических аппаратов (ПКА) при условии максимального использования возможностей экипажа требует создания на основе бортового вычислительного комплекса единой системы, соединяющей в себе положительные качества автоматического и ручного режимов управления.

При решении этой задачи неизбежно приходится рассматривать такой вопрос, как распределение функций между экипажем, автоматической системой и наземным Центром управления. По этой причине необходимо систему управления сближением представить в виде организационной структуры, отражающей иерархию соподчиненности ее элементов, и на ее основе определить приоритет действий в системе, обуславливающий право экипажа включаться в управление. Это позволяет перейти к рассмотрению организации процесса управления сближением и разработке всех возможных вариантов сближения.

На нижнем уровне этой структуры, который будем называть исполнительным, обеспечивается создание управляющих сил и моментов для необходимой ориентации ПКА и движения его по определенной траектории сближения в соответствии с командными сигналами и сигналами обратной связи о текущих значениях параметров движения. Эти сигналы поступают со следующего уровня.

На этом уровне, называемом в дальнейшем командно-сигнальным, помимо выработки командных сигналов и обеспечения обратной связи, формируются законы управления, подлежащие обработке на исполнительном уровне. В результате образуются замкнутые контуры управления типа следящих систем. Операции, выполняемые на данном уровне, производятся под действием сигналов, поступающих со следующего уровня.

На данном уровне (назовем его директивным) принимаются решения о необходимости выполнения операции сближения в соответствии с программой полета, о применении того или иного метода управления в зависимости от конкретной обстановки, а также производится выбор законов управления и режимов работы системы.

Распределение технических средств единой системы управления сближением по приведенным уровням в виде основных функциональных блоков с соответствующими связями между ними

показано на рис. 1. Бортовой вычислительный комплекс, являясь центральным элементом существующих и в особенности перспективных систем управления, участвует в работе в виде соответствующих функциональных блоков на двух верхних уровнях.

На исполнительном уровне функционируют разомкнутые контуры управления перемещением центра масс ПКА и контуры управления ориентацией и стабилизацией ПКА, включающие усилительно-преобразующие и управляющие устройства, а также исполнительные органы.

Управление на командно-сигнальном уровне обеспечивается блоком формирования законов управления и командных сигналов. Основу этого блока составляет БЦВМ, обеспечивающая реализацию принятых алгоритмов управления, и логическое устройство на аналоговых элементах, выступающее в качестве резервного на случай отказа БЦВМ. По их сигналам производится формирование команд управления и сигналов обратной связи в выбранных контурах управления в соответствии с информацией, поступающей с блока измерительных приборов (автоматический режим работы). При этом блок формирования законов управления должен обеспечивать выполнение единства логики управления и возможность плавного перехода от режима автоматического управления к режиму ручного и наоборот, для чего блок измерительных приборов должен быть снабжен резервной системой измерения параметров относительного движения.

Система отображения информации, функционирующая на этом уровне, с помощью индикаторных и командных приборов обеспечивает полуавтоматический (директорный) и ручной режимы работы отдельных контуров управления, т. е. возможность участия экипажа в процессе управления сближением. Кроме того, она позволяет экипажу контролировать правильность работы этих контуров в автоматическом режиме. Эту же задачу решает блок контроля работоспособности системы управления сближением, реализуемый на БЦВМ с помощью соответствующих программ.

На высшем директивном уровне функционируют блоки программ полета и управления сближением и определения программы действий, реализуемые с помощью БЦВМ или экипажем. Контроль выполнения программы полета также осуществляется БЦВМ, экипажем и наземным пунктом управления. С помощью этих блоков формируются сигналы директивного характера в отличие от командно-сигнального уровня, на котором формируются сигналы конкретного характера в соответствующие контуры управления.

Необходимо отметить, что на директивном уровне не осуществляется детальное управление всем процессом сближения. Он осуществляется назначение режима работы системы в соответствии с выбранным методом управления сближением, контроль, переключение и адаптирование его к определенным чертам ситуации и решаемой задаче сближения. В результате взаимодействия командно-сигнального уровня с исполнительным образуются замкнутые

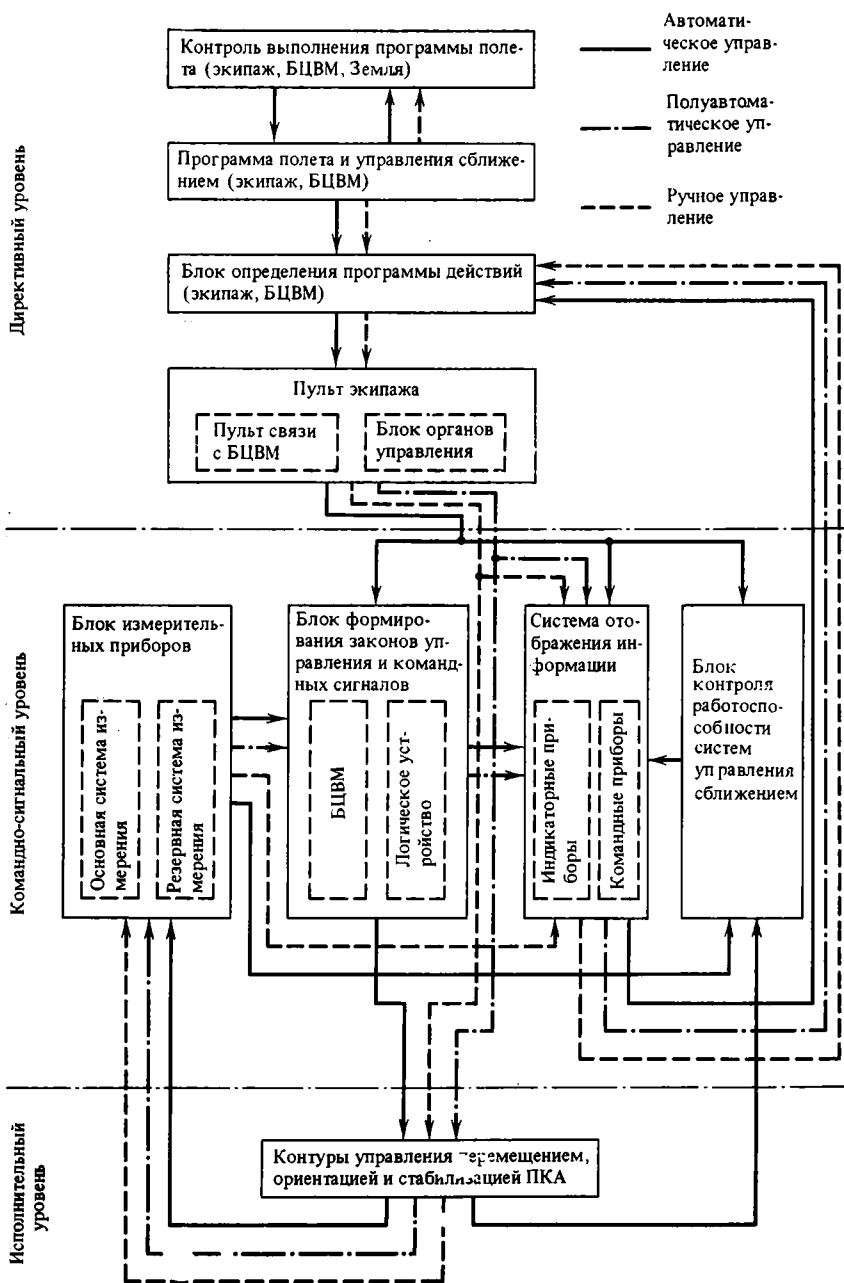


Рис. 1. Общая структура системы управления сближением пилотируемых космических экипажей

контуры управления перемещением центра масс, ориентацией и стабилизацией ПКА, действующие в определенной степени независимо от директивного уровня. При существенном изменении ситуаций нижний уровень подает по восходящей линии аварийный сигнал о невозможности решить задачу в рамках доступных ему вариантов действий. В соответствии с этим сигналом директивный уровень существенно перепрограммирует всю стратегию управления сближением.

Приведенная структура системы управления сближением удовлетворяет двум противоречивым требованиям: стремлению по возможности разгрузить экипаж и возложить как можно больше функций управления на автоматические устройства; стремлению максимально использовать возможности экипажа в целях повышения эффективности управления.

Соотношение между этими тенденциями не является чем-то неизменным, а постоянно меняется как за счет развития и совершенствования техники, так и за счет развития и совершенствования возможностей человека. Его участие в управлении в этом случае осуществляется в информативном и активном режимах.

Первый режим (пассивное участие в функционировании системы управления) характеризуется следующими действиями экипажа: наблюдение за работой элементов исполнительного и командно-сигнального уровней по внешним признакам функционирования; контроль работы системы с помощью средств системы отображения информации; проверка работоспособности системы и ее элементов с помощью блока контроля командно-сигнального уровня; прогнозирование возможных ситуаций.

Во втором активном режиме функции экипажа заключаются в выполнении следующих действий: корректировка элементов двух нижних уровней, включая приведение сигналов, поступающих от блока измерительных приборов, в соответствие с новыми данными о положении ПКА; выявление неисправных элементов системы управления и переход на резервные элементы на всех уровнях; определение программы действий и использование полуавтоматического или ручного управления в зависимости от вида возникшей ситуации; переход на ручное управление с помощью резервной системы измерения параметров относительного движения, принцип действия которой отличается от основной системы измерения.

Выполнение указанных действий предполагает, что экипаж с помощью системы отображения информации имеет достаточно полное представление о характере управляемого процесса. Это позволяет на директивном уровне постоянно формировать концептуальную модель процесса, а следовательно, и обеспечить непрерывность и высшую степень участия экипажа в управлении. Использование БЦВМ на этом уровне (блок определения программы действий) позволяет решать также альтернативные задачи при возникновении различных предвиденных заранее ситуаций, связанных со сбоями в вычислительном процессе, выходом

из строя некоторых элементов отдельных блоков и контуров управления.

Экипаж переходит к ручному управлению в случае возникновения нештатной ситуации, под которой следует понимать состояния системы управления сближением, не предусмотренные программой полета. При этом с помощью блока определения программы действий, допускающего общение между экипажем, БЦВМ и блоком формирования законов управления и командных сигналов, экипаж производит выбор метода управления сближением и режима работы системы. Экипаж непосредственно управляет процессом сближения, используя органы управления перемещением и ориентацией ПКА, размещенные на пульте.

Для контроля выполнения программы полета и управления сближением на директивном уровне дополнительно привлекается наземный Центр управления полетом. При управлении с Земли поступают данные об обнаруженных ошибках, которые требуют немедленных действий. Управление сближением производится через систему связи и слежения путем ввода уставок и команд, обеспечивающих коммутацию режимов работы системы через блок программы действий.

Таким образом, многоуровневое представление системы управления сближением, необходимость принятия решения на разных уровнях в зависимости от исполнения нижними уровнями своих функций позволяет рассматривать данную систему в виде иерархической структуры. Это в свою очередь дает возможность разработать последовательность вариантов управления сближением, переход к реализации которых определяется отказами функциональных блоков системы на различных уровнях иерархии.

Первый (штатный) вариант сближения в этом случае базируется на применении системы автоматического управления, основой которого служит блок формирования законов управления и командных сигналов, образующих с блоком измерительных приборов и контурами управления перемещением, ориентацией и стабилизацией ПКА замкнутую систему управления. В этом варианте сближения обеспечивается возможность функционирования данной системы при возникновении неисправностей в ее блоках без включения экипажа в контур управления путем соответствующего программного обеспечения в БЦВМ. Такой неисправностью может быть отказ канала измерений составляющих угловой скорости линии визирования в основной системе измерения параметров относительного движения. В этом случае для продолжения сближения в БЦВМ обрабатываются значения относительной дальности до цели и двух углов ориентации линии визирования относительно связанных осей ПКА.

Второй вариант автоматического управления реализуется при отказе БЦВМ за счет использования логического устройства блока формирования законов управления и командных сигналов. При отсутствии БЦВМ данный вариант сближения будет основным

(штатным). Замкнутую систему управления сближением составляют блок измерительных приборов, логическое устройство и контуры управления перемещением, ориентацией и стабилизацией ПКА. В указанных вариантах автоматического сближения экипаж с помощью системы отображения информации контролирует процесс управления и с помощью пульта связи с БЦВМ может изменять программу действий.

Переход к третьему варианту сближения осуществляется в случае выхода из строя логического устройства блока формирования законов управления и командных сигналов. В этом случае реализуется полуавтоматический режим управления, когда экипаж осуществляет управление с помощью средств индикации, представляющих в наглядной и инструктивной форме порядок его действий.

Функциональная схема замкнутой системы полуавтоматического управления состоит из блоков органов управления на пульте экипажа, контуров управления перемещением, ориентацией и стабилизацией, блока измерительных приборов, блока формирования законов управления и командных сигналов, системы отображения информации с директорным прибором. Данный прибор может найти применение в режиме автоматического управления для контроля процесса сближения.

Необходимо отметить, что разработанные варианты автоматического и полуавтоматического управления, предусматривающие отказы элементов блока формирования законов управления и командных сигналов, могут быть реализованы и в случае использования резервной системы измерения параметров относительного движения, обеспечивающей 6-параметрический состав измерений, а для первого варианта — измерение дальности и углов ориентации линии визирования.

Наиболее вероятными причинами возникновения нештатных ситуаций при сближении могут быть отказы системы автоматического управления (блок формирования законов управления и командных сигналов) и системы измерения параметров относительного движения). Данное обстоятельство может привести к невозможности полуавтоматического управления с помощью директорного прибора сближения и вызывает необходимость перехода к ручному управлению сближением по наиболее упрощенному методу наведения, реализация которого позволит экипажу успешно завершить сближение (четвертый вариант).

Функциональную схему системы ручного управления сближением в этом случае составляют те же элементы, что и схемы полуавтоматической системы, за исключением блока формирования законов управления и командных сигналов. При нормальной работе блока измерительных приборов экипаж получает всю необходимую информацию для формирования закона управления сближением. Расчет величин управляющих ускорений экипаж осуществляет с помощью специально разработанных для этой цели номограмм.

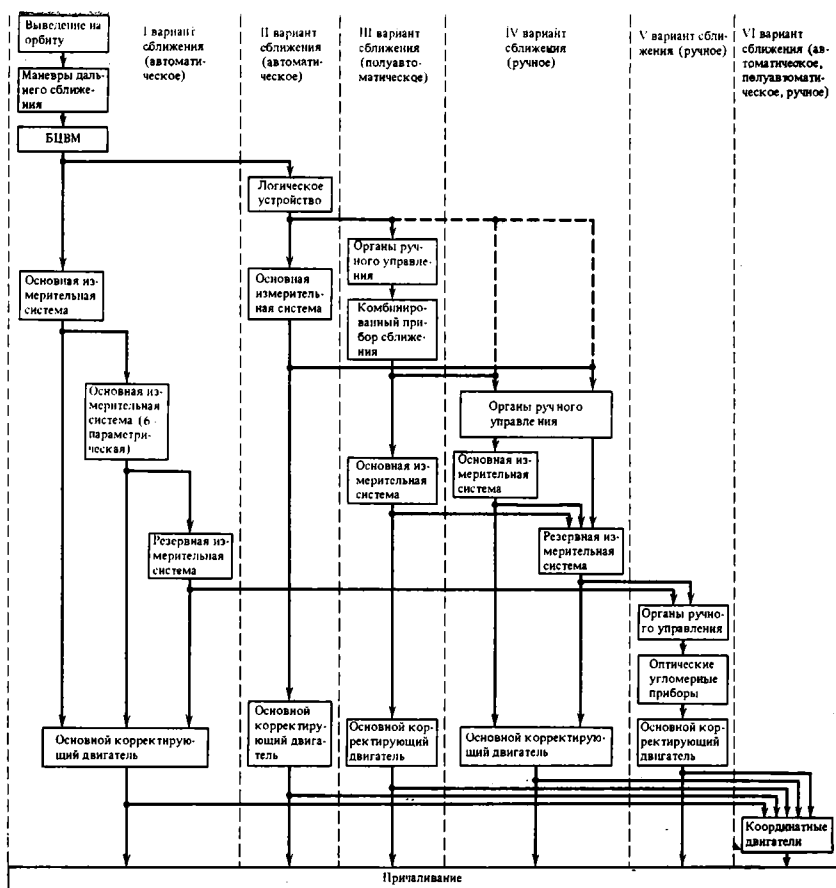


Рис. 2. Общая схема возможных вариантов сближения

Пятый вариант сближения реализуется при отказе штатных систем измерения параметров относительного движения (основной и резервной). В этом случае экипаж использует оптические угловые приборы типа коллиматорного визира и секстанта, а также вспомогательные средства в виде секундомера и расчетных пособий. Необходимым условием реализации принятого варианта сближения является визуальный контакт с целью, фактические линейные размеры которой должны быть известны заранее. Расстояние до цели в этом случае определяется по мерной базе цели и измеряемому ее угловому размеру. Для определения скорости сближения используются измеренные в разные моменты времени угловые размеры цели. Величина угловой скорости линии визирования определяется по времени перемещения изображения цели по координатной сетке визира. По изображению цели относитель-

но перекрестия визира экипаж определяет положение линии визирования.

В случае отказа основного корректирующего двигателя или при незначительных расстояниях до цели (порядка 2—5 км) возможен шестой вариант сближения с помощью координатных двигателей. Ограниченность применения данного варианта обусловлена малой экономичностью и незначительными величинами управляющих ускорений, развиваемых координатными двигателями. Реализация варианта может быть осуществлена в автоматическом, полуавтоматическом и ручном режимах.

Общая схема предложенных вариантов сближения, определяющая последовательность и условия перехода от одного варианта к другому в зависимости от отказов различных функциональных блоков системы, приведена на рис. 2.

Таким образом, представление системы управления сближением в виде многоуровневой иерархической структуры и разработанные на этой основе все возможные варианты сближения позволяют повысить эффективность автономного управления сближением ПКА в особенности в различного рода нештатных ситуациях. Повышение эффективности в этом случае достигается за счет обеспечения структурной избыточности в системе управления путем использования в системе элементов бортового комплекса управления и более полного использования возможностей экипажа в процессе управления сближением.

*

НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. Н. ПРАВЕЦКИЙ, Н. М. САМСОНОВ, Р. И. УТЯМЫШЕВ,
Э. А. КУРМАЗЕНКО

Введение. Проблема обеспечения жизни и деятельности человека в условиях космического полета (КП) является в настоящее время предметом тщательных научных исследований, проводимых на Земле и в космическом пространстве. Большое внимание данной проблеме уделял основоположник космонавтики К. Э. Циолковский [1].

Решение отдельных частных вопросов обеспечения жизни и деятельности человека еще не является процессом создания функциональной системы «человек — среда обитания — космический летательный аппарат», в которой осуществляется сложная взаимосвязь отдельных элементов, а конечные продукты одних элементов служат исходными веществами для функционирования других. Необходимо комплексное рассмотрение вопросов, связанных с проектированием систем обеспечения жизнедеятельности, которое может быть произведено на основе системного подхода.

Система обеспечения жизнедеятельности экипажей космических летательных аппаратов (СОЖ КЛА) может быть определена как адаптивная, временная, топологически строго определенная иерархическая структура, находящаяся в состоянии упреждающей целевой готовности, позволяющей успешно выполнить программу полета, и предназначенная для создания условий, гарантирующих экипажу физическую и психосоциальную устойчивость с заданной степенью надежности [2]. Анализ данной структуры позволяет сформулировать весь комплекс основных задач, стоящих перед проектировщиками: теоретические и экспериментальные исследования влияния факторов КП на экипаж, включая взаимодействие организма человека со средой обитания; синтез и анализ технологической топологии СОЖ в зависимости от программы и длительности КП; теоретические и экспериментальные исследования способов организации процессов обмена массой и энергией в условиях КП; создание автоматизированной системы управления и контроля.

В рамках данной работы не представляется возможным подробно остановиться на всех приведенных выше направлениях. Работа преследует цель охарактеризовать общий уровень состояния некоторых вопросов.

Теоретические и экспериментальные исследования влияния факторов космического полета на экипаж, включая взаимодействие экипажа со средой обитания. Для теоретического исследования влияния факторов КП на экипаж, проектирования СОЖ КЛА необходимы математические модели физиологических процессов, протекающих в организме человека, позволяющие определить количественные характеристики потребностей организма и продуктов метаболизма во взаимосвязи между материальными и энергетическими потоками организма и среды обитания и с учетом характера деятельности человека. Для конкретного применения возможно построение простейших моделей, основанных на рассмотрении только материальных и энергетических потоков в организме.

Дыхание человека под избыточным давлением вызывает существенные сдвиги в функционировании ряда систем организма. При этом ведущее место занимают гемодинамические нарушения, часто лимитирующие переносимость избыточного давления. Проведенные радиоизотопные исследования гемодинамических реакций при дыхании человека кислородом под некомпенсированным избыточным давлением и реографическое исследование при дыхании под избыточным давлением с частичной компенсацией показывают, что подобные условия вызывают значительное падение минутного объема сердца и достоверное снижение ударного объема.

Результаты исследования комплексного воздействия гипоксии и ускорений на человека, находящегося в состоянии выраженного перегрева, показывают более выраженную напряженность основных функциональных систем организма по сравнению с изолированным действием каждого фактора.

Получены экспериментальные данные о влиянии искусственной газовой атмосферы на организм человека. Гигиенические требования без учета особенностей деятельности человека не могут быть распространены на химический состав атмосферы без соответствующей корректировки.

Для оптимального проектирования рабочего места оператора необходимы модельные представления, с помощью которых могут быть предсказаны реакции человека на вибрационные и ударные нагрузки. С этой целью могут быть применены как физические, так и математические модели.

Функциональные обязанности экипажа определяются программой полета, идеологией построения бортовых систем (с учетом разделения функций между оператором и автоматикой) и могут включать в себя, помимо основных, большой объем дополнительных и вспомогательных внеплановых работ. Процесс деятельности экипажа определяется не только числовыми значениями времен выполнения отдельных операций, но и времени всего комплекса работ. Предложен приближенный аналитический метод определения закона распределения и числовых характеристик комплекса работ, основанный на применении сетевых графиков.

Задача анализа и прогнозирования развития аварийных и нештатных ситуаций не всегда может быть математически формализована ввиду большого качественного разнообразия. Решение задачи ранжирования подобных ситуаций производится экспертным методом, основанным на применении сбалансированных неполных блок-схем для планирования эксперимента.

Особенностью задачи выбора плана эксперимента при модельных исследованиях системы ручной диагностики отказов является наличие неуправляемого монотонно возрастающего фактора — степени обученности оператора.

Техническое обслуживание бортовых систем экипажем является одним из важнейших средств повышения надежности. При его изучении широко используется моделирование: физическое, математическое, психологическое или комбинация этих способов. Для исследования надежных характеристик предложена математическая модель, основанная на представлении СОЖ КЛА совокупностью процессоров, реализующих технологические процессы.

Рассмотрен метод оценки резервного времени при произвольном характере изменения параметров среды обитания.

При наземных и летных испытаниях постоянно контролируется физиологическое состояние экипажа. Для экспресс-диагностики состояния оператора рекомендуется применение измерителя постоянных биопотенциалов. Диагностика утомления оператора может быть осуществлена методом микроструктурного анализа процессов переработки информации с контуром обратной связи «бортовая ЭВМ — оператор».

Синтез и анализ технологической топологии СОЖ КЛА. Методы математического моделирования, принципы синтеза, анализа и оптимизации находят в последнее время широкое применение при решении задач автоматизированного проектирования и эксплуатации СОЖ. Это обуславливается необходимостью перехода от систем, основанных на запасах продуктов жизнедеятельности, к системам, обеспечивающим регенерацию данных продуктов с той или иной степенью замкнутости. Регенерационные СОЖ представляют собой более высокоорганизованную структуру с сильно выраженными интегративными свойствами, при проектировании которой необходимо учитывать ряд факторов, не свойственных предыдущему классу систем. К ним относятся: большое разнообразие технологических процессов переработки продуктов жизнедеятельности, протекающих на различных температурных уровнях (от 223 до 1200 К), определяющее широкий спектр возможных проектных решений; возрастание энергоемкости отдельных элементов системы, определяемое необходимостью интенсификации процессов для уменьшения массы и габаритов СОЖ; увеличение нагрузки на подсистему обеспечения теплового режима (СОТР) и необходимость обеспечения различных температурных уровней технологических процессов; неопределенность исходных данных и критериев эффективности функционирования

из-за неточного знания условий работы элементов и характеристик новых технологических процессов.

Основной задачей синтеза технологической топологии СОЖ является установление такого материально-энергетического взаимодействия между потоками и выбора конструктивного оформления элементов, которые в пределах целевого функционирования системы придают максимальное (или минимальное) значение критерию эффективности. Критерии эффективности функционирования должны быть общими для отдельных элементов системы при рассмотрении альтернативных вариантов структуры СОЖ как единого целого [3]. На стадиях эскизного проектирования оказывается перспективным применение термодинамических и термомассовых критериев эффективности, основанных на использовании первого и второго начал термодинамики и учитывающих реальную необратимость технологических процессов. На основе подобных критериев произведены исследование и выбор рациональных систем кондиционирования газовых смесей повышенного давления, показавшие эффективность использования адсорбционных осушителей газовой среды на гипербарических объектах. Менее эффективным оказывается применение критериев, учитывающих только массообменные характеристики.

Цели космической программы оказывают существенное влияние на выбор технологической топологии СОЖ и ее взаимосвязи с другими системами КЛА. Существуют области целесообразного использования объединенных схем СОЖ с двигательной установкой; при этом уменьшается суммарная масса и упрощается структура системы.

Упрощение технологической топологии СОЖ и уменьшение энергоемкости отдельных ее элементов достигаются и использованием принципов энерготехнологического комбинирования на различных иерархических уровнях.

В регенерационных СОЖ особое значение приобретают задачи преобразования тупиковых продуктов в формы, доступные для дальнейшего использования. Решение данных задач основано на применении методов физического и математического моделирования. Предложена методика получения количественных оценок, основанная на методе планирования эксперимента.

Для выбора проектных параметров отдельных звеньев СОЖ используются в настоящее время различные методы оптимизации, наиболее перспективным из которых при оптимизации СОТР является модифицированный метод геометрического программирования.

Решение задач анализа методами математического моделирования производится с использованием имитационной модели СОЖ или моделей отдельных ее элементов. Простые зависимости между параметрами системы и воздействующими факторами могут быть получены применением регрессионных методов.

При имитационном моделировании применяются модели отдельных элементов различного уровня сложности, среди которых следует выделить системы обыкновенных дифференциальных урав-

нений, системы конечно-разностных уравнений и системы уравнений частных производных параболического типа, а также обобщенные модели отдельных элементов. При моделировании в ускоренном или реальном масштабе времени оказывается перспективным применение аналоговых моделей системы. Область применимости указанных моделей по величине возмущающего воздействия ограничена применением линейных законов переноса тепла и массы, не имеющих физического смысла при нестационарных режимах. В более широком диапазоне могут использоваться математические модели на основе сопряженных задач переноса.

Построение математических моделей не может быть отделено от экспериментальной проверки их адекватности протекающим процессам; в этом направлении, однако, только намечены первые шаги. Часть необходимой информации может быть получена при правильном проведении наземных испытаний СОЖ КЛА и отдельных ее элементов.

При имитационном моделировании необходим учет взаимодействия СОЖ КЛА со средой обитания и внешним космическим пространством. Дальнейшее развитие получили методы расчета лучистого теплообмена внешних элементов КЛА сложной формы, расчета температурного поля внешнего агрегата с учетом влияния полупрозрачных тканей, расчета теплового режима иллюминаторов. Разработан комплекс программ для расчета внешних тепловых потоков с учетом переизлучения.

При проведении математического моделирования в ряде случаев существенны методы преобразования исходной системы уравнений, приближенные методы их решения, а также численного преобразования Лапласа и применение алгоритма линейной фильтрации к решению обратной задачи теплопроводности.

Неодинаковая инерционность отдельных элементов системы предопределяет необходимость проведения расчетов с различными шагами по времени. Предложена схема выбора шагов, обеспечивающая заданную точность решения и существенную экономию машинного времени.

Решение ряда важных частных вопросов позволило разработать комплексы программ для расчета отдельных элементов и СОЖ КЛА в целом. Система программ для расчетов материальных и энергетических балансов взаимосвязанных элементов СОЖ выполняет оценку альтернативных вариантов для исследования, изменяя исходные данные составляющих подсистем. Разработаны принципы системы автоматизированного проектирования (САПР) СОТР на основе декомпозиционного метода синтеза.

Создано значительное количество алгоритмов и программ для решения частных задач синтеза и анализа технологической топологии СОЖ и входящих в нее элементов. Однако реализовать их в единой САПР практически невозможно. Для каждой частной задачи необходимо определить объем и содержание входной и выходной информации, сформулировать единые требования к оформлению программ применительно к ЭВМ одного и того же

типа. Эти мероприятия позволят в будущем избежать дублирования и дадут возможность использовать алгоритмы и программы не только для расчетов, но и при создании САПР СОЖ КЛА.

Теоретические и экспериментальные исследования способов организации процессов массо- и энергообмена. Исследования в данном направлении позволяют создать технические средства, обеспечивающие жизнедеятельность экипажа и получить необходимую исходную информацию при проектировании.

При проектировании СОЖ КЛА особое значение имеет теоретическое и экспериментальное исследования теплообмена с искусственной газовой атмосферой гермообъема. Система уравнений, описывающая теплообмен, не может быть решена аналитически. В частных случаях хорошие результаты могут быть получены из решения усредненных уравнений, описывающих температуру газа вдоль тракта циркуляции. Для расчета кондуктивного теплообмена тел в газовой среде разработан способ определения коэффициента теплоотдачи, подтвержденный экспериментально для модельных тел различной формы. Проведено исследование вынужденной конвекции при малых значениях числа Рейнольдса в потенциальном поле массовых сил для воспроизведения при наземных тепловых испытаниях температурных полей реально го КП.

Дальнейшее развитие получили методы расчета и исследования, связанные с созданием тепло- и массообменной аппаратуры. Предложены инженерный метод расчета радиационного теплообменника и методика оптимизации его параметров.

От прагматичного выбора расстояния между теплообменными поверхностями сублимационного теплообменника существенно зависят его технико-экономические показатели и работоспособность. Проведено подробное исследование процессов гидродинамики и тепломассообмена при течении разреженного пара в ограниченных каналах.

При проектировании емкостей для хранения жидкостей большую роль имеет исследование свободной и термокапиллярной конвекции при различных температурных граничных условиях.

Получили дальнейшее развитие исследования процессов тепло- и массопереноса в электрохимических системах, применяемых в подсистемах регенерации газовой среды и жидкостей. Изучено поведение матричной электрохимической системы для восстановления углекислого газа до муравьиной кислоты и разработана ее математическая модель. Рассмотрен метод электрохимической фиксации углекислого газа при синтезе жидких органических веществ. Проведено исследование свойств анодов с окисным поверхностным слоем при десорбции CO_2 . Разработан электрохимический метод регенерации воды из урины, сочетание которого с электродиализным процессом опреснения позволяет создать малоэнергоемкую систему.

Для подсистем регенерации воды из продуктов жизнедеятельности экипажа организация процессов разделения фаз имеет боль-

шое значение. Перспективно применение для относительно мало загрязненных продуктов сепараторов на основе пористых металлических элементов. Разработаны новые конструкции и исследованы процессы разделения в сепараторах циклонного типа. Рассмотрен метод разделения дисперсных смесей в перекрестных электрическом и магнитном полях, позволяющий увеличить производительность процесса разделения.

Проведено исследование методов, улучшающих сорбционную очистку воды, таких, как электрокоагуляция трудносорбируемых примесей и фотохимическое окисление органических веществ в жидкой фазе.

Тонкопористые мембраны находят все более широкое применение в конструкциях блоков подсистем регенерации воды и газовой среды. Изучены характеристики новых мембранных фильтров и исследованы возможности применения метода обратного осмоса в системах регенерации воды. Показана перспективность применения селективных мембран в системах очистки и обогащения газовой среды. Разработан новый ионообменный поглотитель углекислого газа.

Создание автоматизированной системы управления и контроля. Автоматизированная система управления (АСУ) СОЖ определяется свойствами самого объекта управления, для которого характерны: большое количество составных элементов и большой объем выполняемых функций; наличие определенной целостности и функционального единства; нерегулярное, случайное во времени поступление внешних возмущений; наличие конкурирующих факторов отдельных элементов и звеньев при их совместном функционировании. При разработке АСУ СОЖ централизация и децентрализация (автономия отдельных подсистем) не являются понятиями взаимоисключающими: они выражают разную степень распределения управления и контроля по иерархии.

Применение системного подхода к АСУ СОЖ подразумевает использование методов математического моделирования на всех стадиях разработки. При этом применяются методы структурного моделирования на АВМ, частотные методы, методы имитационного моделирования на ЭВМ.

Оптимизация АСУ по обобщенному критерию качества показала необходимость ввода в критерий функции штрафа вследствие существенного значения амплитуды динамической ошибки. Для ранжирования параметров математической модели по степени их влияния на критерий качества применяется метод случайного баланса с дальнейшей статистической обработкой результатов эксперимента.

При децентрализации АСУ могут быть применены алгоритмы управления, основанные на качественных критериях.

Основными особенностями оптимизации полуавтоматической системы управления являются: необходимость введения оценки деятельности оператора, учет воздействия факторов полета на операторскую деятельность и неопределенность в априорной ин-

формации в результате вариабельности операторской деятельности. При данных факторах перспективно направление разработки адаптивно-игровых систем при оптимизации.

Диагностическая автоматическая система контроля (АСК) зависит от алгоритма функционирования контролируемой СОЖ и в свою очередь оказывает существенное влияние на функционирование системы, вследствие чего вопросы их разработки должны рассматриваться взаимосвязанно. При этом особое значение должно придаваться вопросам унификации схем АСК.

Выводы. 1. На основе системного подхода возможно научное, техническое и организационное объединение работ по созданию систем обеспечения жизнедеятельности и безопасности экипажей КЛА для осуществления космических программ различной продолжительности.

2. Решение краевой задачи выбора технологической топологии и параметров отдельных элементов СОЖ КЛА, оптимально осуществляющих преобразование технологических потоков, может быть произведено только при комплексном рассмотрении системы как единого целого во взаимодействии с экипажем, средой обитания и другими системами КЛА.

3. Применение методов математического моделирования должно быть органически связано с использованием других видов моделирования: физического, психологического или их комбинации.

4. Разработка АСУ и АСК СОЖ КЛА должна производиться с учетом воздействия факторов космического полета на деятельность членов экипажа.

5. При решении задач анализа и синтеза технологической топологии СОЖ КЛА особое значение приобретают методы, учитывающие неопределенность в исходной информации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Циолковский К. Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами. — Собр. соч. М.: Изд-во АН СССР, 1954, т. 2, с. 128—131.
2. Правецкий В. Н. Проблема обеспечения жизнедеятельности и безопасности экипажей космических летательных аппаратов. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1978, с. 113—122.
3. Мишин В. П., Осин М. И. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978, с. 128.



**МАТЕРИАЛЫ,
ДОЛОЖЕННЫЕ НА СЕКЦИЯХ IX И X
ГАГАРИНСКИХ ЧТЕНИЙ
(краткое содержание докладов)**

*

МЕХАНИКА ПОЛЕТА

**О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ
ГРАВИТАЦИОННЫХ МОМЕНТОВ
ДЛЯ УГЛОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ
ПРИ НЕКОМПЛАНАРНЫХ ПЕРЕЛЕТАХ**

М. С. КОНСТАНТИНОВ

Рассмотрена возможность использования комбинированной системы стабилизации, включающей гравитационную стабилизацию космического аппарата с малой тягой на активном участке полета. Ряд характеристик такой стабилизации благодаря малости тяги и малому эксцентриситету оскулирующих элементов многовитковой траектории в процессе активного полета не отличается от характеристик стабилизации, разработанной для спутников.

*

**ЗАДАЧА О ВСТРЕЧЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ,
ДВИЖУЩИХСЯ ПО КРУГОВОЙ ОРБИТЕ**

Г. Г. ФЕДOTOV

Рассмотрена встреча с нулевой относительной скоростью двух космических аппаратов (КА), находящихся на одной круговой орбите на угловом расстоянии (смещении) D друг от друга. Активный аппарат с помощью двигательной установки многократного включения осуществляет сближение с пассивным аппаратом, продолжая движение по круговой орбите. Предполагалось, что при включении двигатель сообщает аппарату постоянное по величине реактивное ускорение. Модель КА представлена двумя параметрами: величиной реактивного ускорения a и временем

работы двигателя T_{μ} . Модель маневра характеризуется величиной углового смещения D и временем сближения T . Полное время активного полета характеризует затраты топлива на маневр (энергетику сближения).

Рассматривались две постановки задачи: 1) при a , $D = \text{fixe}$ найти минимум T ; 2) при a , D , $T = \text{fixe}$ найти минимум T_{μ} , которые с помощью принципа максимума сводились к 3 и 4 параметрическим краевым задачам соответственно.

*

ОБ ОДНОМ СВОЙСТВЕ КОСМИЧЕСКИХ МАНЕВРОВ С ПОСТОЯННОЙ ТЯГОЙ

Ю. А. ЗАХАРОВ

Анализируются массовые характеристики космических аппаратов (КА) с нерегулируемым двигателем при выполнении заданного космического маневра. Параметры двигателя (тяга и расход) и маневра (вектор положения и скорости КА в начальный и конечный момент времени), а также время выполнения маневра считаются фиксированными. Варьируются начальное реактивное ускорение от тяги КА и, как следствие, время работы двигателя на траектории, которое определяется из решения задачи оптимального управления КА при выполнении маневра с заданным начальным реактивным ускорением. Строится зависимость массы полезного груза как функции начального реактивного ускорения. Показано, что эта зависимость имеет в общем случае немонотонный характер, и получено условие немонотонности. Приводится пример для маневра перелета между круговыми орбитами в центральном поле. Результаты могут быть использованы при оптимизации параметров универсальных межорбитальных аппаратов (так называемых космических буксиров).

*

АНАЛИЗ РАЦИОНАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ АППАРАТОВ

В. Г. ТАРАПАКА

Работа посвящена анализу параметров системы межорбитальных транспортных аппаратов (МТА), предназначенных для выполнения фиксированной космической программы по доставке грузов с начальной круговой орбиты около Земли на орбиты назначения. Рассматривается использование МТА, конструкция которых основана на модульном принципе, а также применение для вы-

полнения отдельных маневров ступенчатых МТА, состоящих из нескольких разгонных секций.

Разработан метод, позволяющий при некоторых допущениях найти оптимальный набор средств из условия обеспечения минимальных затрат на космическую программу.

*

ВОПРОСЫ ОПТИМАЛЬНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ РАСХОДУЕМЫХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

В. К. БЕЗВЕРБЫЙ, В. В. ИВАНИК, Б. П. ПЕРЕЛЫГИН

Для случая нелинейной зависимости скорости истечения продуктов сгорания от величины соотношения масс расходуемых компонентов топлива решается задача выбора рациональной величины соотношения масс заправляемых компонентов и программы регулирования их расхода в полете. Решение указанной задачи проводится в условиях реализации максимума кажущейся скорости для ракетного блока.

*

ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУШНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЗАДАЧАХ ВОЗВРАЩЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Б. П. ПЕРЕЛЫГИН, Н. Б. ПИСКАРЕВА

В работе рассматривается влияние основных характеристик турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой, а именно: степени двухконтурности, степени повышения давления в компрессоре на весовые характеристики системы возвращения летательного аппарата.

*

ПРИБЛИЖЕННЫЕ АНАЛИТИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ РИКОШЕТИРУЮЩИХ ТРАЕКТОРИЙ

В. М. КУЛЬКОВ

В работе приведены приближенные аналитические зависимости, позволяющие определить текущие параметры движения аппарата для класса рикошетирующих траекторий.

*

ПОЛЕТЫ К КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКИМ КОМЕТАМ ПО ОДНОИМПУЛЬСНЫМ ТРАЕКТОРИЯМ ПОЛЕТА

А. В. ЛЕЩЕНКО, В. А. КОТИН, О. В. ПАПКОВ

Рассматриваются прямые полеты к короткопериодическим кометам по пролетным одноимпульсным траекториям (траекториям перехвата) в ближайший возможный диапазон дат старта. Для исследования были выбраны 12 физически достаточно активных комет с минимальными периодами обращения (менее семи лет), возвращение которых к Солнцу наблюдалось неоднократно.

Энергетические затраты, необходимые для осуществления прямых полетов к перечисленным короткопериодическим кометам по оптимальным траекториям перехвата, близки к потребным энергозатратам оптимальных прямых полетов к Венере или Марсу.

*

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЗАИМОДЕЙСТВУЮЩИХ ТЕЛ

Г. П. ЛЕОНОВ, М. В. ЛЕЙБОВИЧ

Главной особенностью космических роботов является работа в условиях невесомости, поэтому снимаются ограничения на структуру манипуляторов, появляется возможность широкого применения в кинематических цепях шаровых пар. Манипуляторы с шаровыми парами более универсальны, более конструктивно компактны, чем манипуляторы, содержащие лишь пары пятого класса. В работе дается кинематическое описание цепи манипулятора, содержащего лишь шаровые пары, т. е. определяется положение каждого звена цепи в пространстве, а также рассчитываются кинематические характеристики. При описании положений звеньев относительно основной координатной системы используются матрицы четвертого порядка, которые называются матрицами состояний звеньев.

