

В. П. МИШИН
М. И. ОСИН

ВВЕДЕНИЕ
В МАШИННОЕ
ПРОЕКТИРОВАНИЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ



В. П. МИШИН,
М. И. ОСИН

ВВЕДЕНИЕ В МАШИННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Под редакцией академика *В. П. Мишина*



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»

1978

Рецензент д-р техн. наук Ц. В. Соловьев

Мишин В. П., Осин М. И. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1978, 128 с.

В книге рассматриваются вопросы автоматизации проектных операций при поиске и выборе параметров летательных аппаратов. Описаны состав и общие принципы построения систем автоматизированного проектирования летательных аппаратов, содержится постановка типовых задач поиска конфигурации, структуры и режима движения. На конкретных примерах рассмотрены особенности математических моделей для проектного расчета в задачах оптимизации траекторий движения, формы и состава космических аппаратов. Особое внимание уделено численным поисковым методам, позволяющим решать практические задачи по выбору рациональных проектных решений. Описаны алгоритмы, реализующие методы автоматизированного синтеза структуры летательного аппарата, и даны рекомендации по их применению.

Книга предназначена для инженеров и научных работников, занимающихся проектированием летательных аппаратов. Она будет полезна также аспирантам и студентам соответствующих специальностей.

Ил. 27, список лит. 68 назв.

М 31808-174
038(01)-78 174-77

© Издательство «Машиностроение», 1978 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Предлагаемая вниманию читателя книга посвящена вопросам машинного проектирования летательных аппаратов.

От аналогичных книг и реферативных изданий, в которых освещены отдельные вопросы автоматизации проектирования, книга отличается тем, что в ней сделана попытка осветить общие проблемы машинного проектирования летательных аппаратов и рассмотрен круг вопросов методологии проектного поиска при выборе облика летательных аппаратов новых типов.

При изложении материалов, содержащих терминологию, описание состава, назначения и путей решения задач проектирования и конструирования, авторы опирались на собственное понимание отечественных и зарубежных работ в области автоматизации проектирования.

Наряду с широко распространенными традиционными методами использования ЭВМ для сложных вычислительных процедур в практике работы проектных и научно-исследовательских организаций все больше используются приемы автоматизированного построения элементов конструкции и всего облика летательного аппарата. Активное привлечение ЭВМ к процессу проектирования объясняется не только возросшей сложностью задач расчета и конструирования, но и богатыми возможностями современных вычислительных устройств. Если электронные цифровые вычислительные машины первого поколения использовались в основном для механизации и ускорения расчетов, то машины второго и третьего поколения нацелены на решение более сложных задач, связанное с трудоемкими вычислениями, переработкой больших объемов цифровой и графической информации, математическим моделированием процессов, поиском и принятием решений.

В то же время в отечественной литературе наметился существенный пробел именно в освещении принципиальных вопросов использования ЭВМ при проектировании новых типов летательных аппаратов. Значительное количество весьма интересных работ по аналитическим методам определения оптимальных параметров и не менее интересных и нужных книг, посвященных результатам расчетов летательных аппаратов, только подчеркивают этот пробел. Разрыв между теоретическими методами оптимизации и практикой проектирования не смогли заполнить изданные в последнее

время книги, посвященные специальным вопросам системного программирования. Эти работы оказались далеки от постановки проектных задач и тех основных операций, которые характерны для процесса создания реального изделия. Примеры некоторых операций, характерных для работы оператора со средствами отображения графической информации, содержатся в различных работах. Задачи такого характера могут решаться по-разному, в зависимости от типа применяемых ЭВМ и периферийного оборудования.

Вместе с тем, постановка проектных задач, выбор критериев, проектных параметров и ограничений, принципы проектного расчета, методы, позволяющие формировать оптимальную конфигурацию и структуру аппарата, алгоритмы расчета режима движения и весовых характеристик, т. е. все то, что составляет основное содержание проектной задачи, сохраняется неизменным, несмотря на различие в характеристиках применяемого оборудования для вычислений и переработки информации.

Отсутствие методических пособий по всем указанным вопросам побудило авторов в данной книге изложить основные принципы построения автоматизированных систем проектирования летательных аппаратов, описать на примере некоторых типов летательных аппаратов приемы проектного расчета, автоматизированного поиска и выбора структуры и режима движения.

Если данная книга поможет читателю выделить из всего многообразия сложных проблем проектирования круг задач, которые можно формализовать, или облегчит составление математической модели структуры и процесса работы исследуемого изделия, чтобы определить с помощью ЭВМ лучшие проектные параметры летательного аппарата, то авторы могут считать свою задачу выполненной.

Помощь и советы канд. техн. наук А. Л. Гайдукова в значительной мере способствовали появлению этой книги.

Авторы выражают благодарность А. И. Гончарову, с согласия которого опубликована часть материалов разд. 3.2.

Глава 1

ОБЩИЕ ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

1.1. ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МАШИН В СОВРЕМЕННОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

За относительно короткий промежуток времени даже для современных темпов развития техники теория и практика проектирования летательных аппаратов сделала существенный шаг вперед. Особенно значительные изменения претерпевали методы проектирования космических аппаратов. В начальный период развития космической техники облик изделия определялся с учетом нескольких приемлемых проектных решений, а расчеты на ЭВМ применялись для определения характеристик траектории движения. По мере усложнения конструкции и с появлением быстродействующих вычислительных машин операции проектирования стали насыщаться трудоемкими расчетными процедурами, а формирование проектных решений постепенно ориентировалось на высокопроизводительные ЭВМ.

Получили распространение в практике проектирования численные методы оптимизации, что послужило началом обоснованного выбора проектных решений.

И, наконец, в последнее время начали развиваться методы проектирования с использованием ЭВМ и других средств автоматизации в качестве инструмента для переработки графической информации, для обработки, систематизации, хранения исходных данных,

справочных материалов и в качестве орудия управления ходом разработки изделия.

Важность задач автоматизации проектирования определяется в настоящее время еще и тем, что она оказывает прямое влияние на повышение качества создаваемой продукции и определяет рост производительности труда конструктора, т. е. способствует решению основных задач десятой пятилетки.

В соответствии с современными представлениями разработка и эксплуатация системы автоматизированного проектирования позволит улучшить процесс создания изделия в таких основных направлениях:

1. Повысить качество проектирования благодаря появлению следующих возможностей:

- расширения количества просматриваемых проектных решений;

- более детального и всестороннего анализа каждого проектного решения;

- возможности решать принципиально новые задачи, связанные с моделированием на ЭВМ сложных процессов, сопровождающих функционирование аппарата;

- вооружения разработчика новыми техническими средствами, расширяющими диапазон операций в творческом процессе синтеза новой конструкции (дисплей, графопостроители и т. д.).

2. Сократить сроки разработки изделия в силу следующих обстоятельств:

- совершенствования расчетных операций и операций по обработке графической информации;

- автоматизации информационных потоков между подразделениями предприятия;

- механизации процедур выпуска чертежно-технической документации и процессов изготовления изделия.

3. Уменьшить стоимость разработки проекта, а именно:

- сократить число специалистов, занятых в сфере обеспечения и управления ходом разработки изделия (информационно-справочные службы);

- высвободить специалистов, занятых рутинной работой по проведению вычислений и обработке графической и текстовой информации;

- заменить ряд экспериментов, связанных с натурным моделированием на дорогостоящих установках, моделированием на аналого-цифровых вычислительных комплексах.

4. Стимулировать развитие методологии проектирования, в том числе:

- создать и совершенствовать методы, позволяющие формализовать проектно-поисковые операции, и обоснованно принимать проектные решения;

- регламентировать мероприятия, связанные с выпуском и прохождением технической документации;

- повысить уровень информативности работников конструкторских и технологических служб.

Названные преимущества от внедрения систем автоматизированного проектирования измеряются количественными показателями. Существуют еще и качественные факторы, такие, например, как привлекательность труда конструктора, вооруженного средствами автоматизации, стимулирование новых методов расчета и проектирования и т. д.

Наличие в распоряжении проектантов мощных ЭВМ типа БЭСМ-6 и появление ЭВМ третьего поколения позволило, с одной стороны, усложнить и автоматизировать процесс поиска нужных проектных решений, доверив ЭВМ значительную часть черновой работы по формированию и сравнению вариантов, и, с другой стороны, облегчить творческий процесс принятия решения, вооружив проектанта средствами диалога с ЭВМ и устройствами для обработки графической информации.

Электронно-вычислительные машины развитого второго и третьего поколения, в частности, модификации ЕС-1050 и ЕС-1060, как наиболее мощные машины Единой системы ЭВМ, помимо технологических и эксплуатационных преимуществ (применение интегральных схем, малые объемы и площади, унификация агрегатов и блоков) обладают следующими важными достоинствами:

1. Наличием операционных систем, позволяющих использовать различные языки программирования и гибко оперировать с отдельными программными единицами.

2. Возможностью работать в мультипрограммном режиме, осуществляя одновременно обработку в пакетном режиме нескольких задач и распределяя внутренние ресурсы ЭВМ.

3. Способностью обеспечивать одновременное пользование ЭВМ для нескольких операторов, работая в режиме разделения времени. При этом обеспечивается автономность пользования ЭВМ каждым оператором.

4. Возможностью осуществлять телеобработку информации, поступающей с удаленных абонентских пунктов, благодаря чему возможна эксплуатация одной ЭВМ несколькими конструкторскими службами.