*

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ
И УТОЧНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ СТАЦИОНАР-
НОГО ИСЗ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ БОРТОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ
УГЛОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ**

М. Н. КРАСИЛЬЩИКОВ, И. В. СМИРНОВ

Рассматривается задача уточнения вектора состояния стационарного ИСЗ по данным бортовых навигационных измерений с использованием нелинейного рекуррентного байесовского алгоритма оценивания. Для описания движения ИСЗ около центра масс предлагается упрощенная модель, основанная на аппроксимации процессов ориентации и стабилизации спутника функциями времени заданного вида со случайными параметрами, которые и подвсргаются оценке. Такой подход позволяет реализовать рекуррентный алгоритм автономной навигации с учетом ограниченных возможностей существующих БЦВМ по быстродействию и объему оперативной памяти.

*

**МИНИМАКСНО-СТОХАСТИЧЕСКИЙ ПОДХОД
К ЗАДАЧЕ УПРАВЛЕНИЯ АППАРАТОМ
С ВЫСОКИМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ
НА ЭТАПЕ СПУСКА**

В. В. МАЛЫШЕВ, А. И. КИБЗУН, А. И. ПОКРЫШКИН

В работе рассматривается задача управления аппаратом с аэродинамическим качеством на этапе спуска в атмосфере, с учетом влияния на траекторию движения случайных факторов, таких, как колебания плотности атмосферы, наличие ветра и т. д. Для решения задачи используется минимаксно-стохастический подход, который заключается в замене вероятностных ограничений, накладываемых на процесс управления, детерминированными ограничениями по области случайных параметров.

Разрабатывается упрощенная модель управления движением аппарата, для которой оказывается возможным получить с помощью минимаксно-стохастического метода рекуррентные соотношения, позволяющие оценить статические характеристики предполагаемого процесса оптимального управления и выбрать наилучшее управление для текущего момента.

*

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ ПРОГНОЗА ДВИЖЕНИЯ ИСЗ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗЛИЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ПЛОТНОСТИ АТМОСФЕРЫ

В. В. ВАСИЛЬЕВ, А. И. МАНТУРОВ, В. В. САЛМИН,
В. В. ЮРИН

Исследуется влияние вариаций параметров динамической модели атмосферы на точность расчета движения ИСЗ в течение суток. Анализируются ошибки, возникающие при прогнозировании положения аппарата вследствие отличия статических моделей плотности атмосферы от стандартной динамической модели. Проведенные расчеты позволяют оценить максимальные отклонения в параметрах движения ИСЗ, полученные в результате изменения текущего индекса солнечной активности, геомагнитного индекса и суточного эффекта.

*

ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ СТАЦИОНАРНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА В АТМОСФЕРЕ

В. С. АСЛАНОВ, В. В. БОЙКО

Рассматривается пространственное движение осесимметричного летательного аппарата (ЛА) вокруг центра масс при стационарном режиме полета (постоянный скоростной напор, аэродинамическое демпфирование отсутствует) в атмосфере. В этом случае движение ЛА вокруг центра масс описывается одним уравнением для пространственного угла атаки.

С помощью асимптотического метода Ван-дер-Поля найдено в нелинейной постановке для углов атаки $\alpha \in (0, \pi)$ приближенное аналитическое решение уравнения пространственного движения ЛА вокруг центра масс.

*

ИГРОВАЯ ЗАДАЧА ПРЕСЛЕДОВАНИЯ — УКЛОНЕНИЯ НА ПЛОСКОСТИ

К. А. ПАВЛОВ, Е. Я. КОГАН

Рассматривается игровая задача преследования—уклонения двух динамических объектов, движущихся в одной плоскости с постоянными скоростями, при условии полной информированности сторон. В результате решения задачи установлено, что в определенной

области фазового пространства цена игры не зависит от начальных условий и является функцией скоростей движения и располагаемых угловых скоростей противников. Зависимость цены игры от начальных условий имеет место лишь в узкой области фазового пространства.

*

ОБ ОЦЕНКЕ ДЛЯ ДОСТОВЕРНОСТИ ИНФОРМАЦИИ ОТ НЕСКОЛЬКИХ ИСТОЧНИКОВ В СХЕМЕ ДВУАЛЬТЕРНАТИВНЫХ РЕШЕНИЙ

О. П. НЕСТЕРЕНКО, Ю. А. СМОЛЬЯНИНОВ

Рассматривается задача о формировании оценки для достоверности информации о состоянии некоторого объекта, априорные вероятности состояний «есть» и «нет» которого предполагаются известными.

Наблюдение за объектом ведется несколькими источниками информации с одинаковым базисом показаний «объект есть» и «объекта нет». Предполагается, что информационные матрицы, образованные парой условных вероятностей истинных сообщений, вероятностью «ложной тревоги» и вероятностью «пропуска цели», неодинаковы для разных источников и носят случайный характер. Введено допущение о том, что каждый источник информации работает по решающему правилу, согласно которому он выдает то сообщение, апостериорная вероятность которого выше.

*

СТОХАСТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Л. А. ПЧЕЛИНЦЕВ, Е. С. САБЫНИН

Детерминированный подход не позволяет аккуратно учесть вероятностную структуру возмущений, действующих на ЛА в полете. Такой учет возможен только на основе использования теории управляемых случайных процессов. При этом движение центра масс (ЦМ) моделируется управляемым случайным процессом диффузионного типа. Критерий оптимизации выведения ЛА (цена выведения) учитывает как траекторные, так и терминальные потери. Оптимальная стратегия выведения ЛА состоит из стратегии траекторного управления и стратегии оптимальной остановки активного участка. Она определяется как отображение пространства состояний ЦМ в пространство значений негравитационного ускорения ЦМ, рассматриваемого в качестве конкретного управления.

Принцип Беллмана и уравнения Ито дают дифференциальное уравнение Беллмана в частных производных для цены выведения, которое используется для отыскания оптимальной стратегии. В качестве примера рассматривается случай выведения на опорную орбиту.

*

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕТОДОВ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ РАЗВОРОТОМ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Б. К. КУЧЕРОВ, А. М. НИКУЛИН, Р. Д. КУЛАКОВА

Рассмотрена задача синтеза оптимального управления разворотом космического летательного аппарата (КЛА). Цель работы — сравнительный анализ различных подходов к решению указанной задачи с точки зрения удовлетворения необходимой точности ее решения. На основе численного анализа обосновывается целесообразность для рассмотренной задачи при применении подхода принципа максимума использовать прямые методы минимизации, в частности, метод сопряженных градиентов.

*

РЕШЕНИЕ НА ЭЦВМ ЗАДАЧИ УНИФИКАЦИИ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. Ф. САФРАНОВИЧ

Рассмотрено решение задачи определения масс ракетных модулей, их проектных параметров, состава модулей по ступеням, их заправки компонентами топлива, количества многоступенчатых космических летательных аппаратов (КЛА) тандемной схемы, задач выведения для каждого КЛА и распределения КЛА по носителям для заданных совокупностей, задач перевода космических аппаратов с низких на более высокие орбиты и средств выведения КЛА на опорные орбиты.

*

РЕШЕНИЕ УРАВНЕНИЯ ГАМИЛЬТОНА — ЯКОБИ В ЗАДАЧАХ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Л. М. КАЛАШНИКОВ

В работе предлагается метод построения уравнений в частных производных (уравнений Гамильтона — Якоби) в пространстве (q, λ) , в котором эти уравнения приобретают удобный для интегрирования вид. В случае кусочно-непрерывного управления в центральном однородном поле образующая функция Якоби принимает простой вид. Рассматривая ее как первое приближение, методом последовательного приближения уточняется образующая функция с учетом неоднородности.

*

ПРИНЦИП РАКЕТЫ И ПРИНЦИП ОБМЕНА КОЛИЧЕСТВОМ ДВИЖЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ

А. В. АНДРЕЕВ

В отличие от ракетного, второй принцип (обмена) имеет в виду изменение орбиты космического аппарата (КА) массы m путем его динамического взаимодействия с некоторым КА-посредником (КАП) массы M . Взаимодействие может носить характер «отталкивания» КА от КАП (электромагнитные «пушки» и др.) или быть квазиударным. Из всех вариантов применения наихудшим является одностороннее использование КАП (например, только для перевода КА на орбиту большей энергии). В этом случае требуется восстановление орбиты данного КАП, что заставляет вернуться к принципу ракеты. Однако анализ показывает, что при $M/m > 1$ для восстановления орбиты КАП требуется меньше рабочего тела, чем для непосредственного ускорения КА при помощи ракетного устройства с тем же удельным импульсом p , что и двигателя восстановления. Отсюда следует существование конечного числа N_* маневров КА, начиная с которого применение КАП станет целесообразнее. Это число возрастает с увеличением p , а для каждого фиксированного p оно достигает минимума при некотором, зависящем от p значении M/m , близком к двум.

*

ОБ ОДНОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ИЗМЕНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ В УСЛОВИЯХ ИХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Г. И. САХАРОВ, В. Е. УСАЧЕВ

В работе рассматриваются принципы построения математических моделей изменения параметров атмосфер, физические условия которых близки или совпадают с земными. Математические модели рекомендуется использовать для задачи управления спускаемым аппаратом с аэродинамическим качеством. Для примера работоспособности изложенных принципов предлагается математическая модель изменения плотности атмосферы Марса.

Реализации плотности атмосферы Марса, полученные с помощью нестационарного формирующего фильтра, обладают корреляционными свойствами земной атмосферы и изменяются в известных пределах области неопределенности марсианской атмосферы.

✱

ПРИМЕНЕНИЕ КВАЗИСТАТИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА РАССЕЙВАНИЯ ТРАЕКТОРИЙ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ЛЕТА- ТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ

В. М. БЕЛОКОНОВ, Ю. М. ЗАБОЛОТНОВ

Рассматривается ускоренный метод расчета траекторий неуправляемых осесимметричных летательных аппаратов (ЛА) с малой весовой и аэродинамической асимметрией. Метод основан на использовании на участках колебательного движения (при достаточных величинах скоростного напора) квазистатических решений угла атаки α_n и аэродинамического угла крена φ_n , что позволяет производить интегрирование на этих участках с увеличенным шагом. Предлагаемая модель реализует «квазистатический» режим пространственного движения осесимметричного ЛА. При этом аэродинамический угол крена φ_n не предполагается малым.

✱

АНАЛИЗ ОБЛАСТИ РЕАЛИЗУЕМЫХ ЗАДАЧ И ПОНЯТИЕ ЛИНИИ ДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА С ДВИГАТЕЛЕМ ОГРАНИЧЕННОЙ МОЩНОСТИ

Ю. А. ЗАХАРОВ

Анализируется диапазон задач, реализуемых космическим буксиром с нерегулируемым двигателем ограниченной мощности (область реализуемых задач). Анализ проводится в трехмерном пространстве: номер K маршрута перелета типа «орбита-орбита» (однозначно определяет параметры маневра) — время перелета T — величина полезной нагрузки $m_{п.н.}$, доставляемой на заданную орбиту, причем первая координата целочисленная. Численные исследования для маневров в центральном поле со свободным угловым перемещением показали, что для конкретного проектного решения a буксира область реализуемых задач на плоскости $(T, m_{п.н.})$ на каждом маршруте ограничена лучом $[T_1, \infty)$ и линией действия буксира $m_{п.н.}(T)$, имеющими общую точку $(T_1, 0)$. Линия действия монотонно возрастающая, гладкая, выпуклая вверх, приходит в нуль при $T = T_1$. Линия действия полностью определяется проектными параметрами буксира и, по существу, представляет собой графический образ проектного решения. Отмечается возможность использования линии действия для поиска рациональных проектных решений буксира.

*

ЛИНИИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРИ АНАЛИЗЕ ПАРАМЕТРОВ МНОГОЦЕЛЕВЫХ АППАРАТОВ

М. С. КОНСТАНТИНОВ, В. Г. ТАРАПАКА

Формулируется задача выбора оптимальных параметров системы космических буксиров, предназначенной для выполнения заданной совокупности маневров. Доказывается теорема, определяющая принцип выбора параметров системы космических буксиров оптимальной совокупности, формулируются допущения, выполняемые для широкого класса практически интересных задач, при которых она справедлива. Применение этих принципов существенно ограничивает область возможных значений параметров оптимальной совокупности. Утверждается, что оптимальное решение следует искать среди определенного круга частных решений, число которых зависит от количества маневров в заданной совокупности, количества типов применяемых стандартных разгонных секций, от количества стандартных секций каждого типа, от максимально возможного числа стандартных секций, входящих

в состав одного космического буксира, и от количества типов двигательных установок, которые могут быть установлены на космическом буксире. Доказательство, алгоритм нахождения частных решений и перебор их ведется с помощью линий реализации маневров — понятия, оказавшегося удобным для графической интерпретации плоскости выбираемых параметров космических буксиров. Линия реализации — это граница области допустимых значений в пространстве выбираемых параметров буксира для выполнения определенного маневра из заданной совокупности.

*

ОБ УСТОЙЧИВОСТИ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ТРАЕКТОРИИ

А. Н. АНДРЕЕВ

Предлагается для гашения упругих колебаний корпуса установка виброгасителя — антирезонатора, совмещенного своей конструкцией с одним из топливных баков летательного аппарата (ЛА). В качестве массы антирезонатора используется масса топлива в баке. Собственная частота поперечных колебаний топлива должна быть настроена на характерную частоту угловых колебаний ЛА в полете.

Рассеивание энергии упругих колебаний осуществляется с помощью гасителя колебаний жидкости, установленного в топливном баке.

*

ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ РАСЧЕТА ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ

В. С. АСЛАНОВ, В. В. БОЙКО, И. А. ТИМБАЙ

Рассматривается пространственное движение неуправляемого осесимметричного летательного аппарата (ЛА) вокруг центра масс при спуске в атмосферу планеты. В работе при помощи метода усреднения В. М. Волосова без введения ограничения на величину пространственного угла атаки и компоненты вектора начальной угловой скорости вращения получены осредненные уравнения движения, были выделены параметры заданного порядка малости, найдено решение уравнения невозмущенного движения, построены осредненные уравнения с интегральными правыми частями, которые затем проинтегрированы в квадратурах.

*

ОБ ОДНОМ СПОСОБЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Г. П. ЛЕОНОВ

На практике при решении ряда задач применения космической техники возникает необходимость определения параметров движения одного космического аппарата относительно другого, т. е. определения параметров относительного движения аппарата.

Последние могут быть найдены решением соответствующих нелинейных дифференциальных уравнений: $x_i = X_i(t, x_j)$, для которых не удается, вообще говоря, записать общий интеграл при любых начальных условиях. Предлагаемый метод основан на применении известной теоремы А. М. Ляпунова, в соответствии с которой решение ищется в виде рядов:

$$X = \sum_{q=1}^{\infty} X^{(q)}.$$

Изложенный метод позволяет получить приближенно (в принципе с любой степенью приближения) общий интеграл приведенной выше системы в виде степенных полиномов по начальным условиям относительного движения аппарата.

*

ИНТЕГРИРУЕМЫЙ СЛУЧАЙ ДВИЖЕНИЯ ИСЗ В ПОЛЕ ОСНОВНЫХ ЗОНАЛЬНЫХ И ОТДЕЛЬНЫХ ТЕССЕРАЛЬНЫХ ГАРМОНИК ПОТЕНЦИАЛА ТЯГОТЕНИЯ

Е. Л. ЛУКАШЕВИЧ

Рассматривается модель гравитационного поля, потенциал которого учитывает первые восемь зональных гармоник и произвольную тессеральную гармонику реального потенциала тяготения Земли. Для построения такой модели используются обобщенная силовая функция типа Лиувилля, в общее выражение которой входит произвольная функция долготы, а также силовая функция задачи шести неподвижных центров, расположенных на оси аппликат геоцентрической экваториальной системы координат. При помощи частичных осреднений потенциал модельного поля приводится к виду, допускающему интегрирование уравнений движения в замкнутой форме. Полученные в результате интегрирования квадратуры определяют траекторию движения в поле основных зональных и отдельных, в частности резонансных тессеральных

гармоник земного потенциала. Такая траектория может использоваться при проведении проектно-баллистических исследований движения ИСЗ по любым геосинхронным и квазигеосинхронным орбитам, кроме полярных.

*

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ НЕЛИНЕЙНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ К ЗАДАЧЕ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Б. К. КУЧЕРОВ, А. М. НИКУЛИН, Р. Д. КУЛАКОВА

Рассматривается задача оптимального управления ориентацией космического летательного аппарата. Для решения задачи предлагается эффективный подход сведения задачи оптимального управления к задаче нелинейного программирования. Содержание этого подхода заключается в том, что локальные вариации управления формируются не по всей траектории, а вырабатываются исходя из требований минимизации конкретного функционала: локальные вариации управления определяются с помощью комбинированного метода нелинейного программирования, который генерирует специальным образом управляющие воздействия типа δ -функции.

*

НЕОБХОДИМОЕ УСЛОВИЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПЕРИОДИЧЕСКОГО ОБЛЕТА КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ЕСТЕСТВЕННОГО СПУТНИКА ПЛАНЕТЫ

И. В. БЕЛОКОНОВ

Рассматривается движение космического аппарата (КА) по орбите вокруг планеты, имеющей естественный спутник. Орбита движения выбрана таким образом, чтобы КА при пренебрежении притяжением со стороны спутника двигался относительно него по облетной эллиптической траектории. Ставится задача определения сферы влияния притяжения (СВП) спутника на КА, внутри которой периодическое облетное движение невозможно. Получено выражение для радиуса сферы влияния притяжения спутника. Его величина зависит от расположения эллипса невозмущенного движения относительно спутника. Когда спутник располагается в центре облетного эллипса (наиболее выгодное положение), радиус СВП почти в два раза превышает величину сферы влияния по М. Д. Кислику. Получены приближенные решения уравнений относительного движения.

*

АЛГОРИТМ ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОЙ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ ИСЗ С ДВИГАТЕЛЕМ МАЛОЙ ТЯГИ

В. В. ВАСИЛЬЕВ, В. В. САЛМИН, В. В. ЮРИН

При поддержании орбиты ИСЗ на длительном интервале времени возникает необходимость в коррекции величин, связанных с элементами орбиты некоторой функциональной зависимостью. Это характерно для задачи управления трассой ИСЗ, где корректируемыми параметрами являются географические широта и долгота подспутниковой точки. Отыскание оптимальных законов корректирующего управления связано с большими вычислительными трудностями. Предлагается алгоритм локально-оптимальной коррекции, согласно которому управление выбирается не из условия минимума интегрального критерия оптимальности (квадратичного функционала), а из условия минимума его полной производной по времени. Такой подход приводит к релейным законам управления, удобным для практической реализации.

*

СТРУИ СОЛНЕЧНОГО ВЕТРА, ВОЗНИКАЮЩИЕ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ГРАВИТАЦИИ ПЛАНЕТ

В. Д. РЕШЕТОВ

При полетах космических кораблей по околоземной орбите и в межпланетном пространстве они попадают в струи солнечного ветра (потоки скоростных протонов), испытывая при этом облечение и помехи радиосвязи.

В работе на материалах наблюдений геомагнитных возмущений за 40 лет показан характер гравитационного воздействия планет на струи солнечного ветра. Эти данные могут быть полезны при планировании космических полетов.

*

ДВИЖЕНИЕ РЕЛЯТИВИСТСКОЙ ТОЧКИ ПЕРЕМЕННОЙ МАССЫ В ПОЛЕ ЦЕНТРАЛЬНОЙ СИЛЫ

Б. А. ГОРДИЕНКО

На базе релятивистского уравнения Мещерского изучено движение точки с переменной массой покоя в поле центральной силы. Получены уравнения движения в полярной, декартовой и естественной системах отсчета. В предельном случае эти уравнения обращаются в классические уравнения задачи Кеплера. Конкретные результаты относятся к случаю движения точки в силовом поле Ньютона.

*

ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОТРАБОТКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ВОПРОСЫ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ УНИФИЦИРОВАННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ЭНЕРГОУСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Р. П. КОВАЛЕВ

Сформулирована концепция системы энергоустановок (ЭУ) летательных аппаратов (ЛА). Показано, что в общем случае проблема выбора проектных параметров унифицированных элементов системы ЭУ ЛА сводится к постановке и решению стохастической динамической конкурсной многокритериальной задачи. Рассмотрена структура пространства параметров. Изложены принципы формирования имитационной модели и дано описание алгоритма решения задачи. Для гипотетического случая в безразмерном виде приведены результаты решения и их обсуждения.

*

АДАПТАЦИОННЫЙ МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С РДТТ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Ю. А. МАТВЕЕВ, Ю. Д. ШЕВЕРОВ

Анализируются факторы неопределенности, имеющие место в процессе проектирования, и выделяются те, что обусловлены неточностью модели (недостаточная проработанность модели) при исследовании на данном уровне проектирования. Рассматривается

система моделей исследования ЛА с РДТТ по двухуровневой схеме, разрабатывается метод и алгоритм адаптационной оптимизации параметров ЛА, обеспечивающий снижение неопределенности модели верхнего уровня в итерационном процессе поиска решения, при поступлении дополнительной информации. Приводится пример.

Метод и система моделей могут быть использованы при формировании «ветви» систем автоматического проектирования в конструкторском бюро.

*

ОБ ОДНОМ ДЕКОМПОЗИЦИОННОМ МЕТОДЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В. В. СМОЛЯНИНОВ

Известные автору существующие декомпозиционные методы позволяют корректно выбирать все оптимизируемые параметры подсистем (на достаточно адекватных моделях этих подсистем) лишь в тех случаях, когда в структурной схеме проектируемой системы отсутствуют или являются несущественными связи между одноуровневыми подсистемами. Для проектирования систем летательных аппаратов, где связи между одноуровневыми комплектами подсистемами существенны, автором предлагается декомпозиционный метод проектирования, основанный на использовании гаммы аппроксимационных моделей проектируемых подсистем и введении операторов предварительной оценки эффекта внутренних взаимодействий.

Такой метод позволяет параллельно выбирать параметры нескольких взаимосвязанных подсистем на моделях с высокой степенью адекватности и при этом получить достаточно достоверные значения тех параметров подсистем, выбор которых затруднен на упрощенных моделях подсистемы верхнего уровня.

*

МЕТОД ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ УСЛОВИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

А. Б. ФРОЛОВ

Неопределенность условий функционирования требует включения в состав системы летательных аппаратов (ЛА) разнотипных подсистем наземного обслуживания.

При этом задача проектирования ЛА с инвариантным стартом формулируется следующим образом: определить основные проект-

ные параметры ЛА, а также характеристики и вектор состава средств обслуживания, минимизирующие расходы на выполнение поставленной задачи с требуемым уровнем эффективности в течение заданного периода времени в условиях неопределенности функционирования.

Предлагается метод решения поставленной задачи, основанный на принципе многоуровневой оптимизации, где в рамках задачи оптимизации параметров ЛА решаются частные подзадачи определения характеристик подсистем обслуживания и выбора вектора их состава. Для учета внутренних функциональных связей между ЛА и подсистемами обслуживания в математическую модель вводится блок оценки эксплуатационных характеристик подсистем, что значительно расширяет ее возможности по сравнению с моделями, учитывающими эти связи в виде прямых ограничений.

*

ПОИСК ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ В МНОГОКРИТЕРИАЛЬНЫХ ЗАДАЧАХ

В. И. БАЖЕНОВ, В. Е. БОЛОНКИН, А. И. КОЧАНОВ,
М. И. ОСИН

Рассмотрены постановка и метод решения задач проектирования с несколькими критериями. Метод ориентирован на инженерные приемы поиска лучших решений при определении облика, режима движения и структуры ЛА с использованием эвристической процедуры для интерактивного процесса сходимости к парето-оптимальным решениям. Описан один из возможных алгоритмов оптимизации и показана специфика поиска, ориентированного на современные ЭВМ. Соединение эвристических приемов с методами дискретного программирования и применение принципов статистической оценки предельных решений, а также штрафов по переменным позволяет обеспечить сходимость и получить граничные семейства предоптимальных решений.

*

ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЙ В ЗАДАЧАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО НЕСКОЛЬКИМ КРИТЕРИЯМ

В. М. БАЛЫК

Рассматривается метод, основанный на шаговом построении системы решающих правил. На начальном этапе решения задачи используется некоторое базовое решающее правило, которое на дальнейших итерациях может корректироваться проектировщиком. Использо-

зуется взаимосвязь между структурой решающего правила и системой предпочтения между частными критериями оптимальности. Формализация данной взаимосвязи позволяет облегчить требования, предъявляемые к форме ответов проектировщика, что приводит к эффективному использованию диалога «проектант-ЭВМ». В методе не предусматривается предварительное выделение области компромиссов.

*

ВОПРОСЫ АВТОМАТИЗАЦИИ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТ

Д. Н. ШЕВЕРОВ

Процесс научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) включает деятельность планирующих организаций, проектных НИИ, КБ, испытательных лабораторий КБ и полигонов, связан с подразделениями технологического проектирования и производства промышленности.

Из анализа состава и особенностей связей следует чрезвычайная сложность решения задачи регуляризации (общего управления) НИОКР. Учитывая итерационный характер нарастания достоверной информации по разрабатываемому проекту (ее подсистем), задачу оптимизации процесса регуляризации НИОКР можно решать на основе членения с заменой связей между подпроцессами (стадиями работ) ограничениями (реакциями связей). Естественно, по мере нарастания информации по реальным условиям проведения работ такие ограничения меняются. Тогда процесс регуляризации НИОКР может быть представлен как совокупность задач оптимизации работы ОТС разного состава и уровня. При таком упрощении проблема формирования организационно-технической системы как типового звена НИОКР приобретает особое значение.

*

СТРУКТУРА АЛГОРИТМОВ ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ПРОЕКТА ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

С. Н. ПАДАЛКО

Предлагается подход формирования рационального варианта проекта, учитывающий особенности проектирования, как решение задачи оптимизации, предполагая весь процесс решения сведенным к взаимосогласованному решению совокупности задач приемлемой

размерности на отдельных стадиях. При этом по мере развития проекта происходит адаптация математических моделей предыдущих стадий по результатам использования более достоверных моделей последующих стадий. Его основным отличием при решении задач согласования решений отдельных стадий и адаптации математических моделей является то, что здесь после выполнения каждой стадии требуется сузить (концентрировать) прогноз о допустимых решениях, а не корректировать точные значения в итерационном цикле.

*

ВОПРОСЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДИКИ ЧИСЛЕННОЙ ТАКСОНОМИИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

А. Л. СУЗДАЛЬЦЕВ

В ходе разработки сложной технической системы возникает ряд задач, решение которых строгими методами невозможно ввиду недостоверности и неопределенности зависимостей между целью и параметрами (признаками) системы. Рассматривается возможность решения указанных задач на основе классификации технических систем по методике численной таксономии, используемой для изучения биологических объектов. Приводится пример классификации технических систем в евклидовом пространстве параметров произвольной размерности.

*

ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ВЫЧИСЛЕНИЙ В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Ю. И. ДРУШЛЯКОВ

Для организации процесса вычислений предлагается генератор программ. При таком подходе к организации вычислений проектировщик в диалоговом режиме по множеству требуемых переменных и задаваемым значениям исходных переменных набирает из пакета модули, необходимые для решения задачи. Функция генератора — автоматическое составление программы, которая позволяет ввести исходные данные задачи, вызвать модули в нужной последовательности, организовать вычисления в требуемом режиме (в цикле, для различных наборов исходных величин и т. п.), представить полученные результаты в виде таблиц, графиков. Полученная программа обеспечивает также возможность диалогового вмешательства в процесс решения сформулированной задачи.

*

ФУНКЦИИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРИНЯТИЕМ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ В СИСТЕМАХ АВТОМАТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

С. Н. ПАДАЛКО

Рассматривается система, обеспечивающая следующие действия, сопутствующие принятию решений в процессе проектирования: формирование заданий исполнителям с выделением каждому из них проектных параметров, по которым нужно принять решения; контроль соответствия решений директивным данным, решениям, прорабатываемым соседними исполнителями, прогнозируемым возможностям их реализации; контроль соответствия прогнозируемых возможностей реализации того или иного решения действительным, выявленным в процессе работы; координация согласования решений с директивными данными, с решениями соседних исполнителей; формирование задания системе моделирования объекта для генерирования вычислительной программы прогнозирования последствий принятия прорабатываемых решений; контроль достоверности результатов моделирования и адаптации управления модели к конкретной ситуации.

*

КОМБИНИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ТРАССИРОВКИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ БОРТОВЫХ ЦЕПЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Б. К. КУЧЕРОВ, А. М. НИКУЛИН, В. А. АНДРЕЕВ

Особенностью объектов проектирования является резкий дефицит пространства для размещения токонесущих элементов жгутов, проводов, кабелей, а также и большой объем коммутаций. Проектирование схем разводок с помощью ЭВМ целесообразно вести в следующем режиме. Сначала формируется множество вариантов маршрутов разводки без учета возможных размещений жгутов, а затем производится оценка занимаемого пространства. После этого проводится ряд процедур коррекции переполненных участков за счет вариантов маршрутов разводки. Необходимым условием для такого метода выполнения разводки является высокая производительность процедуры выбора маршрутов разводки (трассировки). Излагается вариант алгоритма трассировки, удовлетворяющий требованию быстродействия.

*

О МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ ПРОИЗВОДСТВА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ИЗДЕЛИЯ

В. В. ПАВЛОВ

Комплексное решение задач технической подготовки производства сложных изделий осуществляется в системе автоматического проектирования на основе иерархической системы математического моделирования объектов на различных уровнях абстрагирования, обеспечивающей создание взаимосвязанных моделей изделия, технологических процессов и средств оснащения производства. Эти модели соответствуют различной полноте данных о моделируемых объектах и служат для отработки технологичности на различных этапах проектирования изделия математическим моделированием производства сравниваемых вариантов конструкции изделия. Математическое моделирование производства позволяет получить данные о содержании и порядке проведения изменений конструкции изделий с целью улучшения его технологичности и данные о требуемых свойствах производственной системы, обеспечивающих получение заданных характеристик изделия и высокую эффективность производства.

✱

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ФОРМИРОВАНИЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПРОГРАММ КАК РАЗВИТИЕ ТЕОРИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В. И. ФЛОРОВ

В последние 10—15 лет в нашей стране разрабатываются и внедряются методы программно-целевого планирования. Они отличаются от методов планирования, применяющихся ранее, акцентированием внимания на системную взаимосвязь отдельных научных, опытно-конструкторских и производственных работ. Разработка метода формирования программ есть поэтому разработка теории планирования на этапе развития современной научно-технической революции. В работе показывается, что проблемы проектирования близки проблемам формирования программ, что, более того, теория проектирования машин и машинных комплексов в будущем должна срастись с теорией планирования и формирования программ и породить общую теорию проектирования систем.

✱

ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ РАБОТ НАД СИСТЕМОЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. Д. ОНОПРИЕНКО, Ю. А. МАТВЕЕВ

Рассматривается схема отраслевого научно-технического планирования развития техники, вопросы реализации ее в системе автоматизированного планирования (САПЛ). В связи с этим кратко исследуются проблемы формирования САПЛ: организационная, методическая, информационная, техническая, принципы формирования САПЛ. Подробнее анализируются вопросы модельного и информационного обеспечения программного планирования техники.

*

К ВОПРОСУ О ПЛАНИРОВАНИИ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. Д. ОНОПРИЕНКО

Научно-технический уровень (НТУ) летательных аппаратов (ЛА) определяется как мера технического совершенства, характеризующаяся комплексной совокупностью всех тактических, технических, производственных, экономических и эксплуатационных показателей исследуемого вида ЛА. Рассматривается задача возможности планирования НТУ ЛА. Для этой цели решаются вопросы: определения метода оценки НТУ ЛА, определение группы показателей НТУ ЛА, выбор ЛА, принимаемого за эталон, выбор уравнения формы связей модели НТУ, метод перехода от единичных или комплексных показателей НТУ к способу выделения НИР, которые необходимо выполнить, чтобы достигнуть необходимого уровня в ОКР.

*

К ВОПРОСУ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

С. С. КОРУНОВ, И. И. САМОЙЛОВА

Рассмотрены основные этапы оценки экономической эффективности космических систем, а именно: 1) прогнозирование требований к космической технике, объема и состава космических операций; 2) формирование экономико-математических моделей затрат на реализацию космических программ; 3) оптимизационные исследования, т. е. выбор наиболее предпочтительных альтернатив построения космических средств и организации их взаимодействия.

К ПРОБЛЕМЕ УЧЕТА ХОЗЯЙСТВЕННОГО РИСКА ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ СТОИМОСТИ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ

И. И. САМОЙЛОВА, В. Ф. ЗАЙЦЕВА

При определении экономической эффективности космических программ и принятии решений об их экономическом оптимальном составе, конструктивном облике, о варианте реализации космической операции и др. центральное место занимает вопрос надежного прогнозирования затрат финансовых, материальных и трудовых ресурсов. Под хозяйственным риском понимается не только ущерб, наносимый народному хозяйству из-за превышения капитальных и текущих затрат при реализации космической программы, но и возможный выигрыш за счет снижения этих затрат.

Рассмотрены способы расчета и использования статистических и динамических коэффициентов риска, функций предпочтений, методы анализа хозяйственного риска с помощью функций полезности.

*

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ УНИФИЦИРОВАННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ «ОРБИТА — ОРБИТА»

Г. В. МАЛЫШЕВ, В. И. ЗЕРНОВ, В. М. КУЛЬКОВ

Изложены принципы проектирования семейства транспортных аппаратов из унифицированных модулей, предназначенных для выведения полезной нагрузки различного целевого назначения с опорной орбиты на рабочие. Представлена схема автоматизированного проектирования и приведены результаты расчета варианта транспортной системы «орбита — орбита».

*

ВОПРОСЫ АНАЛИЗА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Г. В. МАЛЫШЕВ, В. И. ЗЕРНОВ, В. М. КУЛЬКОВ,
В. А. ЛАМЗИН

При проектировании систем взаимодействующих летательных аппаратов возникает задача об определении возможностей каждого из них и оптимальном общем количестве. Не менее важная проблема о соотношении характеристик эффективности и надежно-

сти бортовых систем решается на этапе разработки индивидуальных аппаратов. Эти задачи решаются на базе общих моделей эффективности систем и отдельных аппаратов, представленных к работе. Анализируемые совместно с математическими моделями конструкции бортового комплекса модели эффективности позволяют нормировать показатели надежности систем и отдельных агрегатов, определять индивидуальные характеристики аппаратов и объем их летных партий.

Параметры моделей базируются на статистике, характеризующей достигнутый уровень техники. Разработанная методология, являясь частью современного проектирования, направлена на всемерное повышение эффективности систем летательных аппаратов.

*

ВЗАИМОСВЯЗЬ КОМПОНЕНТОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ

Ю. М. МИХАЙЛОВ, Н. В. ТОЛЯРЕНКО

Для альтернативной программы космической транспортировки исследуется взаимосвязь и взаимовлияние всех составляющих программ: космических целевых объектов, межорбитальных транспортных аппаратов и транспортных кораблей на всех этапах разработки с момента формулирования задач до ввода космической системы в штатную эксплуатацию.

Показана основополагающая роль программы транспортировки как исходного множества, на котором исследуется оптимальный состав средств реализации этой программы. Учет взаимосвязи компонентов перспективных программ резко сокращает область исследуемых вариантов состава средств, повышая тем самым эффективность автоматизированных систем проектирования указанных видов летательных аппаратов.

*

ВЫБОР СОСТАВА УНИФИЦИРОВАННЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НАУЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

С. Б. МОСТИНСКИЙ

Решается задача о выборе состава системы однотипных малогабаритных космических летательных аппаратов (КЛА), определяется распределение целевых подсистем по аппаратам, количество и параметры подсистем, входящих в состав обслуживающего бло-

ка каждого КЛА. Приводятся результаты решения задачи о выборе рационального ряда одной из систем обслуживающего блока как части общего исследования многоуровневой задачи стандартизации.



УЧЕТ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПРОГРАММЫ ПУСКОВ ПРИ ВЫБОРЕ СОСТАВА СИСТЕМЫ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С. А. УЛЬЯНОВ, А. В. НОВИКОВ

Рассматривается задача выбора оптимального состава системы средств выведения космических летательных аппаратов, однородных по способу функционирования. При заданной программе пусков (высотах орбит, выводимых весах космических аппаратов, частоте и распределении пусков по времени) критерием оптимальности типажа системы выведения является суммарная стоимость системы. Учитывается, что в момент рассмотрения существуют и разрабатываются отдельные типы носителей. Допускается возможность включения этих типов в состав системы наряду с возможностью синтеза параметров перспективных средств выведения. Для учета неопределенности программы пусков предлагается подход, в основу которого положено моделирование временного сдвига и оценка чувствительности вариантов состава системы выведения к изменению программы. В зависимости от степени информированности исследователя для окончательного выбора используется осредняющий или гарантирующий критерий.



ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ТОПЛИВОЗАПРАВЩИКОВ

Э. Л. КАЛЯЗИН

Обсуждаются некоторые проблемы, возникающие при проектировании орбитальных топливозаправщиков как разновидности аппаратов обслуживания. Анализируется эффективность создания таких летательных аппаратов. В безразмерных величинах показывается экономический выигрыш, получаемый при использовании топливозаправщиков для увеличения ресурса системы аппаратов народнохозяйственного применения. Формулируются рекомендации по выбору орбит, рациональных с точки зрения минимума массы топлива, расходуемого на обслуживание системы аппара-

тов. Рассматриваются технические возможности перекачки жидкого топлива в условиях космического полета. Оцениваются весовые характеристики различных способов, обеспечивающих заправку в условиях невесомости.

*

К ВЫБОРУ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ТИПА «ЭСКАДРИЛЬИ РАКЕТ» ЦИОЛКОВСКОГО С ПОДВЕСНЫМИ ТОПЛИВНЫМИ МОДУЛЯМИ

Л. И. СЛАБКИЙ

Дается постановка задачи оптимизации параметров пакетных компоновок ракет с подвесными топливными модулями по критерию энергомассовой эффективности. Составляющие целевой функции представляются структурно-параметрическими уравнениями рекуррентного типа относительно управляющей переменной — отношения масс ступеней. Рассматривается пример частной оптимизации характеристик вариантов пакетной компоновки с различным распределением подвесных модулей.

*

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ

Н. Ф. АЛБУТОВ, А. А. ПОЗИН, В. Г. ХВОСТОВ

Рассматривается стадия технического предложения (ТП), определяющая эффективность всего последующего процесса разработки исследовательских метеорологических ракет (ИМР), использующего исходные проектно-баллистические параметры (ПБП) стадии ТП. Созданию алгоритма и программы выбора ПБП предшествует (научное) исследование, относящееся как в целом к ИМР различных классов и назначения, так и к их отдельным конструктивным элементам. Цель такого автономного исследования — создание библиотеки данных на основе статистики для обеспечения процесса проектирования с прогнозированием изменений характеристик ИМР в качественном и количественном отношениях.

*

ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЕ КАК КРИТЕРИЙ ОПТИМИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Н. М. БОРГЕСТ, В. С. КУЗЬМИЧЕВ, В. Г. МАСЛОВ

В условиях современного мирового энергетического кризиса важную роль приобретают исследования возможностей экономии энергоресурсов на всех этапах жизненного цикла транспортных систем. Благодаря значительному росту цен на топливо в последние годы особое внимание уделялось вопросам снижения затрат топлива на 1 тыс. км летательными аппаратами (ЛА). Однако топливная экономичность ЛА еще не решает проблемы экономии энергии в целом, поскольку потребление топлива во время эксплуатации — это лишь часть (хотя и значительная) той энергии, которая необходима для создания и эксплуатации самолета и его систем управления в течение всего жизненного цикла ЛА. Очевидно, что энергетически эффективными будут только те ЛА, которые обеспечат минимум суммарных затрат энергии на их создание и эксплуатацию. Стремление создать двигатели и ЛА с минимальным энергопотреблением должно, естественно, выдвигать свои требования к выбору их основных параметров.

Предлагаются критерии для оценки энергопотребления системы ЛА и методики их расчета. Анализируется взаимосвязь оптимальных параметров для двигателей летательных аппаратов по критериям энергопотребления и по другим технико-экономическим критериям.

✱

ПРОБЛЕМЫ ДИНАМИЧЕСКОЙ НАСТРОЙКИ ЭЛЕМЕНТОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Е. А. САМОЙЛОВ

В практике проектирования ЛА обычно просматривается несколько вариантов конструкции. Принятый вариант для дальнейшей разработки не всегда бывает оптимальным по динамике конструкции и нуждается в динамической доводке изделия. В ряде случаев настройка изделия может предусматриваться на начальной стадии проектирования. Основные требования комплексной динамической настройки заключаются в уменьшении динамических нагрузок, обеспечении устойчивости колебаний изделия и создания условий для надежной работы двигателей. Настройку топливных баков наиболее эффективно можно осуществить с помощью серии специально разработанных устройств, которые называются динамическими гасителями колебаний. Они позволяют осуществить настройку баков в широком диапазоне частот с минимальными весовыми затратами. Обсуждаются соответствующие технические и теоретические вопросы.

НАДЕЖНОСТЬ И ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОТРАБОТКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Д. Н. ЩЕВЕРОВ

Задача формирования оптимального плана опытной отработки ставится так: найти надежность на границах этапов опытной отработки, их длительность и объем мероприятий при минимальных затратах, заданных начальной и требуемой надежности объекта. Решение задачи предлагается вести на модели «надежность — время — денежные затраты — вектор мероприятий» при дискретно непрерывном случайном процессе изменения надежности.

Таким образом, надежность приобретает новое, весьма важное значение в решении проблем организации проектирования и отработки ЛА, а именно: надежность становится главным инструментом формирования алгоритмов систем автоматизированного проектирования — программ планирования организации экспериментальной отработки объектов космических систем.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО И ВИБРАЦИОННОГО НАГРУЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ПУТИ СНИЖЕНИЯ ВИБРАЦИЙ ЕГО УЗЛОВ И АГРЕГАТОВ

А. Н. АНДРЕЕВ, Н. А. ИВАНОВ, В. С. ПАВЛОВ

При проектировании летательного аппарата важное место занимает определение вибраций конструкции. В основу излагаемого метода положен известный энергетический метод, с помощью которого определяются спектральные плотности вынужденных колебаний сложной конструкции как соединения простейших элементов в виде плоских пластинок и прямых цилиндрических оболочек. Существо метода основано на определении равномерно распределенной по объему энергии вибраций простейшего элемента расчетным или экспериментальным путем. Основываясь на этом, можно записать балансы мощностей вибраций для различных элементов конструкций ЛА и их сочетаний. В общем случае мощность акустического поля, действующего на простейшую конструкцию, рассеивается внутри нее и частично излучается в окружающее пространство. Аналогично составляются уравнения баланса мощностей для более сложных конструкций.

Определение мощностей вибраций элементов конструкции сводится, по существу, к нахождению коэффициентов рассеивания энергии и коэффициентов взаимодействия между элементом конструкции и акустическим полем.

Указанные характеристики были определены экспериментально-расчетным методом, путем помещения типовых элементов конструкции в звуковое поле акустической камеры.

Были рассчитаны отношения спектральных плотностей мощностей вибрации и акустического поля для нескольких простых конструкций. Проведенное сравнение с результатами эксперимента дало удовлетворительные результаты.

*

ВЫБОР КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ЗАДАННЫЙ УРОВЕНЬ ВИБРАЦИЙ АГРЕГАТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. Н. АНДРЕЕВ

Рассматривается задача о выборе конструктивных параметров летательных аппаратов (ЛА), обеспечивающих минимальный уровень вибраций элементов конструкции. Предварительно анализируется задача об определении частот и форм собственных изгибных, продольных и крутильных колебаний сложных конструкций, состоящих из нескольких соединенных между собой блоков. Далее излагается методика оценки уровней колебаний элементов конструкции, находящихся под действием акустических и вибрационных нагрузок. В расчетах вынужденных колебаний приходится учитывать эффекты, связанные с нелинейными жесткостью, инерционностью и демпфированием. Рассматривается также вопрос о влиянии некоторых параметров компоновки агрегатов на предельные уровни колебаний конструкции; ставится задача об оптимизации конструкции по минимуму вибраций агрегатов ЛА, исходя из условий их работоспособности.

*

ПРИЛОЖЕНИЕ СТАТИСТИЧЕСКИХ МЕТОДОВ К РАСЧЕТУ ВИБРАЦИЙ СЛОЖНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Б. С. ПАВЛОВ, Н. А. ИВАНОВ, О. П. МАЛЬЦЕВ,
В. И. НОСОВ

Сделаны попытки экспериментального определения коэффициента излучения конструкции для простых и сложных моделей в различных диапазонах частот. Проведенное исследование позволяет решить задачу о расчете вибраций сложных конструкций некоторых видов.

*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВНУТРИБАКОВЫХ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ И ПЕРЕМЕННЫХ СИЛОВЫХ ПОЛЕЙ

А. Н. ВЛАСОВ, Э. Л. КАЛЯЗИН, А. Г. МЕДНОВ,
В. В. НАРЫШКИН, Н. И. ШУВАНОВ

Рассмотрены результаты экспериментальных исследований гидродинамических переходных процессов, происходящих в емкостях летательных аппаратов в условиях невесомости и переменных силовых полей. Опыты проводились на наземных испытательных стендах, на борту самолетных лабораторий и искусственных спутников Земли.

*

АВТОМАТИЗАЦИЯ НЕКОТОРЫХ ЭТАПОВ КОНЕЧНОЭЛЕМЕНТНОГО РАСЧЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

А. И. БОЧКИН

Предложен алгоритм построения сети треугольных элементов для плоских, осесимметричных и оболочечных конструкций и алгоритм оптимальной нумерации узлов для фронтального метода решения системы уравнений методом конечных элементов.

*

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАСЧЕТНОГО ЭТАПА ОТРАБОТКИ ПРОЧНОСТИ ОБОЛОЧЕЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В. М. БУТИН, И. А. ТРОХИН, В. М. САННИКОВ,
Ю. И. ФОМИЧЕВ

Рассматриваются алгоритмы расчета на ЭВМ напряженно-деформированного состояния и критических нагрузок оболочечных конструкций при симметричном и несимметричном теплосиловом нагружении. Используются соотношения нелинейной теории оболочек, физические соотношения берутся с учетом деформаций пластичности и ползучести. Решение систем дифференциальных уравнений отыскивается с помощью различных методов: конечных разностей, конечных элементов, ортогональной прогонки. Алгоритмы реализованы для расчетов на ЭВМ в виде Алгол-программ. Проведены расчеты напряженно-деформированного состояния и устойчивости оболочечных конструкций при различных видах температурно-силового нагружения. Результаты расчета сравниваются с экспериментом.

О СООТВЕТСТВИИ КОНСТРУКЦИЙ МИНИМАЛЬНОГО ВЕСА И РАВНОПРОЧНЫХ

С. Д. ПАНТЕЛЕЕВ

Обсуждается правомерность замены задачи отыскания конструкции минимального веса при выполнении прочностных и технологических ограничений (задача 1) задачей поиска равнопрочной (равнонапряженной) конструкции с учетом технологических ограничений (задача 2). Анализируются трудности, которые могут возникнуть при нахождении равнопрочного проекта. Показывается, что решения задач 1 и 2, вообще говоря, не совпадают. Приводятся необходимые и достаточные условия, при выполнении которых равнопрочный проект является локально-оптимальным. Выделяются некоторые классы конструкций, для которых решения задач 1 и 2 совпадают. Указываются свойства, при наличии которых следует ожидать совпадения равнопрочного и оптимального проектов.

*

ИМИТАЦИЯ АТМОСФЕРНЫХ ОБРАЗОВАНИЙ В СТЕНДОВЫХ УСЛОВИЯХ

Ю. Г. НАРОЖНЫЙ, В. Н. ГУНЬКО

Интенсивное развитие техники, создание принципиально новых средств управления взлетом и посадкой сделали реальными всепогодные полеты авиационной техники. Однако возникла новая проблема, значение которой возрастает по мере роста скоростей. При определенных условиях может возникнуть новый «эрозионный барьер», для преодоления которого потребуются изменение конструкции летательных аппаратов, разработка новых материалов, оригинальные технические и технологические решения.

Изучение механизма соударения тела с каплей дождя, поиск методов защиты от эрозии — задача стендовой отработки. Существуют разнообразные средства (центрифуги, аэродинамические трубы и т. п.), позволяющие воспроизводить движение тела. Моделирование погодных условий на трассе — качественно новая задача.

Один из вариантов ее решения — использование в качестве имитатора атмосферных образований распылителей, применяемых в сельском хозяйстве. Несмотря на то, что с их помощью удастся воспроизвести весь спектр капель, существующих в атмосфере, они обладают недостатком, затрудняющим их применение: нельзя определить характер распределения капель в струе. Имитаторы завесного типа лишены этого недостатка. Образцы лабораторных и стендовых имитаторов прошли всестороннюю проверку, подтвердившую их преимущества.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПО ВЫБОРУ АМОРТИЗАЦИИ КОНТЕЙНЕРОВ ПРИ УДАРАХ

В. И. БАЖЕНОВ, М. Н. БЕСЕДИНА, Ю. В. ЗАХАРОВ,
Л. В. ПЕТРОСЯН

Целью исследования является подбор амортизирующих материалов, способных поглотить энергию удара о поверхность грунта (воды) контейнера со скоростью до 40 м/с. При этом амортизирующий материал должен иметь высокий коэффициент полноты диаграммы обжатия, малую упругую отдачу и быть термостойким до 500—600° С. Статистическим и динамическим испытаниям в условиях нагрева подвергались образцы из пенопластов двух типов.

Результаты исследования свидетельствуют о том, что зависимость силы обжатия от перемещения имеет тенденцию к возрастанию, вследствие чего увеличивается перегрузка. Амортизирующие свойства пенопласта изолан-Б слабо изменяются до температур 500—600° С. При этом коэффициент полноты диаграммы обжатия составляет 0,65—0,75.

В работе изложены методика испытаний, описаны принципиальные схемы испытательных установок и приведены основные результаты экспериментального исследования (в виде графиков и таблиц).

*

ПРИНЦИПЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ

Ю. В. ПОЛЕЖАЕВ, В. И. ПАНЧЕНКО

Анализ и обобщение опыта экспериментальной обработки различных сложных технических систем позволили установить статически устойчивую закономерность существования недоработок конкретного вида в определенных местах создаваемой сложной технической системы. На основании этого были сформулированы два основных принципа целенаправленного эксперимента: целенаправленности и определенности условий.

*

О РАЗРАБОТКЕ ИМИТАЦИОННЫХ МОДЕЛЕЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОДГОТОВКОЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И. В. КАЛИНИН, Е. Н. РАТНИКОВ

Имитационное моделирование систем управления подготовкой (СУП) летательных аппаратов является, по-видимому, единственным методом комплексного исследования этих систем на этапе проектирования. Программа имитации, построенная на основе пакета прикладных программ GASP-IV, включает в себя собственно имитационную модель (ИМ) СУП и раздел обеспечения имитационного эксперимента.

Предлагается специальная методика разработки ИМ и имитационного эксперимента, суть которой заключается в следующем: 1) анализ адекватности программы имитации содержательному описанию СУП и целям имитационного эксперимента осуществляется по завершении алгоритмизации программы. Объектом анализа является алгоритм имитации, который опирается на понятия двух разных моделей и построен с учетом особенностей использования пакета GASP-IV; 2) множество событий в алгоритме ИМ и их содержание определяются в соответствии со схемой причинно-следственных связей между событиями в моделируемой системе; 3) в целях повышения быстродействия программы имитации число событий в алгоритме должно быть минимальным.

*

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В. Ф. НАГАВКИН

В процессе экспериментальной обработки изменение надежности сложной системы P_n как функции порядкового номера испытаний n может быть представлено функцией $P_n = 1 - (1 - P_0)e^{-\alpha n}$, где P_0 — начальный уровень отработанности системы; α — параметр.

Разбиение последовательности испытаний A_i ($i = 1, \dots, n$) на интервалы производится таким образом, что каждый интервал включает в себя все успешные испытания до отказа, а также все последующие отказы до первого успешного испытания. Для каждого K -го интервала определяется значение порядкового номера последнего испытания n_k и вычисляется оценка надежности P_k .

Приведенная выше функция позволяет произвести оценку надежности системы, проследить характер ее изменения в процессе

отработки и определить исходный уровень отработанности системы P_0 при $n = 0$. Кроме того, зная оценку P_n , на последовательности испытаний A_i могут быть выделены этап отработки системы и этап статистического подтверждения требований к надежности.

*

К ВОПРОСУ ОБ ОПТИМАЛЬНОМ ПЛАНИРОВАНИИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. И. БАЖЕНОВ, С. А. ИВАНОВ, В. Ф. НАГАВКИН

Рассматривается процесс отработки и эксплуатации комплекса, включающего экспериментальную сложную систему разового применения и некоторый технический объект. Программа эксплуатации объекта задается числом успешных испытаний комплекса. Задача может быть сведена к отысканию байесовского риска на множестве возможных решений, определяемых номером испытания системы, начиная с которого приступают к выполнению программы. Решение задачи производится методом статистического моделирования. Анализируется эффективность данного метода с учетом неопределенности параметров процесса отработки системы.

*

ИЗМЕРЕНИЯ ЗАГРЯЗНЕНИЙ В КАМЕРАХ-ИМИТАТОРАХ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ПРИ ИСПЫТАНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

О. Б. АНДРЕЙЧУК, Б. А. МНАЦАКАНЯН, И. В. КОРЧАЖКИНА,
В. Ю. ПЕТУХОВ, В. А. МЕНЬШИХ

Количественный и качественный анализ загрязнений после испытаний проводится с целью проверки точности основной системы контроля загрязнений, тарировки ее датчиков и осуществляется помещением оптических поверхностей в камеру с последующим, после испытаний, измерением изменения их оптических свойств; помещением образцов, идентичных с контролируемой поверхностью; взятием проб с поверхностей камеры отмывкой. Контрольные оптические поверхности можно размещать в камере таким образом, чтобы определить направление поступления загрязняющих веществ. Для количественного и качественного анализа применяется обычно спектральный анализ.

*

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ОБОСНОВАНИЯ РЕЖИМОВ ЛАБОРАТОРНЫХ ИСПЫТАНИЙ НА НАДЕЖНОСТЬ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М. Н. ГЕНЕРОЗОВ, О. В. СОКОЛОВ, Л. Д. КУКУШКИНА

Представление показателей надежности в виде регрессионных зависимостей от факторов внешних воздействий позволяет более обоснованно назначать режимы контрольных испытаний летательных аппаратов на надежность. Задаваясь различными значениями P , получим уравнения линий (поверхностей) равной надежности в факторном пространстве. Режимы испытаний, соответствующие такому уравнению, можно считать эквивалентными по критерию надежности. В рассмотренном диапазоне основным фактором, влияющим на надежность, является вибрация. Тепловые испытания без вибрации для данного летательного аппарата не информативны. Практический эффект форсирования режимов испытаний с соответствующим перерасчетом оценок заключается в существенном сокращении числа испытаний.

*

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТОКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ БОЛЬШОЙ ПЛОТНОСТИ И ВЫЧИСЛЕНИЕ МЕТОДИЧЕСКОЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУР ПОЛУПРОЗРАЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ

В. Н. ЕЛИСЕЕВ, Е. К. БЕЛОНОВ, В. А. СОЛОВОВ,
В. А. ТОВСТОНОГ, П. В. ПИРСИН, С. Н. ЩУГАРЕВ

Представлены результаты теоретического и экспериментального определения величины и закона распределения потоков излучения по поверхности образца материала, нагреваемого потоком теплового излучения большой плотности (до $5 \cdot 10^6$ Вт·м⁻²). Выполнен анализ различных типов датчиков, применяемых при тепловых испытаниях, даны их сравнительные характеристики и рекомендации по выбору типа датчика для рассматриваемых условий испытаний. Результаты экспериментальных исследований сопоставляются с данными теоретического расчета тепловых потоков.

*

АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТЕНДА ДЛЯ ИМИТАЦИИ ПРОЦЕССА ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. И. БАЖЕНОВ, Г. В. ГОЛИКОВ, Ю. В. ЗАХАРОВ,
М. И. ЛЕДНЕВ, Г. А. САМКОВ

В работе дается приближенный анализ динамики системы обезвешивания летательного аппарата (ЛА) на испытательном стенде при имитации посадки в наземных условиях. Результаты анализа свидетельствуют о важности учета поперечных колебаний системы обезвешивания ЛА, так как возможно возникновение существенных дополнительных возмущений, способствующих опрокидыванию аппарата. Показаны пути оптимизации параметров системы обезвешивания испытательного стенда с помощью варьирования высоты стенда, отклонения верхней точки подвеса от вертикали и применения специальных конструктивных мер.

*

МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУР ПРИ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЯХ КОНСТРУКЦИЙ

С. И. ЗАЙКИН

Приводится методика измерения температуры поверхности твердого тела с помощью термоэлектрических термометров при прочностных испытаниях конструкций в диапазоне 77—773 К. Разработанная методика измерения температуры позволяет проводить постановку поверхностных термоэлектрических термометров, не нарушая целостности материала покрытия поверхности твердого тела.

*

АВТОМАТИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Л. Н. АЛЕКСАНДРОВСКАЯ, Ю. Б. БАЛАКОВ

Анализ существующих подходов к обработке результатов испытаний позволил сделать вывод, что наиболее универсальным методом, на основе которого могут быть построены алгоритмы на всех этапах обработки, является метод наименьших квадратов.

Приведены основные соотношения, используемые для построения рабочих алгоритмов. Основным ограничением является необходимость задания структуры модели. На высшем уровне обработки структура модели, как правило, априорно неизвестна, а подбирается из условия наилучшей аппроксимации экспериментальных данных некоторыми аналитическими зависимостями.



ПРОБЛЕМЫ И КРИТЕРИИ ОТРАБОТКИ ТЕПЛОСИЛОВОЙ СТОЙКОСТИ ПОКРЫТИЙ

Ю. В. ПОЛЕЖАЕВ

Спуск в атмосфере является динамическим процессом, все параметры которого сильно изменяются со временем. Это существенно осложняет стендовую отработку тепловой и силовой стойкости оболочки летательного аппарата. В работе обосновывается метод замены траекторного, переменного по времени теплосилового воздействия на некоторое стационарное воздействие газового потока, с определенным образом выбранными энтальпией и давлением торможения. В основе метода моделирования лежит представление энтальпии и давления заторможенного потока, а также удельного и суммарного тепловых потоков в виде функций от скорости полета и текущей плотности атмосферы, а также размеров летательного аппарата.

Показано, что максимальное давление торможения при спуске столь велико, что сдвигающие напряжения на поверхности покрытия превышают предел прочности материала покрытия. Т. о. на стенде необходимо воспроизвести полностью это давление, а тепловой поток должен составлять 0,6 от максимума при ламинарном обтекании и 0,77 — при турбулентном.



ПРОБЛЕМЫ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ МАТЕРИАЛОВ И КОНСТРУКЦИЙ В УСЛОВИЯХ НАГРЕВА ИЗЛУЧЕНИЕМ

Г. Б. СИНЯРЕВ, Е. К. БЕЛОНОВ, В. Н. ЕЛИСЕЕВ,
Б. Б. ПЕТРИКЕВИЧ, С. В. РЕЗНИК, В. А. ТОВСТОНОГ

Рассматривается комплекс вопросов, посвященных подготовке и проведению тепловых стендовых испытаний натуральных конструкций и образцов материалов больших размеров, включающий: определение тепловых нагрузок в реальных условиях эксплуатации изделия; выбор способа нагрева; методику планирования

эксперимента, позволяющую определить рациональный режим проведения испытаний, выбрать места размещения датчиков потоков и температуры, проанализировать аварийные ситуации и решить ряд других вопросов, связанных с тепловыми испытаниями

Предлагаемая методика планирования эксперимента основана на решении сопряженной задачи радиационно-конвективно-кондуктивного теплообмена в системе «нагревательное устройство — испытуемый образец». Алгоритм решения сопряженной задачи предполагает, в частности, определение распределения потоков излучения в системе, вычисление внутренних источников тепла в элементах конструкции, обладающих способностью объемно поглощать энергию излучения и расчет температурного состояния нагреваемого образца с учетом особенностей теплообмена на его границах.

*

ВОЗМОЖНОСТЬ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛОМЕХАНИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ТЕПЛОЗАЩИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ В ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СТРУЕ

В. Е. КИЛЛИХ, Ю. В. ПОЛЕЖАЕВ, А. Н. СМИРНОВ

Предлагается использовать высокотемпературную струю для моделирования параметров тепломеханического воздействия на теплозащиту элементов конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов. Представленные результаты теоретических и экспериментальных исследований позволили обосновать и практически реализовать определенный методический подход к вопросу моделирования параметров тепломеханического взаимодействия системы газ — твердое тело.

*

НЕКОТОРЫЕ КРИТЕРИИ ПОДБОРА НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Н. В. АФАНАСЬЕВ, О. Ф. ШЛЕНСКИЙ

На основании анализа существующих критериев теплостойкости по Мартенсу, Вику, Шрамму, Винкельману и др., а также особенностей режимов работы элементов конструкций летательных аппаратов в условиях нестационарного высокотемпературного нагрева и силовых воздействий предложены безразмерные критерии кратковременной теплостойкости конструкционных материалов, которые включают в себя параметры, характеризующие изменение модуля упругости материалов с температурой и коэффи-

циента температуропроводности. Предложенные критерии могут быть определены по результатам экспериментальных исследований, а также рассчитаны по известным механическим и теплофизическим характеристикам как существующих материалов, так и вновь создаваемых композитов, если известны свойства исходных компонентов.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ СРЕДСТВ РЕГИСТРАЦИИ УНОСА МАТЕРИАЛОВ

В. Е. КИЛЛИХ, А. А. КОКУРИН

На основе анализа возможных средств измерения уноса материала приведена их классификация. Представлены результаты экспериментальной проверки наиболее перспективных методов измерения уноса с использованием термопарного датчика, оптического датчика, а также измерительного устройства на основе СВЧ-интерферометра.

*

ВЫБОР ФОРМЫ СОПЛОВОГО ТРАКТА УСТАНОВКИ ДЛЯ РАЗГОНА ЧАСТИЦ

Ю. В. ПОЛЕЖАЕВ, И. В. ЧИРКОВ

Обсуждаются вопросы выбора параметров соплового тракта газодинамической установки, позволяющий получить при прочих заданных параметрах максимальные скорости частиц.

*

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ, СОДЕРЖАЩЕЙ ЕСТЕСТВЕННЫЕ ОБРАЗОВАНИЯ

С. Ф. ИГНАТОВ, В. Н. ОВЧАРОВ, Ю. В. ПОЛЕЖАЕВ

Высокоскоростное движение летательного аппарата (ЛА) в среде, содержащей твердые частицы пыли или капли дождя, сопровождается интенсивным эрозионным разрушением его поверхности. Изменение аэродинамической формы аппарата вследствие тепловой и механической эрозии оказывает влияние на динамику его движения. Предлагается методика оценки влияния изменения формы ЛА на динамику его движения. Методика, состоящая из отдельных частей, включает данные о состоянии атмосферы и на-

чальные условия движения ЛА. Эти данные позволяют определить аэродинамические характеристики, тепловые потоки массы и кинетической энергии частиц поверхности в результате численного расчета параметров двухфазного течения около аппарата. Используя экспериментальную зависимость интенсивности эрозионного разрушения конструкционного материала от потоков массы, кинетической энергии и угла взаимодействия частиц с поверхностью, рассчитывается изменение формы поверхности ЛА.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВУХФАЗНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА С ПРИМЕНЕНИЕМ ГОЛОГРАФИЧЕСКОГО МЕТОДА

А. И. ГОЛЯКОВ, В. Е. КИЛЛИХ, Л. В. ПОСКАЧЕЕВА,
Ю. Н. КОНОВАЛОВ

В работе представлены результаты экспериментальных исследований по измерению размеров и концентраций твердых частиц в двухфазном газовом потоке с применением голографической установки УИГ-1М. На основании проведенных экспериментов установлены: оптимальная схема голографирования, наилучшие материалы голографических пластин, экстремальные условия, в которых допустимо применение голографического метода. Получены распределения концентраций частиц в поперечном сечении двухфазного потока.

*

К ПОСТАНОВКЕ ЗАДАЧ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ С УЧЕТОМ ТЕМПЕРАТУРНЫХ РЕЖИМОВ

Я. Г. ОСАДЧИЙ

Многие вопросы термоч прочности могут быть решены на моделях, которые должны позволять исследовать механику деформирования под действием температур. Причем материал и технология изготовления моделей должны быть такие же, как и в натурном изделии. Таким образом, вопросы несущей способности при температурном воздействии могут быть решены на механически подобных и технологически идентичных моделях (в отличие от конструктивно-подобных моделей, на которых решаются вопросы устойчивости и динамики).

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО НАГРЕВА КОКСУЮЩИХСЯ МАТЕРИАЛОВ

В. М. ЮДИН

Предлагается математическая модель, отличающаяся от существующих более обоснованным выбором уравнений деструкции и фильтрации и описания теплофизических характеристик материалов в зоне деструкции. Рассматриваются вопросы определения параметров математических моделей на основе методов обратных задач. Отмечается некоторая переоценка этих методов, заключающаяся в стремлении из одного типа эксперимента определять все параметры модели. Развивается новый подход, заключающийся по возможности в раздельном воспроизведении основных воздействующих факторов и исследовании протекающих при нагреве процессов с последующей их стыковкой в общей модели. Этот подход позволяет не только определить необходимые параметры, но часто уточнить и математическое описание этих процессов.

*

ПРИМЕНЕНИЕ ФАКТОРИЗОВАННЫХ РАЗЛОЖЕНИЙ В ЗАДАЧАХ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ

Н. В. ДИЛИГЕНСКИЙ

В работе рассматривается подход к построению асимптотических разложений, основанных на факторизации операторов, описывающих поведение тепловой системы.

*

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ И СБОРА ИНФОРМАЦИИ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ТЕПЛОСТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УПРАВЛЯЮЩЕГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА М-6000

В. И. КРАПИВИН, В. М. ТОРОПОВ, С. А. ПАВЛОВ

В работе рассматривается идеология построения на базе управляющего комплекса М-6000 системы, обеспечивающей управление процессом нагружения при проведении теплостатических испытаний, приводятся результаты частичной реализации принятой идеологии, а также перспективы развития такой системы.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ И РАЗРАБОТКА ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ

Л. В. МАРТЫНОВ

В работе изложено новое направление в области нагрева поверхностей различной конфигурации посредством сеточных электронагревателей. Получена большая эффективность (интенсивность и равномерность нагрева), технологичность и низкая стоимость сеточных нагревателей по сравнению с электронагревателями других типов. В работе рассмотрены бесконтактные, конформные нагреватели, подогреватели воздуха и электроувлажнители.

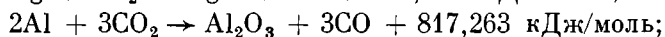
*

ЭНЕРГЕТИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДЛЯ СТАРТА С ПОСАДОЧНОЙ СТУПЕНИ К ЗЕМЛЕ АТМОСФЕРЫ ПЛАНЕТ

С. А. КАНАНАДЗЕ, Г. Ю. МАЗИНГ, Н. Е. ПРУДНИКОВ

Атмосферные условия на Венере ставят ряд проблем старта космического корабля с ее поверхности. Укажем на основные из них: 1) высокая плотность атмосферы Венеры обуславливает большое сопротивление движению космического корабля на начальном участке, в связи с чем требуется высокое значение тяги для обеспечения движения на этом участке; 2) высокое атмосферное давление резко снижает практически возможную степень расширения газа в сопле ракетного двигателя; для осуществления такой же степени расширения, что и на поверхности Земли, потребовалось бы поднять давление в камере сгорания ракетного двигателя (РД) в 50—150 раз, т. е. до уровней нескольких десятков и даже сотен мегапаскалей, что привело бы к необходимому утяжелению двигателя. В связи с этим возникает необходимость изыскания иных источников тяги, и в первую очередь использующих в качестве рабочего тела атмосферу Венеры. Заметим, что двуокись углерода, из которой почти целиком состоит атмосфера Венеры, проявляет себя как активный кислородоносите́ль при взаимодействии с такими металлами, как магний, алюминий и бор. Химические реакции протекают в направлении раскисления CO_2 до CO :



Хотя тепловой эффект взаимодействия рассматриваемых металлов с CO_2 значительно ниже, чем с атмосферным кислородом в условиях Земли, однако тепловыделение на единицу массы продуктов сгорания в условиях Венеры получается очень высоким. Это объясняется тем, что в отличие от воздуха, который содержит 23,2% кислорода, в условиях Венеры в реакциях горения будет участвовать практически вся масса атмосферного вещества. Это, несомненно, благоприятствует использованию в условиях Венеры прямоточного реактивного двигателя с внутренним либо внешним горением.

Высокая плотность атмосферы Венеры, обуславливающая большое лобовое сопротивление летательного аппарата, одновременно позволяет получать высокие значения лобовой тяги прямоточного двигателя, которая при равных значениях коэффициента тяги C_R для условий Венеры оказывается в 50—100 раз выше, чем у Земли. Фактором, неблагоприятным для применения прямоточного двигателя, является высокая атмосферная температура.

Эти соображения дают достаточный повод к изучению возможностей применения прямоточного двигателя для старта космического корабля с поверхности Венеры. Проведенные расчеты для оценки возможных характеристик такого двигателя являются первым шагом на этом пути.



КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РЕАКТИВНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Е. В. СОЛОВЬЕВ

Рассматриваются вопросы проектирования оптимальных двигательных установок (ДУ) реактивных систем управления (РСУ) космическими летательными аппаратами (ЛА) с позиций системно-технического подхода. Рассматривая ДУ РСУ как сложную техническую систему, обосновывается иерархическая структура ДУ, на высшем уровне которой ДУ рассматривается как исполнительный орган системы управления (СУ). Требования к СУ со стороны задач управляемого движения ЛА формируют требования к ДУ, на основе которых из решения оптимальных задач управления ЛА определяются оптимизируемые величины и параметры наибольшего влияния ДУ на задачи полета ЛА.

Результаты решения оптимальной задачи составляют исходные данные для оптимизации параметров на уровне составляющих ее подсистем: наддува, топливоподачи и коллектора с двигателями.

В свою очередь результаты решения оптимальных задач на уровне подсистем формируют исходные данные для постановки оптимальных задач на уровне составляющих подсистем элементов.

Таким образом, предложенный метод последовательной однокритериальной поуровневой оптимизации с переносом результатов решения на низлежащий уровень в качестве исходных данных одновременно решает проблему многопараметрической (межуровневой) комплексной оптимизации параметров ДУ РСУ.

*

ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВ НА ДИНАМИКУ ЗАПОЛНЕНИЯ МАГИСТРАЛЕЙ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

В. И. ЕСИН, В. Ф. КУЗНЕЦОВА

Рассмотрены нестационарные процессы заполнения криогенными топливами трубопроводов с учетом испарения жидкости при падении давления и влияния параметров двухфазной смеси на резкое изменение величины скорости звука и времени переходного процесса.

Используя исходные уравнения количества движения, неразрывности потока, энергии и уравнения Клапейрона—Клаузиуса при наличии фазовых превращений, получены дифференциальные соотношения, связывающие изменения параметров потока вдоль характеристик и выражение для скорости звука. Справедливость выражения для скорости звука подтверждается частными случаями для жидкости, пара и газожидкости.

Для расчета процессов заполнения трубопровода двухфазной смесью параметры табличных значений кислорода и водорода аппроксимированы аналитическими зависимостями. Достоверность выполненной аппроксимации подтверждена согласованием расчетных и табличных значений скоростей звука в жидких компонентах при давлении насыщенных паров.

*

МЕТОДЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ПЕРЕГРЕВА РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Г. П. ЕРМОЛИН, В. И. БЫЧКОВ, Г. Ф. ГЕТМАНЕЦ

Рассматривается лабораторная установка и методика измерения внутреннего трения в материале рабочих лопаток турбин и компрессоров авиационных ГТД, разработанные авторами методы неразрушающего контроля перегрева рабочих лопаток турбин. Установка, созданная на базе вибростенда ВЭДС-200А, позволяет измерять внутреннее трение материала лопаток по параметрам

резонанса и методом затухающих колебаний. Методы неразрушающего контроля перегрева рабочих лопаток турбин основаны на фиксации изменения внутреннего трения их материала и потребной мощности вибратора, необходимой для поддержания резонансных колебаний лопаток с заданной амплитудой.



СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

В. Г. БАЗАРОВ

Рассмотрены проблемы организации подачи топлива, смесеобразования и сгорания в камерах современных двигательных установок и пути их разрешения. Рассмотрены также методы организации рабочего процесса в маршевых и вспомогательных двигателях летательных аппаратов многоразового применения и турбореактивных двигателях, а также тормозных двигательных установках, обеспечивающих высокую экономичность и устойчивость рабочего процесса. Проведен анализ способов интенсификации распыливания и сжигания топлив, уменьшающих содержание токсичных веществ в продуктах сгорания. Намечены основные этапы разработки двигательных установок нового поколения, которые могли бы обеспечить решение новых задач авиационной и космической техники.



ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАЗДЕЛЕНИЯ УПРУГИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Н. И. ПАНИЧКИН

Процессы разделения упругих летательных аппаратов (ЛА) относятся к тем явлениям, которые не могут быть экспериментально исследованы на Земле, поэтому расчетные методы особенно важны в этом случае. Рассматривается методика расчетного исследования процесса разделения упругих ЛА, приводятся примеры расчета. ЛА имеет последовательное соединение и «горячее» разделение блоков. Динамика конструкции ЛА исследуется на конечно-элементной модели, движение которой описывается линейной системой дифференциальных уравнений, интегрирование которой проводится на ЭВМ по методу Рунге—Кутты. Топливоподающие трубопроводы содержат сосредоточенные упругие и рассеивающие элементы. Одновременно исследуются: переходные процессы

в элементах конструкции, переходные процессы по давлениям на входах в насосы работающих двигателей, переходные процессы по силе в месте разрыва упругой связи между блоками. Учитывается разброс исходных данных.

Следует отметить, что процесс разделения относится к комплексным проектным вопросам и его правильное решение невозможно без совместного рассмотрения колебаний конструкции, колебаний давлений на входах в насосы и условий на стыке разделяемых частей ЛА.

*

ПОВЫШЕНИЕ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ БОРИРОВАНИЕМ

| А. С. БЫКОВ

Одним из наиболее эффективных способов повышения срока службы деталей авиационной техники является их поверхностное упрочнение. С этой целью в последние годы все более широкое применение в промышленности находит процесс борирования — поверхностное насыщение стали бором, в результате которого на поверхности изделия образуются очень твердые бориды железа, повышающие такие эксплуатационные свойства деталей, как износостойкость, жаростойкость и коррозионную устойчивость. Дан анализ современных методов борирования и возможностей их применения при изготовлении и ремонте авиационной техники. На основании проведенных исследований показано влияние некоторых эксплуатационных факторов (например, нагрузка, температура, смазка) на износостойкость борированных слоев; рассмотрены конкретные примеры повышения износостойкости авиационных деталей; даны практические рекомендации по выбору наиболее эффективного технологического способа борирования.

*

ТЕПЛОВЫЕ И ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

ПРИНЦИПЫ КОМПЛЕКСНОЙ АВТОМАТИЗАЦИИ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ТЕПЛОВЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

В. П. МИШИН, О. М. АЛИФАНОВ, В. С. КУЗНЕЦОВ,
Б. М. ПАНКРАТОВ, И. М. УКОЛОВ

Рассматривается гибридная вычислительная система для автоматизированной обработки данных теплового эксперимента. Требования к системе были сформулированы в результате анализа

основного класса задач—обратных задач теплопроводности, а также ряда задач статической обработки данных, считывания экспериментальной информации и планирования испытаний.

В состав системы входят три цифровые машины («Минск-32»— как основной вычислитель и две ЦВМ первого иерархического уровня — «Диспетчер» и «Мир-2»), аналоговая машина, модуль для снятия первичной информации с датчиков и преобразования ее к виду, удобному для передачи в оперативную память вспомогательной машины, и разветвленная интерфейсная часть. ЦВМ «Диспетчер» предназначена для решения ряда сервисных задач и имеет расширенную оперативную память, позволяющую осуществлять работу в режиме прямого доступа. Машина «Мир-2» обслуживает дисплей при выводе графической информации. Систему дополняют устройства ввода—вывода и устройства отображения информации различного типа.

Опыт эксплуатации двухуровневой гибридной системы для автоматизированной обработки данных теплового эксперимента показал оптимальность выбранной архитектуры системы при оценке по критериям стоимости и производительности.



НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ТЕПЛООВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Б. М. ПАНКРАТОВ

При длительной работе космических летательных аппаратов (КЛА) в космическом пространстве его конструкция, агрегаты и системы могут подвергаться сильному воздействию окружающей среды и относительно большим тепловым нагрузкам от внешних и внутренних источников тепла. Вначале основные проектные параметры КЛА определяются только с учетом особенностей траектории и продолжительности полета. Затем их уточняют, учитывая воздействие внешних и внутренних тепловых нагрузок и окружающей среды. При этом могут иметь место постановки задач оптимального управления КЛА по критерию минимума массы, минимума интегральных тепловых потоков, не превышения заданной допустимой температуры конструкции или обеспечения оптимального теплового режима работы КЛА. Иногда может использоваться также комплексный функционал. Под действием внешних (прямое и отраженное от планет излучение Солнца, собственное излучение планет, воздействие микрометеоритов) и внутренних (двигатели, энергосистема, аппаратура, экипаж и др.) источников устанавливается некоторый тепловой режим КЛА, под которым подразумевается переменное по времени температурное поле в конструкции КЛА. Энергия от внешних и внутренних источников тепла преобразуется в общем случае

в тепловое излучение — единственный способ отвода тепла в космическое пространство от теплонагруженных агрегатов, если не считать способы, основанные на выбросе массы. Ввиду малой плотности микрометеоритов в пространстве их влияние на тепловой режим КЛА часто мало и учитывается только в случае прохождения аппарата через область с очень высоким содержанием этих частиц. Однако при ударе об обшивку последние (вследствие большой энергии) могут изменять оптические свойства поверхности КЛА, что в свою очередь может значительно влиять на тепловой режим аппарата. Возникает задача о поддержании необходимых тепловых режимов хранения компонентов топлива на борту, которая может быть сведена к оптимизации характеристик систем термостатирования, массы топливных отсеков, топлива или КЛА. При исследовании теплового режима существенным иногда становится воздействие тепловых и ионизирующих потоков от двигательных и энергетических установок КЛА.

Значительный интерес для теплового проектирования представляют также задачи, связанные с проблемами выбора основных параметров теплозащитных систем спускаемых аппаратов, предназначенных для доставки экипажа и научного оборудования на поверхность планет. Исследование работы теплозащиты и выбор ее параметров являются одной из главных задач. В этом случае существенно возрастает роль экспериментальных тепловых исследований с широким применением автоматизированных комплексов сбора и обработки информации.

В работе изложены некоторые из основных задач теплового проектирования КЛА, которые требуют дальнейшего широкого исследования.

*

РАДИАЦИОННЫЙ ТЕПЛООБМЕН ПРИ ВХОДЕ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ В АТМОСФЕРЫ ПЛАНЕТ

Н. А. АНФИМОВ, А. Н. РУМЫНСКИЙ

Исследуется влияние излучения в суммарном теплообмене аппаратов различного назначения, спускаемых в атмосферы планет. Для этой цели разработаны приближенные методы полного теплового расчета аппаратов, спускаемых в атмосферы Земли, Марса, Венеры и Юпитера, включающие расчеты распределения радиационных и конвективных потоков по поверхности аппаратов, расчеты уноса массы, прогрева и полного веса теплозащитного покрытия. В методах учитывается экранирование тепловых потоков парами теплодой защиты, переход ламинарного слоя в турбулентный, неравновесное излучение, влияние угла атаки, наличие угловых точек на аппаратах и т. п. Благодаря относительной простоте разработанные методы легко вводятся в любую

комплексную программу по определению рациональных траекторий, баллистических и весовых характеристик спускаемых аппаратов, причем входными параметрами в эти блоки являются скорость, высота полета в атмосфере и геометрические характеристики аппарата, а выходными — распределение толщин тепловой защиты и ее необходимый суммарный вес.

На основе разработанных методов проведен подробный анализ роли излучения при спуске аппаратов в атмосферах планет. Представлены результаты расчетов радиационных, конвективных и суммарных потоков, а также необходимых толщин и весов тепловой защиты сферических, сегментально-конических, биконических и других форм аппаратов, входящих в атмосферы планет со скоростями 5—50 км/с и спускаемых по различным траекториям.

При гиперболических скоростях входа аппаратов в атмосферу Земли радиационный теплообмен становится доминирующим, т. е. на значительной части поверхности аппарата принципиально меняется механизм передачи тепла в его оболочку, причем в силу чрезвычайно жестких радиационных тепловых нагрузок система тепловой защиты вносит один из основных вкладов в суммарный вес аппарата. Это обстоятельство влияет не только на газодинамические и тепловые процессы, но и на всю проблему спуска аппаратов с гиперболическими скоростями в целом, включая вопросы выбора форм и схемы спуска аппарата. Особенно существенно излучение влияет на выбор формы аппарата. Из численного решения вариационной задачи о форме тела с минимумом интегрального по поверхности радиационного потока следует, что при гиперболических скоростях предпочтительными являются удлиненные формы с относительно небольшими затуплениями (круговые и эллиптические биконусы, конические сегменты и т. п.). Однако и сегментально-конические формы, широко применяемые в настоящее время, могут быть защищены теплозащитным экраном с приемлемым весом.