5. Возможностью работать с большим арсеналом периферийных устройств, в числе которых графические и цифровые дисплеи, графопостроители, планшеты кодирования графической информации и другие агрегаты, позволяющие решать конструкторские задачи. В ряде случаев такие периферийные устройства могут быть объединены в комплекты, имеющие все необходимое для интерактивных режимов работы проектанта с ЭВМ. Богатые возможности операционных систем и режим разделения времени позволяют реализовать диалог оператора с ЭВМ.

6. Предоставлением пользователям широкого набора прикладных программ, входящих в состав математического обеспечения операционных систем. В числе этих программ предусмотрены процедуры машинной графики.

7. Возможностью комплексирования функций и мощности ЭВМ путем наращивания объема памяти и объединения нескольких процессоров.

Последнее достоинство важно для сложных проектно-поисковых задач с применением методов численной оптимизации и для тех случаев, когда требуется большой объем вычислений, например при решении краевых задач, при численном интегрировании дифференциальных уравнений, вычислении кратных интегралов и т. д. Задачи такого типа, как правило, являются неотъемлемой частью процесса проектирования новых летательных аппаратов. Вместе с тем, производительность большинства модификаций машин третьего поколения, создаваемых для широкого использования в народном хозяйстве, как правило, невелика, что позволяет скептически оценивать их применение в развитых автоматизированных системах проектирования (АСП) летательных аппаратов.

Можно уверенно говорить о пригодности к задачам АСП таких машин как ЕС-1050 и ЕС-1060, быстродействие которых эквивалентно быстродействию БЭСМ-6.

Повышенные требования к быстродействию определяются еще и тем, что на ЭВМ целесообразно возложить функции просмотра возможных технических решений из всего множества допустимых вариантов. В ходе такого просмотра ЭВМ, в соответствии с заранее определенной логикой и набором формализованных критериев и ограничений, может многократно формировать конфигурацию структуры и состав каждого типа летательного аппарата, осуществляя в дальнейшем целенаправленную или случайную трансформацию его параметров. Просматривая таким образом большое количество вариантов, сортируя их и отсеивая непригодные конструкторские решения, ЭВМ позволит значительно облегчить работу проектанта, «свертывая» информацию о ходе расчета характеристики каждого рассмотренного варианта и о путях трансформации параметров при поиске лучшего решения.

Естественно, такой поиск, проводимый современной ЭВМ, находится под наблюдением и контролем проектанта, который может всегда вмешаться в ход поиска и изменить его. При этом ЭВМ фактически делает часть той работы, которую делал разработчик, используя помимо интуитивных ощущений известные количественные оценки и требования. Все споры о месте ЭВМ в творческом процессе синтеза новой конструкции прекращаются как только начинается этот процесс для конкретного проектируемого объекта. В каждом конкретном случае проектант, как более разумное звено в системе человек — ЭВМ, постарается решить вопрос прагматически, используя правило « всю рутинную работу — ЭВМ, всю творческую — человеку ». Ни сегодня, ни в обозримом будущем нельзя утверждать, что мы создаем систему, позволяющую ввести в ЭВМ все исходные данные и получать на выходе рациональные характеристики проектируемого изделия и его техническую документацию. Процесс проектирования любого технического объекта, а летательного аппарата в особенности, является сложным, и даже на

начальном его этапе присутствует большое количество непредвиденных условий и приходится считаться с неформализуемыми количественными требованиями и противоречиями, ответственность за разрешение которых можно возложить только на специалиста по данному вопросу. Именно поэтому человек есть главное решающее звено в АСП, так как он принимает на себя риск выбора в условиях неопределенности и он сам определяет, какую работу следует отдать ЭВМ, чтобы приобрести максимум информации для обоснованных действий при принятии проектного решения.

Совершенство отдельных звеньев АСП или, как называют в литературе подсистем САПр (системы автоматизированного проектирования), можно оценивать тем, насколько полно «разгружен» человек и насколько исчерпывающе загружена ЭВМ и другие средства автоматизации рутинной работой. Как правило, это та работа, которую может сделать специалист без использования опыта и интуиции, но сделает ее хуже и медленнее, чем ЭВМ, а именно обработка расчетной, текстовой или графической информации по готовым стандартам и алгоритмам, комплектация отдельных элементов или поиск решений, основанный на известных критериях и закономерностях.

1.2. ЗАДАЧИ СРЕДСТВ АВТОМАТИЗАЦИИ НА РАЗНЫХ ЭТАПАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Несмотря на то, что существо автоматизации проектирования многие разработчики понимают одинаково, споры о том, что такое АСП или САПр и что можно считать элементом АСП, сопровождают любое обсуждение проблем автоматизации проектирования.

В целом, в соответствии с существующими взглядами, современная автоматизированная система проектирования представляет собой соединение технических, информационных и математических средств с целью автоматизировать отдельные операции процесса разработки и создания изделия.

Технические средства — это прежде всего различные ЭВМ, включая периферийные минимашины и центральный базовый процессор, а также все устройства для хранения, пересылки, обработки данных и в том числе средства для работы с графической и текстовой информацией. Большинство агрегатов этих средств универсальны и пригодны для решения различных задач.

К математическим средствам относятся программы, реализующие на алгоритмических языках или в кодах ЭВМ специализированные методы проектных и проверочных расчетов и универсальные процедуры расчета, поиска и отображения графической и текстовой информации. В числе этих средств проблемно-ориентированные языки с трансляторами и прикладное матобеспечение, предоставляемое пользователю современными ЭВМ, включая набор стандартных программ различного назначения.

Основная, содержательная часть задачи проектирования, определяющая сущность технической проблемы создания объекта, отражается в специализированных программах и алгоритмах, опре-

деляющих стратегию и методологию операций по выбору проектных и конструкторских решений. Именно эти программы и алгоритмы, входящие в состав математических средств, должны определить, что же делать специалистам, разрабатывающим методы проектного расчета, сидящим за телетайпами ЭВМ, у алфавитно-цифровых и графических устройств, перерабатывающих данные о проектируемом изделии.

Информационные средства служат для накопления, хранения и обработки сведений о выполненных или выполняемых проектах и всех исходных данных, используемых для проведения проектно-конструкторских работ, а также для контроля и управления ходом разработки изделия. В числе информационных средств особое место занимают регламентирующие средства, которые определяют набор стандартов, описывающих правила взаимодействия элементов системы друг с другом, порядок выполнения работ и обработки документации. Именно эти средства отличают развитую АСП или САПр от набора средств для автоматизации отдельных конструкторских операций.

Автоматизированная система проектирования не должна отождествляться с автоматизацией технических расчетов, хотя в составе АСП есть вычислительные средства, выполняющие такие работы. Задачи АСП шире, в ее функции входят разработка технической документации и общая завязка проектных работ по изделию.

Цель автоматизации проектирования в том, чтобы механизировать различные по содержанию вычислительные и чертежные операции, сопровождающие процесс создания изделия, и объединить их в автоматизированный управляемый процесс в соответствии с технологией разработки изделия.

Не следует считать, что функции развитой АСП на предприятии ограничатся автоматизацией научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. В пределах АСП (САПр) явится тем скелетом, на котором будет держаться вся система служб и подразделений, участвующих в создании изделия. Наибольшего эффекта от автоматизации в масштабах всего предприятия можно ожидать именно в этом направлении.

Обработка информационных потоков между подразделениями, своевременная выдача исходных данных для проведения расчетных и проектных работ, обеспечение руководства информацией в ходе выполнения проекта — вот те направления, где применение средств автоматизации позволит, по-видимому, ощутимо повысить производительность труда конструкторского бюро.

Процесс создания современного летательного аппарата проходит последовательно через следующие стадии:

1. Этап выработки концепций, просмотра общих схемных решений и анализа задач, которые должен решать летательный аппарат. Это этап предэскизного проектирования; он завершается выпуском технических предложений.

2. Поиск оптимальных проектных параметров, сравнение альтер-

нативных вариантов, выбор рационального решения, т. е. определения состава, облика и структуры будущего аппарата. Завершается этот этап определением основных характеристик и выпуском эскизного проекта.

3. Разработка конструкции узлов, агрегатов и детальное исследование процессов, сопровождающих полет изделия. Это рабочее проектирование; оно завершается выпуском технической документации на само изделие, его испытания и эксплуатацию.

4. Изготовление штатных изделий и экспериментальных образцов, а также всех средств, обеспечивающих их работу.

5. Автономные и комплексные испытания изделия и его систем в наземных и летных условиях.

Каждая из названных стадий может начинаться задолго до завершения предыдущей стадии. Например, обработку и испытания отдельных систем целесообразно начать уже в ходе конструирования аппарата, так как это поможет своевременно исправить ошибки, неизбежные при создании новой техники.

Все перечисленные этапы связаны между собой единой цепью входных исходных данных и выходных результатов. В ходе каждого этапа возможны возвраты к операциям предыдущих этапов, и путем таких обратных связей осуществляются итерации последовательного приближения, свойственные процессу проектирования любого изделия. Количество этих итераций можно уменьшить, обеспечивая на каждом этапе более глубокую проработку и, в частности, более качественное проведение работ с применением передовых методов и технологии. На начальном этапе создания изделий основным из таких методов является автоматизация проектных работ.

Если АСП (САПр) создается одновременно с разработкой нового изделия, то можно, обеспечивая поэтапность ее создания, постепенно развертывать ее службы, начиная с автоматизации проектно-поисковых операций. Описанию функций АСП на этом, начальном, этапе ее развития и посвящена в основном данная книга. После проектной завязки изделия и по мере детализации конструкторских разработок, т. е. по мере подключения к работе все новых служб предприятия, АСП постепенно становится организационным стержнем, вокруг которого формируются все операции, связанные с проектированием, изготовлением и отработкой летательного аппарата. Постепенно, по мере создания летательного аппарата, задачи АСП сближаются с задачами АСУП. Специфика этих задач освещена в ряде работ, и в данной книге вопросы автоматизации всего процесса разработки аппарата не рассматриваются. Состав и функции такой развитой АСП, однако, в определенной мере влияют на характеристики ее исходного прототипа — автоматизированной системы поиска и выбора проектных решений, поэтому сформулируем принципы построения типовой АСП.