В атмосфере Венеры, обладающей большой плотностью и состоящей в основном из сильно излучающего углекислого газа, радиационный теплообмен при скоростях входа 10—11 км/с является доминирующим в окрестности критической точки и на участках, где реализуется ламинарный пограничный слой. На участках лобовой поверхности, обтекаемых турбулентным потоком, преобладает конвективный теплообмен. При спуске автоматических аппаратов на поверхность Марса роль излучения в суммарном теплообмене невелика, что обусловлено относительно небольшими скоростями входа аппаратов в атмосферу (4—6 км/с). При осуществлении в будущем пилотируемых экспедиций на Марс характерные размеры космических кораблей могут в 5—10 раз превысить размеры современных автоматических аппаратов. При этом радиационные потоки в атмосфере Марса могут быть соизмеримыми с конвективными. Особенно велика роль радиационного теплообмена на зондах, входящих в атмосферу Юпитера со скоростями ~50 км/с.

Представленные примеры полного теплового расчета спускаемых аппаратов наглядно иллюстрируют характерные абсолютные величины радиационных и конвективных потоков, их экранирование парами разрушающейся тепловой защиты, их относительную роль в суммарном теплообмене, влияние формы, схемы спуска и характерных размеров аппарата на величины радиационных и конвективных потоков, а также на полный необходимый вес тепловой защиты при спуске в атмосферах Земли, Венеры, Марса и Юпитера.



СОВМЕСТНЫЙ РАДИАЦИОННО-КОНВЕКТИВНЫЙ ТЕПЛООБМЕН ПРИ ПОЛЕТАХ С ГИПЕРБОЛИЧЕСКИМИ СКОРОСТЯМИ

А. Б. КАРАСЕВ

Решение проблемы тепловой защиты при входе беспилотных зондов в атмосферы Земли, Марса, Венеры, а в будущем и далеких планет Юпитера, Урана привело к необходимости исследования газовой динамики и сложного радиационно-конвективного теплообмена на поверхности зонда при его полете на атмосферном участке. Указанная задача характеризуется высоким значением температур (до 20000 К), широким диапазоном изменения давления (0,01—100 атм) и различным химическим составом газового потока. При этом в пограничном слое у поверхности зонда состав будет еще более сложным за счет продуктов разрушения поверхности аппарата. Следует отметить, что при высоких скоростях входа, когда величины радиационного и конвективного теплового потока к аппарату становятся очень значительными, вес тепловой защиты составляет значительную часть общего веса аппарата, что делает необходимым выбор оптимальной формы аппарата, траектории его входа и, что особенно важно, выбор оптимального теплозащитного материала.

Исследование величин и спектральных составов лучистых тепловых потоков, падающих от невязкой части ударного слоя на внешнюю часть пограничного слоя, показывает, что главное отличие для трех атмосфер: Земли, Венеры и Юпитера, состоит в изменении спектрального состава лучистого потока.

Это может вызывать разную величину его экранирования пограничным слоем и, как следствие, различия во влиянии радиационного нагрева на конвективный. Так, например, в диапазоне от 0,2 до 0,41 мкм в смеси Н — Не лучистый поток превосходит аналогичный для воздуха до двух раз. Если при этом в пограничном слое газа присутствуют до компоненты, поглощающие в диапазоне от 0,2 до 0,41 мкм, например, С₂ и С₃, то в смеси Н — Не при условии интенсивного разрушения поверхности конвекция будет

составлять заметную долю от радиации, тогда как в воздухе в этих же условиях конвекции практически не будет.

Для области передней критической точки проведенное систематическое исследование теплообмена показало, что зависимость коэффициента экранирования лучистого потока для фиксированных температур и вдувов будет иметь универсальный характер от произведения давления торможения на размер аппарата, причем на этой кривой могут иметь место несколько экстремумов. Характер экранирования будет различный для замороженного и равновесного режимов течения, в частности, для воздуха при вдуве паров графита большее экранирование будет при равновесном, чем при замороженном режиме течения, за счет образования внутри пограничного слоя максимума концентрации атома С, сильно поглощающего ультрафиолетовую часть лучистого потока.

При тении излучающего газа вдоль пластины и при различных законах вдува вдоль нее (m) $\sim 1/x^n$, где $n = 0, 1/2, 3/4$, распределение тепловых потоков может носить немонотонный характер, что делает возможным выбор такого закона распределения поглощающего компонента в теплозащитном покрытии, при котором будет обеспечиваться минимум теплового потока при одном и том же суммарном расходе вдуваемого газа.



ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА НА РАЗРУШАЕМЫХ МОДЕЛЯХ В УСЛОВИЯХ КОНВЕКТИВНО-РАДИАЦИОННОГО НАГРЕВА

М. И. ЯКУШИН

Экспериментальные исследования радиационно-конвективного теплообмена проводились на безэлектродном высокочастотном плазмотроне, который выгодно отличается от установок другого типа и обладает рядом значительных преимуществ.

Исключительная чистота высокотемпературного потока связана с отсутствием загрязнения струи материалом нагревательного устройства и разрядного канала вследствие индукционного способа нагрева газа, при котором высокотемпературный газ не соприкасается с индуктором и разрядным каналом. Чистота потока горячего газа имеет принципиальное значение, поскольку дает возможность проводить корректное сопоставление теоретических и экспериментальных данных.

Реализация высокотемпературных газовых объемов значительных размеров с учетом отмеченной выше чистоты потока обеспечивает моделирование спектра излучения от ударного слоя, включая вакуумную ультрафиолетовую, видимую и инфракрасную области спектра, что невозможно достигнуть на установках с внеш-

ними источниками излучения, в которых натуральный спектр не моделируется.

Большая протяженность столба излучающего горячего газа, совпадающая по величине с толщиной ударного слоя в натуральных условиях, позволяет получить значения интегральных радиационных потоков, наблюдаемых в реальном полете.

Возможность нагрева различных газов и газовых смесей позволяет воспроизводить натурную внешнюю среду и проводить методические исследования.

Обеспечивается пространственная однородность высокотемпературного потока газа, высокая стабильность параметров и хорошая их воспроизводимость, а также наличие локального термического равновесия в рабочей части струи при $P \gtrsim 1$ кг/см², где исследуется модель.

Измерялись параметры набегающего высокотемпературного потока газа: скорость, тепловые потоки, концентрации электронов и химических компонентов, спектральная интенсивность излучения в интервале от 0,2 до 1 мкм.

Неограниченное время работы установки и отсутствие пульсаций параметров потока позволили применить стационарный метод измерения теплового потока с помощью проточных металлических калориметров. Для разделения теплового потока на конвективную и лучистую составляющие использовались тепловоспринимающие поверхности датчика с различными контролируруемыми характеристиками отражения.

Линейный и массовый унос материалов определялся по измерению размеров и веса моделей во время экспериментов.

Получены и отождествлены спектры излучения объема горячего воздуха, моделирующего ударный слой в интервале длин волн 0,2—1 мкм. Наблюдаются три вида излучения: непрерывный спектр, разветвленные системы молекулярных полос и большое число атомных линий. Отсутствует излучение элементов, не принадлежащих составу воздуха, что свидетельствует об исключительной химической чистоте горячего газа.

Измерены колебательная, вращательная и электронная температура по молекулярным полосам N₂ и N₂⁺, а также температура возбуждения по линиям атомов кислорода и азота. Показано, что в сечении набегающего потока перед моделью имеет место локальное термическое равновесие при температуре 8500° и электронной концентрации $n_e \sim 3 \cdot 10^{15}$ см⁻³, измеренной по штарковскому уширению линий атомов кислорода и азота. Значение температуры воздуха согласуется с величиной, определенной по тепловому балансу установки.

Измерены тепловые потоки в передней критической точке осесимметричных неразрушающихся моделей и проведено разделение теплового потока на конвективную и лучистую составляющие. В частности, для плоского торца конвективная и лучистая составляющие теплового потока соответствуют $q_k = 720$ ккал·м⁻²·с⁻¹ и $q_r = 240$ ккал·м⁻²·с⁻¹. Значительная лучистая составляющая

щая теплового потока обусловлена большим объемом излучающего газа и дополнительным вкладом от области энерговыделения внутри индуктора, где температура достигает $\sim 10500^\circ$.

Радиальные распределения температуры и теплового потока свидетельствуют о существовании в приосевой области протяженного ядра с постоянными значениями температуры и теплового потока.

Измерена спектральная интенсивность излучения потока горячего воздуха ($T \sim 8500$ К) в диапазоне от 0,2 до 1 мкм. Основной вклад в излучение вносят в ультрафиолетовой области полосы N_2^+ , N_2 , NO , а в инфракрасной — атомы азота и кислорода.

Измерения основных параметров, характеризующих процесс разрушения, осуществлялись после достижения температурой разрушающейся поверхности модели стационарного значения $T_w \sim 2800^\circ$. В этом случае скорости перемещения разрушающейся поверхности и фронта деструкции материала носят линейный характер, причем массовая скорость уноса газообразных продуктов разрушения в 2 раза превышает унос кокса.

С высоким спектральным разрешением получены спектры излучения газообразных продуктов разрушения асботекстолита в диапазоне от 0,2 до 1 мкм. Спектры имеют сложную структуру: наблюдается излучение непрерывного спектра, богатый молекулярный спектр и ярко выраженный линейчатый. Спектральные линии значительно уширены. По спектрам излучения определен химический состав паров теплозащитных материалов.

В пограничном слое на разрушающихся моделях, выполненных из асбопластика, определены профили колебательной и вращательной температур в условиях интенсивного вдува продуктов разрушения. Установлено совпадение колебательной и вращательной температур, что указывает на условия, близкие к теоретически равновесным. У поверхности разрушающейся модели обнаружен изотермический слой, который составляет одну треть толщины температурного пограничного слоя.

Измерены концентрации химических компонентов и электронов по толщине пограничного слоя на разрушающихся моделях из асботекстолита. Установлено, что концентрационный и температурный пограничный слой совпадают по толщине. Показано, что продукты разрушения асботекстолита заполняют пристеночный изотермический слой, причем эти продукты присутствуют здесь в молекулярном и атомарном состоянии и концентрации практически постоянны.

Выше по толщине слоя находится зона смешения, переходящая в набегающий поток горячего воздуха. В зоне смешения присутствуют лишь атомарные компоненты и радикал CN . Измеренные концентрации продуктов разрушения асботекстолита в пристеночной области пограничного слоя совпадают с данными расчета, выполненными для условий, реализуемых в этой области ($T = 3500$ К, $p = 1$ кг/см²) для химически равновесной реагирующей системы без учета взаимодействия с горячим воздухом.

Обнаруженный экспериментально у разрушающейся поверхности модели из асботекстолита слой с постоянными температурой и химическим составом указывает на оттеснение пограничного слоя при относительно больших вдувах с поверхности. В этих условиях конвективная теплопередача к поверхности модели практически отсутствует.

Излучение паров в изотермической области пограничного слоя носит ярко выраженный селективный характер, который объясняется высокой концентрацией излучающих компонентов в продуктах разрушения. В спектрах излучения пограничного слоя наблюдаются реабсорбированные линии атомов (Mg, Si, Na, K). Особенно этот эффект проявляется в области пристеночного слоя, где большая часть атомов находится в основном состоянии.

*

ВОПРОСЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕКОТОРЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕПЛОЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С. А. БУДНИК

В работе рассматриваются вопросы определения геометрических и суммарных массовых характеристик теплозащиты ЛА. Под суммарными понимаются характеристики теплозащиты в целом. К ним можно отнести массу, положение центра масс, главные моменты инерции теплозащиты и др. При решении задачи предполагается, что теплозащитное покрытие (ТЗП) имеет переменную толщину. Профилирование ТЗП осуществляется с использованием сплайн-аппроксимации значений потребной толщины в расчетных точках на поверхности ЛА. В целях сокращения объема вычислений расчетные точки выбираются специальным образом с учетом внешнего теплового нагружения. Толщина ТЗП в каждой расчетной точке определяется в процессе решения задачи прогрева, в общем случае, с учетом разрушения материала теплозащиты. Использование сплайн-аппроксимации и специальный выбор расчетных точек позволяет построить эффективный алгоритм расчета геометрических и суммарных массовых характеристик теплозащиты для использования в системе автоматизированного проектирования ЛА.

*

**ПРИМЕНЕНИЕ
ДВУМЕРНОЙ МОДЕЛИ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ
ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ТЕПЛОЗАЩИТЫ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Н. В. КЕРОВ

Для определения теплообменных и прочностных характеристик носовых частей летательных аппаратов (ЛА) необходимо знать, как изменяются форма носовой части и распределение температуры внутри нее при движении по траектории. Существуют различные подходы к решению поставленной задачи. При этом, как правило, рассматриваются задачи прогрева с использованием одномерного уравнения теплопроводности. Применение двумерной модели теплопроводности для определения прогрева теплозащитного покрытия (ТЗП) требует разработки таких методик расчета, которые позволили бы сократить необходимое время при счете на ЭВМ. В работе предлагается метод расчета двумерного теплообмена, основанный на использовании переменной по времени сетки в специальной системе преобразованных полярных координат. Этот метод дает возможность значительно сократить необходимое для решения двумерной задачи общее число точек сетки и, следовательно, уменьшить время счета и потребный объем машинной памяти. Уменьшение времени счета дает возможность решать задачу двумерной теплопроводности с учетом зависимости теплофизических коэффициентов от температуры. Постановка задачи предполагает, что ТЗП носовой части однослойное. При этом допускается анизотропия теплофизических свойств материала ТЗП. Дополнительный выигрыш во времени дает использование явной конечно-разностной схемы. При практическом применении сильное ограничение на шаг по времени приводит к тому, что быстродействие алгоритма, построенного на основе явных схем, оказывается ниже неявного. Для снижения ограничений на шаг по времени и использования достоинств явных схем необходимо перейти к асимметричным сеточным уравнениям.

*

**ВЛИЯНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ
НА ПАРАМЕТРЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ**

В. В. МИХАЙЛОВ

В работе обсуждаются вопросы, связанные с исследованием влияния параметров теплового воздействия и допустимых тепловых режимов на параметры многослойной системы теплозащиты. Исследования проводились с использованием разработанного алго-

ритма поиска рациональных толщин слоев многослойного теплозащитного покрытия.

В качестве критерия сравнения рассматривалась масса единицы площади покрытия. Решение ищется с учетом нелинейных ограничений типа неравенств на допустимые температуры. В основе алгоритма лежит одномерная нелинейная модель нестационарной теплопроводности в многослойной системе.

Приводятся результаты расчетов, проведенных для случая двухслойной теплозащиты. Наряду с оценкой влияния теплового воздействия и допустимых тепловых режимов оценивалось влияние неопределенностей в задании теплофизических свойств используемых материалов. Полученные результаты позволяют оценить значение тепловых проблем на основе изменения массы, необходимой для обеспечения тепловой защиты конструкции летательного аппарата, и могут служить основой для проведения более детальных исследований.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОРИСТОЙ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ

А. П. ТРЯНИН

Работа посвящена исследованию теплообмена на проницаемой поверхности при обтекании тел вида затупленного конуса диссоциированным потоком газа в широком диапазоне изменения удельных расходов различных охладителей при различных температурах стенки и законе распределения интенсивности вдува по поверхности. При этом решается задача многокомпонентного ламинарного пограничного слоя с учетом физико-химических процессов. Стационарное равновесное течение многокомпонентной газовой смеси описывается системой дифференциальных уравнений с использованием эффективных параметров газа. Система дифференциальных уравнений интегрируется методом конечных разностей в физической системе координат при известных начальных и граничных условиях. Приводятся результаты расчетов, полученные для затупленных конусов. Следует отметить хорошее совпадение в передней критической точке проведенных расчетов с результатами других авторов в широком диапазоне изменения интенсивности вдува. Однако по мере удаления от критической точки на значении коэффициента теплообмена все сильнее сказывается влияние предвключенного участка. Влияние температуры стенки на значение теплового потока исследовалось при выбранных интенсивности вдува и составе охладителя. Во всех расчетах исследовалась скорость восстановления коэффициента теплообмена

за предвключенным проницаемым участком и конечный уровень восстановления, зависящие в основном от суммарного количества охладителя, введенного в пограничный слой, и закона распределения интенсивности вдува.

*

НЕКОТОРЫЕ АЛГОРИТМЫ РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ В КОНСТРУКЦИЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. С. ХОХУЛИН

В работе продолжены исследования по разработке эффективных методов расчета температурных полей в сложных элементах конструкции летательного аппарата (ЛА). Как правило, конструктивные элементы ЛА являются сочетанием геометрических тел, имеющих коническую форму (параллелепипед, цилиндр, оболочка вращения, стержень и т. д.), температурные поля в которых описываются соответствующими уравнениями теплопроводности. Усложнение формы значительно затрудняет задачу расчета температурного поля в элементе, так как отдельные его подобласти могут описываться уравнениями теплопроводности различной размерности в различных системах координат. Рассмотрим алгоритмы расчета температурных полей в некоторых подобных элементах, представляющих сочетание двух- или трехмерных тел (пластин, параллелепипедов, оболочек и т. д.) с одномерными элементами (стержнями, рамами и т. д.) или пластинами. Алгоритм решения задач основан на использовании локально-одномерных схем расчета температурных полей в многомерных телах в сочетании с методами решения разностных задач на графах. Алгоритм позволяет одновременно рассчитать температурное поле в пластине и в стержнях. Это достигается тем, что в местах соединения со стержнями температурные поля в пластине рассчитываются путем решения системы одномерных уравнений теплопроводности, которая описывает распределение температуры в пластине по соответствующему направлению, а также в i -м стержне. Анализируется место предлагаемого метода в задачах математического моделирования теплового режима конструкций.

*

ОБРАТНЫЕ ЗАДАЧИ ТЕПЛООБМЕНА В ПРОЕКТИРОВАНИИ И ИСПЫТАНИЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

О. М. АЛИФАНОВ

Эффективные методы тепловой идентификации ЛА могут быть основаны на решениях обратных задач теплообмена (ОЗТО). Методы обратных задач дают возможность исследовать сложные, нестационарные процессы теплопередачи в конструктивных элементах, агрегатах и системах летательного аппарата, обладают высокой информативностью и позволяют, в конечном итоге, более обоснованно выбирать проектные и конструктивные характеристики ЛА. В докладе систематизируются постановки и исследуются принципы получения регулярных решений ОЗТО. Изложены различные методы определения тепловых нагрузок и восстановления температурных полей в конструктивных элементах ЛА, базирующиеся на шаговом и итерационном принципах регуляризации, а также регуляризации по методу А. Н. Тихонова. Приведены результаты сравнительного анализа этих методов и установлены области их рационального практического применения в тепловом проектировании, стендовых и летных испытаниях ЛА. Проводится исследование эффективности итерационных методов решения ОЗТ при реализации процессов обработки экспериментальной информации на цифровых машинах и гибридных (аналого-цифровых) вычислительных комплексах. Предложены принципы построения гибридных алгоритмов определения плотности тепловых потоков и температур поверхности твердых тел, основанные на использовании гибридных систем как с сеточными аналоговыми процессорами, так и АВМ на операционных усилителях. Анализ затрат машинного времени на решение модельных задач показал, что переход от цифровых машин к аналого-цифровым комплексам позволяет значительно (на 1—2 порядка) повысить быстродействие итерационных алгоритмов решения обратных задач теплообмена. Рассматриваются некоторые вопросы построения систем автоматизированной обработки теплофизической информации и делается вывод о целесообразности создания единых автоматизированных комплексов, предназначенных как для обработки данных теплового эксперимента, так и для оптимизации проектных решений и параметров теплонагруженных агрегатов и систем летательных аппаратов.

*

СОВМЕСТНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ
ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
ИЗ РЕШЕНИЯ ОБРАТНОЙ ЗАДАЧИ
ДЛЯ ЛИНЕЙНОГО ОБОБЩЕННОГО УРАВНЕНИЯ
ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ

Е. А. АРТЮХИН, А. С. ОХАПКИН

Одним из возможных путей исследования работы теплозащитных материалов является восстановление некоторых эффективных значений теплофизических характеристик по данным нестационарного теплового эксперимента. Реализация данного направления состоит в решении обратных коэффициентных задач для математических моделей, описывающих нестационарные теплообменные процессы в теплозащитном покрытии. Преимущество проведения теплофизических измерений непосредственно в процессе нестационарного разрушения состоит в том, что при этом снимается вопрос о моделировании структуры материала и характера протекания внутренних процессов. Рассматривается задача определения эффективных значений теплофизических характеристик конструкционных и теплозащитных материалов, процесс теплопередачи в которых описывается линейным обобщенным уравнением нестационарной теплопроводности. Анализируется модель неограниченной пластины. Формулируется коэффициентная обратная задача, которая заключается в определении комплекса коэффициентов уравнения теплопроводности по результатам температурных измерений во внутренних точках пластины. На внешних границах задаются граничные условия второго рода. Решение задачи сводится к минимизации среднеквадратичного отклонения рассчитанных и измеренных температур по всем точкам измерения. Построен вычислительный алгоритм на базе конечно-разностного метода и аппарата функций чувствительности. Минимизация осуществляется методом Гаусса. Приводятся результаты расчетов различных методических примеров как на точных, так и на возмущенных входных данных. Погрешности измерения температур моделируются с помощью датчика случайных чисел. Предложенный алгоритм имеет методический интерес и может быть использован для обработки данных реальных теплофизических экспериментов.

*

К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ ШАГОВ СПУСКА В ГРАДИЕНТНЫХ МЕТОДАХ РЕШЕНИЯ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ

Е. А. АРТЮХИН, С. В. РУМЯНЦЕВ

Многие обратные задачи теплопроводности являются многопараметрическими, т. е. в них по информации о температурном поле в исследуемом объекте необходимо определить набор независимых функций и параметров. При решении таких задач с помощью традиционных градиентных методов минимизации (например, метода наискорейшего спуска или метода сопряженных градиентов) направление спуска является вектором, каждая компонента которого определяет направление спуска по соответствующей искомой функции или параметру, а шаг спуска выбирается одинаковым для всех компонент. В данной работе предлагается выбирать шаг спуска в виде вектора, доставляющего на каждой итерации минимум целевому функционалу. В этом случае реализуются различные шаги спуска для соответствующих компонент направления спуска. При таком подходе для определения вектора шагов спуска на каждой итерации требуется решать систему линейных алгебраических уравнений, порядок которой равен числу определяемых функций и параметров. Однако это усложнение алгоритма может быть компенсировано сокращением числа итераций. Для примера рассматривается задача нахождения гладких решений граничных обратных задач теплопроводности, которая сводится к определению k -й производной искомой функции и набора из k констант — значений функции и ее производных в некоторых точках интервала наблюдения. Приводятся модифицированные алгоритмы наискорейшего спуска и сопряженных градиентов для этой задачи. С помощью специального приема удастся избежать необходимости решать системы линейных алгебраических уравнений на каждой итерации и получить расчетные формулы для шагов спуска. Сравняются результаты решения модельных примеров с помощью модифицированных градиентных методов.

*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СПЛАЙНОВ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ ТЕПЛОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ И ПРОЕКТИРОВАНИИ СИСТЕМ ТЕПЛОЗАЩИТЫ

С. А. БУДНИК

Рассматриваются вопросы использования кубических сплайнов для математического описания исследуемых зависимостей при планировании измерений в экспериментах по исследованию нестационарного теплообмена. Построение оптимального плана изме-

рений сводится к задаче нахождения узлов кубического сглаживающего сплайна, оптимальных в смысле минимума некоторого квадратичного функционала. Оптимальная степень сглаживания выбирается из решения задачи минимизации функционала, характеризующего среднеквадратичную ошибку приближения исследуемой зависимости сплайном.

Приводится вычислительный алгоритм решения задачи и результаты расчетов для ряда модельных и практических примеров. Проведенные исследования показали высокую эффективность алгоритма для решения задач планирования измерений при проведении стендовых и натуральных экспериментов.

Показана возможность применения рассмотренного алгоритма для выбора расчетных точек на поверхности летательного аппарата при расчете и профилировании потребной толщины теплозащитного покрытия в процессе теплового проектирования.



ПРИМЕНЕНИЕ ДАТЧИКОВОЙ ДИАГНОСТИКИ ПРИ ОТРАБОТКЕ МАТЕРИАЛОВ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. К. ЗАНЦЕВ

Проведению испытаний теплозащиты (ТЗП) в стендовых условиях обычно предшествует предварительный расчет температурного состояния покрытия для условий его работы по траектории полета ЛА. Этот тепловой расчет является первым приближением в определении температурного поля ТЗП в силу ограниченных сведений по теплофизическим характеристикам материала, неточностей модели и отсутствия данных по механизму работы ТЗП. Полученная из эксперимента информация о поле температур в исследуемом материале позволяет уточнить тепловой расчет и в определенной степени оценить работоспособность ТЗП. Как показывает практика тепловых испытаний, правильность выбора проектных параметров ТЗП будет главным образом зависеть от точности задания режима теплового нагружения и его соответствия уровням, имеющим место на реальной траектории полета ЛА. Однако существующие в настоящее время методы корректировки заданного теплового режима по измерениям температуры на поверхности материала не позволяют обеспечить желаемую точность результатов из-за принципиальных технических сложностей установки термопар на поверхности тела. Получаемые в этом случае результаты температурных измерений часто имеют большой разброс, что осложняет управление режимом теплообмена. Режим теплового нагружения задается в этом случае по максимально возможному уровню, что в итоге приводит к завышенным толщинам ТЗП и завышенным весам теплозащиты соответственно.

Описана конструкция специального датчика тепловых потоков, предполагаемого для использования в системе автоматизации процесса моделирования режима теплового нагружения в стендовых условиях.

*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПЛОТНОСТИ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Б. М. ПАНКРАТОВ, О. М. АЛИФАНОВ, А. С. ВОРОН,
Б. С. ЖИГАЛИН, А. В. КОЛЕСНИКОВ

При использовании так называемого экспоненциального способа измерения плотности тепловых потоков основным источником погрешностей измерения является допущение об отсутствии результирующего теплового потока с внутренней стороны теплоприемника. Данный вид погрешностей можно свести к пренебрежимо малой величине, если за основным теплоприемником в теплоизолированном корпусе установить ряд дополнительных теплоприемников, оснащенных температурными датчиками, дающими возможность определить временные производные температур этих теплоприемников. Плотность подводимого к наружному теплоприемнику теплового потока определяется с помощью информации о температуре внешнего теплоприемника и производных температур всех теплоприемников по времени на основе следующего уравнения, характеризующего тепловой баланс системы теплоприемников в целом и являющегося результатом преобразования системы N обыкновенных дифференциальных уравнений, характеризующих тепловой баланс теплоприемников при наличии предположения об одномерности теплового потока в системе теплоприемников и предположения об отсутствии результирующего потока от N -го (последнего) теплоприемника к корпусу датчика.

Отличительной особенностью данного метода определения плотности тепловых потоков является учет плотности теплового потока, отводимого от внутренней поверхности наружного теплоприемника.

*

ПРИБЛИЖЕННАЯ МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ЖИДКОСТИ ПРИ ТУРБУЛЕНТНОЙ СМЕШАННОЙ КОНВЕКЦИИ В ЗАМКНУТОМ ОБЪЕМЕ

В. П. ДРОНОВ

Для включения в автоматизированную систему теплового проектирования предлагается универсальная высокоэффективная методика определения теплового режима жидкости в замкнутых объемах. Основу методики составляет численное интегрирование уравнений конвективного теплообмена для различных характерных областей жидкости и условий их взаимовлияния. Такими зонами являются: пограничный слой, в котором учитываются двумерные эффекты, и ядро жидкости. При определении теплового режима ядра учитываются нагрев со стороны свободной поверхности и внос энергии пограничным слоем.

Для замыкания системы уравнений теплообмена жидкости, в качестве граничного условия, используется температура стенки, которая определяется из уравнения теплопроводности для осесимметричной оболочки.

*

ТЕПЛООБМЕН НА ЛИНИИ РАСТЕКАНИЯ ЗАТУПЛЕННОГО ТЕЛА С УЧЕТОМ НЕРАВНОВЕСНОСТИ

В. Г. ВОРОНКИН, В. Л. БЕСПАЛОВ

Рассматривается теплообмен на линии растекания затупленного тела, движущегося с гиперзвуковой скоростью, с учетом неравновесных газофазных химических реакций в пограничном слое и конечной каталитической активности поверхности в отношении рекомбинации атомов кислорода и азота. Линия растекания возникает на осесимметричном теле при обтекании его под углом атаки или на неосесимметричном теле, обладающем, однако, плоскостью симметрии. Существенным моментом в постановке задачи является учет поперечной неоднородности внешнего вязкого потока.

Выбрана ортогональная система координат, связанная с поверхностью тела, определены коэффициенты Ламэ и выписаны уравнения пограничного слоя на линии растекания. Рассмотрены вопросы, связанные с переходом от одной системы координат к другой. Граничные условия на внешней границе пограничного слоя ставятся с учетом поперечной неоднородности внешнего вязкого течения. Непосредственное использование в этом случае способа постановки граничных условий для осесимметричного

или плоского течений невозможно. Ввиду этого из условия равенства расходов через пограничный слой и через пристеночную часть невязкого течения получено дифференциальное уравнение для определения поверхности в невязком потоке $y_e(s, \varphi)$, с которой следует брать параметры для подстановки их в граничные условия на внешней границе пограничного слоя. В приближении тонкого пограничного слоя это уравнение имеет вид:

$$u_e \frac{\partial y_e}{\partial s} - v_e + \frac{w_e}{h_3} \frac{\partial y_e}{\partial \varphi} = u_e \frac{\partial y_\delta}{\partial s} - v_\delta + \frac{w_e}{h_3} \frac{\partial y_\delta}{\partial \varphi}.$$

Здесь u, v, w — компоненты скорости в системе координат s, y, φ . При этом s отсчитывается вдоль координатной линии, $\varphi = \text{const}$, y — по нормали к поверхности тела, φ — меридиональный угол. Параметры с индексом e выбираются из внешнего невязкого течения на линии $y_e(s, \varphi)$, поперечная компонента скорости $v_\delta \neq v_e$ соответствует внешней границе пограничного слоя и находится, как и $y_\delta(s, \varphi)$, из решения уравнений пограничного слоя. На линии растекания ($w_e = 0$) рассматриваемое уравнение принимает вид

$$\frac{dy_e}{ds} = \frac{dy_\delta}{ds} + \frac{v_e - v_\delta}{u_e}.$$

Решение уравнений неравновесного пограничного слоя на линии растекания с учетом поперечной неоднородности внешнего невязкого потока получено численным методом. Профили параметров внешнего неравновесного течения берутся из расчетов сверхзвукового обтекания. Расчеты выполнены для диссоциированного и ионизированного воздуха с учетом кинетики химических реакций. Исследовано влияние высоты и скорости полета, каталитичности поверхности и формы тела на распределение и величину теплового потока к стенке.

Учет поперечной неоднородности внешнего потока приводит к существенному увеличению теплового потока по сравнению со случаем асимптотически тонкого пограничного слоя, в котором условия на внешней границе берутся с поверхности тока невязкого течения, совпадающей с поверхностью тела. Учет растекания, как показали расчеты, также приводит к увеличению теплового потока. С увеличением каталитической активности поверхности эти эффекты ослабевают.

*

ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА ТЕПЛООВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ СТРУИ НА НАКЛОННУЮ ПОВЕРХНОСТЬ

В. А. ЕЛИЗАРОВ, Р. М. КОПЯТКЕВИЧ

На основе обобщения экспериментальных данных и использования аппроксимации поля струи течением от источника разработаны приближенные методы расчета теплового воздействия струи на плоскую преграду.

Для оценки параметров вблизи поверхности, достаточно удаленной от сопла, используется формула Робертса для поля плотности от источника и гипотеза Ньютона для гиперзвуковых течений. При этом получается простая зависимость для положения максимума давления на плоской наклонной пластине:

$$X_{\max} = \operatorname{tg} \theta_{\max} H,$$

где $\operatorname{tg} \theta_{\max} = c \frac{\sqrt{\gamma(\gamma-1)} \operatorname{Ma}^{0,5}}{2} \operatorname{tg} \left(45^\circ - \frac{\alpha}{2}\right)$ при $c = 1$; θ — угол падения местной линии тока; α — угол наклона пластины; H_s — высота сопла над пластиной. Сравнение экспериментальных данных показало, что следует принять $c = 1,2$ для чисел $\operatorname{Ma} = 3 \div 5$.

Анализ экспериментальных данных по тепловому воздействию струй в диапазоне чисел $\operatorname{Ma} = 1 \div 6$ показал, что положение максимума теплового потока на пластине аппроксимируется с погрешностью $\pm 5\%$ формулой

$$\operatorname{tg} \theta_{\max} = 0,72 \operatorname{Ma}^{2/3} \operatorname{tg} \left(45^\circ - \frac{\alpha}{2}\right).$$

Зная параметры течения в области максимальных тепловых нагрузок, можно определить тепловые потоки по формулам для пограничного слоя или по известным универсальным зависимостям для переходной области в однородных потоках. Как показали экспериментальные результаты, при использовании такой зависимости для плоского круглого торца необходимо в диапазоне параметров $3 \leq \operatorname{Ma} \leq 5$ и $-20^\circ < \alpha < 20^\circ$ положить $R_{\text{торца}} = 0,4H$ и учесть влияние на теплоотдачу наклона линий тока вблизи критической точки по формуле: $St_w = St \cos \theta_{\max}$. Сравнение экспериментальных данных по теплообмену, полученных на моделях кусочно-линейной формы, с расчетными результатами показало, что различие не превышает 10%.

*

ИНТЕРФЕРЕНЦИЯ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ ОКОЛО СТРЕЛОВИДНОЙ КРОМКИ КРЫЛА

В. В. ЛУНЕВ, Б. А. ЗЕМЛЯНСКИЙ, О. И. ГУБАНОВА,
А. Б. ЛЕСИН, Г. А. ШМАНЕНКОВА, Л. А. ЦАРЕГОРОДЦЕВ,
А. П. ОВЕЧКИН

Исследуется взаимодействие двух скачков одного направления перед затупленной передней кромкой крыла аппарата. Течение имеет сложную структуру, в общем случае содержащую, кроме результирующего скачка, внутренние скачки, волны разрежения и контактные разрывы. При достаточно больших углах стреловидности крыла λ взаимодействие носит регулярный характер с одной тройной точкой, откуда исходят контактный разрыв и центрированная волна разрежения, которая при взаимодействии с кромкой снижает на ней давление и тепловой поток. С уменьшением угла стреловидности до некоторого значения $\lambda_{кр}$ течение за результирующим скачком становится дозвуковым, а указанная схема взаимодействия — газодинамически несовместной. В этом случае реализуется нерегулярная схема взаимодействия скачков, возникают дополнительные тройные точки и две принципиально новые области течения — тонкая низкоэнтропийная сверхзвуковая струйка, примыкающая к дозвуковому течению за результирующим скачком, и дозвуковая высокоэнтропийная струя, отделенная от струйки контактным разрывом. От кромки дозвуковая струя отделена газом, прошедшим через два взаимодействующих скачка и внутренний скачок, исходящий из ближайшей к кромке тройной точки. Принято считать, что интенсивность внутреннего скачка постоянна. Тогда при его отражении от кромки на ней должно реализоваться очень высокое давление и, следовательно, большой тепловой поток.

В работе показано, что при таких оценках не учитывается следующий принципиальный момент. Давление в дозвуковой струе значительно превышает давление за результирующим скачком. Это приводит к сильному разгону и искривлению струи, что индуцирует в потоке между струей и кромкой веер волн разрежения, ослабляющий внутренний скачок и снижающий максимальное давление и теплообмен на кромке. Степень ослабления внутреннего скачка зависит от $\Delta\lambda = \lambda_{кр} - \lambda$, и при $0 > \Delta\lambda \rightarrow 0$ волна разрежения стремится к центрированной, а внутренний скачок ослабляется до слабого возмущения, т. е. в целом такой режим взаимодействия скачков, оставаясь локально нерегулярным, при малых $\Delta\lambda$ по параметрам на кромке практически не отличается от слабого (регулярного) взаимодействия.

Введен параметр ω , характеризующий степень удаления от границы между регулярным ($\omega < 0$) и нерегулярным ($\omega > 0$) режимами взаимодействия.

Реализация такой схемы взаимодействия скачков подтверждается численными расчетами с помощью сеточно-характеристи-

ческого метода установления и экспериментальными исследованиями. Эксперименты проведены на стреловидной цилиндрической кромке (в качестве генератора головного скачка выбран клин) при числе Мах $M_\infty \approx 15$, числах Рейнольдса $Re_{0,d} \approx (2 \div 8) \cdot 10^6$ (d — диаметр кромки). Получены прямотеневые снимки картины течения, измерены распределения давления и тепловых потоков на линии растекания кромки, определен диапазон изменения параметра ω (при $\omega > 0$), в котором внутренний скачок сильно ослабляется и практически не доходит до стенки.

*

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В СТРУЕ, ИСТЕКАЮЩЕЙ ИЗ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО КАНАЛА В ВАКУУМ

А. В. БЕЛОШИЦКИЙ, Е. Н. БОНДАРЕВ

В рамках полной системы уравнений Навье — Стокса рассматривается совместная задача о стационарном движении газа в цилиндрическом канале, открытом в вакуум, и о распространении струи, истекающей из канала, в полупространстве, ограниченном плоскостью, проходящей через выходное сечение канала. Задача решалась в два этапа численно методом установления с помощью неявной разностной схемы метода расщепления. На первом этапе рассматривалось движение вязкого газа в канале. Расчетное поле включало часть внешней среды, прилегающей к выходному сечению канала. На втором этапе с использованием полученных распределений газодинамических параметров в окрестности выходного сечения канала, которые уточнялись вблизи кромки канала в расчете на более подробной разностной сетке, рассчитывалось течение газа в струе. На этом этапе получены следующие результаты, характеризующие поток в выходном сечении канала, открытого в вакуум. Во-первых, в результате взаимодействия внешней среды низкого давления с течением газа в канале вблизи его выходного сечения поток разгоняется до сверхзвуковых скоростей и число Ма в плоскости выходного сечения может достигать величины 1,35. На стенке в выходном сечении давление меньше на $\sim 30\%$, чем на оси. Поперечная компонента скорости в выходном сечении канала направлена к оси и по абсолютной величине достигает $\sim 0,2$ от скорости звука. В проведенном исследовании варьировалась длина канала в пределах $0,5 \leq L \leq 15$, а число Re в пределах 20—50000 (число Re рассчитано по критическим параметрам во входном сечении и радиусу канала, длина канала отнесена к его радиусу). Во-вторых, распределения газодинамических параметров в выходном сечении канала при $L > 2$ зависят от отношения L/Re . В зависимости от значения L/Re выделены три различных режима с характерным распределением числа Ма

в выходном сечении. Отмеченные свойства потока в выходном сечении канала влияют на структуру течения в струе. При расчете струи использовались различные граничные условия вдоль ограничивающей поверхности: условия прилипания потока, условия полного скольжения (непротекания), условия скольжения потока и скачка температуры.

Проведенные исследования течения в струе в пределах 20 радиусов канала вдоль оси и 25 радиусов — в поперечном направлении, показали, что при $X > 10$ вблизи оси течение подобно течению в струе, истекающей из звукового сопла. В периферийной части струи течение качественно отличается от течения идеальной струи.

Пограничный слой, развивающийся вдоль ограничивающей поверхности, вносит дополнительные отличия в поле течения периферийной части струи, практически не влияя на течение вблизи оси. Важным свойством течения вдоль ограничивающей поверхности является быстрое уменьшение плотности по мере удаления от среза канала. Это приводит к тому, что, во-первых, пограничный слой нарастает по зависимости $\delta \sim y$, а во-вторых, эффекты разреженности течения проявляются вблизи среза канала уже при $Re = 5000$. Расчеты с учетом эффекта скольжения показали, что при $Re = 5000$ на твердой поверхности скачок скорости составляет величину 5—15% при $y < 10$. Удовлетворительное совпадение расчетов с экспериментальными данными получено при использовании условий скольжения потока.

Проведенные оценки показывают, что тепловой поток к телу, помещенному в периферийную часть вязкой струи, может превышать тепловой поток в идеальной струе на 30—50%.

*

ПАРАМЕТРЫ ПОДОБИЯ В ЗАДАЧЕ О ВЗАИМОДЕЙСТВИИ СВОБОДНО РАСШИРЯЮЩЕЙСЯ СТРУИ С ПЛАСТИНОЙ

Ю. И. ГЕРАСИМОВ

В работе на основе анализа приближенного решения задачи о силовом воздействии сверхзвуковой свободно расширяющейся осесимметричной струи идеального газа на поверхность пластины формулируются параметры подобия этой задачи.

Рассматривается схема, в которой центр среза сопла расположен на расстоянии h от поверхности пластины, а плоскость среза сопла составляет угол β с плоскостью пластины.

Течение газа в поле свободно расширяющейся струи на некотором удалении от сопла приближается по своему характеру к течению типа источника с переменной по углу θ интенсивностью. Анализ численных расчетов позволил создать математическую

модель распределения плотности газа в поле течения струи: $\rho \sim r^{-2} \exp[-0,5(\theta^\circ)^2]$, где $\theta^\circ = \theta/\theta_+$ (θ и r — координаты точки в полярной системе, связанной с центром среза и осью сопла, $\theta_+ = \arctg[(1 - J_1)^{0,5}/J_1^{0,5}]$ — характерный угол в поле течения струи, $J_1 = J_1(\gamma, Ma)$ — импульс на срезе сопла. При этом в конус с полууглом при вершине, равным $\sim 3\theta_+$, истекает 97—99% от суммарного расхода газа через сопло).