Эти принципы определяются, вообще говоря, спецификой процесса проектирования и типом летательного аппарата, но все же можно выделить некоторые общие принципы, характерные для

АСП летательных аппаратов различного назначения. Основные из этих принципов следующие:

1. Общий принцип ориентации на передовые приемы техники и технологии. Методология проектирования должна соответствовать уровню развития техники. В настоящее время можно говорить о необходимости создания современной идеологии автоматизированного проектирования, базирующейся на использовании ЭВМ большой вычислительной мощности с развитой системой терминального оборудования.

2. Принцип гибкости структуры и задач АСП. Система должна быть приспособлена к изменению целей проектного поиска, к изменению операций, определяемых пользователями системы на разных этапах ее работы. Доработка или ввод в действие отдельных подсистем АСП должен производиться по возможности независимо от других подсистем.

3. Принцип комплексного подхода. Коллективы специалистов, участвующих в процессе проектирования современного летательного аппарата, связаны сложной системой взаимоотношений. Только при комплексном подходе, т. е. при рассмотрении всех служб предприятия, как общей системы с определенной организационной структурой и потоками информации, можно объединить все направления проектирования в единый автоматизированный технологический процесс.

4. Принцип этапности создания АСП. В соответствии с этим принципом должно обеспечиваться поэтапное развитие АСП от системы, обеспечивающей несколько основных проектно-поисковых операций до всеобъемлющей системы, охватывающей основные проектные направления и службы. Если АСП разрабатывается параллельно с ходом разработки профилирующего изделия предприятия, то можно начинать с системы, обеспечивающей верхний уровень проектирования — уровень исследований по выбору основных параметров изделия, развивая затем средства, обеспечивающие автоматизацию труда конструкторов, и переходя постепенно к автоматизированной системе управления ходом разработки изделия.

5. Принцип рационального распределения функций в системе человек — ЭВМ. Средства автоматизации должны максимально облегчить не только вычислительные и чертежно-копировальные работы, но и совершенствовать творческий процесс синтеза новой конструкции, обеспечивая разгрузку проектанта от рутинных работ по созданию объемно-компоновочных образов и проведению оптимизационных расчетов.

6. Принцип распределения функций ответственности между разработчиками системы. Проектант и конструктор — главные разработчики и основные действующие лица при эксплуатации подсистем АСП. Именно они формируют проектно-поисковые задачи и задачи синтеза конструкции, поскольку они ответственны в дальнейшем за выбор решений. Системные программисты и специалисты, создающие методы и алгоритмы для расчетов по отдельным проектным дисциплинам, должны являться соисполнителями рабо-

ты по созданию и развертыванию АСП и работать в тесном контакте с проектантами. Следует признать порочной практику, при которой проектант и конструктор являются только заказчиками, а специалисты математики или кибернетики определяют состав подсистем АСП и формулируют проектные задачи. Если подразделение, разрабатывающее подсистемы АСП, будет одновременно эксплуатировать некоторые из них, участвуя тем самым в проектировании и отвечая за конкретные результаты расчетных и конструкторских работ, то это позволит быстрее и с большим эффектом внедрить элементы автоматизации в практику проектирования.

7. Принцип автоматизированного накопления информации о всех проводимых проектных проработках.

8. Принцип автоматизированного сбора и обработки информации о ходе разработки изделия. Предполагается, что вся информация, используемая многократно, хранится в едином банке данных.

9. Унификация программного обеспечения АСП, стандартизация документации, создаваемой с помощью ЭВМ, унификация элементов типовых технических решений.

Несмотря на то, что принципы построения АСП могут быть общими, структура, отдельные характеристики, программное и техническое обеспечение должны определяться в каждом конкретном случае постановкой проектной задачи и особенностями проектирования летательного аппарата. Взгляды на создание типовой АСП (САПр) представляются дилетантскими и глубоко ошибочными.

Было бы заманчиво нарисовать эффектную картину, на которой красовалась бы типовая блок-схема связей между отдельными звеньями АСП летательного аппарата. Или даже еще интереснее: дать общий алгоритм поиска и выбора формы, траектории и структуры любого летательного аппарата, причем для расчета характеристик такого гипотетического аппарата предложить единую схему вызова неких универсальных специализированных модулей аэродинамики, баллистики, теплообмена и прочности.

Большого труда создание таких описательных схем не составляет, тем более что образцов для такого «творчества» накопилось довольно много в отечественной и зарубежной литературе.

Информативность описаний и схем такого плана практически нулевая, и совесть авторов была бы не на месте, поскольку они убедились, что существо операций автоматизированного проектирования равно как и построение расчетных процедур, нельзя описать общей универсальной схемой из десятка квадратиков и каждый принципиально новый исследуемый или проектируемый летательный аппарат требует нового подхода к процессу проектирования, включая постановку проектно-поисковых задач, разработку алгоритмов расчета по каждой из проектных дисциплин, а также новых приемов обработки документации.

В гл. 3 на примерах конкретных задач демонстрируются особенности проектного расчета и поиска параметров летательных аппаратов, создаваемых для космических полетов. Там же приве-

дены блок-схемы сводных расчетов характеристик самих аппаратов и траекторий их движения.

Авторы придерживаются той мысли, что АСП в целом должна быть специфична и отражать те потребности, для которых она создается, хотя принципы программирования, элементы матобеспечения, приемы объединения программ и методы работы с отдельными техническими устройствами могут быть универсальными. Состав АСП (САПр), назначение ее подсистем зависят от требований к проектным материалам и к результатам проектных работ, от задач того этапа проектирования, для которого создается подсистема; зависят от структуры предприятия, распределения тематики между проектными службами, от степени важности тех или иных этапов общего процесса создания изделия.

Важность отдельных элементов АСП определяется типом летательного аппарата, причем внимание уделяется или анализу его режима движения, или выбору аэродинамической схемы, или подсистемам отображения и увязки внешних обводов с бесплазовой провязкой деталей, формирующих обвод; или методом автоматизации объемно-компоновочных или чертежно-графических работ с вычерчиванием деталей и агрегатов по заданным типоразмерам; либо расчетам на прочность аппарата и анализу его, силовой схемы, или оптимизации состава, или поиску оптимальной конфигурации и структуры. В следующем разделе изложены те особенности проектирования летательных аппаратов аэрокосмического направления, которые в значительной мере определяют важность начального, поискового, этапа проектирования и влияют на построение автоматизированной системы проектирования для верхнего уровня проектных оценок — системы выбора облика летательного аппарата.

Как будет показано далее, для некоторых типов летательных аппаратов целесообразна всемерная автоматизация начальной фазы проектирования. В каждом конкретном случае стратегия развертывания средств автоматизации также определяется типом летательного аппарата и структурой проектных подразделений. В общем случае можно лишь указать следующие направления проектно-конструкторских работ, подлежащие автоматизации в первую очередь:

1. Проработки, результат которых является наиболее ценным и в значительной степени влияет на весь ход создания изделия.
2. Работы, обособленные от других этапов проектирования и независимые по исходным данным.
3. Направления общего процесса проектирования, не требующие для своей автоматизации трудоемких и длительных научных и проектных исследований (создание информационно-справочной системы, автоматизированного банка данных и т. д.).
4. Работы, автоматизация которых приводит к ощутимым результатам, с очевидным эффектом применения АСП.
5. Длительные работы, для которых автоматизация позволит уменьшить общий срок проектирования.

6. Работы, значительную часть которых составляют трудоемкие рутинные операции по переработке числовой и графической информации (детализовка чертежей, вычерчивание плазов и шаблонов, построение графиков и таблиц, получение интерполяционных формул и т. д.).

Последнее направление охватывает большинство чертежно-конструкторских работ на этапе рабочего проектирования. Значимость этого направления определяется не столько важностью получения достоверных результатов синтеза и анализа проектных схем и конструкций, сколько массовым характером работ, определяющим большую трудоемкость процесса конструирования.

Любая механизация труда конструктора, облегчающая операции по размножению документации, вычерчиванию деталей и сборок по заданным образцам и типоразмерам, работы по подготовке автоматизированных каталогов для нормативных материалов или других информационно-справочных систем позволит существенно повысить отдачу и привлекательность конструкторской деятельности, причем именно эти факторы в наибольшей степени повлияют на повышение производительности труда в масштабах всего конструкторского бюро.

Первые четыре-пять направлений проектных работ характерны для начального этапа проектирования. Следующий раздел книги посвящен вопросам автоматизации поисковых исследований.

1.3. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПОИСКОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Прежде чем говорить об автоматизации проектного поиска, необходимо уточнить вопросы терминологии. Попытка описать терминологию, используемую при поиске и выборе проектных решений, была предпринята в книге не без некоторых колебаний. Решение привести основные термины принято в надежде, что это облегчит чтение последующих параграфов, хотя авторам известно, что вопросы терминологии являются спорными и вызывают много замечаний и разногласий, не затрагивающих, впрочем, сути описываемых явлений. При описании проблем автоматизированного поиска и выбора проектных решений для летательных аппаратов определения, обозначения и сокращения, принятые в ряде ведущих организаций, до сих пор не устоялись, и приходится применять понятия, предложенные в первых работах, посвященных численным методам оптимизации проектных параметров.

Все данные о летательном аппарате целесообразно систематизировать по следующим направлениям.

1. Характеристики летательного аппарата и режима его работы. Это наиболее общая группа данных: она включает определенные группы, названные ниже. К характеристикам относятся все данные, получающиеся в результате проектных расчетов. В их числе данные, описывающие облик аппарата, и все расчетные величины, получающиеся на промежуточных этапах расчета, в конечной фазе которого определяется масса, стоимостные показатели

или надежностные характеристики летательного аппарата. Это прежде всего аэродинамические и баллистические характеристики, тепловые потоки, расход массы теплозащитного материала, рабочего тела двигательных установок, систем энергоснабжения и терморегулирования, размеры отдельных элементов конструкции, определяемые расчетным путем, нагрузки на аппарат и его узлы, давления и температуры в различных отсеках и на поверхности летательного аппарата. Величина тех или иных характеристик отличает один вариант аппарата от другого. Улучшение определенных значений некоторых характеристик, достигаемое путем изменения различных данных, описывающих конструкцию летательного аппарата, является предметом проектного поиска.

Эти улучшаемые характеристики переходят в разряд критериев и ограничений; этот тип характеристик рассмотрен ниже.

2. Исходные данные. Это величины, необходимые для расчета характеристик любого летательного аппарата, т. е. величины, являющиеся входными для каждого проектного расчета нового варианта аппарата. К исходным данным относятся, например, данные о планете, атмосфере и космическом пространстве; характеристики конструкционных материалов, топлив и рабочего тела бортовых систем; данные, определяющие условия полета на отдельных участках (высоты и скорости полета). К группе исходных данных относятся различные константы в уравнениях, описывающих траекторию движения летательного аппарата, тепловые потоки, нагрузки на аппарат и режим обтекания. Исходные данные не меняются в процессе поисковых исследований. Однако их значения могут варьироваться на этапе выбора проектных решений с целью сравнить различные условия полета и оценить величину разброса отдельных характеристик аппарата.

3. Начальные данные или начальные условия. Это величины, предопределяющие при неизменных исходных данных режим полета и характеристики данного типа летательного аппарата. Начальные данные неизменны в процессе оптимизации. В ходе поисковых исследований начальные данные меняются при переходе от одной оптимизации к другой для того, чтобы определить степень влияния начальных данных на оптимальные решения. Примером начальных данных могут служить условия входа в атмосферу планеты, данные об экипаже (число пилотов и других членов экипажа), данные о ресурсе агрегатов бортовых систем, условия посадки, старта или взлета, данные, определяющие программу полета. Начальные данные первичны при проектном расчете и в число характеристик не входят.

4. Проектные параметры. Это те величины, которые определяют при неизменных исходных и начальных данных облик каждого варианта аппарата и режим его движения. Значения параметров задаются заранее при каждом проектном расчете характеристик типа летательного аппарата; они неизменны в ходе этого расчета, но меняются в процессе оптимизации. Одной из целей поиска и является просмотр различных сочетаний значений параметров

и определение тех их значений, которые соответствуют лучшим значениям отдельных проектных характеристик или обеспечивают допустимые значения для других проектных характеристик. Параметры определяют геометрию аппарата, состав, структуру, способ полета, размеры отдельных элементов конструкции, управление траекторией движения. Классификация проектных параметров для некоторых типов летательных аппаратов проведена в гл. 3. Произвольное или упорядоченное изменение параметров дает возможность при одном наборе расчетных методик и в ряде случаев при неизменной расчетной схеме отслеживать в ходе оптимизации изменение характеристик аппарата, его конфигурации, траектории полета, состава и весо-энергетических характеристик бортовых систем.

5. Проектные критерии. Это те характеристики летательного аппарата, нахождение или оценка значений которых является целью поисковых операций и служит основой для выбора проектного решения. Если рассматривается система летательных аппаратов или комплекс мероприятий, для решения задач которого создаются летательные аппараты, то критериями обычно являются стоимостные характеристики или различные показатели эффективности. При синтезе структуры данного летательного аппарата за критерий, как правило, принимаются весовые характеристики. Количественные критерии, значения которых улучшаются при оптимизации, иначе называют целевыми функциями. Типы проектных критериев рассмотрены далее в этом параграфе.

6. Проектные ограничения. Помимо критериев и одновременно с ними в ходе проектного расчета определяются характеристики, значения которых не должны быть меньше или превышать определенной, заранее оговоренной величины. Например, вариант летательного аппарата, сформированный в ходе поиска и подлежащий дальнейшему рассмотрению, должен удовлетворять следующим условиям:

- объем герметической кабины должен быть больше потребного;

- габариты, наоборот, должны быть меньше предельных значений, оговоренных заранее;

- температура на стыках конструкции с теплозащитой или в местах крепления отдельных агрегатов бортовых систем не должна превышать определенной величины; суммарное энергопотребление или пиковое энергопотребление не должно превышать определенной величины киловатт или киловатт в час; суммарный расход рабочего тела систем ориентации, стабилизации, маршевых силовых установок или систем энергоснабжения, жизнеобеспечения и терморегулирования не должен выходить за рамки, установленные при проектировании;

- нагрузки на аппарат и отдельные его узлы не должны превышать значения, оговоренные в технических заданиях на отдельные системы, комплектующие летательный аппарат: парашютные системы, двигательные установки, приборы управления, источники

питания, устройства для измерения и другие приборы и агрегаты.

Следует отдавать себе отчет в том, что на начальном этапе проектирования ряд ограничений формируется с известной долей субъективизма. Именно поэтому в числе завершающих поисковых операций должна быть предусмотрена работа по выявлению зависимостей оптимальных проектных параметров от величины основных ограничений.

В числе терминов, применяемых при описании отдельных программ для ЭВМ, а именно программы расчета и поиска проектных характеристик летательных аппаратов, использованы общепринятые понятия из области системного программирования.

Сводной программой будет называться программа, которая является набором отдельных алгоритмов, реализованных в виде автономных процедур, связанных между собой единой цепью входных данных и выходных результатов.

В некоторых случаях эта связь осуществляется в единой моноблочной программе, реализованной в алгоритмических языках высшего уровня (Алгол или Фортран), с применением специализированной управляющей процедуры и с использованием общего перечня формальных параметров. Для ЭВМ третьего поколения можно осуществить расчетные операции, предусмотренные сводной программой, используя язык управления заданиями, имеющийся в операционной системе. Верхние и нижние интерфейсы всех автономных процедур должны быть согласованы.

Отдельной процедурой, или расчетным блоком, или специализированным модулем назовем самостоятельную программную единицу, используемую в составе поисковых операций или проектных расчетов. С помощью таких процедур проводятся расчеты и оценки отдельных характеристик летательного аппарата и при этом привлекаются методики одной или нескольких проектных дисциплин: аэро- и газодинамики, тепломассообмена, прочности и баллистики. Описание методов проектного расчета дано в гл. 3.

Операции, характерные для стыковки с использованием операционных систем отдельных расчетных модулей, могут быть реализованы по-разному, в зависимости от типа ЭВМ. Существо задач автоматизации проектирования не зависит от приемов обработки информации и способов соединения отдельных расчетных процедур. Для построения развитой АСП (САПр) сложного летательного аппарата и, в частности, для создания подсистемы АСП, эксплуатируемой на проектно-поисковом этапе, важным фактором является мощность центрального процессора ЭВМ. Если обеспечена высокая производительность ЭВМ (на уровне БЭСМ-6, ЕС-1050 и ЕС-1060), то система способна обеспечить решение одних и тех же проектных задач и ход решения этих задач не зависит от типа ЭВМ.

Авторы придерживаются той точки зрения, что все, кроме объема расчетных и графических работ, а именно: цели проектирования, постановка проектно-поисковых задач, принципы математического моделирования структуры и режима движения летатель-

ных аппаратов, методы проектного расчета, алгоритмы поиска и выборы проектных параметров, так же как и результаты проектных и конструкторских разработок, т. е. все то, что составляет основное содержание любого процесса проектирования, отнюдь не зависит от особенностей средств автоматизации, а определяется объективными потребностями задачи создания летательного аппарата. Поскольку основная трудоемкость в сфере программирования при создании АСП определяется разработкой специализированных программ, которые реализуются, как правило, на универсальных языках высшего уровня («Алгол», «Фортран»), то есть основание полагать, что объем и сложность работ по созданию специального матобеспечения АСП также мало зависит от типа ЭВМ.

Опыт работы с ЭВМ типа БЭСМ-6 и ЭВМ Единой системы показал, что уровень сервиса средств автоматизации в определенной степени влияет на удобство программистов, работающих с операционной системой и занятых стыковкой специализированных моделей и программ из арсенала стандартного матобеспечения ЭВМ, но никак не влияет на существо задач автоматизации проектных операций.

Специальные вопросы, относящиеся к таким операциям выбора элементов конструкции аппаратов, которые основаны на диалоговых режимах работы проектанта с ЭВМ, в книге не освещены, так как авторы считают, что в таком сложном и новом деле как интерактивные режимы поиска и выбора конструкторских решений следует воздержаться от каких-либо общих рекомендаций; кроме того, опыта работы в действиях такого рода при проектировании летательных аппаратов в практике пока еще мало.

Успехи в формировании новых элементов конструкции с использованием диалога с ЭВМ зависят во многом от искусства проектанта, его интуиции, опыта и умения охватить одновременно множество количественных и качественных требований. Дело осложняется еще и тем, что интерактивные режимы работы с ЭВМ при поиске проектных решений специфичны для различных летательных аппаратов и во многом определяются целями проектирования и техническими особенностями объекта. Эта область деятельности труднее всего поддается описанию. Регламентировать приемы работы и дать общие методические указания по проведению операций, обеспечивающие обоснованный выбор в режиме диалога конструктивных схем летательных аппаратов, на наш взгляд, пока не представляется возможным.