Распределение давления газа на поверхности пластины с хорошей точностью описывается упрощенной формулой Ньютона: $P = \rho v^2 \sin^2 \psi \sim \rho \sin^2 \psi$, где ψ — угол между линией тока газа (вектор из центра среза сопла) и поверхностью ($\psi = \theta - \beta + \pi/2$); $\sin \psi = -\cos(\theta - \beta) = -\cos(\theta^\circ\theta_+ - \beta^\circ\theta_+)$, $r = h/\sin \psi$; $P \sim \cos^4(\theta^\circ\theta_+ - \beta^\circ\theta_+) \exp[-0,5(\theta^\circ)^2]$.

Из уравнения следует, что угловое положение максимума в распределении давления P_m определяется из формулы $\theta_m^\circ = 0,84 + 1,16J_1 - 1,8\alpha^\circ$, где $\alpha^\circ = \alpha/\alpha_+$ — параметр, характеризующий положение пластины относительно поля течения струи, $\alpha = \pi/2 - \beta$, $\alpha_+ = 3\theta_+J_1^{0,5}$.

Распределение вдоль оси симметрии относительно величины $P^\circ = P/P_m = [1 - \delta\theta^\circ C]^4 \exp[\delta\theta^\circ\theta_m^\circ - 0,5(\delta\theta^\circ)^2]$ (где $C = \theta_+ \operatorname{ctg}[\theta_+(\theta_m^\circ + 3\alpha^\circ J_1^{0,5})]$, $\delta\theta^\circ = \theta_m^\circ - \theta^\circ$) в первом приближении инвариантно по значениям θ_+ для практически интересного диапазона его изменения 15—30°, т. е. является функцией параметров α° и $\delta\theta^\circ$. Это позволяет считать переменные J_1 , α° , $\delta\theta^\circ$ параметрами подобия задачи о взаимодействии свободно расширяющейся струи с пластиной.

С использованием этих параметров получена зависимость, аппроксимирующая положение фронта «скачка» уплотнения в поле течения, возникающего при взаимодействии газа с поверхностью пластины. Экспериментальные данные, полученные на установке низкой плотности, описываются зависимостью: $r = r_m \exp[(1 - 1,1\alpha^\circ) \cdot 2,3(0,049(\delta\theta^\circ)^3 + 0,047(\delta\theta^\circ)^2 + 0,17\theta^\circ - 0,06)]$. Здесь r — расстояние от сопла до фронта «скачка» уплотнения в плоскости симметрии; r_m — расстояние от центра среза до положения максимума в распределении давления на пластине.



НЕРАВНОВЕСНЫЕ ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. В. АНТОНЕЦ, А. Н. НИКУЛИН

Численно решается задача об установившемся неравновесном обтекании затупленных тел невязким сверхзвуковым потоком воздуха. Параметры до- и транзвукового течения в конечной области пространства около затупления определяются сеточно-

характеристическим методом установления. Протяженная область сверхзвукового течения вдоль боковой поверхности летательного аппарата проходится по схеме последовательного счета, сочетающей итерационный метод прогонки К. И. Бабенко — Г. П. Воскресенского с интегрированием релаксационных уравнений вдоль линий тока. Обсуждаются результаты расчетов неравновесных течений около летательных аппаратов с неосесимметричной формой поперечных сечений.



МЕТОД РАСЧЕТА ТЕПЛООБМЕНА ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЕВ В НЕОДНОРОДНОМ ВНЕШНЕМ ПОТОКЕ

Б. А. ЗЕМЛЯНСКИЙ, Г. А. ШМАНЕНКОВА

Рассматривается задача о теплообмене при пространственном гиперзвуковом обтекании притупленных тел, когда головная ударная волна и интенсивное растекание газа создают значительную завихренность невязкого потока около поверхности тела. Поглощение завихренного потока пограничным слоем конечной толщины изменяет параметры на внешней границе этого слоя и приводит обычно к росту теплового потока и напряжения трения на стенке по сравнению с их расчетными значениями на основе классической схемы пограничного слоя нулевой толщины, где параметры на внешней границе принимаются равными невязким параметрам на теле.

Предложен приближенный метод расчета теплообмена для ламинарного, переходного и турбулентного трехмерного пограничного слоя, основанный на локальной замене внешнего неоднородного потока однородным, равноценным по массе, импульсу, энергии и растеканию, с последующим применением методов расчета теплообмена для потенциальных внешних течений. Используется метод эффективной длины, влиянием вторичных течений пренебрегается (для холодных стенок оно мало). При этом расчет пограничного слоя ведется вдоль некоторых «эффективных линий тока» на теле, в общем случае не совпадающих с действительными невязкими линиями тока, но позволяющих правильно учесть влияние внешней неоднородности на растекание пограничного слоя. Вдоль этих «линий тока» справедлива осесимметричная аналогия. При этом радиус поперечного сечения эквивалентного тела вращения определяется с помощью дифференциального уравнения в частных производных.

Приводятся результаты расчетов теплообмена на линиях растекания притупленных тел и стреловидной цилиндрической кромки, обтекаемой неоднородным сверхзвуковым потоком. Расчетные величины удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА НА СФЕРИЧЕСКИХ МОДЕЛЯХ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ВОЗДУШНОЙ ПЛАЗМЫ

А. Н. ГОРДЕЕВ, А. Ф. КОЛЕСНИКОВ, М. И. ЯКУШИН

Исследование теплообмена проводится на основе сопоставления экспериментальных данных с результатами численных расчетов обтекания моделей сферической формы сверхзвуковым потоком вязкого высокотемпературного воздуха. Экспериментальная часть работы проводилась на безэлектродном высокочастотном плазмотроне в режиме сверхзвукового истечения воздушной плазмы через сопло Лавала. Температура нагретого воздуха, находящегося в состоянии термодинамического равновесия на входе в дозвуковую часть сопла, соответствовала 8500 К, электронная концентрация $n_e = 3 \cdot 10 \text{ см}^{-3}$, скорость потока $v = 30 \text{ м/с}$, диаметр струи 3,7 см. В рабочей части сверхзвукового потока параметры оценивались по измеренным в критическом сечении: $T = 6000 \text{ К}$, $n = 20$ и общей картине течения. Такая установка выгодно отличается от установок других типов и обладает рядом преимуществ: чистотой высокотемпературного потока, благодаря отсутствию соприкосновения горячего газа с элементами нагревательного и разрядного канала; возможностью нагрева различных газов, позволяющей воспроизводить натурную среду и проводить методические исследования; высокой стабильностью и воспроизводимостью параметров; возможностью длительной работы установки.

Расчет параметров течения проводится путем численного решения уравнений Навье—Стокса, упрощенных в параболическом приближении. Граничные условия выставляются на теле и в невозмущенном потоке, в котором скорость, плотность, температура и химический состав определяются из данных эксперимента.

Краевая задача решается маршевым методом с использованием разностной схемы четвертого порядка точности по нормальной к поверхности координате. Метод позволяет эффективно проводить численное исследование течения в широком диапазоне изменения определяющих параметров задачи, необходимое для расшифровки экспериментальных данных.

Приводятся результаты расчетов обтекания сферических охлаждаемых моделей сверхзвуковыми потоками диссоциированного воздуха для характерных значений параметров в ядре сверхзвуковой струи индукционного высокочастотного плазмотрона.

Результаты расчетов обтекания сферы сверх- и гиперзвуковыми потоками вязкого совершенного газа сопоставляются с известными численными решениями полных уравнений Навье—Стокса.

Тепловые потоки к водоохлаждаемым моделям со сферическим притуплением измерялись проточными калориметрами.

*

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

ОПТИМИЗАЦИЯ СИСТЕМ СВЯЗИ ЧЕРЕЗ ИСЗ

В. А. КОЧЕГАРОВ

В работе решается задача поиска оптимального распределения, минимизирующего функцию цели — стоимость создания и эксплуатации системы космической связи в течение заданного времени при учете ограничений, наложенных на полосу частот и вероятность отказа в установлении связи. Приводится описание методики проектирования систем связи через ИСЗ и результаты оптимизации системы, включающей 55 земных станций.

*

КРИТЕРИИ ОПТИМАЛЬНОСТИ ВЫБОРА СОЗВЕЗДИЙ НАВИГАЦИОННЫХ ИСЗ

Е. А. ФИЛИППОВСКАЯ, Ю. Я. МАКСИМОВ

Предлагается два критерия оптимальности выбора созвездий навигационных ИСЗ. Первый критерий основан на вычислении градиентной матрицы поверхностей положения, соответствующих каждому возможному созвездию, по которой и выбирается оптимальное созвездие. Второй критерий базируется на вычислении ковариационной матрицы составляющих ошибок с помощью аналогии конфигурации созвездия с системой материальных точек. Было проведено сравнение этих критериев по их влиянию на точность навигации на основе имитационного моделирования.

*

НЕЛИНЕЙНЫЙ АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ЭТАПЕ СПУСКА В АТМОСФЕРЕ

А. Д. АВЕРИНА, А. Д. МОДЯЕВ

Рассматривается задача оценки состояния непрерывных нелинейных объектов управления по дискретным измерениям в присутствии шумов. Для построения дискретной модели используется функциональное представление выхода нелинейной системы с уче-

том линейной и квадратичной составляющей. На основе полученной модели формируются нелинейные алгоритмы фильтрации. Разработанный метод оценки состояния применен для решения задачи навигации космических аппаратов на этапе спуска в атмосфере.

*

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ В НЕЛИНЕЙНОЙ СИСТЕМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ

А. А. КОЗЛОВ, А. С. КОЧЕРГИН, С. Н. ТРАПЕЗНИКОВ

В работе предлагается нелинейное корректирующее устройство (НКУ), обладающее свойством псевдолинейности. Применение его в нелинейной системе стабилизации самолета позволило обеспечить заданные показатели качества переходных процессов для всей допустимой области полетных режимов без перестройки передаточных коэффициентов НКУ. Выбор коэффициентов в предлагаемой структуре закона управления производится частотными методами.

*

МЕТОДЫ СИНТЕЗА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ КВАДРАТИЧНОГО КРИТЕРИЯ КАЧЕСТВА

А. И. КИСЕЛЕВ

Рассматриваются методы синтеза линейных стохастических систем, основанные на математическом аппарате оптимизации динамических систем по квадратичному критерию качества и принципа стохастической эквивалентности. Приводятся алгоритмы синтеза и дается анализ полученных законов управления.

*

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А. И. КИСЕЛЕВ, В. А. КАРАГОДИН

Рассматривается задача параметрического синтеза динамических систем высокой размерности. Решение этой задачи сводится к отысканию минимума квадратичного функционала, характеризующего заданное качество замкнутой системы управления. Приводятся

алгоритмы численного решения задачи параметрического синтеза на основе матричного уравнения Ляпунова. Рассмотрены различные методы решения этого уравнения и дан их сравнительный анализ.

*

МЕТОДИКА СИНТЕЗА НЕЛИНЕЙНОГО ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ

А. А. КОЗЛОВ, М. М. ДИКАРЕВ, С. Н. ТРАПЕЗНИКОВ

В работе предлагается методика синтеза нелинейного закона управления со ступенчатой перестройкой коэффициентов передачи в зависимости от переменных состояния объекта. При синтезе структуры закона управления использована оригинальная нелинейная форма, для которой доказывается, что она функция Ляпунова. Выбор коэффициентов передачи в полученной структуре нелинейной, нестационарной системы производится с помощью методов теории чувствительности.

*

ПРИБЛИЖЕННЫЙ СИНТЕЗ ЗАМКНУТОГО АВТОНОМНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ

А. В. ПАНТЕЛЕЕВ

Рассматривается задача управления торможением спускаемого аппарата в атмосфере с точки зрения достижения минимальной скорости на заданной высоте. Особенностью синтезируемого управления является независимость его от текущих значений высоты над поверхностью, что особенно важно для создания автономных систем управления.

*

СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ТОРМОЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ

С. А. САВУШКИН, А. В. ПАНТЕЛЕЕВ

Рассматривается пример создания системы автоматизированного моделирования (САМ) динамических процессов в нелинейных системах, являющейся одной из составных частей системы автоматизи-

рованного проектирования. Структура САМ включает специальный пакет программ обеспечения моделирования и диалоговый формирователь программ анкетного типа, облегчающий проектировщику работу с этим пакетом.

*

ДИАЛОГОВАЯ СИСТЕМА МОДЕЛИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В. И. ЛУБЯКО

Рассмотрены состав и структура программного обеспечения для организации математического моделирования систем управления летательных аппаратов на ЦВМ в режиме диалога. Показано, что программное обеспечение должно включать информационную подсистему, подсистемы для проведения расчетных работ, ввода, вывода и обработки графической информации. Система способна обеспечить эффективный режим работы 8 пользователей при реализации на ЭВМ серии ЕС с объемом памяти 512 кбайт и быстродействием 80—100 тыс. операций в секунду.

*

ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ АНАЛИЗА СИСТЕМ НЕРАВЕНСТВ В ЗАДАЧЕ СИНТЕЗА СЛОЖНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Ю. П. НИКОЛАЕВ, Г. В. ПОБЕДОНОСЦЕВ

Предлагается аналитический метод параметрического синтеза регулятора сложных (в том числе многорежимных) динамических систем, основанный на анализе систем неравенств, описывающих требования к динамическим характеристикам системы. Задача исследования систем неравенств решается минимальной оптимизацией нормированной системы ошибок, порождаемых решениями системы неравенств.

*

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ СИНТЕЗА ЛИНЕЙНОГО ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ОГРАНИЧЕНИИ НА МОЩНОСТЬ РУЛЕВЫХ ОРГАНОВ

О. А. МАШКОВ, Н. С. СИВОВ

Рассматривается вопрос синтеза линейного оптимального управления при ограничении на мощность управляющего воздействия с помощью метода последовательных приближений. Показывается, что рассматриваемая задача может быть сведена к двухточечной задаче. Для решения двухточечной задачи использован метод последовательных приближений. Предложена схема алгоритма решения задачи. Рассмотрен модельный пример синтеза линейного оптимального управления с учетом ограничений на мощность рулевых органов в задаче стабилизации летательного аппарата на программной траектории в продольной плоскости.

*

ИДЕНТИФИКАЦИЯ МОДЕЛИ ОШИБОК ОДНОГО КЛАССА СВОБОДНЫХ ГИРОСКОПОВ

Ф. М. ЗАХАРИН, М. А. ХАРИТОНОВ

Рассматривается задача идентификации модели ошибок несбалансированных гироскопов с неконтактным подвесом ротора (ГНП). Приводится параметрическое представление модели ошибок ГНП и обсуждается методика идентификации соответствующих параметров по результатам стендовых испытаний прибора. Решение задачи предлагается проводить в два этапа: 1) идентификация параметров системы съема; 2) идентификация параметров модели «дрейфа».

*

О ГРУППОВОМ СБЛИЖЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ИГРЕ ПРЕСЛЕДОВАНИЯ

С. М. БОРЦАЙКИН, С. А. ПОСАШКОВ

Рассматривается задача о вычислении цены дифференциальной игры преследования со встречей движения двух преследователей и преследуемого игрока. Сближение происходит вдоль некоторой оси с разными постоянными скоростями всех игроков, векторы управлений которых перпендикулярны этой оси. Получены аналитические выражения для цены игры и оптимальные управления. Метод решения основан на использовании свойств множеств достижимости и не связан с решением уравнения Айзекса.

АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ В РАЗРЕЖЕННОЙ АТМОСФЕРЕ

В. Е. ЗОТОВ

Работа посвящена приближенному решению системы нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс летательного аппарата при спуске в разреженной атмосфере с большими углами наклона траектории. В качестве независимой переменной выбрана скорость движения. Для решения используется подход, согласно которому на первом этапе решается система уравнений с учетом действия только основных сил. Дальнейшее уточнение решения проводится на основе линеаризации уравнений в окрестности полученной траектории.

*

СПОСОБ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ ИСЗ

С. И. ЩЕТИЛОВ, К. Н. ЛАВРОВ

Рассматривается методика прогнозирования полета ИСЗ, учитывающая изменение элементов орбиты или декартовых координат во времени по закону, включающему вековой уход, долгопериодические и короткопериодические колебания. Такой подход к решению задачи прогнозирования движения ИСЗ позволяет избежать необходимости решения дифференциального уравнения возмущенного движения, зависящего от множества факторов, действующих на ИСЗ в полете.

Разработанная методика была проверена при обработке реальных данных по слежению за ИСЗ и показала свою работоспособность.

*

МЕТОДЫ РАСЧЕТА СИСТЕМ СВЯЗИ С МНОГОЛУЧЕВЫМ ИСЗ

А. А. АБУМОВ

Рассматриваются системы спутниковой связи (ССС), включающие земные станции (ЗС), каждая из которых связана с множеством оконечных станций (ОС) сети, и ИСЗ — ретранслятор с многолучевой антенной. В СССР применяется пространственная селекция каналов.

*

ВЛИЯНИЕ АСИМПТОТИЧЕСКОГО ПЕРИОДА НА ОБЛАСТЬ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ МОЩНОСТИ

Л. Е. ЗУБЦОВА, Н. В. НИКИТИН, Н. А. НОВИКОВ

В работе проведено исследование влияния асимптотического периода разгона реактора на область устойчивости непрерывной системы регулирования мощности ядерной энергетической установки со статическим и астатическим каналами. Показано, что при уменьшении асимптотического периода разгона реактора область устойчивости системы регулирования существенно сокращается. Получено простое аналитическое выражение для границы области устойчивости, справедливое при асимптотическом периоде реактора, стремящемся к нулю.

*

МЕТОД РАСЧЕТА НЕЛИНЕЙНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Б. Ф. ШУМИЛОВ, М. М. ДИКАРЕВ, А. Ю. КЛЫЧКОВ

Исследуется метод расчета систем управления с типовыми однозначными и многозначными нелинейными элементами при использовании рядов Тейлора. Получено аналитическое выражение для коэффициентов рядов, описывающих координаты состояния системы при детерминированном входном воздействии. Приведен пример расчета системы стабилизации угла тангажа летательного аппарата при учете ограничения угла отклонения рулей.

*

СТРУКТУРНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ СЛОЖНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

И. И. БОРИСЕНКО, Ю. П. КУЛЯБИЧЕВ

Предлагается унифицированный подход к многоуровневой оптимизации сложных динамических систем. Исходная динамическая система разбивается на i локальных подсистем, после чего на основании метода обобщенных градиентов синтезируется алгоритм координирования подсистем нижнего уровня сформированной структуры переменными верхнего уровня. Приведенный в работе декомпозиционный подход исключает необходимость решения двухточечной краевой задачи локальных динамических подсистем.

ОБРАТНАЯ ЗАДАЧА ГИРОИНЕРЦИАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

Ф. М. ЗАХАРИН

Развивается новый подход к решению обратной задачи гиросинерциальных измерительных систем (ГИС), состоящий в восстановлении параметров движения основания по наблюдаемым обобщенным координатам чувствительных элементов приборов. Рассматриваются способы сведения задачи к стандартным задачам оптимального оценивания. Указываются пути преодоления трудностей, связанных с некорректностью задачи. Приводится ряд алгоритмов, применяемых при решении задачи, в частности, нелинейный регрессионный алгоритм с использованием операции псевдообращения специального вида, алгоритм, полученный с помощью метода аналитического конструирования по минимуму критерия обобщенной работы.

*

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ НЕЛИНЕЙНОЙ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

С. И. ЩЕТИЛОВ, О. М. ИСАЙКО

Изложена методика определения положения и скорости космического летательного аппарата по результатам траекторных измерений. При описании динамики объекта и канала измерений используются нелинейные математические модели, причем измеряемый вектор содержит аддитивные помехи, являющиеся гауссовским шумом. Рекуррентные алгоритмы фильтрации находятся с помощью корректирующих векторов, обеспечивающих несмещенность получаемой оценки вектора состояния. Для этого используются разложения вектор-функций моделей движения и измерения в ряд с учетом высших производных. Полученные алгоритмы фильтрации могут быть реализованы с учетом любого числа компонентов разложения.

*

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОВЕДЕНИЯ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА ПРИ УПРАВЛЕНИИ ДИНАМИЧЕСКИМ ОБЪЕКТОМ

В. М. АЛЕКСАНДРОВ, А. Н. КОРНЕЕВ

Рассмотрены вопросы построения математической модели оператора в задачах слежения в виде оптимального стохастического регулятора с мультипликативными шумами управления и наличием активного внимания. Предложен приближенный метод решения задачи стохастического оптимального управления на основе локальной аппроксимации функции Беллмана. Проводится анализ экспериментальных данных.

*

МЕТОД АНАЛИЗА И СИНТЕЗА ЛИНЕЙНЫХ И НЕЛИНЕЙНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Б. Ф. ШУМИЛОВ

Описывается метод синтеза линейных и нелинейных систем управления летательными аппаратами, основанный на использовании функции Ляпунова специального вида. Предлагаемая функция связана с корнями замкнутой системы регулирования и определяет качество переходных процессов.

Точное время переходных процессов в замкнутой системе при обработке начальных условий или детерминированных входных воздействий определяется при помощи специальной функции Ляпунова.

*

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА СПЛАЙН-ФУНКЦИЙ ДЛЯ АППРОКСИМАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ

Б. Ф. ШУМИЛОВ, С. Н. ТРАПЕЗНИКОВ

В докладе предлагается использовать сплайны разных степеней для аппроксимации графиков аэродинамических коэффициентов. Рассмотрен алгоритм автоматического выбора участков разбиения области определения нелинейных зависимостей и минимального

аналитического представления аппроксимирующей функции на каждом подынтервале в зависимости от заданной точности. Определенные таким образом сплайн-функции обладают свойством локальности, как обычные полиномиальные сплайны, и универсальны с точки зрения теории приближений, как многочлены.

*

АНАЛИЗ АЛГОРИТМОВ ОПТИМИЗАЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ

И. И. БОРИСЕНКО, Ю. П. КУЛЯБИЧЕВ

На примере управляемого спуска ЛА в заданную область поверхности Земли приведен анализ алгоритмов решения краевых оптимизационных задач, основанных на классических методах оптимизации. Показано, что наиболее удобным методом оптимизации для решения динамических задач управления рассматриваемого класса является принцип максимума Понтрягина, который позволяет исходную краевую задачу свести к задаче со свободным правым концом для исходной системы и со свободным левым концом для сопряженной системы дифференциальных уравнений.

*

НЕЛИНЕЙНЫЙ ФИЛЬТР КОМПЕНСИРУЮЩЕГО ВИДА

С. И. ЩЕТИЛОВ, О. М. ИСАЙКО

В работе излагаются математические основы построения алгоритма фильтрации при нелинейной связи между измеряемыми и оцениваемыми параметрами. Действующие при измерении помехи представляют собой аддитивный процесс из статической систематической ошибки и гауссовского шума. Для исключения влияния систематической ошибки ее компоненты включаются в расширенный вектор состояния. Рекуррентные алгоритмы находятся с помощью корректирующего вектора, обеспечивающего несмещенность получаемой оценки. Полученные уравнения фильтрации обеспечивают эффективное устранение систематической ошибки и обладают лучшими характеристиками сходимости по сравнению с линейным фильтром.

*

ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПЕРЕГРУЗОК ПРИ СПУСКЕ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ

Ю. П. КУЛЯБИЧЕВ, Н. А. КРИЦИНА

В работе рассматривается задача формирования номинальной траектории, соответствующей минимальному количеству тепла, полученного космическим летательным аппаратом в процессе спуска. При этом учитываются требования, предъявляемые к траектории спуска относительно точности приземления и выполнения ограничений на удельный поток тепла в критической точке. Введением дополнительных переменных, учитывающих фазовые ограничения, и квадратичной функции штрафа, учитывающей условия на правом конце траектории, в терминальную часть функционала удастся свести исходную задачу к задаче со свободным правым концом без ограничений на фазовые переменные.

*

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

М. М. ДИКАРЕВ, А. И. НЕФЕЛОВ

Рассматривается процесс идентификации параметров гипотетического сверхзвукового пассажирского самолета (СПС). Исследуется прямолинейное горизонтальное движение самолета, обеспечиваемое системой автоматической стабилизации высоты полета, на первых (устойчивых по скорости) и вторых (неустойчивых по скорости) режимах полета.

Для количественной оценки движения СПС использован показатель чувствительности к ошибкам начального состояния системы.

*

ПРИНЦИП УПРАВЛЕНИЯ ОЦЕНКАМИ ПРИ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ЛИНЕЙНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

О. А. МИШУЛИНА

Излагается математическая постановка задачи статистической идентификации параметров линейного динамического объекта. Для решения поставленной задачи предлагается последовательный метод идентификации, основанный на принципе управления оценками искомых значений параметров. Получено аналитическое выражение для функции оптимального управления оценками по локальному критерию «максимальной вероятности эффективного поиска неизвестных параметров».

*

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЗАХОДОМ САМОЛЕТА НА ПОСАДКУ

Б. Ф. ШУМИЛОВ, М. М. ДИКАРЕВ

Предлагается способ решения нестационарных уравнений при использовании степенного ряда типа ряда Тейлора. Особенность рассматриваемого способа решения состоит в его идейной близости к аппарату операционного исчисления. Получены рекуррентные соотношения, позволяющие определять коэффициенты ряда, описывающего решение нестационарного уравнения. Исследованы вопросы точности получаемого решения в зависимости от учтенного количества членов ряда.

*

НЕЛИНЕЙНОЕ КОРРЕКТИРУЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ ПОДАВЛЕНИЯ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Г. Л. ВЫШКОВСКИЙ, А. М. ДОЛГОВ, Б. Ф. ШУМИЛОВ

В работе предлагается нелинейное корректирующее устройство, позволяющее наряду с обеспечением требуемых запасов устойчивости в системе осуществлять амплитудно-фазовое подавление первых трех тонов упругих колебаний корпуса. Полученная в результате нелинейная система управления обладает требуемым качеством регулирования и быстродействием во всей области полетных режимов.

ОЦЕНКА ОПТИМАЛЬНОСТИ СТРАТЕГИИ УПРАВЛЕНИЯ В СИСТЕМАХ С НЕПОЛНОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ

В. В. САЛМИН

Предлагается метод пошаговой оценки оптимальности управления в системах с неполной информацией. Развивается подход В. Ф. Кротова к оптимизации и оценке процессов управления в условиях неопределенности, с учетом адаптивных свойств управляемой системы.

*

СИНТЕЗ ИНВАРИАНТНОГО ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ

Ю. П. КУЛЯБИЧЕВ, А. А. ПЕРЕЖОГИН

В работе рассматривается алгоритм синтеза инвариантного закона управления спуском летательного аппарата в атмосфере планеты. Предложенный подход к решению задачи синтеза позволяет получать законы управления спуском, сочетающие простоту линейных алгоритмов и высокую точность алгоритмов с прогнозированием конца траектории.

*

МЕТОДИКА ИСКЛЮЧЕНИЯ СИСТЕМАТИЧЕСКОЙ ОШИБКИ ПРИ ОБРАБОТКЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ

С. И. ЩЕТИЛОВ, К. Н. ЛАВРОВ

Излагаются вопросы, связанные с математическим обоснованием алгоритмов, используемых для исключения систематической динамической составляющей ошибки при обработке орбитальной информации. Исследование временных рядов на этапе калибровки измерительных систем основывается на представлении исследуемого процесса в виде полиномиального тренда и усеченного ряда Фурье. Дальнейший корреляционный, спектральный и гармоничный анализ позволяет установить порядок тренда и оценить основную частоту усеченного гармонического ряда.

*

ПОСТРОЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ СЛОЖНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В. Г. ИВАНЕНКО, А. В. КУДИНОВ

В работе представлен метод построения универсального алгоритма для организации моделирования нелинейных динамических систем сложной структуры. Основное внимание уделяется вопросу получения математического описания системы управления по заданным моделям элементов системы и ее топологии. Для описания динамических элементов использовано их представление в пространстве состояний. Данный алгоритм позволяет автоматизировать процесс моделирования сложных систем управления, что повысит качество создаваемых объектов и сократит сроки проектирования.

✱

АЛГОРИТМ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ С УЧЕТОМ СЛУЧАЙНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Ю. П. КУЛЯБИЧЕВ, Е. И. ДЕРБУКОВ

В работе исследуются вопросы использования бесплатформенных инерциальных систем навигации при решении задачи управляемого спуска летательного аппарата в атмосфере Земли.

✱

МЕТОД И РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ СИСТЕМЫ «ЧЕЛОВЕК — МАШИНА» В ЗАДАЧАХ НЕПРЕРЫВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

В. В. АЛЕКСАНДРОВ, А. В. ЕФРЕМОВ, А. В. ОГЛОБЛИН

Рассматриваются методы и результаты исследования системы «человек — машина» в задачах управления. Показано, что в этом случае задача отслеживания непрерывного сигнала может быть сведена к компенсаторной ситуации, когда действие человека-оператора достаточно хорошо представляется квазилинейной моделью, составляющими которой являются описывающая функция человека-оператора и ремнанта.

✱

К ОПРЕДЕЛЕНИЮ НЕСМЕЩЕННЫХ ОЦЕНОК, МИНИМИЗИРУЮЩИХ НИЖНЮЮ ГРАНИЦУ СРЕДНЕГО КВАДРАТА ОШИБКИ

А. Ф. РОМАНЕНКО, М. А. ОГАРКОВ

Для задач оптимального управления движением центра масс космического аппарата строится нижняя граница среднего квадрата ошибки оценки, определяемая неравенством Рас—Крамера. Используя байесовский принцип, конструируется гауссовская система, для которой средняя квадратическая ошибка оценки совпадает с нижней границей ошибки оценки первоначальной системы. Это дает возможность использовать для нелинейного случая результаты калмановской фильтрации.

*

АСТРОНАВИГАЦИОННЫЙ ТРЕНАЖНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ КОМПЛЕКС

В. П. МЕРКУЛОВ, В. В. ТЮТЕЛЕВ, В. Ф. ЛУКИН,
А. А. СНИЦАРЕНКО, В. А. СУРКОВ

Показано, что моделирование систем с участием человека-оператора с целью исследования эффективности их применения может быть проведено наиболее полно и экономически целесообразно при одновременном использовании методов физического, математического и психологического моделирования на аналого-цифровом комплексе. Приводятся результаты моделирования решения задач астронавигации с использованием секстант-визира и рекуррентного метода оптимальной обработки информации.

*

ПРИМЕНЕНИЕ ОПТИКО-ТЕЛЕВИЗИОННОЙ ВИЗИРНОЙ КОРРЕКЦИИ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ЭРГАТИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСНЫХ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

В. П. МЕРКУЛОВ, А. В. ЧЕРНОДАРОВ

Рассматривается метод коррекции бесплатформенных инерциальных навигационных систем с помощью оптико-телевизионных визирных средств. В этом случае комплексная навигационная система включает в свой контур человека-оператора, который по пере-

даваемому на экран видеоконтрольного устройства (ВКУ) изображению местности выполняет опознавание заданных навигационных ориентиров, наведение перекрестия (следающего строба) ВКУ на изображение ориентира и его сопровождение.

*

**КОМБИНИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ОЦЕНКИ
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ
ПОЛЕТА
И ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ПОДСИСТЕМ
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА**

В. П. МЕРКУЛОВ, С. Л. ЗАСЯДЬКО

Рассматриваются методы оптимальной обработки навигационной информации в пилотажно-навигационном комплексе, предназначенной для получения весьма высокой точности определения пилотажно-навигационных параметров полета в условиях действия случайных возмущений и помех. Для решения данной задачи исследуется комбинированный алгоритм оценки пилотажно-навигационных параметров полета и технического состояния подсистем пилотажно-навигационного комплекса, построенный по методу Калмана с блоком идентификации ковариаций шумов измерителя.

*

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
НА ЭТАПЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ**

Н. П. ДЕМЕНКОВ

Работа посвящена решению задачи получения на борту летательного аппарата достоверных оценок текущих фазовых координат в нелинейной системе управления, находящейся под воздействием случайных возмущений. Рассмотрены вопросы, связанные с практической реализацией оптимальных алгоритмов фильтрации для целей навигации на этапе аэродинамического торможения в атмосфере Марса. Приведены результаты моделирования «модифицированного» фильтра Калмана.

*

ТЕХНОЛОГИЯ В КОСМОСЕ

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СБОРКИ И РЕМОНТА В КОСМОСЕ С ПОМОЩЬЮ СКЛЕИВАНИЯ

Е. Б. ТРОСТЯНСКАЯ, Г. В. КОМАРОВ, А. С. ГРАБИЛЬНИКОВ

Проблемы сборки и ремонта в открытом космосе целесообразно решать с помощью полимерных материалов, обладающих способностью создавать прочное адгезионное соединение с различными материалами. Эту способность широко используют в наземных условиях при выполнении соединений склеиванием и приформовкой, при нанесении защитных покрытий, при заделке дефектов поверхности в виде раковин, пустот, вмятин.

К преимуществам этих процессов относятся возможность соединения разнородных материалов, сохранность свойств соединяемого или защищаемого материалов, возможность соединения и нанесения покрытий, приформовочных материалов по большим поверхностям, придание конструкции большей живучести. Вместе с тем специфические условия космического пространства позволяют придать этим процессам сборки и ремонта конструкций склеиванием, приформовкой, восстановлением экранирующих покрытий еще большую эффективность, нежели в земных условиях.

Следует подбирать составы клеевой композиции и композиции ремонтного или защитного назначения так, чтобы их отверждение (в результате химических или физических процессов) инициировалось факторами космического пространства, что существенно упрощает процесс, так как отпадает необходимость в специализированном оборудовании, источниках энергии на борту и исключительно простой может быть технологическая оснастка.

В работе представлены результаты экспериментов, показывающие, что такой фактор космического пространства, как вакуум, улучшает адгезионное взаимодействие между адгезивом и подложкой.



ВОПРОСЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ОБЪЕКТОВ В КОСМОСЕ

И. Т. БЕЛЯКОВ, Ю. Д. БОРИСОВ, М. Л. ГЕЛЬФАНД,
Н. М. ГОРБУНОВ, О. С. ЦЫГАНКОВ

На основе анализа отказов узлов и агрегатов космических систем и работ, выполняемых на современных космических летательных аппаратах, обоснована необходимость проведения технического обслуживания и ремонтно-восстановительных работ.

Классификация работ по техническому обслуживанию объединяет широкий круг технологических операций, включая и необходимые для перспективных космических летательных аппаратов. По степени технической оснащенности операций и сложности их реализации проведена классификация работ по техническому обслуживанию, в соответствии с которой выделены четыре уровня. В рамках этой классификации на основе экономического анализа определен наиболее предпочтительный уровень обслуживания современных космических систем. Рассмотрены вопросы инструментального обеспечения указанных работ, определены необходимые средства фиксации.



СБОРКА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ОБЪЕКТОВ ИЗ ТРАНСФОРМИРУЮЩИХСЯ КОНСТРУКЦИЙ

И. Т. БЕЛЯКОВ, Ю. Д. БОРИСОВ, В. Е. ИСАЧЕНКОВ

Создание крупногабаритных объектов в космосе связано с решением сложных вопросов изготовления, транспортировки, сборки, монтажа и эксплуатации объектов на орбите. Осуществление многих технологических процессов сборки и монтажа на орбите сопряжено с большими техническими трудностями.

В результате проведенного анализа характерных типов трансформирующихся конструкций и экспериментов по разработке перспективных вариантов конструктивно-технологических решений установлено, что использование трансформирующихся конструкций может способствовать значительному сокращению и ускорению сборочных работ в космосе.

Рассмотрены вопросы разработки перспективных вариантов трансформирующихся конструкций, приведены результаты исследований, проведенных по технологии получения моделей трансформирующихся элементов и оболочек из листовых материалов и материалов, обладающих эффектом «памяти» формы. Приведены основные технические характеристики оболочек и результаты испытаний, проведенных на моделях конструкций.



ИССЛЕДОВАНИЕ ВАРИАНТОВ ТРАНСФОРМИРУЮЩИХСЯ ОБОЛОЧЕК, РАБОТАЮЩИХ В АТМОСФЕРЕ ПЛАНЕТЫ ВЕНЕРА

И. Т. БЕЛЯКОВ, Ю. Д. БОРИСОВ, Г. М. МОСКАЛЕНКО,
В. Е. ИСАЧЕНКОВ

Рассмотрены вопросы применения трансформирующихся цельно-металлических оболочек в летательных аппаратах типа «Зонд», используемых в качестве долговременных носителей научной аппаратуры. На основе анализа технических требований, предъявляемых к оболочкам такого типа, определены их основные конструктивные и массовые характеристики. Проанализированы возможные варианты трансформирующихся оболочек с учетом технологии изготовления и условий их работы в атмосфере Венеры. Приведены исследования параметров трансформации сферической оболочки под действием внутреннего давления. Сделаны выводы относительно перспектив использования трансформирующихся цельнометаллических оболочек при создании аппаратов для исследования атмосферы Венеры.

*

КОСМИЧЕСКИЙ СОЛНЕЧНЫЙ ОТРАЖАТЕЛЬ

И. Т. БЕЛЯКОВ, Ю. Д. БОРИСОВ, В. В. КАНТОР,
С. И. РЫБНИКОВ, А. А. ЯГУДИН

Рассмотрены вопросы применения космического солнечного отражателя (КСО) и получены оценки основных габаритных и массовых параметров при условии экономической целесообразности комплекса КСО. В частности, масса единицы поверхности КСО не должна превышать 0,075—0,1 кг/м². Рассчитаны оптимальные период и наклонение орбиты КСО для получения максимальной энергетической экспозиции за сутки. Предложена конструктивная схема КСО и соответствующая ей структура системы управления ориентацией упругого многозвенного отражателя. Проведена оптимизация комплекса КСО по минимуму затраты массы на его создание. Полученные при этом конструктивные и массовые характеристики определяют общий экономический эффект проекта КСО.

*

КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАДИАТОРОВ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЙ

В. Ф. МАРТЮШОВ, А. С. САМОТОХИН

Энергетическая проблема ставит задачу поиска новых источников энергии с неограниченным ресурсом. Один из таких источников — солнечная энергия. Солнечные электростанции (СЭС) промышленность технологически в состоянии создавать уже в настоящее время. Прорабатывается два варианта СЭС: первый — фотоэлектрическое прямое преобразование (солнечные батареи), второй — не прямое преобразование в тепловом двигателе. Эффективность теплового двигателя зависит от отношения нагреваемой и теплоотдающей поверхностей, температур крайних точек, прямо влияющих на эффективность теплового двигателя. Для получения оптимальных отношений температур крайних точек решается задача о размерах и месте расположения радиатора. Рассматриваются вопросы выбора материалов радиаторов и технологии их изготовления.

✱

ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ

В. Г. БЕРЕГОВОЙ, М. Л. ГЕЛЬФАНД

Практика проведения ремонтно-восстановительных работ на орбите «Салюта-4, -5, -6», «Прогресса-1, -6» убедительно доказала необходимость применения резьбовых соединений. Однако применение резьбового соединения сталкивается не только с чисто материаловедческими трудностями, но и с такими проблемами, как равномерность усилий затяжки, тарировка усилий затяжки. В условиях невесомости эти проблемы приобретают одно из главных значений, так как технологический процесс сборки-разборки соединения в условиях полета представляет собой сложную техническую задачу.

Связав деформации в групповых резьбовых соединениях с напряжениями в болтах этих соединений и решив полученные системы уравнений, можно получить связь между порядком затяжки группового резьбового соединения и деформациями в стыках. Решив эту задачу, можно будет дать рекомендации по использованию применяемого инструмента, усилиям, мощностям машин и механизмов, определить возможности проведения тех или иных технологических процессов обслуживания космических аппаратов, ремонта, процессов сборки-разборки.

✱

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ЭРГОНОМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ СПЕЦИАЛЬНЫХ ИНСТРУМЕНТОВ

О. С. ЦЫГАНКОВ

Наиболее полной и всесторонней эргономической оценкой являются испытания в среде функционирования. Поэтому желательно постоянное увеличение объема испытаний в реальных условиях. Вместе с тем, система «человек—инструмент» относится к таким системам, исследование которых в процессе ее функционирования является затруднительным, а испытательная оценка инструментов требуется значительно раньше их целевого применения. Вместе с тем, лабораторные испытания не дают информации о реакции человека на внешние условия, ибо это комплекс переменных, которые невозможно воспроизвести в лабораторных условиях. В такой ситуации наиболее реальной и продуктивной методологией отработки и испытаний специальных инструментов является моделирование, позволяющее проводить оценку в условиях, максимально приближенных к реальным. Для этой цели применено предметное физическое моделирование. Включение в систему моделирования отдельных элементов системы оригинала, таких, как скафандр, макеты конструкций, а также испытателей, значительно повышает его достоверность.

В работе приведены технические условия на модельные испытания, требования к макетам конструкций и скафандрам. Ответственным компонентом модели (как самым значительным источником изменчивости системы) является персонал испытателей. Его характеристики должны быть идентичны или близки характеристикам того персонала, который будет действовать в реальной системе. Для моделирования гравитационных условий широко применяются два метода: полет самолета по параболической кривой и гидроневесомость. Показано, что необходимо учитывать явление синергизма — совместного воздействия двух или более факторов, результат которого недостижим при действии каждого из них. Отмечается, что физическое моделирование носит все же частичный характер, так как, хотя физические характеристики воспроизводятся достаточно полно, оперативные условия деятельности космонавта не поддаются такому полному воспроизведению. Поэтому для окончательной оценки конструкции инструментов велика роль натурных испытаний.