В книгах, претендующих на всестороннее освещение действий оператора при синтезе с помощью ЭВМ узлов конструкции и агрегатов машиностроительного профиля, нельзя обойти молчанием указанные вопросы.

Затруднения в применении для комплексных проектных задач диалоговых режимов, основанных на тесном контакте оператора с графическими и телетайпными устройствами современных ЭВМ, определяются сложностью задач синтеза конструкции современных летательных аппаратов, обилием проектных критериев. Среди этих

критериев, наряду с качественными и неформализуемыми, требующими эвристического подхода с привлечением интуиции и опыта разработчика, можно выделить большое количество формальных критериев, разобравшись с которыми можно, используя логически обоснованные приемы и алгоритмы.

Рассмотрим специфику проектного поиска и подходы к выбору проектных решений в начальной стадии проектирования летательного аппарата.

Предварительная стадия проектирования начинается с выработки основных концепций, конкретизации задач и функций летательного аппарата и заканчивается поиском и выбором рациональных значений проектных параметров. Естественно, для летательных аппаратов различного назначения постановка проектно-поисковых задач, критерии, переменные, ограничения, цели поиска и алгоритмы проектного расчета, методы поиска и выбора параметров, как, впрочем и степень сложности и важности всего проектно-поискового этапа, будут различными. По-видимому, невозможно обобщить все приемы нахождения облика таких летательных аппаратов, как самолеты различных типов, вертолеты, реактивные снаряды, ракетные системы и космические аппараты. В таком обобщении, видимо, нет нужды.

Автоматизация проектного поиска, свойственного этапу предварительного проектирования, представляет особый интерес для проектирования летательных аппаратов новых типов, создаваемых для необычных условий полета. Задачи автоматизированного синтеза конфигурации и структуры таких аппаратов, так же как и задачи оптимизации конструктивных параметров и режима движения, важны тогда, когда имеется большой выбор возможных форм и схемных решений по программе полета.

Среди летательных аппаратов новых типов важное место занимают аэрокосмические, межпланетные и околоземные космические аппараты. Применительно к этим классам аппаратов можно выделить те особенности процесса их создания, которые определяют тематическую направленность и важность подсистем АСП верхнего уровня, обеспечивающих начальную фазу проектирования. Эти особенности следующие:

1. Широкий спектр возможных проектных решений, разнообразие конфигурации и конструкции, удовлетворяющих заданным ограничениям. Приемлемые проектные решения, отвечающие одним и тем же требованиям, могут существенно отличаться друг от друга, и два летательных аппарата, проектируемые для одних и тех же целей в разных организациях, могут быть совершенно непохожи друг на друга. Поэтому существует большой простор для поиска приемлемых типов конструкций.

2. Опытный характер разработок и новизна технических решений, в результате чего часто отсутствуют прототипы, а следовательно, возможность руководствоваться опытом или набором стандартов и нормалей при проведении проектных и конструкторских проработок. Опыт, накопленный по некоторым проработкам, как

правило, недостаточен для создания надежных методик проектирования.

3. Важность начальных проектных установок и ограничений, определяющих облик аппаратов, схему их полета, состав и характеристики бортовых систем. Следствием этого обстоятельства являются ответственность за выбор изначальных проектных решений.

4. Высокая стоимость изделий, насыщенность их сложными и разнообразными системами, наличие в большинстве случаев жестких весовых ограничений и, как результат всего названного, важность задач оптимизации структуры летательных аппаратов. В ряде случаев оптимизация является одним из основных инструментов поиска и обязательно предшествует выбору проектного решения.

5. Отсутствие надежных методик для приближенных параметрических оценок характеристик аппаратов и режима его движения и, как следствие этого, насыщенность проектных и поверочных расчетов сложными вычислительными процедурами, описывающими процесс функционирования аппарата и его систем. В числе этих процедур — специализированные расчеты по баллистике и динамике управляемого полета, газодинамические расчеты для гиперзвукового полета в атмосферах различного состава, прочностные расчеты с определением статических и динамических нагрузок, расчеты на вибропрочность конструкций с емкостями, заполненными жидкостью, термодинамические расчеты процессов тепло- и массообмена в пограничном слое и в конструкции аппарата, специфические расчеты, позволяющие оценить весо-энергетические характеристики агрегатов и блоков основных бортовых систем: двигателей, систем жизнеобеспечения, терморегулирования, энергоснабжения и т. д.

6. Неопределенность исходных данных из-за неточного знания условия работы аппаратов и характеристик новых технологических процессов.

7. Опытный характер производства, которое не требует широкой автоматизации операций по конструированию и изготовлению деталей и узлов.

Для летательных аппаратов новых типов эффективность проектно-поисковых исследований в значительной степени влияет на ход дальнейших разработок, поэтому на этапе предварительного проектирования целесообразно всемерное внедрение новых методов, повышающих достоверность и качество результатов. После проектной завязки летательного аппарата, выполняемой обычно небольшим коллективом высококвалифицированных специалистов, наступает период разработки отдельных подсистем, конструирования узлов и агрегатов, а затем изготовления первых образцов аппарата. В этот период резко расширяется фронт работ по izdelию, возрастает число привлекаемых к проекту специалистов, а вместе с этим увеличиваются объем и затраты труда, а следовательно, стоимости проекта. Одновременно значительно уменьшается возможность управления ходом разработки и результатами работы, исчезает «свобода» выбора другого проектного решения по аппарату в целом, снижается возможность изменения исходных

проектных ограничений и предпосылок. Необходимо также отметить, что проектный анализ на этапе завязки аппарата выполняется малыми силами и автоматизация труда при этом не связана с большими затратами в масштабах всего предприятия.

В докладе «Стоимость и эффективность системы» JPAD [59] зарубежные специалисты оценивают стоимость этапа предварительного проектирования в 4% общей стоимости проекта аэрокосмической системы, утверждая при этом, что результаты проектных решений, принятых на этом этапе, определяют 70% стоимости проекта. Единственная возможность, по их мнению, уменьшить степень риска в принятии решений — это увеличить глубину и точность проектных проработок на этом этапе. Одним из путей для этого является широкое применение ЭВМ для поиска и выбора проектных решений.

Основные сложности на пути выбора проектного решения определяются двумя обстоятельствами: сложностью формализации задачи и большим количеством разнообразных требований, критериев и ограничений. Оба указанных обстоятельства связаны с анализом проектных критериев.

Классификация проектных критериев, требований и ограничений возможна по различным признакам.

Во-первых, критерии можно оценивать по степени их корреляции, причем критерии одного типа и ранга могут быть связаны друг с другом или независимы. Если критерии не зависят друг от друга, то исходная информация при выборе решения базируется на результатах поиска лучших значений проектных характеристик по каждому из критериев. Особенностью поискового этапа является то, что в практике проектирования критерии, как правило, зависят друг от друга и лучшие решения по одному из критериев весьма далеки от оптимума по другому критерию. Чаще всего улучшение одного критерия или трансформации облика и структуры летательного аппарата влечет за собой ухудшение значений другого критерия. Например, при синтезе состава космического аппарата, рассчитанного на длительный межпланетный полет, вступают в противоречие весовые критерии и надежные показатели, основными из которых являются вероятность выполнения целевой задачи. Другой пример антагонистических критериев известен из практики проектирования летательных аппаратов, совершающих посадку на Землю или другие планеты. Весовому критерию, требующему минимизировать толщину теплозащитных покрытий, уменьшать располагаемое аэродинамическое качество и время полета, противоречат, как правило, целевые критерии, определяющие основную задачу аппарата: посадку в заданный район, спуск с минимальным перегрузочным воздействием, маневр в определенный район, достижение максимальной высоты или минимальной скорости полета в момент включения посадочных систем и т. д.

Для таких антагонистических критериев поиск рационального решения связан, как будет пояснено далее, с определением граничного семейства наилучших решений. Инструментом для таких

операций служат численные поисковые методы; некоторые из них рассмотрены в данной книге.

Во-вторых, особенностью большинства многокритериальных задач является неравнозначность проектных критериев. Различная степень важности критериев и ограничений учитывается в известном принципе декомпозиции, применением при проведении сложных проектных исследований по объекту в целом. В соответствии с этим принципом проводится деление поисковых задач по уровням детализации схемных решений и в ходе этого производится ранжирование критериев по степени важности при системном анализе летательного аппарата. Критерии низшего ранга дают представление о преимуществах отдельных систем по некоторым частным показателям, таким как энергопотребление, тепловыделения, объемные и габаритные характеристики, запасы рабочего тела и т. д. Эти же критерии используются в дальнейшем как дополнительные данные, учитываемые при сопоставлении вариантов, у которых значения основных или главных критериев близки между собой.

Главные критерии, или критерии верхнего уровня, являются общими для всех систем летательного аппарата, так как они позволяют сравнивать все системы между собой при синтезе структуры объекта и в дальнейшем оценивать преимущества различных вариантов летательного аппарата. Обобщенные весовые показатели, показатели эффективности, стоимости и надежности есть критерии высшего ранга; они применяются при выборе общих проектных решений по самому летательному аппарату и по комплексу средств, обеспечивающих выполнение целевой задачи летательными аппаратами данного типа.

Информация о критериях низшего ранга может быть использована для построения комплексных критериев высшего ранга.

Типичным примером такого преобразования является рассмотренный в дальнейших главах книги, в задачах структурного синтеза, метод оценки суммарных весовых характеристик летательного аппарата по данным энергопотребления, тепловыделения и расхода рабочего тела отдельных бортовых систем. Другим примером выхода на комплексный критерий может служить способ формирования вероятности благополучного исхода при перегрузочном нагружении экипажа, исходя из отдельных факторов перегрузочного воздействия.

Третья особенность поисковых задач состоит в том, что большинство проектных критериев используется для сравнения вариантов проектных решений. Отсюда — обилие относительных показателей и возможность разделить критерии и ограничения на две группы, одна из которых включает абсолютные оценки, а другая объединяет относительные количественные показатели. При построении критериев второй группы важно соотносить данный показатель качества с неизменным для всех типов решений эталонным показателем. Например, критерий, определяющий высокое совершенство летательного аппарата, должен соотносить массу систем, обеспечивающих выполнение целевой задачи, к общей для всех типов аппаратов весу полезной нагрузки.

Относительная масса той или иной системы, взятая в долях суммарной массы аппарата, может использоваться для информации, но сравнение вариантов проектных решений по этому показателю строить нельзя, поскольку суммарная масса аппарата является величиной переменной и в ее оценке могут учитываться другие показатели.

Основным правилом при сравнении по относительным критериям является неизменность всех прочих показателей при переходе от одного сравниваемого варианта конструкции к другому. Расчет массовых или весовых показателей для некоторых типов летательных аппаратов рассмотрен в гл. 3.

Четвертая особенность этапа поиска и выбора проектных решений и четвертый путь классификации критериев состоит в том, что расчетные модели и стратегию выбора решения следует строить исходя из неопределенности значения проектных критериев и в зависимости от степени неопределенности можно, в свою очередь, по новому классифицировать проектные критерии, требования и ограничения.

Прежде всего ряд проектных критериев (а таких большинство) может быть определен с невысокой степенью точности. Формализация задач такого типа заключается в оценках номинальных значений критериев и их разбросам, для чего вводятся дополнительные критерии. Эти дополнительные критерии используются, как правило, на этапе выбора варианта конструкции или схемы полета. В большинстве случаев такие дополнительные критерии имеют вероятностный характер.

В гл. 3 рассмотрен критерий такого типа для описания интегрального перегрузочного воздействия на пилотов при движении с большими скоростями в атмосфере. При выборе конструктивной схемы поиск приемлемых проектных решений с перебором большого количества возможных вариантов удобно вести, используя только номинальные оценки критериев. Дополнительные критерии следует использовать на этапе окончательного сравнения нескольких отобранных вариантов для оценки степени риска при предпочтении одного варианта другому. Критериям риска и работе с ними посвящена гл. 4 книги.

Другой вид неопределенности заключается в отсутствии количественных измерений для того или иного свойства летательного аппарата. Такие качественные показатели, как простота конструкции, технологичность, насыщенность стандартными или опробованными техническими решениями, гибкость структуры аппарата по отношению к набору целевых задач и т. д., по-видимому, невозможно формализовать и можно оценивать только с применением балльной системы. Если требования такого рода учитывать после поиска оптимальных решений по количественным критериям, т. е. на этапе окончательного выбора варианта конструкции аппарата, как это принято обычно в практике проектирования, то это существенно упрощает стратегию поиска лучших проектных параметров.

В целом вырисовывается следующая стратегия определения проектных решений:

1. *Первый этап.* Производится анализ и систематизация основных проектных критериев, требований и ограничений. Определяется область существования рациональных решений, разрабатываются математические модели структуры и режима движения и связи между конфигурацией, структурой и траекторией полета, а также оценить взаимовлияние основных критериев и ограничений. На этом этапе формулируется общая стратегия выбора проектных параметров, определяются основные (лидирующие) критерии, по которым необходимо добиваться лучших решений.

2. *Второй этап.* Проводится поиск лучших проектных решений, для чего формулируется поисковая задача, т. е. выявляются варьируемые проектные параметры и основные ограничения. В большинстве случаев поисковая задача разбивается на несколько отдельных задач оптимизации по лидирующим критериям. Определяются цели оптимизации и выбирается численный метод, пригодный для решения задачи дискретного или нелинейного программирования с несколькими переменными и ограничениями. Для поиска оптимальной формы и траектории полета, а также для синтеза оптимальной структуры пригодны различные численные методы, ориентированные на ЭВМ. Вторая глава книги посвящена таким методам поиска. После серии оптимизаций, проведенных по нескольким критериям и при различных значениях ограничений, представляется возможность перехода к третьему этапу — этапу выбора рациональных решений.

3. *Третий этап.* Производится сравнение лучших решений по отдельным критериям, и для выбора рационального решения привлекаются дополнительные количественные и качественные требования. В частности, учитывается достоверность проектных оценок и степень риска при применении новых решений, оптимальных по ряду критериев.

Рациональное решение в таких условиях определим как решение, близкое к оптимальным по ряду критериев, но отличающееся от них постольку, поскольку при его выборе учтены дополнительные формализуемые и неформализуемые показатели. Образно говоря, современный инженер-проектант должен, используя ЭВМ для поиска, всегда знать точно, где находится оптимум по каждому из учитываемых им критериев, чтобы суметь отступить от строгого оптимума в сторону более простых, доступных и надежных конструктивных решений, зная в каждом случае цену той уступки в весовых или стоимостных единицах.

Некоторые вопросы автоматизированного выбора проектных решений, а именно: способы ориентации во многокритериальных задачах и оценки степени риска при сравнении вариантов летательных аппаратов новых типов рассмотрены в гл. 4.

Глава 2

МЕТОДЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПОИСКА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ И СИНТЕЗА СТРУКТУРЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

2.1. ФОРМУЛИРОВКА ПРОЕКТНО-ПОИСКОВЫХ ЗАДАЧ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В данной главе речь пойдет о методах и алгоритмах, предназначенных для того, чтобы с помощью ЭВМ определять приемлемые или оптимальные параметры летательного аппарата или строить оптимальным образом его структуру. Необходимость в таких методах и место для их применения в общем процессе проектирования зависят от типа летательного аппарата, традиций конструкторских бюро и научно-исследовательских институтов и степени оснащения их мощными ЭВМ.

В большинстве случаев потребность в поисковых методах наступает сразу, как только разработаны первые расчетные модели конфигурации, структуры и режима движения летательных аппаратов. Происходит это уже в начальной фазе проектирования, в период, предшествующий выбору рациональных решений. Выбор таких решений должен опираться, как сказано в предыдущей главе, на результаты широких поисковых исследований, в ходе которых находятся допустимые значения проектных параметров, определяются их оптимальные значения по ряду критериев и выявляются конкурентоспособные варианты конструкции, сравнимые в дальнейшем с более детальной их проработкой и обоснованием качественных достоинств и недостатков.

Отдельные значения проектных параметров, соответствующие наилучшим или предельным уровням критериев и ограничений, целесообразно определять в ходе самого проектного расчета характеристик каждого варианта летательного аппарата. Речь о приемах такого расчета и задачах с двумя уровнями оптимизации пойдет в следующей главе книги. Методы такого проектного расчета, как правило, специфичны, и для каждой новой технической задачи создаются свои приемы оценки предельных значений параметров и характеристик данного типа летательных аппаратов. Вместе с тем приемы сравнения различных вариантов между собой с целью поиска наилучшего могут быть универсальными и использовать применяемые для решения разнообразных технических задач численные поисковые методы.

При таком подходе на универсальный алгоритм поиска возлагаются задачи автоматизированного формирования значений проектных параметров, набор которых может определять форму аппарата, состав, структуру отдельных элементов и траекторию полета; организации целенаправленного изменения этих параметров, а также задачи сравнения различных вариантов по критерию и ограничениям.

Предпосылками для широкого применения на практике численных методов послужили следующие особенности реальных проектных задач:

1. Наличие детальных моделей, учитывающих комплексные вопросы с увязкой всех формализуемых связей в структуре аппарата и также связей между конфигурацией и режимом движения. Упрощения и допущения, необходимые при применении аналитических методов, используемых для нахождения или построения оптимальных решений, в большинстве случаев искажают общую физическую картину рассматриваемых явлений баллистики, динамики, обтекания и теплообмена.

2. Большое количество учитываемых одновременно параметров, сочетание которых с рядом условий и ограничений определяют величину проектного критерия и связи между системами в структуре аппарата.

3. Удобство в построении алгоритмов моделирования и расчета характеристик для проектантов, работающих с численными методами поиска. Эти методы не требуют от пользователей высокой математической квалификации и наличия опыта аналитического решения экстремальных задач. Как правило, в математической модели оптимизируемого процесса или структуры не обязательно составление развернутого функционала и механизм расчета критерия может иметь итерационный характер с несколькими обратными связями.

4. Сложность расчетных моделей, объясняемая характером изменения целевой функции и функцией ограничений при трансформации проектных параметров. Эти функции в реальных проектных задачах определяются с учетом ряда логических условий и могут иметь раз-

рывы, площадки и зубцы, преодоление которых для отдельных численных поисковых методов не составляет труда.

«Всеядность» некоторых методов поиска, таких, например, как слепой случайный поиск или покоординатный последовательный одномерный поиск делает их универсальным инструментом для решения самых разнообразных задач, в числе которых встречаются и многоэкстремальные.