✱

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОТРАБОТКИ СБОРОЧНО-МОНТАЖНЫХ ОПЕРАЦИЙ В ГИДРОНЕВЕСОМОСТИ

А. А. РУДНЕВ, В. С. УЛЬЯНОВ, О. С. ЦЫГАНКОВ

В работе предложена классификация различий сред космоса и гидроневесомости, воздействующих на организм человека. В классификации особо выделены различия сред, действующие непосредственно на опорно-двигательный аппарат человека и проявляющиеся в различиях систем сил и моментов, действующих на элементы системы «человек + скафандр + перемещаемые предметы». К этим различиям отнесены: несовпадение в общем случае центров масс и центров давления элементов системы «человек + скафандр + перемещаемые предметы», наличие гидродинамических сил и моментов при движениях элементов системы «человек + скафандр + перемещаемые предметы», разница в массах и моментах инерции элементов системы «человек + скафандр + перемещаемые предметы». Одной из целей технологической отработки сборочно-монтажных операций в гидроневесомости является выработка у оператора стереотипа движений, а указанные различия сред вызывают нарушения отработанного в гидроневесомости стереотипа движений, что приводит к изменению и перераспределению времени операций. Приведена модель соотношения временных параметров операций, выполняемых в невесомости и отработанных в гидроневесомости, а также методика расчета изменений времени.

*

ПЕРСПЕКТИВНОСТЬ ЛЕДООБРАЗОВАНИЯ В ЗАМКНУТЫХ ОБЪЕМАХ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЯХ

В. В. БУНАКОВ, А. А. РУДНЕВ

Для производства ряда работ по монтажу и сборке на орбите космическая технология нуждается в малогабаритных силовых устройствах, способных выполнять различные технологические операции с малыми энергетическими затратами. Основные требования к таким устройствам: максимальное отношение усилия на выходе к весу устройства, простота и надежность конструкции, безопасность и удобство эксплуатации.

Большинству этих требований могут отвечать силовые устройства, использующие эффект расширения воды при замерзании. При фазовом переходе «вода — лед 1» в замкнутом объеме и последующем охлаждении до -22°C можно получить давления до 2070 кгс/см^2 . Усилия на выходе таких устройств измеряются

тоннами при небольших весовых данных. Процесс ледообразования (ЛЗО) в замкнутых объемах является малоизученным, хотя и не новым явлением, но, несомненно, перспективным.

Преимущества устройств, использующих ЛЗО, по сравнению с гидравлическими устройствами: увеличение давления в 3—4 раза; в несколько раз лучшие весовые характеристики; возможность естественного охлаждения; безопасность и экономичность.

К недостаткам следует отнести большую инерционность процесса ледообразования. Для фазового перехода льда в воду требуется большое количество энергии. Вместе с тем, для осуществления этих же процессов в невесомости существуют и другие трудности — отсутствие конвективного теплообмена приводит к тому, что таяние льда затягивается на часы (без принудительного перемешивания), а фазовый переход воды в лед в условиях невесомости тоже может быть продолжительным.

*

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ОПТИМИЗАЦИИ РЕГЛАМЕНТНЫХ И РЕМОНТНЫХ РАБОТ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Н. Н. БЕКЛЕМИШЕВ, О. С. ЦЫГАНКОВ

Приводятся формализованные критерии качества слесарных операций, выполняемых на борту космических летательных аппаратов при проведении регламентных и ремонтных работ. Описаны результаты экспериментальных исследований влияния параметров инструмента, способа фиксации, типа скафандра, физических возможностей оператора, его профессиональной подготовленности к невесомости на время выполнения технологического процесса. С помощью дисперсионного анализа установлена значимость каждого фактора, а проведенный регрессионный анализ позволил найти оценки параметров функции отклика. Результаты дисперсионного и регрессионного анализа позволили провести оптимизацию технологического времени регламентных и ремонтных работ.

*

СВАРКА АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ЛУЧИСТОЙ ЭНЕРГИЕЙ СОЛНЦА

А. А. БОНДАРЕВ, В. Ф. ЛАПЧИНСКИЙ, Е. Г. ТЕРНОВОЙ,
В. С. ДВЕРНЯКОВ, И. Е. КАСИЧ-ПИЛИПЕНКО

Приводятся результаты экспериментальных исследований по сварке алюминиевого сплава на гелиоустановке СГУ-5. Установлена принципиальная возможность сварки алюминиевых сплавов лучистой энергией Солнца.

*

РЕЗЬБОЗАВЕРТЫВАЮЩИЕ РУЧНЫЕ МАШИНЫ ДЛЯ ТАРИРОВАННОЙ ЗАТЯЖКИ С РЕГУЛИРУЕМОЙ ЭНЕРГИЕЙ УДАРА

Г. А. АНТИПОВ, М. Л. ГЕЛЬФАНД, Я. И. ЦИПЕНЮК,
О. С. ЦЫГАНКОВ

Освещаются вопросы перспективности применения резьбовых соединений при сборке и обслуживании космических объектов. Разбираются их преимущества перед другими видами соединений. Формулируются требования к ручным машинам для сборки резьбовых соединений в условиях космоса. Обосновывается применение ударных гайковертов как наиболее отвечающих существующим требованиям. Сообщаются основные теоретические положения процесса ударной затяжки резьбовых соединений. Описывается конструкция новой резьбозавертывающей машины, обеспечивающей тарированную затяжку. Дается обоснование для устройства, позволяющего изменять энергию единичного удара гайковерта. Описываются методы работы указанной машиной.

*

ЗАТЯЖКА ГРУППОВЫХ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ ПРИ СБОРКЕ ОБЪЕКТОВ В КОСМОСЕ

С. Т. КОВГАН, В. Г. БЕРЕГОВОЙ

При затяжке групповых резьбовых соединений для обеспечения равномерности затяжки приходится болты затягивать в несколько переходов, так как в каждом из болтов, затянутых определенным усилием, после затяжки остальных болтов первоначальная затяжка меняется. Это снижает производительность труда сборщиков и увеличивает трудоемкость сборочных операций. В условиях космоса при дефиците времени, массы и энергии такое положение

является недопустимым. Поэтому возникает необходимость определения усилий затяжки каждого соединения в группе, чтобы исключить многопереходную затяжку.

В работе предложен метод расчета усилий, необходимых для равномерной затяжки каждого из болтов P_n ($n = 1, 2, 3, \dots$). Метод основан на использовании функции влияния. Обозначим коэффициенты податливости стыка от затяжки K -й силы n -го болта λ_{kn} . Тогда удлинение каждого из болтов можно представить в виде

$$\lambda_{11}P_1 + \lambda_{12}P_2 + \lambda_{13}P_3 + \dots + \lambda_{1n}P_n = \Delta l_1,$$

$$\lambda_{21}P_1 + \lambda_{22}P_2 + \lambda_{23}P_3 + \dots + \lambda_{2n}P_n = \Delta l_2,$$

$$\lambda_{n1}P_1 + \lambda_{n2}P_2 + \lambda_{n3}P_3 + \dots + \lambda_{nn}P_n = \Delta l_n,$$

где $\Delta l_1, \Delta l_2, \dots, \Delta l_n$ — окончательное удлинение каждого из болтов после затяжки всего стыка. Для определения коэффициентов податливости стыка $[\lambda_{ij}]$ используется контактный метод расчета соединений с полосовой формой стыка. Решая представленную систему уравнений относительно величин $P_1, P_2, P_3, \dots, P_n$, получим необходимые условия затяжки каждого из болтов.

Расчетные данные были проверены экспериментально. Хорошая сходимость полученных данных позволяет сделать вывод о возможности применения предложенного метода для определения усилий затяжки группового болтового соединения.

*

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СХЕМЫ УСТАНОВОК ДЛЯ БЕСКОНТЕЙНЕРНОЙ ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ

С. Д. ГРИШИН, Л. В. ЛЕСКОВ

В работе применен метод системного подхода для анализа принципов построения перспективных установок, предназначенных для бесконтейнерной обработки материалов (левитаторы). Рассмотрены основные особенности удержания и обработки материалов с использованием стоячих акустических волн и высокочастотных электромагнитных полей. Предложены новые схемы установок для бесконтейнерной обработки материалов, основанных на использовании импульсных индукционных полей, вихревых токов Фуко, плазменно-ионных ускорителей, а также эффекта абляции удерживаемого материала под действием импульсных тепловых воздействий. Выполнены численные оценки основных параметров левитаторов, работающих на новых физических принципах. Проведено сопоставление между собой левитаторов различного типа и указаны области их оптимального применения.

*

МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ЭВМ И ОТБОР ОПТИМАЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРОЙ НАГРЕВАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ТИПА «КРИСТАЛЛ»

А. О. ГОЛУБКОВ, Е. П. ПРОКОПЬЕВ, Е. Т. СОЛОМИН,
В. Д. ТАРАСОВ, Л. А. ФОКИНА, В. Т. ХРЯПОВ

Приводятся результаты сравнения работы различных алгоритмов управления температурой однозонной нагревательной установки типа «Кристалл» в цифровой модели системы управления, реализованной на ЭВМ БЭСМ-6. В качестве объекта регулирования взята одномерная математическая модель нагревательной установки, разработанная ранее для этих целей.

Оптимальный алгоритм определяется по известным критериям качества управления в соответствии с возможностями БЦВМ, используемой в контуре управления.

*

РОСТ КРИСТАЛЛОВ ИЗ ВОДНЫХ РАСТВОРОВ НА СТАНЦИИ «САЛЮТ-5»

А. А. ЧЕРНОВ, В. Ф. ПАРВОВ, М. О. КЛИЯ,
В. М. ЖОЛОбОВ, Л. В. ЛЕСКОВ, В. В. САВИЧЕВ,
М. З. МУХОЯН

В работе приведены результаты изучения кристаллизации из водных растворов алюмокалиевых квасцов в условиях невесомости.

*

ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ ЭФФЕКТЫ МАКРОСЕГРЕГАЦИИ ПРИМЕСЕЙ ПРИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТАХ В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

К. Г. ДУБОВИК, С. А. НИКИТИН, В. И. ПОЛЕЖАЕВ,
А. И. ФЕДЮШКИН

Приводятся результаты исследований тепловой, концентрационной и термокапиллярной конвекции жидкости в замкнутых объемах в условиях невесомости. Уравнения Навье—Стокса и тепло-массообмена, описывающие эти процессы, решены численно методом конечных разностей для двумерных областей. Расчеты проведены в широком диапазоне определяющих параметров:

число Прандтля ($10^{-2} < Pr < 10^2$), число Шмидта ($10^{-2} < Sc < 10^2$), число Релея ($Ra < 10^6$), число Релея концентрационное ($Ra_D < 10^6$), число Марангони ($Mn < 10^5$), характерном для веществ и условий проведения технологических экспериментов в условиях невесомости. Из расчетов следует, что естественная конвекция в поле слабых массовых сил орбитальной станции приводит к возникновению значительной неоднородности полей температуры и концентрации примесей. Получено, что в исследованном диапазоне параметров эта неоднородность полей температуры и концентрации примесей принимает максимальное значение.

*

РАСЧЕТЫ ВОЗМУЩАЮЩИХ УСКОРЕНИЙ В ЭКСПЕРИМЕНТАХ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНОЛОГИИ

В. М. ЖОЛОБОВ, А. П. ЛЕБЕДЕВ, В. И. ПОЛЕЖАЕВ

В работе рассматриваются вопросы создания численной модели возмущающих ускорений, возникающих на борту космических аппаратов (КА). Приводится предварительный анализ и предлагается классификация основных возмущающих сил, приводящих к поступательным и вращательным ускорениям КА и создающим нестационарное силовое поле, которое значительно влияет на процессы тепло- и массопереноса в технологических процессах на борту КА.

Геометрия аппарата аппроксимируется набором стандартных тел (цилиндр, конус, сфера, пластина), и в проекции на оси связанной системы координат представляются аэродинамические и электромагнитные силы и моменты в зависимости от угла атаки, функции тени, геометрии. Учитывается непосредственное и моментное возмущения градиентом поля тяготения и анализируется уровень собственного тяготения конструкции.

Даются оценки вибрационных возмущений от работы корректирующих и управляющих двигателей, от движения экипажа и его физических упражнений на велоэргометре и бегущей дорожке. Приводятся уравнения движения относительно центра масс в каноническом виде Гамильтона, как наиболее удобные при общем анализе и численном интегрировании. Делается вывод о возможности прогнозирования уровней микроперегрузок с помощью численной модели движения произвольного по геометрии аппарата вокруг центра масс и вдоль орбиты. Предлагаются рекомендации по размещению технологического оборудования на борту КА, выбора динамики полета, начальной ориентации, регламента физических упражнений космонавтов в зависимости от длительности и целей технологического процесса.

*

НЕКОТОРЫЕ МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ ЖИДКОСТИ В НЕВЕСОМОСТИ

В. К. АНДРЕЕВ, Л. Г. БАДРАТИНОВА, В. В. ПУХНАЧЕВ

В работе, имеющей теоретическое значение, исследуются вопросы устойчивости свободных границ плавления в условиях невесомости.

*

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАГНИТНЫХ ЖИДКОСТЕЙ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ И ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОВЕДЕНИЯ ЖИДКИХ ВЕЩЕСТВ В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

В. Г. БАШТОВОЙ, В. Е. ФЕРТМАН

Рассмотрены перспективы использования магнитных жидкостей в космической технике в качестве намагничивающегося теплоносителя для поддержания температурного режима поверхностей теплообмена в невесомости. Приведены конструкция и характеристики вакуумно-плотных магнитожидкостных герметизаторов. Обсуждается возможность создания намагничивающихся смазочных композиций, удерживаемых в парах трения скольжения неоднородным магнитным полем.

Компенсация в объеме магнитной жидкости силы тяжести неоднородным магнитным полем позволяет моделировать влияние слабого поля массовых сил на процессы переноса в жидкости. Представлены результаты моделирования взаимодействия капиллярных и массовых сил на примере цилиндрического столба и сферической капли магнитной жидкости.

*

КОСМИЧЕСКАЯ БИОТЕХНОЛОГИЯ

Б. А. АДАМОВИЧ, Б. Б. ЕГОРОВ, В. А. ПЕРЕДКОВ

В работе изложены расчетно-теоретические исследования по определению профиля температур по толщине электрофоретической камеры и допустимые величины микроускорений, а также результаты разделения клеток почки.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФАКТОРА НЕВЕСОМОСТИ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА СПЛАВОВ С ОСОБЫМИ ФИЗИЧЕСКИМИ СВОЙСТВАМИ

Е. М. САВИЦКИЙ, И. В. БУРОВ, Г. С. БУРХАНОВ,
Б. П. МИХАЙЛОВ, М. И. БЫЧКОВА, Р. С. ТОРЧИНОВА,
Ю. А. САВЕЛЬЕВ, И. В. ВЛАСОВА, И. Д. ГИЛЛЕР

В работе приведен сравнительный анализ макро-, микроструктуры и свойств сплавов и соединений с особыми физическими свойствами (молибден-галлий, алюминий-висмут, свинец-олово, алюминий-медь, $Al_3Mg_4Gd_3Co$, ниобий-олово и ниобий-алюминий-германий), синтезированных в условиях невесомости и в земных условиях; показаны возможности использования фактора невесомости для синтеза сплавов с более однородным распределением компонентов и отличающихся от земных по фазовому составу и физическим свойствам, например, в случае магнитного сплава Gd_3Co , сверхпроводящего сплава $Mo-Ga$ и др.

*

ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЕ МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ И ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНОЛОГИИ

Ю. М. ГЕЛЬФГАТ, А. Э. МИКЕЛЬСОН

Приводится краткий обзор электромагнитных методов воздействия на токопроводящие среды, представляющих интерес для некоторых задач космической технологии. Показано, что объемные электромагнитные силы по своей физической природе сходны с силами тяжести и в отсутствие гравитации могут быть использованы для управления эффективным удельным весом компонентов расплавов, осуществлять перемешивание жидкой среды, подавлять конвективные потоки и турбулентные возмущения, реализовать бестигельную плавку металлов, влиять на диффузионные явления и массоперенос в парамагнитных средах, воздействовать на поведение газовых и твердых включений и т. п. На основе имеющихся экспериментальных и теоретических результатов дается оценка перспективности использования указанных электромагнитных методов воздействия.

*

ДИНАМИЧЕСКАЯ И ТЕПЛОВАЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ СВОБОДНЫХ ГРАНИЦ ЖИДКОСТИ В СЛАБЫХ СИЛОВЫХ ПОЛЯХ

В. К. АНДРЕЕВ, Л. Г. БАДРАТИНОВА, В. В. ПУХНАЧЕВ

В работе рассматривается линеаризованная задача о неустановившемся движении жидкой массы при наличии свободных границ. Обсуждаются вопросы корректности постановок таких задач. Для конкретных инерционных неустановившихся движений детально исследована задача устойчивости. Выясняется влияние вязкости и сил поверхностного натяжения на поведение свободной границы. Проведен анализ устойчивости в рамках модели сжимаемой жидкости в случае, когда свободная граница есть сфера или окружность. Рассматривается влияние температуры на устойчивость движения. Обнаружены новые эффекты, связанные с влиянием вязкости и термокапиллярности. Анализируется также влияние слабых силовых полей на поведение малых возмущений в жидкости.

*

ВЛИЯНИЕ КОНВЕКЦИИ И ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ДЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ И СКОРОСТИ НА РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИМЕСИ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ АМПУЛЕ С ЖИДКОСТЬЮ

Г. А. БЕРЕЗОВСКАЯ, А. И. ФЕОНЫЧЕВ

Проведено численное исследование полей скоростей, температур и концентраций примеси в жидкой цилиндрической ампуле с соотношением высоты к радиусу, равном 3, при действии массовой силы по оси и наличии свободной поверхности, на которой предполагается условие равновесия капиллярных сил (термо- и концентрационно-капиллярных) и вязких сил. На боковой поверхности задается линейный или нелинейный профили температуры. На нижней торцевой поверхности задана температура кристаллизации, которая является минимальной во всем объеме, и условие выделения легкоплавкой примеси с фронта кристаллизации, который считается неподвижным, в жидкость. Остальные граничные поверхности предполагаются непроницаемыми для примеси.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ УСЛОВИЙ ПОЛУЧЕНИЯ КРИСТАЛЛОВ НА УСТАНОВКЕ БЕСТИГЕЛЬНОЙ ЗОННОЙ ПЛАВКИ

Ю. Л. ВОЛКОВ, Ю. Г. ГРОМАКОВ, Э. С. КОПЕЛИОВИЧ,
Н. С. ЛАГОЗИНА, В. В. РАКОВ

Представлены результаты наземной отработки установки У301, предназначенной для проведения бестигельной зонной плавки Ge, GaSb и твердых растворов $\text{InSb}_{1-x}\text{Bi}_x$ в специальных условиях. Наземные испытания установки проводили на ампулах двух типов: имитатор ампулы и тепловая модель. Исследовано распределение температур по оси образца, что позволило оценить длину зоны расплава. Отработан тепловой режим, позволяющий получить зону длиной 1,5—2 диаметра кристалла. Проведены эксперименты по зонной перекристаллизации Ge, GaSb, InSb и $\text{InSb}_{1-x}\text{Bi}_x$. Изучены структура перекристаллизованных образцов и распределение примеси в кристалле Ge. Показана пригодность установки У301 для выращивания монокристаллов Ge, GaSb и InSb.

*

РОЛЬ ДИФфуЗИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В КОСМИЧЕСКОМ МАТЕРИАЛОВЕДЕНИИ

Е. П. ПРОКОПЬЕВ

Обсуждаются общие вопросы использования свободномолекулярной или кнудсеновской эффузии применительно к космическому материаловедению. Это связано с тем, что явление эффузии может быть использовано для получения молекулярных потоков реагентов с заданными интенсивностями, составами, пространственными и энергетическими распределениями. Это позволяет, как показано в работе, использовать явление эффузии для получения пленок полупроводников и диэлектриков со строго контролируруемыми параметрами (толщинами, уровнем легирования и многослойными «резкими» $p-n$ -переходами) в условиях вакуума космического пространства, что имеет решающее значение для современного космического электронного материаловедения. Обсуждаемый метод использования эффузии иллюстрируется на конкретном примере взаимодействия молекулярного потока моносилана в смеси с водородом с поверхностью нагретых при помощи энергии солнечного излучения подложек кремния, приводящего к пиролизу моносилана с образованием монокристаллического однородного слоя кремния.

*

КРИСТАЛЛИЗАЦИЯ МЕДИ И СЕРЕБРА В УСЛОВИЯХ КРАТКОВРЕМЕННОЙ НЕВЕСОМОСТИ

М. С. АГАФОНОВ, А. А. БАБАРЭКО, И. Н. БЕЛОКУРОВА,
Н. Ф. БОГДАНОВА, В. С. ЗЕМСКОВ, В. Л. ЛЕВТОВ,
Л. В. ЛЕСКОВ, М. З. МУХОЯН, В. В. РОМАНОВ, В. В. САВИЧЕВ

В работе приведены результаты исследования образцов меди и серебра, полученных в условиях кратковременной невесомости (10 мин) при кристаллизации со свободной поверхности. Как и ожидалось, форма поверхности образцов определялась силами поверхностного натяжения. Визуально образцы были сферическими, однако отклонения от идеальной формы оказались достаточно большими (1—2%). Причиной искажения формы образцов может быть неравномерная усадка металла в процессе кристаллизации, а также деформация жидкой сферы из-за воздействия остаточных ускорений.

Внутренняя структура образцов и структура их поверхностей оказалась необычной. Исследования поверхности медных и серебряных образцов показали, что она состоит из выпуклых зерен. Границы зерен образуют сетку на поверхности сфер. В стыках между отдельными зернами наблюдаются вкрапления в виде более мелких образований сферической формы. В поперечном сечении образцов наблюдается зеренная структура, подобная структуре поверхности. Исследования образцов методом обратных полюсных фигур указывают на то, что образцы имеют псевдомонокристаллическую структуру.

*

ПРИМЕНЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

КАРТОГРАФИРОВАНИЕ ОБРАТНОЙ СТОРОНЫ ЛУНЫ ПО МАТЕРИАЛАМ ФОТОСЪЕМОК ИЗ КОСМОСА

В. Д. БОЛЬШАКОВ, Н. П. ЛАВРОВА, В. Н. ДЕПУТАТОВА,
Б. В. КРАСНОПЕВЦЕВА, Н. И. КОНСТАНТИНОВА, В. В. УСОВА

Конечным результатом обработки материалов фотографирования Луны с автоматической станции «Зонд-8», выполненной в Московском институте инженеров геодезии, аэрофотосъемки и картографии, явилось издание десятилистной карты приэкваториальной полосы обратной стороны Луны в нормальной равноугольной цилиндрической проекции Меркатора с сохранением масштаба

1 : 1 000 000 на параллели 20° ю. ш. Основой для составления карты участка обратной стороны Луны послужила фотокарта, на которой представлен весь объем трансформированной фотоинформации на заснятую территорию. Содержанием карты Луны масштаба 1 : 1 000 000 является изображение поверхности Луны при помощи отмывки. На карте отмывкой изображены горы, кратеры, горные хребты, понижения, степень крутизны склонов, наиболее отчетливо выраженные трещины. Характер отмывки отображает степень разрушенности форм рельефа и до некоторой степени последовательность их формообразования. Карта масштаба 1 : 1 000 000 с изображением рельефа отмывкой послужила основой для создания ряда тематических карт.

Работы по созданию различных вариантов карт, которые имеют экспериментальный характер, позволили разработать методику создания карт Луны по космическим снимкам, исследовать способы передачи рельефа различными картографическими методами (отмывка, штриховка, условные обозначения и их сочетания).

*

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ СВЧ-ИЗМЕРЕНИЙ С ИСЗ СИСТЕМЫ «МЕТЕОР»

Е. П. ДОМБКОВСКАЯ, Ю. Г. СПИРИДОНОВ, Н. Б. ТРАПЕЗНИКОВА

Излагается алгоритм калибровки получаемых с ИСЗ СВЧ-сигналов, который непосредственно связывает радиояркостную температуру объекта с амплитудой измеряемого сигнала, минуя пересчет в антенную температуру. В качестве эталонов для калибровки используются радиационные характеристики материкового и морского льда, а также чистой воды в Антарктике.

На примере анализа нескольких конкретных случаев показаны заключенные в микроволновой (СВЧ) спутниковой информации потенциальные возможности для оценки интенсивности происходящих в атмосфере процессов облако- и осадкообразования, содержания воды в атмосфере (в парообразной и жидкой фазах) и других интересующих синоптиков метеорологических параметров атмосферы.

*

**ИЗУЧЕНИЕ
РЕЛЬЕФА, ТЕКТониКИ И ВУЛКАНИЗМА МАРСА
ПО ДАННЫМ
АВТОМАТИЧЕСКИХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ**

[Я. Г. КАЦ, В. В. КОЗЛОВ, Н. В. МАКАРОВА,
Е. Д. СУЛИДИ-КОНДРАТЬЕВ

На основе интерпретации телевизионных изображений, полученных с помощью автоматических межпланетных станций серий «Марс», «Маринер» и «Викинг», составлены тектоническая и геоморфологическая карты всей поверхности Марса в масштабе 1 : 20 000 000. По своей структуре Марс отчетливо разделяется на южное полушарие с корой континентального типа и северное — с корой океанического типа, с зонами перехода между этими областями. Установлено несколько фаз тектоно-магматической активизации, в том числе наиболее поздняя фарсидская, когда возникли обширные сводовые поднятия и щитовые вулканы. Выделены системы разломов, образованные преимущественно в условиях растяжения, в том числе аналоги рифтов и серии сближенных трещин на поднятии Фарсида. В соответствии с наименованиями типоморфных кратеров намечены ньютонская, кеплеровская, ломоносовская и королёвская стадии формирования космических кольцевых структур. На геоморфологической карте показаны типы и формы рельефа, обусловленные тектоническими движениями, вулканизмом, метеоритной бомбардировкой, эоловыми, гравитационными, флювиальными и ледниковыми процессами. Карты сопровождаются дополнительными схемами, отражающими тектоническое районирование, данные о гравитационном поле и мощностях коры, структурно-геоморфологические построения и развитие эолового рельефа Марса.

*

**РАЗЛОМЫ И КОЛЬЦЕВЫЕ СТРУКТУРЫ ЮГА СССР
ПО НАБЛЮДЕНИЯМ С ОРБИТАЛЬНОЙ НАУЧНОЙ
СТАНЦИИ «САЛЮТ-6»**

В. В. КОЗЛОВ, В. В. КОВАЛЕНКО, А. С. ИВАНЧЕНКОВ

Сообщается о результатах эксперимента по фиксации линейных и кольцевых структур на территории юга СССР путем визуальных наблюдений со станции «Салют-6». Было отмечено 71 разлом и линейный протяженностью 65—1500 км и 28 кольцевых и овальных структур поперечником от 20 до 280 км.

Значительная часть структур совпадает с известными элементами геологического строения, что подтверждает достоверность

наблюдений. Выявлены дополнительные структуры, которые рассматриваются в качестве объектов для последующего изучения. Подтверждены высокие возможности визуально-инструментальных наблюдений геологических объектов с орбитальных станций.

*

МЕТОДИКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО КОСМИЧЕСКОМУ ПРИРОДОВЕДЕНИЮ

Л. А. РОНЖИН

Показывается, что правила регламентации потоков информации в иерархической структуре (ИС), предложенные Л. А. Хурсиным и Л. С. Козачковым и проявившие свою работоспособность при оценке важности экспериментов научного назначения, могут быть применены также и для оценки важности и экономической эффективности экспериментов в интересах космического природоведения.

Приводятся формализованные содержательные положения, необходимые для корректного построения ИС в практике работ. На конкретном примере анализа структуры комплексной отрасли экономики демонстрируется, как экономические ИС могут быть описаны теми же зависимостями между ее параметрами, что и для информационных ИС, и, в частности, что экономический эффект каждого из элементов ИС равен $J = \text{const}/R^\gamma$, где R — место (rang) данного элемента в сквозном ряду предпочтительности всех N элементов ИС, а $\gamma = 1 + 1/\ln N$. Это означает, что, во-первых, для определения соотношения величин экономического эффекта экспериментов между собой достаточно знать порядок предпочтительности внутри каждой группы из двух — четырех элементов ИС, получающихся путем декомпозиции одного из элементов вышестоящего уровня иерархии, и, во-вторых, для определения абсолютной величины экономического эффекта всех элементов ИС нужно дополнительно знать величину хотя бы одного из них (за исключением самых наименьших). Погрешность определения экономического эффекта любого из экспериментов не превышает при этом 30%, а для всех экспериментов в целом — 40%. Учет нескольких экспериментов резко снижает погрешность.

*

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В СФЕРЕ МИРНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОСМОСА

К. А. ЛЮШИНСКИЙ

Решаемые с помощью космических средств научные и прикладные задачи, их масштабность и многообразие сделали настоятельной необходимостью сотрудничество не только между отдельными учеными и их коллективами, но и между государствами. Известны естественнонаучные факторы, которые объективно способствуют ускорению международной интеграции в сфере мирного использования космоса (объективно существующие глобальность потенциальных возможностей космических средств и весьма ограниченные области космического пространства, использование которых и только которых рационально для решения каждой определенной задачи), а также сдерживают ее реализацию.

Если факторы, сдерживающие интеграцию, не будут развиваться, возникнут научно-технические проблемы, к которым относятся рационализация орбитального построения международных космических систем, исходя из потребностей всех возможных стран-пользователей; рационализация международной системы выведения КА, использующей совокупные возможности национальных и международных космодромов; рационализация международной системы управления и контроля космических аппаратов, средств наблюдения, измерений, контроля, передачи команд с учетом потенциальных возможностей, определяемых географическим положением стран-участниц космических программ; рационализация международных сетей удовлетворения запросов потребителей по каждой задаче; наконец, сложная и специфическая проблема рационализации структуры, формы, технического и методического оснащения, функций международных и национальных организаций, способов их взаимодействия, структуры и функций международных и национальных организаций, ответственных за решение конкретных задач.

*

МНОГОЦЕЛЕВОЙ ПОДХОД К ЗАДАЧЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИРОДНЫХ РЕСУРСОВ ЗЕМЛИ

А. А. ЛЕБЕДЕВ, В. С. КОНСТАНТИНОВ, М. М. ХРУСТАЛЕВ,
В. А. СТРЕЛЬЦОВ

Предлагается подход к задаче выбора проектных параметров космической системы исследования природных ресурсов Земли, основанный на теории многоцелевых систем. Каждая народнохозяйственная задача x_i из всего множества задач X представляется вектором $\mathbf{x}_i = (q_{i1}, \dots, q_{in})$, элементами которого являются

требования потребителей информации. Вводится Y — множество типов технических систем, решающих эти задачи. Элемент $y_j \in Y$ представляет собой вектор $y_j = (p_{j1}, \dots, p_{jk})$, элементами которого являются параметры орбиты ИСЗ и технические параметры съемочной аппаратуры. Под стратегией A понимается любая совокупность из m элементов $y_j \in Y$. Вводится распределяющая функция $\mu(x) = (\mu_1(x), \dots, \mu_m(x))$. Каждый элемент $\mu_j(x)$ — количество искусственных спутников Земли (ИСЗ) j -го типа, решающих задачу x . Считается, что любая задача может решаться одновременно несколькими типами ИСЗ. Доход, получаемый народным хозяйством, очевидно будет пропорционален степени решения задач. Целесообразно ставить задачу максимизации дохода (или степени решения задач) при ограничениях на затраты. Применяя интегральный принцип оценки, критерий запишем:

$$\max_{\substack{AcY \\ \mu(x) \in \mu}} J(X, A, \mu(x)) = \max_{\substack{AcY \\ \mu(x) \in \mu}} \left(\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N k_i \left[1 - \prod_{j=1}^m (1 - f(x_i, y_j))^{\mu_j(x)} \right] \right),$$

где $f(x_i, y_j)$ — степень решения задачи x_i одним ИСЗ j -го типа; k_i — коэффициент относительной важности i -й задачи; N — число задач; μ — множество допустимых распределяющих функций. Функции $f(x_i, y_j)$ предлагается искать в виде произведения одномерных функций полезности, характеризующих влияние выполнения l -го требования потребителей на степень решения i -й задачи:

$$f(x_i, y_j) = \prod_{l=1}^n \varphi_{il}(q_l^*).$$

*

ИМИТАЦИОННАЯ МОДЕЛЬ ФОТОГРАФИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ

[Н. В. ГНУСАРЕВ, Б. В. ТИТКОВ

Методы имитационного моделирования занимают важное место в решении задач исследования фотографических систем дистанционного зондирования (ФСДЗ). Однако современная теория фотографических систем, базирующаяся на линейных методах и использовании преобразования Фурье, не позволяет создать имитационную модель, адекватную реальной системе. Авторы разработали новые методы описания фотографических систем, которые свободны от недостатков существующей теории и позволяют рассматривать ФСДЗ как нелинейную, неинвариантную и непрерывную. Новый метод базируется на математическом аппарате регрессионного анализа и функциональных полиномов. Эти полиномы позволяют выработать единый подход к описанию линейных и нелинейных звеньев, а использование регрессионного анализа

по базисной системе полиномов Чебышева дает возможность вместо решения сложных функциональных уравнений, описывающих связь между входными и выходными сигналами звеньев и ФСДЗ в целом, применять простые алгебраические соотношения, которые удобны при имитационном моделировании на ЦЭВМ.

В соответствии с выбранной структурной схемой ФСДЗ получены основные расчетные соотношения для моделирования линейных звеньев, найден способ определения передаточных свойств последовательного соединения линейных звеньев, разработан метод моделирования нелинейного процесса проявления. Проведена экспериментальная проверка предлагаемого метода имитационного моделирования. Результаты расчетов дают хорошее совпадение с апробированным методом дискретной свертки.

*

МЕТОД АВТОМАТИЧЕСКОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИДЕНТИЧНЫХ ТОЧЕК СТЕРЕОИЗОБРАЖЕНИЙ

В. И. КРАСНОВ

Поставим задачу определения положения на одном из снимков стереопары изображения точки фотографируемого участка земной поверхности по заданному положению изображения этой же точки на другом снимке и некоторым оптическим признакам. Каждую пару таких изображений будем называть идентичными точками, а поставленную задачу — задачей идентификации. Очевидно, все множество идентичных точек обоих снимков будет принадлежать только множеству пар соответственных базисных линий. Поэтому решение общей задачи идентификации среди множества точек, принадлежащих плоскостям двух снимков, можно свести к ограниченной задаче идентификации среди множества точек, принадлежащих только двум соответственным базисным прямым.

Пусть O_1V и O_2U — координатные оси, совпадающие с некоторой парой одноименных базисных прямых левого и правого снимков. Очевидно, между координатами идентичных точек этих осей существует некоторая функциональная зависимость

$$v = f(u), \tag{1}$$

которую по аналогии с наименованием задачи назовем функцией идентификации (ФИ). Теперь решение задачи идентификации можно свести к определению ФИ. Выше упоминалось об идентификации по «некоторым оптическим признакам». Сейчас отметим, что при вводе снимков в ЭВМ каждая их точка обладает единственным таким признаком — оптической плотностью τ . Придавая каждой точке оси O_2U с координатой u соответствующее ей значение оптической плотности τ_u , а каждой точке оси O_1V с координатой v — значение τ_v , введем в рассмотрение некоторые

функции

$$\tau_u = \varphi(u), \quad u_0 \leq u \leq u_{km} \quad (2)$$

$$\tau_v = \psi(v), \quad v_{0m} \leq v \leq v_k, \quad (3)$$

которые назовем функциями оптических плотностей (ФОП). Будем считать, что оптические плотности двух идентичных точек одинаковы.

Рассмотрим функции

$$u = \bar{\varphi}(\tau_u), \quad v = \bar{\psi}(\tau_v), \quad (4)$$

обратные ФОП. Если u, v — координаты идентичных точек, то их оптические плотности совпадают ($\tau_u = \tau_v = \tau$) и соотношения (4) будут являться параметрической формой задания ФИ (через параметр τ). Но они однозначно определяют ФИ только в случае, если ФОП монотонны. Если же ФОП постоянны ($\tau_u = \varphi(u) \equiv \text{const} \equiv \psi(v) = \tau_v$) и, следовательно, обратные им функции (4) неопределенны, то ФИ также будет неопределенной.

В общем случае области задания двух известных однозначных ФОП (2), (3) можно разбить на ряд последовательных так называемых элементарных интервалов (ЭИ)

$$\begin{aligned} u_i \leq u \leq u_{i+1}, \quad i = 0, 1, \dots, N, \\ v_j \leq v \leq v_{j+1}, \quad j = 0, 1, \dots, P, \end{aligned} \quad (5)$$

в пределах которых эти функции могут быть либо только монотонны («монотонные» ЭИ — МЭИ), либо только постоянны («постоянные» ЭИ — ПЭИ).

Теперь для нахождения функции идентификации и связной области ее существования достаточно установить взаимно однозначное соответствие между двумя произвольными ЭИ (i -м и j -м) областей задания τ_u и τ_v . При этом ФИ может быть определена во всех замкнутых МЭИ и будет неопределенной во всех открытых ПЭИ. Нетрудно показать, что для установления соответствия между ЭИ и тем самым — для нахождения ФИ достаточно определить координаты u, v только для двух идентичных точек в областях задания ФОП. В свою очередь, идентификация одной пары точек всегда возможна, если во всем диапазоне изменения оптических плотностей обеих функций существует такое значение $\tau = \tau_c$ и соответствующее ему $v_c = \bar{\psi}(\tau_c)$ или $u_c = \bar{\varphi}(\tau_c)$, при которых уравнение

$$\tau_u = \varphi(u) = \tau_c, \quad u(v_c, H_M) \leq u \leq u(v_c, H_m)$$

или

$$\tau_v = \psi(v) = \tau_c, \quad v(u_c, H_m) \leq v \leq v(u_c, H_M)$$

имеет не более двух решений (H_m, H_M — некоторые экстремальные высоты рельефа данной местности, которые априори всегда известны).

Проведенный анализ доказывает возможность однозначного определения ФИ по заданным ФОП, если выполняются некоторые условия, зависящие от вида последних. Отметим, что в процессе обработки стереопар в большинстве случаев ФОП будут удовлетворять сформулированным условиям. В противном случае однозначное определение ФИ принципиально невозможно (в том числе и при помощи традиционных методов — при использовании фотограмметрических приборов и участии оператора).

Будем считать, что названные условия выполняются, и рассмотрим следующий метод нахождения ФИ. Выделим в области задания функции $\tau_u = \varphi(u)$ ряд узловых точек $u_n = u_0 + nh$ ($n = 0, 1, \dots, K$), в промежутках между которыми ФИ определим на основе интерполяции, в частности, линейной: $v(u) = v_n + 1/h(v_{n+1} - v_n)(u - u_n)$, $u_n \leq u \leq u_{n+1}$. При отыскании значений ФИ v_n в узлах u_n будем исходить из условия наилучшего согласования ФОП τ_u и τ_v в окрестности $u_0 \leq u \leq u_k$, используя для этого способ наименьших квадратов. Тогда за искомые величины должны приниматься значения v_n , при которых функционал

$$S(v_n) = \sum_{n=0}^{k-1} s_n = \min, \quad s_n = \int_{u_n}^{u_{n+1}} [\psi(v_n, v_{n+1}, u) - \varphi(u)]^2 du. \quad (6)$$

Как известно, определение неизвестных в этом случае сводится к решению системы уравнений вида

$$\begin{aligned} \partial s_0 / \partial v_0 = \lambda_0(v_0, v_1) = 0, \quad \partial(s_{n-1} + s_n) / \partial v_n = \lambda_n(v_{n-1}, v_n, v_{n+1}) = 0, \\ \partial s_{k-1} / \partial v_k = \lambda_k(v_{k-1}, v_k) = 0; \quad n = 0, 1, \dots, K-1. \end{aligned}$$

Каждое из уравнений системы содержит не более трех неизвестных. Поэтому данный метод идентификации программно реализуется достаточно просто. Его алгоритм практически не зависит от количества узловых точек. Предложенный метод позволяет идентифицировать соответственные точки вдоль базисных линий обоих снимков на основе нахождения плоской ФИ (1). Но он может быть распространен и на определение пространственной функции идентификации вида: $x_1 = f_x(x_2, y_2)$, $y_1 = f_y(x_2, y_2)$, где (x_1, y_1) , (x_2, y_2) — системы координат 1-го и 2-го снимков. Вместе с тем, определение ФИ или координат идентичных точек не является конечной целью в задачах обработки стереопар. Эти координаты используются, в частности, для отыскания высот рельефа общей области фотографируемого участка земной поверхности. Поэтому можно было бы рассмотреть применение этого метода и непосредственно для определения высот рельефа, вводя в функционал вида (6) вместо параметров v_n высоты H_n узловых точек. Отметим, что данный метод следует считать функциональным. В этом заключается одно из главных его преимуществ. Метод связан с анализом признаков не отдельных точек, а функций оптических плотностей. В результате определяется функция идентификации во всей общей области фотографирования.

ПРОБЛЕМЫ АВИАЦИОННОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ МЕДИЦИНЫ И БИОЛОГИИ

СЕРДЕЧНЫЙ РИТМ ЧЕЛОВЕКА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ УСКОРЕНИЯ $+G_x$

В. Н. АРТИШУК, Л. И. ВОРОНИН, А. В. КАЛИБЕРДИН,
В. Н. ТРОФИМОВ, Н. В. УЛЯТОВСКИЙ

В работе излагаются экспериментальные данные особенностей регуляции сердечного ритма человека при создании центральной нагрузки объемом при воздействии ускорения $+G_x$. Изучение регуляции сердечного ритма проводилось во время вращения испытуемых на центрифуге при воздействии ускорения $+2,5 G_x$ в течение 60 мин по данным частоты пульса и информационного показателя устойчивости ритма за каждую минуту вращения. В результате исследований выявлены различные типы компенсаторных реакций сердечно-сосудистой системы организма человека: с преимущественными изменениями частоты пульса и с преимущественными изменениями устойчивости ритма.

Делается вывод о том, что изучение закономерностей изменения ритмической деятельности сердца с помощью различных математико-статистических методов позволят получать новую дополнительную информацию о функциональном состоянии сердечно-сосудистой системы при воздействии физических факторов на организм человека.

Моделирование центральной нагрузки воздействием поперечного ускорения $+2,5 G_x$ позволяет исследовать особенности регуляции сердечно-сосудистой системы и поддержание гомеостаза жидких сред организма для понимания механизмов перенстройки физиологических систем человека в условиях невесомости.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ БИОРИТМОВ ЭЛЕКТРОПРОВОДНОСТИ БИОЛОГИЧЕСКИ АКТИВНЫХ ТОЧЕК

Е. Ф. БАБУРИН, В. К. ГАБЫШЕВ

В литературе приводятся разноречивые сведения о продолжительности биоритмов различных показателей физиологического, эмоционально-психического и интеллектуального состояний человека. Поэтому основной задачей наших наблюдений было выяснение продолжительности циклов ритмических колебаний электропроводности биологически активных точек «янских» и «иньских» меридианов. Изменения биоритмов электропроводности биологи-

чески активных точек (БАТ) исследовались у восьми практически здоровых испытуемых-добровольцев в дневное время (с 9.00 до 18.00) в условиях их повседневной деятельности. Проводимость тока точками регистрировалась через каждые 30 мин.

Исследования показали, что биоритмы электропроводности БАТ и «янских» и «иньских» меридианов не соответствуют 24-, 6-, 2- или полуторачасовому циклам. Характерно, что их минимальная продолжительность в 1 ч является постоянной величиной для любых точек тела и уха, а максимальная продолжительность электропроводности точек различных меридианов отличается друг от друга — она своя у каждого из них. Отличие максимальных величин продолжительности циклов в течение дня от 2,5 до 1,5 ч является, очевидно, проявлением особенностей стереотипа функционирования соответствующих органов или систем. Тенденция изменений проводимости тока положительной полярности в сторону увеличения или уменьшения, как и направленность изменений аппроксимированных «волн» биоритмов электропроводности точек в течение дня, приближенно соответствует данным восточной медицины об усилении и уменьшении физиологической активности БАТ «янских» и «иньских» меридианов в течение суток. Однако максимальные значения асимметрии проводимости токов разной полярности, т. е. показатели существенного уменьшения активности, наблюдаются в течение дня многократно, в том числе и тогда, когда эта активность должна быть наибольшей.



ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ ПРОБЫ С НЕПРЕРЫВНЫМ ВОЗДЕЙСТВИЕМ УСКОРЕНИЙ КОРИОЛИСА

О. А. ВОРОБЬЕВ, В. В. ИВАНОВ

Для исследования устойчивости к укачиванию в лабораторных условиях широко применяются методы, в которых используются кумулятивные раздражения вестибулярного анализатора ускорениями Кориолиса. Предложенные методы оценки вестибуло-вегетативной устойчивости отличаются друг от друга параметрами воздействия. Вместе с тем каждый из них имеет, как правило, один конкретный (неизменный) вариант проведения, т. е. заданную скорость вращения кресла, направление, угол и скорость наклонов головы.

Целью наших исследований явилось изучение эффективности определения вестибуло-вегетативной устойчивости при использовании различных вариантов пробы с непрерывным воздействием ускорений Кориолиса (НКУК). Полученные результаты свидетельствовали, что укачивание развивается быстрее при скорости вращения кресла 180 град/с, чем при скорости 90 град/с, если угол

и частота наклонов головы неизменны. Более выраженные вестибуло-вегетативные расстройства возникали при увеличении угла наклона головы, а также при увеличении времени наклона головы от одного плеча к другому с 1 до 4 с.

Таким образом, было показано, что быстрота развития укачивания при пробе НКУК прямо пропорциональна скорости вращения кресла и величине угла отклонения головы и обратно пропорциональна частоте (скорости) наклонов последней. Следовательно, регулировать стимуляцию вестибулярного анализатора при проведении пробы НКУК — усиливать или уменьшать величину воздействия — можно посредством изменения (в соответствии с выявленными закономерностями) как каждого из рассмотренных параметров, так и варьируя всеми ими одновременно.



О МЕХАНИЗМАХ ПЕРЕСТРОЙКИ ФУНКЦИИ КРОВООБРАЩЕНИЯ В НЕВЕСОМОСТИ

В. А. ДЕГТЯРЕВ

В работе анализируются результаты исследования функции кровообращения у членов экипажей орбитальных комплексов «Салют» — «Союз». Высказывается предположение, что относительно быстрая нормализация большинства показателей гемодинамики в невесомости облегчается развитыми в онто- и филогенезе реакциями на постуральные воздействия. Исключением является перераспределение жидких сред в краниальном направлении, которое, по видимому, в земных условиях парируется гидростатическим компонентом давления в венозных синусах мозга относительно правого предсердия. Результатом растяжения сосудов низкого давления в верхней половине тела является выход жидкости в интерстициальное пространство и депонирование крови во внутренние органы. По имеющимся предварительным данным центральная гемодинамика нормализуется также достаточно быстро. Адаптация к невесомости затрудняется при нарушениях режима труда и отдыха и кумуляции утомления. В связи с закреплением нового уровня гомеостаза в длительных полетах реадаптация к условиям земного притяжения после длительных полетов идет более трудно.



АНТИОРТОСТАТИЧЕСКАЯ ГИПОДИНАМИЯ КАК МОДЕЛЬ ДЕЙСТВИЯ НЕВЕСОМОСТИ

В. Г. ДОРОШЕВ

В работе проведен сравнительный анализ показателей кровообращения, зарегистрированных в условиях покоя у космонавтов в космическом полете, у добровольцев-испытателей в условиях 49-суточной гиподинамии и у операторов при работе в макете космической станции (по 9 человек в каждой группе, за 30-суточное воздействие указанных факторов). Все исследования выполнены на аппаратуре «Полином-2М».

В космическом полете и в условиях антиортостатической гиподинамии (АНОГ) происходило однонаправленное и достоверное повышение величин большинства регистрируемых показателей гемодинамики. Напротив, работа операторов в макете станции сопровождалась достоверным снижением величин гемодинамики, что было обусловлено повышением их тренированности к физическим нагрузкам. Однотипность выявленных реакций в полете и АНОГ позволяет считать последнюю адекватной моделью действия невесомости на сердечно-сосудистую систему человека.

*

ДИНАМИКА ДАВЛЕНИЯ И ТОНУСА ВЕН НИЖНИХ КОНЕЧНОСТЕЙ В НЕВЕСОМОСТИ

З. А. КИРИЛЛОВА, В. Н. РАГОЗИН, Е. А. КОБЗЕВ

В работе приводятся результаты 15 плетизмографических исследований, проведенных у членов экипажей основных экспедиций орбитального комплекса «Салют-6»—«Союз». Оценка состояния венозного давления и тонуса вен нижних конечностей проводилась методом окклюзионной плетизмографии. Уровень создаваемого давления в пережимной манжете до полета составлял 40 и 80 мм рт. ст., в полете — 20 и 40 мм рт. ст. Показано, что под действием невесомости происходит снижение венозного давления и тонуса вен нижних конечностей.

*

ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЯ И ПРОЯВЛЕНИЯ АТИПИЧНЫХ ФОРМ ИШЕМИЧЕСКОЙ БОЛЕЗНИ СЕРДЦА У ЛИЦ ЛЕТНЫХ ПРОФЕССИЙ

В. М. КОНДРАКОВ

Ишемическая болезнь сердца (ИБС) занимает одно из ведущих мест в общей структуре заболеваемости летного состава. По нашим данным, безболевые формы ИБС среди лиц летного состава встречаются в 40—44% случаев. Диагностика атипичных форм ИБС основывается на данных анамнеза, результатах общеклинических, клинико-биохимических и клинико-инструментальных методов исследования. При физическом исследовании у обследуемых лиц определяется гипертрофия левого желудочка, подтвержденная рентгенологически, ослабление I тона на верхушке или приглушенность тонов сердца, акцент II тона над аортой, уплотнение аорты. В 58,7% выявляется нарушение липидного обмена в виде гиперхолестеринемии и гипербеталипидемии. Изменения липидного обмена нередко выявляются у лиц с неизменной кардиограммой, но имеющих некоторые клинические проявления болезни, что указывает на возможность использования этого биохимического показателя для выявления равных стадий ИБС.

Наиболее частым ЭКГ-синдромом при безболевым течении ИБС являются изменения конечной части желудочкового комплекса по типу уплощения, двухфазности зубца *T*, нарушение функции возбудимости и проводимости. Нарушение этих функций чаще возникает при поражении концевых сосудов сердца, снабжающих ткани проводящей системы. При комплексной оценке полученных результатов выявляется четкая закономерность между данными ЭКГ и метаболическими нарушениями. Чем выше процент метаболических сдвигов, тем чаще и выраженнее на электрокардиограмме обнаруживаются диффузные изменения миокарда. Указанные изменения на ЭКГ и нарушения липидного обмена особенно часто наблюдаются у лиц с ИБС при наличии у них факторов коронарного риска.

*

ФАЗОВАЯ СТРУКТУРА ЛЕВЫХ И ПРАВЫХ ОТДЕЛОВ СЕРДЦА В ДЛИТЕЛЬНЫХ ПОЛЕТАХ

Н. А. ЛАПШИНА, В. Г. ДОРОШЕВ, Л. Я. АНДРИЯКО,
Л. В. УМНОВА

На орбитальных станциях «Салют» определялась длительность фаз левого и правого желудочка сердца. С помощью аппаратуры «Полином-2М» регистрировалась кинетокардиограмма, которая позволяет измерить фазы систолы и диастолы. В полете отме-

чено учащение пульса ($p < 0,02$), укорочение изометрического сокращения, периода изгнания и механической систолы ($p < 0,001$), увеличение внутрисистолического показателя ($p < 0,001$), уменьшение времени диастолы. В условиях предполетного обследования и длительного полета выявлены функциональные зависимости между длительностью сердечного цикла и периодом изгнания крови левым желудочком. Эти зависимости рассмотрены для условий покоя и при пробе с созданием отрицательного давления над нижней половиной тела (ОДНТ). Прогностичным для оценки состояния космонавтов в полете оказалось выявление отклонений фактического периода изгнания от должных его значений, которые достигали 0,03 с и больше при пониженной переносимости ОДНТ.

*

ХИМИЧЕСКИЙ СОСТАВ КРОВИ КОСМОНАВТОВ ВО ВРЕМЯ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТОВ

Т. А. ОРЛОВА

С помощью специально разработанной системы исследовался биохимический состав крови космонавтов во время полетов разной длительности от 15 до 140 суток. В крови определялось содержание мочевины, аминного азота, глюкозы, неорганического, кислоторастворимого фосфора, нуклеотидов, холестерина, липидного фосфора и гемоглобина. Показано, что больше всего во время полетов изменялось содержание мочевины крови — оно закономерно возрастало начиная с 3—5 суток полета и удерживалось на повышенном уровне до его окончания; после полета наступала быстрая нормализация. Содержание неорганического фосфора во время полетов увеличивалось. Одновременное повышение этих двух показателей трактуется как понижение функциональных возможностей почек в этих условиях. Закономерных изменений кислоторастворимого фосфора в полетах длительностью до двух месяцев не было. Однако во время 140-суточного полета его содержание понизилось на 75-е сутки и продолжало уменьшаться до его окончания. Это понижение объясняется уменьшением фосфора дифосфоглицериновой кислоты, ответственной за транспорт кислорода в эритроцитах. Содержание холестерина в цельной крови во время полетов длительностью до двух месяцев незначительно понижалось; липидный фосфор изменялся мало. В 140-суточном полете уровень холестерина повысился к 75-м суткам и продолжал оставаться высоким; величины липидного фосфора в этот срок были низкими. Полученные результаты позволяют сделать предположение, что по мере увеличения длительности космических полетов направленность изменений ряда исследуемых параметров может меняться.

**НЕКОТОРЫЕ ИТОГИ ИЗУЧЕНИЯ
БИОЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ АКТИВНОСТИ СЕРДЦА
КОСМОНАВТОВ
ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТОВ НА КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЯХ**

В. СИДОРОВ

ЭКГ-метод исследования биоэлектрической активности сердца человека является одним из объективных критериев оценки состояния здоровья космонавтов в полете при проведении оперативного и углубленного медицинского контроля. Регистрация ЭКГ в 12 отведениях, с помощью «Полинома-2М» впервые опробована при полете ОПС «Салют-3», что улучшило проведение топической диагностики. Проводился сравнительный клинико-электрокардиографический анализ результатов обследования космонавтов при кратковременных полетах на кораблях «Союз» и длительных полетах — «Салют-3, -4, -5, -6» (первый экипаж). Нарушение функции автоматизма и возбудимости проявлялось в виде одиночных суправентрикулярных или желудочковых экстрасистол. У некоторых лиц они отмечались при наземных тренировках. Выраженная синусовая тахикардия была в момент старта, стыковки космических кораблей. Нарушения ритма отмечены у астронавтов США. Временные параметры ЭКГ не выходили за рамки физиологической нормы. Заслуживающим внимание является появление намечающихся ЭКГ признаков перегрузки правых отделов сердца в период острой адаптации к невесомости. На наш взгляд, для систематизации и сравнительного анализа полученных данных необходимо в будущих длительных полетах проводить регистрацию ЭКГ в строго установленные периоды полета. Настораживающим внимание клиницистов являются изменения конечной части желудочкового комплекса ЭКГ как при кратковременных, так и длительных полетах (снижение амплитуды, инверсия Т). При сопутствующей клинической симптоматике рекомендовался профилактический прием лекарственных средств. Выявленные в полете изменения на ЭКГ были прогнозируемыми, носили преходящий характер, часто были связаны с индивидуальной реакцией обследуемого на факторы полета.

*

ПЕРЕНОСИМОСТЬ ЧЕЛОВЕКОМ ОДНОВРЕМЕННОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ОТОЛИТОВЫЙ АППАРАТ И КУПУЛО-ЭНДОЛИМФАТИЧЕСКУЮ СИСТЕМУ

Ф. А. СОЛОДОВНИК

В условиях различных перемещений человека в пространстве часто происходит одновременное раздражение отолитового аппарата и купуло-эндолимфатической системы. Поэтому изучение влияния на организм человека комплексных раздражений рецепторов обоих отделов вестибулярного аппарата в настоящее время является актуальным. Исследования проводились на четырехштанговых качелях с вращающимся креслом с участием 12 испытуемых. Проведено четыре серии экспериментов: серия 1 — качание на качелях в положении вперед — назад; серия 2 — качание с одновременным вращением; серия 3 — вращение испытуемых на кресле неподвижных качелей с непрерывными движениями головой во фронтальной плоскости (НКУК); серия 4 — качание испытуемых на качелях с одновременным вращением и непрерывными движениями головой во фронтальной плоскости. По степени переносимости наиболее легким воздействием оказалось простое качание, затем качание с вращением, затем качание с одновременным воздействием ускорения Кориолиса, и самым сильным раздражителем оказалось воздействие одного ускорения Кориолиса. Средняя продолжительность воздействия при НКУКе оказалась наименьшей, и клинические симптомы болезни движения появлялись значительно раньше, чем при других воздействиях.

Таким образом, одновременное раздражение отолитового аппарата и купуло-эндолимфатической системы в данном случае переносится испытуемыми легче, нежели одно раздражение полукружных каналов. Следовательно, болезнь движения не всегда развивается в большей степени при комплексном раздражении рецепторов вестибулярного аппарата, а, вероятно, существуют сочетания действующих ускорений, усиливающих или ослабляющих развитие болезни движения, и это может быть связано с особенностями функционирования центральных образований нервной системы, а не с деятельностью рецепторного отдела вестибулярного анализатора.

*

К ВОПРОСУ ОБ ОЦЕНКЕ ПУЛЬСОВОЙ РЕАКЦИИ ПРИ ФИЗИЧЕСКОЙ НАГРУЗКЕ

Г. Л. СТРОНГИН, А. С. ТУРЕЦКАЯ

В литературе мало освещен вопрос о влиянии начальных стадий сердечно-сосудистых заболеваний на характер зависимости частоты сердечных сокращений (ч. с. с.) от величины нагрузки и о воз-

возможности использования в этих случаях косвенных методов оценки производительности сердца.

Настоящая работа посвящена изучению этого вопроса. Исследования проводились в трех нозологических группах: здоровые лица (150 исследований), лица с нейроциркуляторной дистонией (НЦД) по кардиальному типу с нарушением фазы реполяризации на ЭКГ (91 исследование), лица с признаками атеросклеротического поражения сердца и аорты (280 исследований). Обследуемые были разделены на три возрастные группы: 31—40 лет, 41—50 лет и лица старше 50 лет. Выполнялась физическая нагрузка ступенчато-образно возрастающей интенсивности на велоэргометре до максимального уровня.

Исследование показало, что у здоровых максимальная ч. с. с. с возрастом снижается. До 50 лет снижается незначительно, а старше 50 лет статистически существенно ($p < 0,05$). Обращает на себя внимание значительная вариабельность этой величины. В 20% случаев у здоровых лиц старше 50 лет ч. с. с. превышала 170 уд/мин, а у 5 человек составила 190 уд/мин. У лиц с признаками атеросклероза максимальная ч. с. с. в среднем ниже, чем в аналогичных возрастных группах здоровых ($p < 0,05$), что говорит об ограничении хронотропного резерва сердца уже на этих стадиях заболевания. Степень ограничения хронотропного резерва сердца широко варьирует. Наибольшая величина максимальной ч. с. с. была у больных НЦД. Таким образом, ч. с. с. при максимальной нагрузке является достаточно вариабельной величиной, зависящей от возраста и даже ранних форм сердечно-сосудистой патологии. Большие колебания ч. с. с. наблюдаются и при стандартных нагрузках. Если условно разделить реакцию ч. с. с. на брадикардическую, среднюю и тахикардическую, то можно видеть, что брадикардическая реакция одинаково часто наблюдается как у здоровых лиц, так и при наличии признаков атеросклероза. Тахикардическая реакция у лиц с атеросклерозом встречается в два раза чаще, чем у здоровых. При НЦД брадикардическая реакция наблюдается редко, а тахикардическая в три раза чаще, чем у здоровых.

Изучение прогностической значимости однотипной реакции на стандартную нагрузку в различных группах показало, что основной принцип (существование больших функциональных резервов при меньшей пульсовой реакции на стандартную нагрузку) сохранен во всех группах, кроме лиц с атеросклерозом старше 50 лет. Однако при всех вариантах пульсовой реакции лица с атеросклерозом выполняли меньшую максимальную нагрузку, чем здоровые и больные НЦД. По-видимому, это связано с различиями в величине хронотропного резерва сердца и в величине ударного выброса.

Таким образом, оценка пониженной пульсовой реакции на стандартную нагрузку как признака высокой функциональной способности сердца может привести к грубым ошибкам уже при начальных признаках атеросклероза, в то время как даже значи-

тельная тахикардия у лиц НЦД может не свидетельствовать о функциональной неполноценности сердца. Это накладывает определенные ограничения на возможность использования косвенных методов оценки кардиореспираторной способности во врачебно-летней экспертизе.

*

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ДВУХ СХЕМ ПОВЫШЕНИЯ ВЕСТИБУЛЯРНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ

И. К. ТАРАСОВ, В. Н. АЛЕКСЕЕВ, Н. Л. БОРУНОВ

Наблюдаются еще случаи укачивания среди пассажиров и работников транспорта (авиационного и морского), несмотря на применение различных методов и средств профилактики укачивания. Практическое решение вопросов повышения уровня вестибулярной устойчивости в настоящее время остается актуальным. В связи с этим проведены исследования для сравнения эффективности двух схем повышения вестибулярной устойчивости. Проведено две серии исследований, в которых приняли участие 48 мужчин. В первой серии проведены тренировки двумя циклами по 30 тренировок с перерывом 6—8 месяцев между циклами. В процессе одной тренировки осуществлялось одно воздействие. Во второй серии тренировки проводились одним циклом индивидуально исходя из дифференциальной чувствительности к тому или иному воздействию. В одной тренировке применялись комплексные воздействия на оба отдела лабиринта и афферентные системы, контролирующее пространственное положение. Тренировки в обеих сериях заканчивались, когда обследуемые переносили максимально предусмотренное методикой время без явлений дискомфорта. В двух сериях тренировки проводились по принципу увеличения интенсивности воздействия в последующей тренировке. При сравнительном анализе результатов установлено, что схема тренировок, основанная на дифференциальном подходе с учетом индивидуальной чувствительности, а также комплексности нагрузки на всю функциональную систему анализаторов, обеспечивает более эффективное повышение вестибулярной устойчивости. При этом осуществлялась максимально комплексная стимуляция анализаторов, участвующих в отражении пространства. Кроме того, сравнительный технико-экономический анализ показал, что на тренировки по комплексной схеме затраты в четыре раза меньше при сравнительно большем количественном и качественном эффекте.

*

ОСОБЕННОСТИ ФИЗИЧЕСКОЙ ТРЕНИРОВКИ КОСМОНАВТОВ НА СТАНЦИИ «САЛЮТ-6»

В. А. ТИШЛЕР, В. И. СТЕПАНЦОВ

В работе рассматриваются технические характеристики тренажеров и методические подходы к их использованию, позволяющие решать самые необходимые задачи поддержания физических качеств (силы, быстроты, выносливости, координации и др.) и двигательных навыков и умений. Построенный на этой основе и рационально организованный процесс тренировки дает возможность, во-первых, добиться высокого уровня работоспособности космонавтов в ходе самого полета и, во-вторых, облегчить их переход к земной гравитации и существенно ускорить период реабилитации без каких-либо остаточных следовых процессов в организме космонавтов. Обсуждаются особенности построения тренировочного процесса и управления его ходом на станции «Салют-6» во время полетов второй и третьей основных экспедиций (140 и 175 суток). Делается вывод об отсутствии зависимости степени изменений в организме космонавтов от продолжительности полета при обязательном выполнении предписанных рекомендаций по физической тренировке. Высказывается предположение о благополучном исходе экспедиций продолжительностью до одного года при условии соблюдения изложенных в работе требований.

*

ИССЛЕДОВАНИЕ ОДНОГО АЛГОРИТМА СПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА ДАННЫХ В КОСМИЧЕСКОЙ БИОРИТМОЛОГИИ

В. М. УСОВ, И. Ф. САРАЕВ, Е. Д. ПОПЧИТЕЛЕВ,
С. В. РОМАНОВ, А. А. СМЕРНОВ

В работе рассматриваются возможности применения специального алгоритма оценки спектральной функции. В его основу было положено исследование максимумов спектральной функции исходного случайного процесса $X_{(t)}$. В качестве математического аппарата для исследования исходного сигнала был применен оператор преобразования Уолша $W(t, f)$ параметров t (временных) в f (частотные). Использовался спектр мощности, позволяющий дать его составляющим частотную интерпретацию по аналогии со спектром мощности Фурье. Апробация данного метода на экспериментальных данных исследования суточной частоты пульса у 6 испытуемых, регистрируемой на протяжении 10 суток с часовым интервалом, показала в целом перспективность применения

в биоритмологических исследованиях разработанного алгоритма. Особенно полезным данный метод выделения ритмов может оказаться для целей экспресс-анализа экспериментальных данных, учитывающая простоту вычислений и работоспособность алгоритма на относительно малых объемах выборок.



**К ВОПРОСУ
О ВЫСОТНО-ДЕКОМПРЕССИОННЫХ РАССТРОЙСТВАХ
В СВЯЗИ С ЧАСТО ПОВТОРЯЮЩИМИСЯ
ВОЗДЕЙСТВИЯМИ
ПОНИЖЕННОГО БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ**

В. И. ЧАДОВ, А. С. ЦИВИЛАШВИЛИ, М. И. ВАКАР,
А. Ф. БОБРОВ, З. А. КАБОЛОВА, А. Ф. СОБОЛЕВ,
А. Н. МАЗИН

В связи с предполагаемыми в перспективе ежедневными или, во всяком случае, часто повторяющимися выходами космонавтов за пределы гермокабины возникает вопрос — не приведет ли частая повторяемость воздействия на организм пониженного барометрического давления к увеличению его чувствительности к высотно-декомпрессионным расстройствам (ВДР), а следовательно, к увеличению вероятности их развития и тяжести проявления в последующих выходах по сравнению с первыми?

С участием 19 добровольцев в возрасте от 20 до 40 лет проведен 81 эксперимент. Продолжительность каждого эксперимента составляла 5—6 суток. Воздействию декомпрессии добровольцы подвергались в барокамере СБК-48м либо ежедневно в течение 6 суток, либо через день — на 1-е, 3-и и 5-е сутки. Продолжительность пребывания на высоте ограничивалась 6 часами. В течение этого времени добровольцы выполняли периодическую физическую работу с энерготратами 4,5—5,0 ккал/мин. Плотность рабочего времени составляла 66%. Дыхание добровольцев обеспечивалось газовой смесью, состоящей из $89 \pm 1\%$ O_2 и $11 \pm 1\%$ N_2 . В общей сложности было проведено 349 подъемов на высоты 7300, 7000 и 6500 м. У трех добровольцев в девяти случаях были отмечены высотно-декомпрессионные расстройства, в том числе четыре случая имели место в экспериментах с ежедневными подъемами и пять случаев — с подъемами через день. На каждой из изучавшихся высот в разные дни было зарегистрировано по 3 случая ВДР.

Анализ результатов исследования показал, что случаи возникновения ВДР, имевшие место, очевидно, у наиболее чувствительных к ним добровольцев, распределены (по дням эксперимента и по очередности подъемов) случайным образом и частота их возникновения не зависит от повторяемости воздействия понижен-

ного барометрического давления. Кроме того, отсутствие каких-либо признаков расстройств у остальных 16 добровольцев позволяет констатировать, что часто повторяющиеся, в известных пределах, воздействия разреженной атмосферы не приводят, по крайней мере у устойчивых лиц, к развитию ВДР.

Таким образом, все изложенное выше дает основание заключить, что систематические, ежедневно или через день повторяющиеся переходы от нормального барометрического давления к пониженному, соответствующему высотам 7300—6500 м, не сказывается сколь-либо заметным образом на вероятности развития ВДР у человека в этих условиях.



К ВОПРОСУ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ДИАГНОСТИКИ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ СЕРДЕЧНО-СОСУДИСТОЙ И НЕРВНОЙ СИСТЕМЫ У ЛЕТНОГО СОСТАВА ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЛЕТНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Ф. В. КРЫСОВ, А. Г. ФЕДУК, А. А. КУПРИАНОВ

Несмотря на значительные качественные изменения условий и характера летного труда, методы экспертных исследований летного состава до настоящего времени недостаточно отражают условия профессиональной деятельности. Предлагаемый метод моделирования в сочетании с клиническими методами исследования летного состава показал, что таким путем можно существенно дополнить информацию, особенно при функциональных заболеваниях сердечно-сосудистой и нервной систем. Говоря о качественных показателях деятельности у летного состава с сердечно-сосудистой патологией (гипертоническая болезнь I ст., нейроциркуляторная дистония гипертонического типа, вегетативно-сосудистая неустойчивость и др.), необходимо отметить, что они отчетливо снижаются в течение времени выполнения полетного задания в зависимости от возрастания степени его сложности, что можно объяснить снижением адаптационных возможностей организма у данной категории лиц.

Метод моделирования в ряде случаев способствует выявлению скрытых форм нарушения сердечного ритма у лиц с миокардиострофией и кардиосклерозом, которые не всегда удается установить с помощью клинических методов исследования. Метод моделирования позволяет также выявить дифференциальные особенности диагностики некоторых пароксизмальных состояний (эмоционально-болевого и сосудистой обмороки). Это основывается на характерных особенностях сосудистого обморока (лабильность частоты сердечных сокращений, артериального давления, минут-

ного объема дыхания, астенического типа осцилляций кожно-гальванического рефлекса) по сравнению с показателями при эмоционально-болевым обмороке. В связи с этим метод моделирования профессиональной деятельности на летном тренажере в сочетании с всесторонним клиническим обследованием представляется достаточно эффективным и адекватным методом исследования в целях врачебно-летной экспертизы.

*

ОЦЕНКА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ И РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА ПРИ ДЕЙСТВИИ ВЕРТОЛЕТНОЙ ВИБРАЦИИ

В. В. ИВАНОВ, В. И. ЗОРИЛЭ, А. Е. МУЗАЛЕВСКИЙ

При полетах на вертолетах вибрация и шум относятся к наиболее неблагоприятным, длительно действующим факторам. Между тем влияние этих факторов на функциональное состояние и особенно работоспособность человека-оператора изучено недостаточно. Настоящая работа проведена с целью выявления изменений работоспособности человека-оператора при действии этих факторов в течение 4 ч. Исследования проводились на специальном стенде. Операторы подвергались воздействию вертикальной вибрации с частотой 10 и 20 Гц и виброскоростью $6,1 \cdot 10^{-2}$ м/с и шума интенсивностью 103—105 дБ. Для оценки состояния работоспособности регистрировали интеграл и продолжительность ошибок управления в директорном режиме на аппарате «Тузо-3», изучали качество восприятия приборной информации, память на числа, внимание. Кроме того, регистрировали частоту пульса и дыхания, минутный объем вдоха, а также субъективные данные обследуемых лиц. В экспериментах принимали участие здоровые лица в возрасте 18—36 лет. Сначала вырабатывались навыки управления и выполнения психологических тестов до получения относительно стабильных результатов работы.

Результаты показали, что одновременное действие вибраций и шума сопровождается значительным снижением работоспособности обследуемых лиц, которое носит фазовый характер. Так, в начале действия вибрации и шума (в течение первого часа) интеграл ошибок управления в режиме одномерного компенсаторного слежения по каналу тангажа увеличивался в 3,5 раза по сравнению с контрольными данными. Идентичные, но менее выраженные изменения того же показателя качества работы выявлены при изучении эффективности управления в режиме двумерного компенсаторного слежения. При действии вибраций и шума изученных величин в течение 4 ч выделены три фазы изменения работоспособности: первая фаза — первичных дискоординаций, которая отмечается в течение первого часа воздействия и характеризуется

резким снижением качества работы; вторая фаза — приспособления. Она наблюдается в течение двух часов воздействия и отличается частичным или полным восстановлением качества работы; третья фаза — декомпенсации или вторичных дискоординаций. Она характеризуется повторным снижением эффективности работы.

Анализ субъективных данных свидетельствует о том, что в условиях действия вибраций и шума операторы переоценивают свои возможности как в процессе управления, так и при выполнении психологических тестов.



МИКРОКЛИМАТ НА ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ «САЛЮТ-4», ГАЗООБМЕН И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ЗАТРАТЫ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖЕЙ

В. П. ДЗЕДЗИЧЕК, М. А. ВЫТЧИКОВА, В. М. БАРАНОВ

В работе представлены результаты исследований газового обмена и энергозатрат членов экипажей орбитальной станции «Салют-4», а также параметров микроклимата. При помощи расчетного метода было установлено, что уровень среднесуточного потребления кислорода за весь полет первой и второй экспедиций приблизительно равен и колеблется около 24 л/ч. Если энергетические затраты на одного члена экипажа в 18-суточном полете космического корабля «Союз-9» составили 2300 ккал/сут, то на выполнение программ работ на орбитальной станции «Салют-4» космонавты затрачивали в среднем 2800 ккал/сут. Система обеспечения газового состава воздуха и система терморегулирования поддерживали параметры микроклимата в заданных пределах, обеспечивающих оптимальный уровень для жизнедеятельности и высокой работоспособности космонавтов.



ОСОБЕННОСТИ ВОЗДЕЙСТВИЯ ШУМА НА ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ ЕГО ДЛИТЕЛЬНОЙ ИЗОЛЯЦИИ

В. А. КОРСАКОВ, Г. С. РАТНЕР

Исследование субъективной оценки длительного воздействия шумов малой и средней интенсивности при комплексном влиянии нескольких отрицательных факторов, аналогичных летным, проводилось в специальной гермоустановке, оснащенной оборудованием для длительного автономного существования экипажа испытате-

лей из 3—6 человек. Длительность экспериментов составляла 10, 23, 48, 60, 90 и 120 суток.

Получение данных осуществлялось определением субъективно приемлемого уровня шума и регистрацией действий испытуемых, обусловленных влиянием шума:

Длительность (сутки)	до 10	10—30	30—60	60—90	90—120
Работа	73	65	62	62	61
Отдых (включая сон)	63	48	40	37	36

*

ФИЗИОЛОГО-АКУСТИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ОЦЕНКИ ВОСПРИЯТИЯ РЕЧИ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К АВИАКОСМИЧЕСКОМУ ПОЛЕТУ

Ю. В. КРЫЛОВ, В. С. КУЗНЕЦОВ, В. М. КОЗИН,
И. А. ПЕТЛЕНКО, Г. И. ТАРАСЕНКО

Речевая связь, включающая слуховое восприятие речевых сигналов, является одним из основных звеньев системы обмена информации в практике авиационных и космических полетов. С увеличением длительности последних значение прямого речевого обмена постоянно возрастает и наряду с чисто профессиональной несет еще и эмоциональную нагрузку. Физиолого-акустические принципы оценки восприятия речи требуют учета, по крайней мере, трех условий: 1) частота употребляемости и характер терминов, составляющих основу авиакосмического лексикона. Экспериментально установлено, что знакомые звукосочетания, слова, выражения, фразы при одинаковой интенсивности шумового фона на 20—25% лучше распознаются, чем впервые или мало встречающиеся звуковые формы; 2) величина искажения, вносимая теми или иными средствами защиты органов дыхания (маски, шлема), в которых вследствие малого объема подмасочного пространства и его резонаторных особенностей происходит общее смещение спектра произносимого речевого сигнала. Смещение общей полосы пропускания звуков 400—4000 Гц в сторону низких частот на 250—300 Гц ухудшает качество восприятия звуков до 30%. При этом особенно страдает восприятие гласных звуков; 3) роль маскирующего шума и значимость понижения остроты слуха, наблюдающиеся при этих воздействиях. Определены зависимости в снижении тональной слуховой чувствительности с возможностями восприятия речевого сигнала. В частности, показано, что при снижении слуховой чувствительности у лиц с нормальным слухом после часовой интенсивной акустической нагрузки на частотах 500, 1000, 2000 Гц в среднем до 30 дБ нарушений в разборчивости речи не наблюдается.

Снижение слуховой чувствительности на указанных частотах свыше 30 дБ вызывает пропорциональное ухудшение восприятия речевой информации.

Перечисленные физиолого-акустические принципы восприятия речи в условиях авиакосмического полета должны лечь в основу системы отбора и освидетельствования летчиков и космонавтов, а также учитываться при создании технических средств речевой радиосвязи и оценки их эффективности.



ПСИХОАКУСТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ВНУТРИКАБИННОГО ШУМА КОСМИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ

Э. В. ЛАПАЕВ, В. С. КУЗНЕЦОВ, Ю. В. КРЫЛОВ,
И. А. ПЕТЛЕНКО, Г. И. ТАРАСЕНКО

Одним из важных факторов среды обитания космических станций является акустический шум — следствие высокой насыщенности кабины техническими системами, многие из которых служат источниками шума. Актуальность этой проблемы определяется все возрастающими длительностями пилотируемых полетов, в которых монотонный внутренний шум станций оказывает на космонавтов непрерывное многосуточное воздействие. В практике профпатологии для оценки таких шумов, средней и малой интенсивности, принято использовать психоакустические методы. Для сравнительно малых групп людей, принимающих участие в космических полетах, психоакустическое регламентирование среды оказывается наиболее информативным и практически значимым. Использовались два применяемых в психоакустике пути получения результатов: метод парных сравнений и метод субъективного шкалирования. В соответствии с первым методом внутрикабинный шум приравнивался по выбранному критерию к эталонному звуковому раздражителю (в наших опытах к «белому» шуму), имеющему установившиеся нормативы, и таким образом оценивалась переносимость исследуемого шумового фактора. Второй метод субъективного шкалирования является более абстрактным, он обращается к прошлому опыту человека, и лучшие результаты дают специально подготовленные эксперты. Сущность этого метода состоит в том, что исследуемый шум предъявляется слушателю, и он решает в соответствии с предложенной числовой или семантической (чаще смешанной) шкалой допустимости, какой точке шкалы соответствует указанный шум. В наших опытах использовались две шкалы: одна позволяла определить степень переносимости предъявляемого шума, другая — выявить и оценить в числовых показателях мешающие и раздражающие действия шума. Во всех случаях исследования сопровождалась точной физической метрикой шумовых явлений, кроме того, предлагались

«якорные» оценки, позволяющие опрошенным лицам знать крайние границы шкалы.

Результаты, полученные с помощью психоакустических оценок, дают ценный дополнительный материал к той информации относительно шума космических станций, которая получается с помощью объективных физиологических измерений.



ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ КОСМОНАВТА В РЕЖИМЕ ВИЗУАЛЬНОГО НАБЛЮДЕНИЯ

О. О. РЮМИН, Е. Н. ХЛУДЕЕВ, Е. В. ХРУНОВ

В работе рассматриваются некоторые вопросы выполнения оператором задач с участием зрительного анализатора (ЗА) и с учетом общего психофизиологического состояния. Отмечается, что задача оптимизации деятельности космонавта-оператора в режиме визуального наблюдения может быть решена, с одной стороны, за счет мероприятий по улучшению входных характеристик параметров сигналов, поступающих на ЗА в процессе работы, с другой — разработкой и использованием методов психосоматической коррекции состояния оператора. Данные для анализа были получены применительно к задаче визуального наблюдения звездного неба с целью изучения психофизиологических возможностей оператора, а также влиянием на эти данные искусственно созданного цветового фона оперативного поля зрения оператора (ОПЗ) и метода психосоматической регуляции — аутогенной тренировки (АТ).

На специально созданной авторами установке имитировалось движение точечного объекта (космического корабля — КК) на фоне искусственно созданного звездного неба. В экспериментах, в которых участвовало 15 операторов в возрасте от 25 до 45 лет, использовалась модель крайних состояний психофизиологического статуса космонавта — режим непрерывной 72-часовой профессиональной деятельности (РНД). Приводятся данные проведенных исследований с анализом вероятности правильного обнаружения и «ложных тревог» по суткам исследований и в целом для всего РНД и для обеих групп (с применением АТ и без ее применения). Приведенные данные получены на основе субъективного и объективного их анализа.

Из результатов проведенных исследований сделан вывод, что для эффективного решения космонавтами задач визуального наблюдения в условиях режима непрерывной 72-часовой деятельности необходимо: во-первых, обеспечить улучшение входных характеристик параметров сигналов, поступающих на ЗА; во-вторых, разработать методы психосоматической коррекции состояния человека.

**ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКАЯ
ОЦЕНКА ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАТОРА
В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ
С РАЗЛИЧНЫМ УРОВНЕМ АВТОМАТИЗАЦИИ**

П. К. ИСАКОВ, А. И. ЖЕВЖИК, М. М. СИЛЬВЕСТРОВ

В целях снижения опасности для человека во время натуральных испытаний летательных аппаратов все большее значение придается моделированию деятельности оператора на ранних стадиях разработки эргатических систем. В этом случае создание эмоционального и профессиографического фона, включая сюда воздействие наиболее значимых факторов внешней среды, является достаточно трудным делом для экспериментаторов. К сказанному следует добавить необходимость оценки оператора по комплексу значимых показателей. В настоящей работе проводилась сравнительная психофизиологическая оценка деятельности оператора в системах ручного, полуавтоматического (директорного), автоматического и комбинированного управления полетом. Каждая из перечисленных систем управления имеет свои положительные и отрицательные качества, влияющие на деятельность оператора в контуре управления полетом.

В итоге сравнительной оценки вариантов управления по точности пилотирования, безопасности полета и степени напряжения жизненно важных систем организма выявлено преимущество комбинированной системы управления, основанной на совмещении деятельности летчика и контура автоматике. Лучшая точность управления, большая безопасность полета при отказах аппаратуры и меньшая нагрузка на организм — таковы некоторые ее преимущества.