Было бы наивно предполагать, что можно создать некий универсальный алгоритм, позволяющий обоснованно и точно определять величину и положение абсолютного экстремума для любой многопараметрической оптимизируемой модели с целевой функцией, имеющей несколько частных экстремумов и претерпевающей разрывы первого рода. Методов поиска глобального экстремума нет, есть только методы оценки его уровня с определенной степенью достоверности. К сожалению, определенная часть задач синтеза структуры летательных аппаратов, как будет показано далее, обладает перечисленными выше неприятными особенностями, и с точки зрения математиков, занимающихся аналитическим обоснованием способов нахождения экстремумов, задачи структурного синтеза в общей постановке не имеют решения. Однако инженеры, вынужденные хоть как-то ориентироваться в задачах такого рода, пытаются искать приемлемые проектные решения, используя для этого, как правило, известные приемы, применяемые для решения традиционных задач нелинейного и динамического программирования. Некоторая уверенность в правильности полученных результатов и близости их к абсолютному экстремуму приобретает при нескольких выходах к одному оптимуму из разных зон области допустимых значений, или с применением разных алгоритмов поиска, а также с помощью статистических методов оценки уровня глобального экстремума.

Классификацию и сравнение методов поиска, используемых в задачах проектирования летательных аппаратов, следует начинать с анализа самих проектных задач, характера изменения переменных и критерия, а также тех целей, которых добивается проектант, применяя те или иные поисковые методы.

Все основные задачи проектно-поискового плана в соответствии с целями поиска можно разделить на две группы. К первой группе следует отнести те задачи, которые не требуют нахождения или оценки величины экстремума. В большинстве это задачи поиска допустимых значений проектных параметров, удовлетворяющих набору заданных ограничений. Численные методы поиска экстремума могут найти применение в этих задачах; об этом пойдет речь в гл. 4.

Вторая группа более многочисленна; в нее входят различные задачи оптимизации, в том числе задачи нелинейного, динамического и дискретного программирования.

Применительно к летательным аппаратам, проектирование которых связано с анализом не только их структуры, но и сложных

явлений, сопровождающих полет, целесообразно разделить вопросы поиска оптимальных параметров по признакам, определяющим характер изменения переменных и критерия и тем самым определяющим применение тех или иных поисковых методов.

Задачи с непрерывными переменными, описывающими форму аппарата, режим движения и некоторые параметры конструкции, можно объединить общей постановкой и применить для их решения шаговые численные поисковые методы, разработанные для задач нелинейного программирования. Задачи такого типа в основном связаны с исследованием процессов или явлений, характерных для анализа проблем механики, прочности, газодинамики, теплообмена, при оптимизации режима движения в атмосфере. Этот тип задач наиболее распространен в практике проектирования и поэтому в данной главе упоминается об общей задаче нелинейного программирования и наиболее распространенных численных методах поиска.

Поиск оптимального состава летательного аппарата связан с применением комбинаторных приемов, заимствованных из практики решения задач дискретного программирования. При этом приходится формировать и просматривать различные сочетания систем друг с другом, определяющие тем самым тот или иной вариант конструкции, или последовательно комплектовать из отдельных агрегатов и блоков заданную структуру аппарата. Для автоматизированного синтеза оптимальной структуры необходимо применение особых численных методов, поэтому в настоящее время алгоритмы структурного синтеза активно разрабатываются в различных областях техники и проектирование летательных аппаратов не является исключением. Именно таким задачам и методам их решения посвящена в основном гл. 2.

Следует отметить, что большинство методов, созданных для задач дискретного программирования, пригодно при определенных допущениях для решения традиционных задач нелинейного программирования. Обратный прием, как правило, не подходит, и широко известные и заслуженные шаговые методы поиска отнюдь не всегда можно применить для синтеза оптимальной структуры.

Приведенное деление задач и методов проектного поиска в значительной мере условно, поскольку имеет немало таких оптимизируемых моделей структуры, конфигурации и режима движения, в которых соседствуют с непрерывными параметрами дискретные переменные, например, такие, которые определяют число агрегатов или узлов (количество камер двигателей, число управляющих воздействий на траектории движения и др.). В каждом конкретном случае приходится определять метод поиска исходя из особенностей данной задачи.

Как уже было сказано ранее, большинство вопросов исследования оптимальных характеристик процессов или явлений, описываемых набором непрерывных переменных, сводится к задаче нелинейного программирования. В общей постановке оптимизируемая система описывается при этом набором непрерывных параметров

или вектором состояния системы $\bar{x}$. Каждое сочетание значений этих параметров $(x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n)$ между собой определяет один из возможных вариантов оптимизируемой системы, и этот вариант обладает определенным значением F_k целевой функции или критерия качества $\Phi(\bar{x})$, а также определенными значениями $Y_{1,k}, Y_{2,k}, \dots, Y_{j,k}, \dots, Y_{m,k}$ функциональных ограничений $Y_i(\bar{x}), Y_2(\bar{x}), \dots, Y_j(\bar{x}), \dots, Y_m(\bar{x})$. Вектор состояния $\bar{x} \in R$, где множество R ограничено прежде всего за счет пределов изменения переменных, или неравенств типа $B_i \leq x_i \leq A_i$ (ограничение первого рода). Кроме того, область допустимых значений ограничена за счет функциональных ограничений, определяемых неравенствами типа: $Y_j(\bar{x}) \leq Y_{j,0}$ (ограничение второго рода). Целью оптимизации является отыскание экстремального значения критерия F_{opt} при $\bar{x} \in R$ и оптимальных значений переменных $\bar{x}_{\text{opt}}$, соответствующих F_{opt} .

Для работы с ограничениями второго рода в численных методах поиска предусматриваются, как правило, различные способы трансформации целевой функции. Наиболее распространенными способами являются приемы штрафования критерия качества. При внутреннем штрафе минимизируемый критерий может, например, иметь вид

$$F = F_0 + \sum_j \frac{\alpha_j}{\Delta Y_j},$$

где F_0 — значение неоштрафованного критерия; α_j — коэффициент штрафования по данному j -му ограничению; ΔY_j — расстояние до ограничения;

$$\Delta Y_j = Y_{j,0} - Y_j(\bar{x});$$

если $\Delta Y_j \leq 0$, то попытка считается неудачной, что отражается в алгоритме, определяющем сходимость. Например, соотношение удачных и неудачных попыток может влиять на масштаб приращений переменных на каждом шаге опроса состояния оптимизируемой системы.

Такой способ штрафования используется в алгоритмах поиска, разработанных под руководством канд. техн. наук А. Л. Гайдукова и в течение ряда лет с успехом применяемых для многопараметрической оптимизации летательных аппаратов. В частности, этот способ штрафования применяется в алгоритме случайного поиска ПБ-2Б, примененном для решения задач оптимизации формы и режима движения спускаемых космических аппаратов [1]. Примеры таких поисковых исследований рассмотрены в следующей главе книги.

Алгоритмы численных методов поиска, используемых в задачах нелинейного программирования, создаются уже в течение десятилетий, и за это время накоплен большой опыт их совершенствования и применения в задачах проектирования. Обилие различных модификаций таких алгоритмов затрудняет проблему их

систематизации и классификации. Классификация и описание наиболее употребительных алгоритмов содержится в ряде отечественных книг и переводных изданий (см. например, [43, 44]). Общие принципы организации поиска с применением численных методов оптимизации освещены в популярной книге А. А. Первозванского [31]. Сравнение алгоритмов и анализ принципов нерегулярного поиска читатель может найти в книге Л. А. Расстригина (см. [37]). Эта книга была одной из первых отечественных работ, в которой пропагандировались идеи численной оптимизации и, в частности, методы случайного поиска.

Повторяя во многом уже известные описания различных групп численных методов оптимизации, укажем все-таки на основные отличия и особенности наиболее употребительных методов.

Методы оптимизации являются в основном прямыми, т. е. информацию о возможных путях продвижения к оптимуму они приобретают путем прямого опроса состояний системы, совершая шаги в пространстве параметров и вычисляя на каждом шаге текущие значения целевой функции.

По принципам опроса оптимизируемой модели методы поиска можно разделить на регулярные и нерегулярные. Последние используют случайную компоненту для формирования приращений переменных на следующем шаге поиска. Алгоритмов случайного поиска разработано довольно много (например [39]). Почти все они отличаются способами учета случайного воздействия в приращениях вектора переменных. Можно рекомендовать алгоритмы, имеющиеся в госфонде алгоритмов и программ [1]. Надежность этих алгоритмов подтверждена практикой решения в различных проектных организациях задач оптимизации параметров летательных аппаратов. Одним из достоинств рекомендуемых методов является предоставление пользователю возможности подстраиваться под оптимизируемую модель, учитывая различное влияние параметров на критерий, а также взаимное положение оптимума и ограничений второго рода. Приращение i -й переменной на каждом k -м шаге поиска в алгоритмах случайного поиска имеет вид

$$x_i^{(k)} = x_i^{(k-1)} + M \times m_i \times \Delta \tilde{x},$$

где $x_i^{(k-1)}$ — значение i -го параметра на предыдущем шаге поиска; M — показатель, определяющий общий масштаб поиска, который зависит от соотношения удачных и неудачных попыток; m_i — коэффициент, определяющий индивидуальный масштаб поиска; $\Delta \tilde{x}$ — случайное число, получаемое моделированием на ЭВМ нормального закона распределения с математическим ожиданием, равным нулю, и дисперсией, равной единице.

Если критерий в очередном k -м шаге опроса состояния системы не улучшается по сравнению с $(k-1)$ -м шагом, или если на k -м шаге мы вышли из допустимой области по функциональным ограничениям, то попытка считается неудачной. Соотношение удачных и неудачных попыток используется для поощрения случайных шагов и влияет на размер очередного шага по всем пере-

менным, определяя величину общего масштаба поиска, для чего в программе оптимизации создана специальная процедура масштабирования. Коэффициент m влияет на сходимость к оптимуму по каждой переменной и используется вместе с упомянутыми ранее коэффициентами штрафования для того, чтобы приспособить метод поиска к оптимизируемой модели.