*

**ОСОБЕННОСТИ ОПЕРАТОРСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
В РЕЖИМАХ НЕПРЕРЫВНОГО БОДРСТВОВАНИЯ**

В. Н. МАЛЮГИН

Деятельность оператора в условиях, требующих максимальной мобилизации его интеллектуальных и физических сил, представляет значительный интерес для космической биологии и медицины. В работе проанализированы материалы двух 30-суточных и шести 3-суточных экспериментов с моделированием условий различных по сложности космических полетов с участием 15 испытуемых. Основное внимание было уделено сравнительной характеристике качества деятельности операторов, их состоянию, устойчивости профессионального навыка в состоянии крайнего утомления при работе в режиме непрерывного 72-часового бодр-

ствования (РНБ). Анализ данных показывает, что операторы могут работать в течение длительного времени (72 часа) без сна и отдыха. При этом различные виды деятельности имеют свою динамику изменений, основывающуюся на изменении некоторых функций организма под влиянием режима непрерывного бодрствования. Проведенные эксперименты показали, что снижение уровня активности операторов начинается с 28—32 часов эксперимента с РНБ. Необходимо, начиная с этого срока непрерывной деятельности, вводить средства активизации человека.

*

ОЦЕНКА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО СОСТОЯНИЯ ОПЕРАТОРОВ ПРИ СЕНСОРНОЙ МОНОТОННОЙ РАБОТЕ ПО ВЫЗВАННЫМ ПОТЕНЦИАЛАМ ГОЛОВНОГО МОЗГА

С. Д. МИГАЧЁВ

В лабораторных условиях моделировалась деятельность операторов по ожиданию сигналов. В течение двух часов подавалось 26 одиночных сигналов в виде вспышки света длительностью 300 мс и яркостью 2,7 нита в случайном порядке. Эксперименты проводились в звуко- и светоизолированной камере. Сравнивали вызванные потенциалы (ВП) до и после 2-часовой монотонной работы. Под влиянием такого режима деятельности латентность основных компонентов увеличивается на 10—15 мс, а амплитуда уменьшается в 1,5 раза. Отношение длины трех компонентов ВП к их латентности с 1,14 до работы снижается до 0,87 после работы. Выявленная динамика ВП, по-видимому, является следствием изменения уровня активации организма при сенсорной монотонной работе. Отчеты испытуемых свидетельствуют о снижении внимания и интереса к такой работе. У некоторых испытуемых наблюдается кратковременная дремота. Достоверная связь ВП с показателями эффективности работы и вегетативных систем организма позволяет использовать данный метод, наряду с другими, в качестве контроля функционального состояния операторов при работе в режиме ожидания сигналов.

*

ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ ЛЕТЧИКОМ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РАЗНОКОДОВОЙ ИНФОРМАЦИИ

И. С. НИКИТИН, А. А. ОБОЗНОВ, Г. М. ЧЕРНЯКОВ

Изучались особенности интегральной оценки ситуации летчиком при восприятии пилотажной информации, представленной на электронном индикаторе (ЭИ) и приборной доске (ПД). Летчикам предъявлялись фотомакеты ЭИ и ПД, на которых отображались фазы выполнения различных маневров полета. Задача летчика состояла в определении вида выполняемого маневра. При этом он должен был сообщать не только окончательное решение, но и свои предположения (гипотезы). Было проведено две серии исследований: фоновая (предъявлялись фотомакеты только ПД) и основная (моделировались переходы с ЭИ на ПД на этапах выдвижения гипотезы и принятия окончательного решения). В процессе экспериментов проводилась регистрация направления взгляда летчиков и вызванных потенциалов головного мозга (с вертекса) на акустический стимул. На основании полученных результатов делается вывод о том, что переход от ЭИ на ПД является помехой для прогнозирования летчиком тенденции в развитии обстановки полета, особенно если этот переход осуществляется на этапе выдвижения гипотезы. При неблагоприятных обстоятельствах смена информационной модели может привести к снижению надежности деятельности летчика.

*

ДИНАМИКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОЙ ИЗОЛЯЦИИ ПО ДАННЫМ СУБЪЕКТИВНЫХ И ОБЪЕКТИВНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

Г. С. РАТНЕР, В. А. КОРСАКОВ, Г. Г. ТЕР-МИНАСЬЯН

Проблема оценки и прогнозирования работоспособности человека, находящегося в длительной изоляции в условиях космического полета, длительного автономного плавания и в других аналогичных условиях, становится все более важной по мере увеличения сроков автономного пребывания. Исследования проводились в экспериментальном комплексе, созданном для проведения длительных испытаний систем жизнеобеспечения и другого оборудования совместно с экипажем при воспроизведении в максимально возможной степени факторов космического полета. Изучение динамики работоспособности основывалось на измерении трудоемкости фактически выполненных работ по ремонту и доработке

систем жизнеобеспечения и другого оборудования, а также на основе субъективной оценки работоспособности, даваемой непосредственно членами экипажа. Полученные результаты подтверждают возможность использования для оценки работоспособности членов экипажа объективных данных о выполненной ими работе и целесообразность разработки соответствующей методики, основанной на этом принципе.

*

ОБ ОДНОМ МЕТОДИЧЕСКОМ ПРИЕМЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПСИХИЧЕСКОЙ НАПРЯЖЕННОСТИ У ОПЕРАТОРА

Б. Н. РЫЖОВ

Прогнозирование психической напряженности у оператора является актуальной проблемой. Информационная теория эмоций устанавливает функциональную зависимость между потребностно-эмоциональной сферой человека и информационными характеристиками среды. Сделана попытка применить основные положения этой теории для прогноза психической напряженности у оператора на основании изменения энтропийных характеристик процесса управления. В эксперименте приняло участие 6 хорошо обученных операторов, осуществивших в течение 20 мин сложную и эмоционально насыщенную операторскую деятельность по компенсаторному слежению за динамическим объектом. Согласно инструкции операторы должны были при помощи системы управления удерживать визуально наблюдаемый объект в заданной точке пространства, парируя возникающие возмущения. Во время работы у операторов регистрировалась частота сердечных сокращений и определялся вегетативный показатель напряженности по приведенной в работе формуле.

Установлена зависимость между негэнтропией процесса управления и вегетативным показателем напряженности, которая может быть аппроксимирована линейным законом. Таким образом, полученные результаты подтвердили исходные теоретические предположения, а предложенный метод может рассматриваться как один из подходов к прогнозированию психической напряженности оператора при компенсаторном слежении за динамическим объектом.

*

ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОБЪЕКТИВНОЙ ОЦЕНКИ УРОВНЯ ОБУЧЕННОСТИ

В. Ф. ЖЕРНАВКОВ

Объективный и оперативный контроль за деятельностью занимает важное место в проблеме повышения эффективности и качества подготовки летчиков и курсантов на тренажерах. Многие авторы считают, что правильная организация обратной связи — основное условие эффективности упражнений. Стремление к объективности заставляет специалистов, изучающих деятельность оператора, его поведение в той или иной ситуации, прибегнуть к использованию физиологических показателей, хотя и приходится сталкиваться при этом с большими методологическими трудностями различного порядка. Исследования с участием летчиков и курсантов летных училищ показали, что для достоверного суждения об уровне обученности необходимо регистрировать и анализировать не только параметры качества выполнения того или иного упражнения (прямые показатели), но и показатели нервно-эмоционального напряжения летчика в процессе деятельности (вегетативный компонент навыка), выступающие в качестве физиологической цены организма за достигнутые результаты.

Стадию сформированного и закрепленного навыка характеризуют высокое, стабильное качество деятельности (внешние показатели) и минимизация и стабилизация нервно-эмоционального напряжения обучаемого (внутренние показатели). Стабилизация показателей нервно-эмоционального напряжения наступает позже, чем плато параметров качества деятельности. Поэтому регистрация и анализ физиологических показателей (частота пульса, частота дыхания и объем легочной вентиляции) и резервов внимания в процессе управления позволяют более точно определить необходимое количество тренировок для формирования устойчивого навыка.

Рассматриваются особенности нормирования физиологических показателей и обосновываются основные элементы комплексной системы объективной оценки уровня обученности летчиков (курсантов) на тренажере, их иерархическая последовательность, а также необходимость и возможность автоматизации обработки всей информации о деятельности летчика на тренажере в реальном масштабе времени.

*

ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОБЛЕМЫ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ПРИГОДНОСТИ ЧЕЛОВЕКА ПРИМЕНИТЕЛЬНО К УСЛОВИЯМ ДЛИТЕЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

В. А. БОДРОВ, В. П. СТУПНИЦКИЙ

Значительное увеличение продолжительности космических полетов и расширение круга задач, решаемых космонавтами на борту орбитальных станций, поставили перед теоретической и практической космической психологией ряд новых проблем. Наряду с чисто операторскими задачами значительное место в профессиональной деятельности космонавта занимает научно-исследовательская работа, требующая инициативы и творчества, вследствие чего существенно возросли требования к познавательной сфере космонавта. Он должен обладать высокой эрудицией, творческим потенциалом, профессиональной интуицией и умением эффективно использовать свои познавательные возможности в условиях информативной недостаточности и вариативности ситуаций. Способность к преодолению неопределенности ситуации рассматривается в настоящее время как одно из главных профессионально значимых психологических качеств личности космонавта.

Продолжительная целенаправленная подготовка — динамическое совершенствование профессионально важных индивидуально-психологических и групповых характеристик космонавта способствует повышению его профессиональной пригодности к выполнению сложных программ длительных космических полетов



АНАЛИЗ АДАПТИВНЫХ СВОЙСТВ ЧЕЛОВЕКА-ОПЕРАТОРА В РУЧНОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ОПЕРАЦИЙ СЛЕЖЕНИЯ

В. М. ВАСИЛЕЦ

Практически при управлении любым летательным аппаратом или отдельными его системами человеку-оператору приходится проявлять свои адаптационные способности, т. е. при изменении внешних условий и параметров систем управления реализовывать такие управляющие воздействия на систему, которые приводят к наилучшему, по его мнению, качеству управления. Особенно адаптивные качества оператора проявляются при непредвиденных изменениях динамических характеристик объекта управления (переход на иной режим управления, отказ в системе, использование дублирующей системы и т. д.). Очевидно, что знание па-

раметров и структуры адаптивного поведения человека-оператора позволило бы создать формализованную адаптивную модель, использование которой значительно облегчило бы проектирование ручных систем управления. С одной стороны знание адаптивных характеристик оператора позволяет значительно упростить систему управления, с другой — позволяет создать динамически приемлемую (комфортную) с точки зрения управления систему путем включения дополнительных контуров, обеспечивающих требуемые характеристики системы в целом. И, наконец, оказывается возможным на этапе проектирования ручных систем управления четко разграничить функции оператора и технической части системы автоматизирующей деятельность оператора.

Первым этапом создания формализованной адаптивной модели операторской деятельности является построение ее структуры. Последующей задачей, для формализации модели, является определение параметров блоков этой структуры в условиях проявления человеком адаптивных характеристик, возможно, даже в условиях стресса.

В работе делается попытка построения структурной модели адаптации оператора к новой динамике системы. Определяются наиболее значимые параметры адаптивной модели, учет которых при проектировании систем управления позволил бы проводить их оптимизацию как по критериям качества управления, так и по распределению функций между технической частью системы и человеком-оператором.



ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ПСИХОЛОГИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ПРАКТИКЕ ВРАЧЕБНО-ЛЕТНОЙ ЭКСПЕРТИЗЫ

В. Ф. ВОЛОХОВ, И. Н. ЛАВРЕНТЬЕВА

Медицинское обеспечение безопасности полетов требует разработки научно обоснованных рекомендаций по изучению и оценке профессионально важных психических функций летного состава, особенно в свете требований врачебно-летной экспертизы (ВЛЭ). Это обстоятельство обуславливает внимание врачей к экспериментально-психологическим исследованиям пилотов.

Комплексные научно-практические разработки этого вопроса позволили провести сравнительный анализ информативности используемых в целях ВЛЭ психологических методик, разработать требования к новым методам психодиагностики состояния пилотов, изучить психологические особенности летного состава с различной патологией, использовать материал тренажерных испытаний для обоснования экспертного постановления, разработать физиологические критерии переносимости психологических на-

рузочных проб, обосновать экспресс-методы оценки состояния психических функций летного состава, дополнить представление о психической сфере летного состава, допускающего частые ошибочные действия в полете, наконец, разработать и внедрить в практику ВЛЭ многие практические рекомендации по совершенствованию экспериментально-психологического обследования летного состава.



КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА ДИНАМИКИ ПСИХИЧЕСКОЙ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ ЗАМКНУТОЙ СРЕДЫ ОБИТАНИЯ

К. К. ИОСЕЛИАНИ, С. В. КЛАУЧЕК

Изучение околоземного пространства, континентального шельфа и ряд других отраслей исследования порождают необходимость работы в условиях ограниченных объемов обитания и относительной сенсорной депривации. Работоспособность человека-оператора в этих случаях, помимо специфики среды обитания, обусловлена жесткой психологической привязкой к условиям деятельности, которая протекает в обстановке высокого напряжения основных психических функций, вследствие приема и переработки большого объема профессионально значимой информации в условиях дефицита времени и воздействия помех. В работе был использован комплексный подход к изучению психической работоспособности человека, удовлетворяющий принципу конкретности. Приводятся данные пяти серий экспериментов длительностью от 7 до 40 суток с участием 18 человек обследуемых. Для получения обобщенной оценки психической работоспособности был использован комплекс психологических, физиологических и личностных методов.

Результаты проведенных исследований свидетельствуют о том, что в динамике психической работоспособности человека при работе в условиях относительной сенсорной изоляции прослеживаются четыре последовательные стадии: вработываемости, высокой и стабильной работоспособности, устойчивой и неустойчивой компенсации. Высокая мотивация, профессионально значимые личностные качества оператора способствуют адекватной мобилизации психофизиологических резервов организма и длительному поддержанию работоспособности на заданном уровне. Таким образом, комплексный подход к изучению работоспособности, основанный на принципе конкретности, позволяет оценивать и прогнозировать ее на различных этапах работы человека в замкнутых объемах.



НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ ИЗУЧЕНИЯ РЕЧЕВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАТОРА

В. А. КУРАШВИЛИ

Предложен комплексный подход к проблеме использования речевых сигналов для оценки текущей деятельности оператора. Ввиду значительных трудностей инструментального анализа речи, обусловленных необходимостью выделения, анализа и учета большого количества факторов, предложено использование методов психометрического шкалирования речевых признаков. Психометрические методы, количественно формализующие суждения группы слушателей-экспертов, были использованы в нескольких сериях экспериментов. Параллельно проводился инструментальный анализ тех же речевых образцов. Обработка данных психометрического шкалирования проводилась с использованием непараметрических критериев. Инструментальный анализ включал спектрографию речевых сегментов, визуализацию звуков с помощью аппаратуры «видимая речь» и обработку количественных параметров речевых сигналов на ЭЦВМ. Сравнение объективных (инструментальных) и психометрических данных показало, что при наличии хорошо подготовленной группы экспертов-аудиторов экспертные оценки дают более адекватное представление о состоянии и характере деятельности оператора, чем данные инструментального анализа. Показано, что достаточная надежность психометрического шкалирования позволяет в ряде случаев избежать затрат времени и значительных расходов, связанных с эксплуатацией дорогостоящего оборудования. Кроме того, экспертные методы позволяют получать прямой ответ на поставленные вопросы, в то время как инструментальный анализ дает лишь набор значений, интерпретация которых связана со значительными трудностями.

*

К ВОПРОСУ О МЕТОДИЧЕСКИХ ПРИНЦИПАХ ИЗУЧЕНИЯ ПСИХОЛОГИЧЕСКОЙ СОВМЕСТИМОСТИ ЛЕТНЫХ ЭКИПАЖЕЙ

Н. Ф. ЛУКЬЯНОВА, Н. В. ТРЕТЬЯКОВ

Одним из путей обеспечения психологической готовности к выполнению полетов является создание оптимального психологического климата внутри экипажа и летного подразделения. Летные экипажи рассматриваются как коллективы, находящиеся на разном качественном уровне. Ценностные ориентации индивидуумов и группы изучались с помощью специально разработанной методики, в которой изучалась степень сходства представлений о каждом члене экипажа.

Структура ценностных ориентаций группы конкретизировалась с помощью исследования межличностного восприятия, методики, позволяющей понять представление членов группы об индивиду-

альном вкладе в деятельность и эмоциональную интеграцию летного коллектива. Эффективность профессиональной деятельности, уровень летных способностей, индивидуальные характеристики общения и поведения каждого члена экипажа оценивались с помощью метода обобщенных независимых характеристик. Таким образом, на каждого члена экипажа имелось 76 показателей.

При факторном анализе матрицы интеркорреляций между всеми показателями для двух выборок, составленных из экипажей с высокой и низкой психологической совместимостью, были установлены четыре фактора. Три из них оказались общими для обеих выборок, но имеющими противоположные знаки. Первый фактор условно назван тревога — эмоциональная устойчивость, второй — особенности социального поведения в группе, третий — умение сформировать собственную позицию. Эти данные позволяют установить степень сплоченности экипажа и диагностировать уровень развития его как коллектива.



К ПРОБЛЕМЕ ПСИХОЛИНГВИСТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАТОРА В ЭРГАТИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

В. А. КУРАШВИЛИ

Поскольку быстрота и надежность решения оператором стоящих перед ним задач зависит от формы представления информации, для каждого конкретного случая должны быть выбраны оптимальные формы кодирования. В значительном числе эргатических систем формирование адекватной концептуальной модели оператором производится средствами естественного или формализованного языка, так как речь представляет собой естественным образом сложившийся код, обладающий чрезвычайно высокой помехозащищенностью. Из длинного перечня преимуществ языковой формы представления информации следует отметить априорную подготовленность операторов для восприятия речевой информации в слуховой или зрительной модальности, глубокий автоматизм этого навыка, обеспечивающий высокую скорость распознавания предъявляемых образов.

Отбор оптимальных форм лексических и синтаксических средств профессиональных языков (тезаурусов) является важным условием для эффективного взаимодействия в коммуникативной ситуации как при общении в группе (диспетчер — операторы), так и при диалоге человек — машина. Предложена схема, устанавливающая последовательность операций по разработке и экспериментальной проверке средств лингвистического обеспечения управленческих комплексов. Рассмотрены понятийные связи на уровне актуация-информация, структура-композиция, энтропия-тезаурус, семантика-прагматика. С помощью декомпозиции на структурные

элементы выявлена иерархия синтаксиса для ряда профессиональных языков. Намечены пути использования предложенных процедур для коррекции существующих и разработки вновь создаваемых лингвистических средств систем управления.



МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ОЦЕНКИ ОСОБЕННОСТЕЙ МЫШЛЕНИЯ КАНДИДАТОВ В ЛЕТНЫЕ УЧИЛИЩА

Б. Л. ПОКРОВСКИЙ, В. П. СТУПНИЦКИЙ

Сложность современной и перспективной военно-авиационной техники повышает требования к психофизиологическим качествам летного состава, вызывая необходимость постоянной коррекции методов и критериев профессионального отбора. Основной задачей психологического отбора в авиацию является оценка профессионально значимых способностей и личностных особенностей кандидатов, поступающих в военные летные училища.

Деятельность летчика включает значительное количество интеллектуальных компонентов, которые в ряде случаев носят характер быстротечных творческих процессов. Ведущую роль при этом играет оперативное мышление летчика. Установлено, что в данном виде интеллектуальной деятельности образное и словесно-логическое мышление находятся в неразрывном единстве, что детерминирует обобщенное и в то же время конкретное отражение проблемной ситуации, а также быструю и точную ориентировку в динамике обстановки.

С целью совершенствования методических приемов и повышения прогностичности системы психологического отбора кандидатов в летные училища была апробирована комплексная методика исследования особенностей мышления (МИОМ). Проведенная экспериментальная проверка МИОМ при практическом отборе кандидатов в летные училища показала ее достаточно высокую эффективность и прогностичность в плане оценки профессиональной пригодности. Методика содержит девять разделов по 16—20 заданий, каждое из которых представляет собой самостоятельный субтест, направленный на выявление определенных умственных способностей, отражающих структурно-уровневую организацию мышления индивида. С помощью субтестов оценивается конкретно-практический опыт, абстрактное мышление, реалитет, уровень самостоятельности мышления, его подвижность и способность к переключению в процессе анализа, степень четкости мышления — основательность и последовательность в поисках единственно правильного результата либо удовлетворение приблизительным ответом. Отдельные субтесты направлены на выяснение уровня практического вычислительного мышления, способности к индуктивному числовому мышлению, пространственному воображению, конструктивных способностей, а также способностей к объемно-

геометрическому анализу, пространственному дополнению образа, умению работать с формальными признаками и смысловыми компонентами сохраняемых в памяти слов.

Использование указанного методического приема, кроме того, позволяет в определенной мере дифференцировать преобладание теоретико-языкового развития интеллекта от преимущественного развития технических способностей. Не менее важной особенностью методики является возможность определения степени развития и вероятность совершенствования мыслительных способностей, что в совокупности позволяет характеризовать особенности мышления индивида и потенциальные резервы его интеллекта и в полной мере отвечает интересам профессионального психологического пролонгированного отбора.



РОЛЬ ИНДИВИДУАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ АСИММЕТРИИ ЛЕТЧИКА В ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

А. А. ГЮРДЖИАН, А. Г. ФЕДУРУК

Индивидуальный профиль функциональной асимметрии человека определяется на основании обследования моторной, сенсорной и психической сфер. Обследование 500 летчиков в возрасте 24—35 лет выявило среди них 90% праворуких, 3,2% леворуких и 6,8% «оберуких» (амбидекстров). Ведущим по прицельной способности оказался правый глаз у 70% обследованных, левый — у 21,4%, симметричность глаз констатирована — у 8,6%. Доминирование (по речи) правого полушария отмечено у 9%, левого — у 53,2%, симметричность полушарий по указанной функции — у 37,8%.

Для изучения влияния индивидуального профиля функциональной асимметрии на качество профессиональной деятельности обследованные летчики разбиты на две группы. В первую группу вошли летчики, успешно осваивающие все виды полетов, во вторую группу — отстающие в летной подготовке. В первой группе выявлено 85% летчиков с выраженным правым типом асимметрии, 8% — со слабо выраженным правым типом, и 7% — со смешанным типом. Во второй группе оказалось только 9% с выраженным правым типом асимметрии, 25% — со слабо выраженным правым типом, 1% — с выраженным левым типом, 4% — со слабо выраженным левым типом и 61% — со смешанным типом.

Полученные данные свидетельствуют о том что индивидуальный профиль асимметрии летчика является одним из факторов, определяющих его физические и психические возможности профессиональной деятельности (работа с органами управления, сбор образной и вербальной информации, ориентировка в пространстве и времени). Причем правый тип функциональной асимметрии оказывается более целесообразным в этом плане.

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	5
КОСМИЧЕСКОЕ ЗЕМЛЕВЕДЕНИЕ <i>А. В. Сидоренко</i>	9
О ФИЗИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЯХ НАПРАВЛЕННОЙ КРИСТАЛЛИЗАЦИИ В НЕВЕСОМОСТИ <i>В. С. Авдучевский, С. Д. Гришин, Л. В. Лесков</i>	15
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ И ОРГАНИЗАЦИОННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ <i>Г. Т. Береговой</i>	25
НЕКОТОРЫЕ ИТОГИ 175-СУТОЧНОГО ПОЛЕТА НА ПИЛОТИРУЕМОМ ОРБИТАЛЬНОМ КОМПЛЕКСЕ «СОЮЗ»—«САЛЮТ-6»—«ПРОГРЕСС» <i>В. А. Лялов, В. В. Рюмин</i>	33
ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВИЗУАЛЬНО-ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЗЕМЛИ ИЗ КОСМОСА <i>В. В. Коваленок, А. Д. Коваль, А. А. Тищенко</i>	39
КОСМИЧЕСКОЕ ПРИРОДОВЕДЕНИЕ СЕГОДНЯ И ЗАВТРА <i>Ю. П. Киенко</i>	50
ИССЛЕДОВАНИЕ ПЛАНЕТЫ ЗЕМЛЯ ПО МАТЕРИАЛАМ КОСМИЧЕСКОЙ ФОТОИНФОРМАЦИИ <i>В. Д. Большаков</i>	57
ОСНОВНЫЕ ИТОГИ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ ОРБИТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА «САЛЮТ-6» — «СОЮЗ» — «ПРОГРЕСС» ЗА ПЕРИОД ВЫПОЛНЕНИЯ ЧЕТЫРЕХ ОСНОВНЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ <i>И. К. Бажинов</i>	67
ОБ ОСНОВАХ ФОРМИРОВАНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ ОРГАНИЗАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ, УЧАСТВУЮЩИХ В ПРОЦЕССЕ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ И ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТ <i>В. П. Мишин, Д. Н. Щегерев</i>	78
ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ КОСМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ <i>А. В. Гуслистый</i>	94
ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ ТЕПЛОПРОЧНОСТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ <i>И. Ф. Образцов, О. М. Алифанов, В. С. Кузнецов, В. И. Лопатин, Б. М. Панкратов, И. М. Уколов</i>	100

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ПРОБЛЕМЫ ИХ РАЗВИТИЯ	111
<i>Л. А. Квасников, Л. Л. Клочкова</i>	
ДВИГАТЕЛИ С ШИРОКИМ ДИАПАЗОНОМ ИЗМЕНЕНИЯ ТЯГИ	114
<i>В. В. Михайлов, В. Г. Базаров</i>	
ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ МЕДИЦИНСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ВО ВРЕМЯ ДЛИТЕЛЬНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ НА ОРБИТАЛЬНОМ КОМПЛЕКСЕ «САЛЮТ-6»—«СОЮЗ»—«ПРОГРЕСС»	122
<i>О. Г. Газенко, А. И. Егоров</i>	
ОБРАЗ ПОЛЕТА И МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПО УПРАВЛЕНИЮ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ	137
<i>Ю. И. Доброленский, В. А. Пономаренко, В. А. Туваев</i>	
МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ	141
<i>Ю. И. Топчев, А. И. Киселев</i>	
НОВЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ МЕДИЦИНСКОЙ ТЕХНИКИ	161
<i>Р. И. Утямышев</i>	
НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ МЕХАНИКИ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА И ВОЗМОЖНЫЕ ОБЛАСТИ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ	166
<i>Б. М. Панкратов</i>	
НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ ОБЩЕЙ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	172
<i>А. В. Астахов</i>	
НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ ЭКИПАЖЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	180
<i>В. Н. Правецкий, Н. М. Самсонов, Р. И. Утямышев, Э. А. Курмазганко</i>	
МАТЕРИАЛЫ. ДОЛОЖЕННЫЕ НА СЕКЦИЯХ IX и X ГАГАРИНСКИХ ЧТЕНИЙ (краткое содержание докладов)	188
Механика полета	183
Проблемы проектирования и отработки летательных аппаратов	203
Энергетика летательных аппаратов.	230
Тепловые и газодинамические проблемы космического полета.	234
Системы управления летательными аппаратами	260
Технология в космосе	276
Применение космических летательных аппаратов	281
Проблемы авиационной и космической медицины и биологии	300

Сидоренко А. В. **Космическое земледелие.** — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Рассматриваются характерные особенности современного этапа естествознания, обусловленного тем, что развитие космонавтики дало новые методы познания, широкие горизонты для естественных наук, положило начало космическому природоведению и космическому земледелию. Космонавтика почти во всех направлениях человеческого знания производит коренные изменения, и, несомненно, есть все основания говорить о космической революции в науке и технике.

УДК 629.782

Авдеевский В. С., Гришин С. Д., Лесков Л. В. **О физических особенностях направленной кристаллизации в невесомости.** — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Работа посвящена анализу физических особенностей получения слитков методом направленной кристаллизации в невесомости. Исследованы условия, при которых основной вклад в процессы тепло- и массопереноса в расплаве дает конвекция, индуцированная эффектом Марангони.

Проанализирована структура течения, формирующегося в этих условиях: получены аналитические соотношения для оценки толщин характерных пограничных слоев и величины скорости течения.

Исследовано влияние особенностей теплообмена в расплаве на величину скорости фронта кристаллизации с помощью изложенной теоретической модели. Для конкретных примеров направленной кристаллизации германия в космосе рассчитано распределение легирующих примесей вдоль слитков и выполнены оценки плотности дислокаций.

Ил. 7, библиограф. назв.

УДК 629.786.2

Береговой Г. Т. **Научно-технические и организационные проблемы подготовки космонавтов.** — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Рассматривается развитие методов подготовки космонавтов на базе Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. Показано, как с развитием техники космических полетов, усложнением программы каждого очередного полета совершенствовалась подготовка космонавтов и ее материальная база. Накопленный 20-летний опыт работы Центра служит надежным фундаментом дальнейшего совершенствования подготовки космонавтов.

УДК 629.786.2

Ляхов В. А., Рюмин В. В. **Некоторые итоги 175-суточного полета на пилотируемом орбитальном комплексе «Союз» — «Салют-6» — «Прогресс».** — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Приводятся некоторые итоги 175-суточного полета космонавтов В. А. Ляхова и В. В. Рюмина на орбитальной станции «Салют-6». Экипаж делится итогами выполненных работ, ярко и содержательно показывает многогранность и большую напряженность работы космонавтов в длительном полете, так как программа 175-суточного полета была возможна без участия экипажей посещения, успешное ее выполнение основывалось на огромном труде многих научных, конструкторских и производственных коллективов, Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, космодрома, Центра управления полетом и командно-измерительного комплекса.

УДК 629.78

Коваленок В. В., Коваль А. Д., Тищенко А. А. **Об эффективности визуально-инструментальных исследований Земли из космоса.** — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Показывается, что нахождение космонавта на борту орбитальной станции позволяет увеличить эффективность решения ряда природоведческих задач. Приводятся некоторые рекомендации по аппаратуре, используемой при визуальных наблюдениях. Указывается на особенности использования зрительного аппарата человека при дешифрировании, опознании и исследовании различных природных образований и явлений в широком диапазоне условий наблюдения.

Даются примеры обобщенных показателей и критериев для количественной оценки совершенства систем наблюдения.

Табл. 2, ил. 5.

К и е н к о Ю. П. Космическое природоведение сегодня и завтра. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Рассматриваются преимущества космической информации о природных ресурсах планеты по сравнению с традиционной информацией. Дается анализ направлений технической реализации дистанционного зондирования Земли из космоса. Обсуждается структура общегосударственной системы изучения природных ресурсов и окружающей среды. Приводится ряд примеров применения данных дистанционного зондирования Земли из космоса при решении многих научных проблем и производственных задач.

УДК 528.711.1(202):523.39

Б о л ь ш а к о в В. Д. Исследование планеты Земля по материалам космической фотоинформации. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Фотографические исследования, выполненные из космоса с борта автоматических станций серии «Зонд» и орбитальных пилотируемых станций «Салют», позволили получить богатую информацию для комплексного изучения земной поверхности.

В работе отмечается, что важным направлением использования космической фотоинформации является ее применение для мелкомасштабного картографирования и обновления изданных ранее карт. Показано особое значение цветной и спектральной космической фотосъемки для целей исследования природных ресурсов Земли. Представлены результаты изучения фигуры планеты Земля по ее глобальным фотоизображениям.

Большое внимание уделено вопросам разработки высокопроизводительных методов и автоматизированных систем для оперативного решения таких проблем, как комплексное и тематическое дешифрирование.

Табл. 1, ил. 1.

УДК 629.78

Б а ж и н о в И. К. Основные итоги баллистико-навигационного обеспечения полетов орбитального комплекса «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс» за период выполнения четырех основных экспедиций. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Рассматриваются особенности программы полетов нового орбитального комплекса «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс», излагаются задачи баллистико-навигационного обеспечения (БНО), кратко рассказывается о технических средствах, используемых службой БНО. Для иллюстрации нарастания сложности навигации пилотируемых КА представлены схемы полетов пилотируемых КА «Восток», «Союз», «Салют-4,5» — «Союз», «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс».

Далее кратко излагаются и анализируются итоги БНО и его особенности поэтапно для четырех основных экспедиций. Приводится таблица с основными итогами полетов орбитального комплекса.

Табл.1, ил.1.

УДК 629

М и ш и н В. П., Щ е в е р о в Д. Н. Об основах формирования автоматизированных организационно-технических систем, участвующих в процессе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

В работе показано, что общность автоматизированных организационно-технических систем (АОТС) позволяет шире использовать методы и принципы теории технических систем, методы исследования САПР на все АОТС, участвующие в процессе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР). Общность АОТС позволила авторам определить принципы и структуру алгоритмов систем автоматизированного планирования, проектирования и экспериментальной обработки. Освещено особое значение теории в период становления АОТС.

Приведены основные положения теории автоматизации процессов в ОТС, участвующих в НИОКР, а также главные перспективные направления работ в области совершенствования практики и теории автоматизации процессов НИОКР.

Ил.7, библи. 5 назв.

УДК 629

Г у с л и с т ы й А. В. Особенности системы методического обеспечения работ по созданию космических средств. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

С системных позиций рассматривается совокупность методических принципов, стратегий, критериев и способов решения научно-технических задач, связанных с созданием и совершенствованием космических средств. Предложена рациональная структура соответствующей системы методического обеспечения, включающая целевую, техническую, аспектную и критериальную декомпозиции.

Образцов И. Ф., Алифанов О. М., Кузнецов В. С., Лопатин В. И., Панкратов Б. М., Уколов И. М. Проблемы автоматизации теплопрочностных исследований летательных аппаратов. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

В работе рассматриваются основные проблемы, возникающие при создании автоматической системы теплопрочностных исследований летательных аппаратов; анализируются задачи, связанные с автоматизацией при испытании на прочность агрегатов летательных аппаратов; описывается и дается блок-схема рассматриваемой системы.

Илл. 4.

УДК 629.7.064:621.472

Квасников Л. А., Ключкова Л. Л. Энергетические установки космических аппаратов и проблемы их развития. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Рассмотрены основные требования к энергетическим установкам космических аппаратов, их классификация по назначению и принципу действия. Проведен сопоставительный анализ весовой и энергетической эффективности и проанализированы задачи их оптимизации.

УДК 629.7.036.54—64 (088.8)

Михайлов В. В., Базаров В. Г. Двигатели с широким диапазоном изменения тяги. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Осуществление плавного изменения тяги двигателя в широком диапазоне существенно расширяет экспериментальные возможности жидкостных ракетных двигателей при решении современных задач ракетно-космической техники. Рассмотрены проблемы организации рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях при плавном изменении их тяги. Проведен анализ различных способов регулирования тяги, обеспечивающих удовлетворительную экономичность и устойчивость горения. Проведены описания конструкций форсунок и данные испытаний оснащенных ими камер сгорания, обеспечивающих 15-кратное дросселирование тяги.

Илл. 6, библ. 7 назв.

УДК 613.693:629.782

Газенко О. Г., Егоров А. Д. Основные результаты медицинских исследований, выполненных во время длительных пилотируемых полетов на орбитальном комплексе «Салют-6» — «Союз» — «Прогресс». — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

Подводятся некоторые итоги медицинских исследований за 19 лет пилотируемых космических полетов. Для истекшего десятилетия характерна работа экспедиций космонавтов на долговременных орбитальных станциях. Наибольшей длительности (от 96 до 173 суток) полеты были осуществлены в 1977—1979 гг. на орбитальном комплексе «Салют-6» и «Союз». В них приняли участие 3 основных экспедиции и 4 экспедиции посещения.

Излагаются обширная программа исследований, выполнявшихся космонавтами, и задачи медицинского обеспечения полетов. Описываются методики и результаты контроля за состоянием здоровья космонавтов, в том числе результаты исследования субъективных данных и объективных показателей: массы тела и объема голени, сердечно-сосудистой системы, двигательного аппарата, вестибулярных функций, водно-солевого обмена, крови, биохимических иммунологических и аллергологических реакций. Обсуждается система проведенных профилактических мероприятий, в частности против неблагоприятного действия невесомости. Обобщаются результаты медицинских исследований в полетах и излагается концепция динамики адаптации организма к условиям полета.

УДК 629.7.018:331.015.11

Доброленский Ю. П., Пономаренко В. А., Туваев В. А. Образ полета и математическая модель деятельности летчика по управлению летательным аппаратом. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: 1981.

Работа посвящена доказательству принципиальной возможности создания математической модели деятельности летчика по управлению летательным аппаратом, которая была бы существенно более адекватна этой деятельности, чем широко известные передаточные функции человека-оператора.

В результате использования идей оптимальной фильтрации и оптимального управления удалось создать такую модель, в которой учитываются особенности сбора летчиком информации, поступающей от большого числа приборов, а также характерные действия летчика, управляющего одновременно несколькими рулевыми поверхностями и тягой двигателя. Несмотря на некоторую сложность предложенной математической модели, отмечается высокая эффективность ее использования.

УДК 629.7.062

Топчиев Ю. И., Киселев А. И. Методы проектирования систем управления летательными аппаратами. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

В статье дается краткий обзор методов проектирования систем управления и стабилизации летательных аппаратов, включающих методы построения математических моделей систем с многоуровневой структурой, моделей поведения человека-оператора, методов идентификации и синтеза сложных динамических систем на основе оценок состояния.

Рассматриваются вопросы использования высокоточных систем стабилизации в задачах проектирования космических комплексов навигации, геодезии и связи. Библи. 23 назв.

УДК 629.7.047

Утямышев Р. И. Новые направления развития авиакосмической медицинской техники. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

На основе анализа новых направлений развития авиакосмической медицинской техники сформулированы основные задачи развития и показан общий уровень состояния вопроса. Показано, что прогрессивными направлениями являются использование в медицине микровычислительной техники, макропроцессорных элементов, криогенной техники и других новых достижений современной физики. Отмечено, что в настоящее время медицинская техника относится к средствам измерения.

УДК 629.782

Панкратов Б. М. Некоторые задачи механики космического полета и возможные области их применения. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

В работе в известной хронологической последовательности рассматриваются основные классы задач механики космического полета, дается краткий анализ основных областей их применения и некоторых направлений развития.

Библи. 17 назв.

УДК 629.782.076.66

Астахов А. В. Некоторые вопросы построения общей структуры системы управления сближением пилотируемых космических аппаратов. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

В связи с необходимостью повышения эффективности автономного сближения пилотируемых космических аппаратов (ПКА) рассматривается один из подходов к построению структуры системы управления сближением на основе теории многоуровневых иерархических систем. Разработанная иерархическая структура системы включает в порядке подчиненности исполнительный, командно-сигнальный и директивный уровни. Показано распределение технических средств системы по этим уровням в виде основных функциональных блоков с соответствующими связями между ними. В структуре обеспечено наиболее полное использование возможностей экипажа в управлении и определен приоритет действия, обуславливающий право экипажа включаться в управление. На основе разработанной структуры предложены возможные варианты сближения в штатных и нештатных ситуациях, последовательность перехода к которым определяется отказами функциональных блоков системы на различных уровнях иерархии.

Ил. 2.

УДК 629.7.048

Правецкий В. Н., Самсонов Н. М., Утямышев Р. И., Курмазенко Э. А. Некоторые проблемы создания систем обеспечения жизнедеятельности и безопасности экипажей летательных аппаратов. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1981.

На основе анализа функциональной системы «человек — среда обитания — космический летательный аппарат» сформулирован комплекс основных задач и охарактеризован общий уровень состояния ряда вопросов. Показано, что выбор технологической топологии системы обеспечения жизнедеятельности и параметров отдельных элементов, оптимально осуществляющих преобразование технологических потоков, может быть осуществлено только при комплексном рассмотрении системы как единого целого с учетом ее взаимодействия с экипажем, средой обитания и другими бортовыми системами летательного аппарата.

Библи. 3 назв.

**Научные чтения
по авиации и космонавтике
1980**

Утверждено к печати
Институтом проблем механики
Академии наук СССР

Редактор издательства
Л. В. Кудрявцева

Художник
В. Н. Тихунов

Художественный редактор
Т. П. Поленова

Технический редактор
И. Н. Жмуркина

Корректоры
В. А. Бобров, Н. И. Казаарина

ИБ № 17482

Сдано в набор 18.12.80
Подписано к печати 11.03.81
Т-62741. Формат 60×90^{1/16}
Бумага типографская № 1
Гарнитура обыкновенная
Печать высокая
Усл. печ. л. 21. Уч.-изд. л. 20,6
Тираж 4100 экз. Тип. зак. 3803
Цена 2 р. 20 к.

Издательство «Наука»
117864 ГСП-7, Москва, В-485, Профсоюзная ул., 90
2-я типография издательства «Наука»
121099, Москва, Г-99, Шубинский пер., 10

2 р. 20 к.

Научные чтения
по авиации и космонавтике
1980 г.

Двадцать лет прошло со дня первого космического полета, осуществленного Гражданином СССР Ю. А. Гагариным на корабле «Восток», созданным конструкторским бюро академика С. П. Королева.

Ежегодно в ознаменование этого события отмечается день 12 апреля как Всемирный день авиации и космонавтики. Накануне в апрельские дни проходят Гагаринские чтения.

В этой книге помещены материалы, доложенные на IX (1979) и X (1980) чтениях учеными, космонавтами, инженерами, биологами и врачами о некоторых результатах выполненных ими исследований в области механики полета и систем управления, по газодинамическим проблемам полета, проблемам проектирования и отработки летательных аппаратов и их энергетике, проблемам авиационной и космической медицины и биологии, системам обеспечения жизнедеятельности и безопасности экипажей летательных аппаратов, технологии в космосе и применению летательных аппаратов для решения народнохозяйственных задач.

Книга знакомит читателя с проблемами сегодняшнего дня и рассказывает о некоторых перспективах завтрашнего.



ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»