Среди регулярных, или детерминированных, методов поиска наиболее известными являются градиентные методы. Они входят в большую группу методов первого порядка, называемых так в известной литературе по оптимизации, поскольку используют линейные модели для прогнозирования поведения целевой функции на микроотрезке, соответствующем ближайшим прошлым и будущим шагам в пространстве параметров.

Группа методов второго порядка моделирует кривыми второго порядка в самом алгоритме поиска поведение целевой функции. Некоторые из этих методов нельзя назвать прямыми, поскольку в них применяют квадратичные формы для описания на макроотрезке гиперповерхности критерия качества, чтобы, используя необходимые условия существования экстремума, перейти в область, близкую к предполагаемому оптимуму. Шаговая процедура для этих методов заключается в итерациях по уточнению положения экстремума, но не связана с поэтапным опросом состояний системы. Такой опрос организуется циклически, причем на каждом шаге итерации по каждой переменной определяется несколько опорных точек, информация о величине критерия в которых позволяет построить квадратичную форму. Положение опорных точек может определяться случайным образом.

Алгоритм с такими принципами поиска с успехом применялся для рассмотренных в следующей главе задач оптимизации режима движения, конфигурации и конструктивных параметров спускаемых космических аппаратов.

Почти все численные поисковые методы, разработанные для решения задач нелинейного программирования, базируются на шаговых методах продвижения по непрерывным координатам в пространстве параметров. Информация о результатах ближайших попыток обрабатывается с целью использования для следующих шагов. Величина или направление следующих шагов, а в некоторых случаях положение зоны для следующего цикла опросов определяются с учетом этой обработанной информации.

Такой подход к приемам, позволяющим продвигаться к оптимуму, оказывается эффективным далеко не во всех задачах оптимизации. Существует определенный класс задач оптимального проектирования, в которых переменные меняются дискретно, принимая только целочисленные значения, а информация о приращении критерия в ходе просмотра таких значений параметров обрабатывается особыми способами. В дальнейшем речь пойдет именно о таких задачах дискретного программирования, свойственных проблемам синтеза состава и структуры объектов, состоящих из различных элементов.

2.2. ЗАДАЧИ ДИСКРЕТНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ ПРИ СИНТЕЗЕ СТРУКТУРЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Определение облика летательного аппарата на этапе проектного поиска часто связано с формированием его состава, т. е. набора систем, комплектующих аппарат. Эта задача важна, например, для космических аппаратов, функционирующих на орбите или траектории межпланетного перелета, когда известен режим движения, условия работы и ясен набор целей, обеспечивающих выполнение программы полета, т. е. назначение основных систем, находящиеся на борту. Неясным остается одно: каким набором бортовых систем выгодно снабдить аппарат, чтобы он выполнил свои функции. На начальном этапе проектного анализа можно определять минимальный набор средств для заданного перечня выполняемых операций или максимизировать набор целей при данном наборе средств.

Для выбранной программы полета и при известном перечне основных операций целесообразно определить более детально те варианты целевых и служебных систем, комплектуя которыми аппарат, мы сможем обеспечить наилучшее выполнение заданной программы полета. Каждая из целей полета обеспечивается работой одной или нескольких бортовых систем. Это системы измерений, наблюдений, навигации, управления, радиосвязи, набор систем, обеспечивающих жизнедеятельность экипажа, системы терморегулирования, энергоснабжения, системы ориентации и, наконец, агрегаты и узлы конструкции и двигательные установки. Как правило, имеются описания или проекты различных вариантов систем одного назначения, которые отличаются принципами функционирования, насыщенностью унифицированными деталями или способами резервирования приборов и подсистем.

Все задачи поиска состава летательного аппарата, как правило, комбинаторные и связаны с выбором определенного сочетания вариантов из заданного набора групп однородных типовых элементов. Каждое отобранное сочетание представляет собой определенную структуру аппарата, поэтому задачи поиска рациональной структуры можно назвать задачами структурного синтеза.

Значения варьируемых переменных могут отражать порядковые номера вариантов систем одного назначения, а переход к рассмотрению систем другого назначения связывается в алгоритме с введением новой переменной.

Рассмотрим на примере структурного синтеза обитаемого космического летательного аппарата особенности расчетной модели, поскольку они определяют требования к численным поисковым методам, предназначенным для решения таких задач.

Целевой функцией может быть масса аппарата, вероятность успешной работы бортовых систем, стоимость создания аппарата с таким набором систем, объем собранной информации или другой показатель эффективности. Если один из перечисленных кри-

териев оптимизируется, то остальные могут рассматриваться в качестве ограничений. Кроме того, существует ряд ограничений, которые можно рассматривать как второстепенные критерии. Это энергопотребление и тепловыделение бортовой аппаратуры, объемные и габаритные характеристики агрегатов, запасы рабочего тела, общие для систем различного назначения. Эти критерии удобно рассматривать в качестве промежуточных или сопутствующих характеристик, связывающих системы различного назначения друг с другом.

Задача структурного синтеза обитаемого аппарата является достаточно общей; ее терминология используется в дальнейшем, и на ее примере показаны особенности расчета некоторых бортовых систем и связи в структуре аппарата. Если исследуется надежно-весовая модель, то в качестве прямой поисковой задачи может рассматриваться минимизация массы при различных ограничениях на параметры надежности, а в качестве обратной — максимизация надежностных критериев при наборе весовых ограничений. Так или иначе, весовой критерий необходимо учитывать, а это осложняет задачу поиска. Дело в том, что весовые характеристики отдельных систем нельзя определить без учета параметров других систем, находящихся на борту летательного аппарата. Например, для анализа систем управления и связи необходима циклограмма работы систем наблюдения и навигации; для расчета систем терморегулирования необходимо суммарное тепловыделение приборов в отсеках; без энергопотребления на борту нельзя определить параметры агрегатов энергоснабжения; объемные характеристики всех систем определяют обводы гермокабины и, следовательно, массу оболочки корпуса; запас топлива для двигательных установок ориентации и разгона невозможно оценить без учета массы сухого аппарата, т. е. массы всех бортовых систем. Все это предопределяет определенный порядок рассмотрения систем при комплектации аппарата, заставляет учитывать зависимость систем друг от друга, делает целевую функцию не separable и определяет обратные связи в механизме массового или весового расчета для уточнения характеристики бортовых систем. Структура аппарата комплектуется поэтапно, математические модели систем вызываются на расчет по очереди, причем каждому i -му типу системы определенного назначения ставится в соответствие формальная переменная x_i . Целочисленные значения переменной (от 1 до k_i) соответствуют номерам рассматриваемых вариантов i -й системы. Итак, можно отметить следующие особенности расчетной модели структуры, отличающие задачи структурного синтеза от традиционных задач нелинейного программирования:

1. Дискретность переменных, каждая из которых соответствует типу рассматриваемой системы, а каждое значение — порядковому номеру вариантов данной системы.

2. Неупорядоченность целевой функции и ограничений. Смена значений переменных приводит к ступенчатому изменению целевой функции, причем в общем случае нет закономерности в характере

изменения и знаке приращения критерия. Последнее обстоятельство делает область решения многоэкстремальной.

3. Определенный порядок просмотра переменных при расчете критерия и ограничений, поскольку исходные данные для некоторых систем являются выходными характеристиками других систем.

4. Корреляция переменных. Приращения критерия на итерации, соответствующей данному переменному, могут быть определены только с учетом значений других переменных, т. е. с учетом вариантов систем, рассмотренных ранее.

5. Несепарабельность критериев. Только в отдельных случаях и то с определенной степенью приближения можно считать, что целевая функция имеет вид

$$\Phi(\bar{x}) = f_1(x_1) + f_2(x_1, x_2) + \dots + f_n(x_1, x_2, \dots, x_n),$$

где $x_1, x_2, \dots, x_n$ — формальные переменные, поставленные в соответствие каждой системе.

6. Наличие обратных связей в механизме расчета критерия, вследствие чего применяется в модели структуры расчет по методу последовательных приближений.

7. Учет условно-логических ограничений, сложным образом определяющих область поиска. Эти ограничения определяются качественными изменениями в конструкции из-за применения той или иной системы или несовместимостью вариантов систем одного типа с вариантами систем другого типа. Приведем описание наиболее типичных задач проектного поиска, близких по схеме решения к рассмотренной задаче оптимизации состава космического аппарата (КА).

1. Задача определения схемы построения многоцелевой орбитальной системы, состоящей из автономных автоматических аппаратов и пилотируемых кораблей и станций различного назначения. Одной из разновидностей задачи является поиск оптимальных направлений комплексов для многоцелевых спутников. Критериями в этой задаче являются стоимость создания всей системы, динамика изменения затрат по времени, объем целей, которые достигаются работой системы на различных этапах ее развертывания. Варьироваться могут типы космических аппаратов и средств выведения.

2. Задача поиска структуры межпланетного космического аппарата. Определяется оптимальный состав по весовым критериям исходя из вероятности выполнения целевой задачи. Переменными являются набор приборов и блоков, варианты схемного построения подсистем, отличающиеся уровнем резервирования элементов.

3. Определение оптимальной программы полета, т. е. сочетания операций при движении космического аппарата, обеспечивающих минимальный расход рабочего тела систем ориентации и управления движением, и наилучший режим энергопотребления.

4. Задачи, связанные с выбором оптимальной последовательно-

сти операций по созданию летательного аппарата. В числе этих задач: поиск оптимального графика проектирования аппарата, поиск оптимального варианта плана отработки систем и аппарата в целом. Минимизируются затраты на разработку; время создания КА может рассматриваться как ограничение.

5. Задачи поиска оптимального варианта конструктивной и силовой схемы агрегата или выбора схемы построения отдельной бортовой системы, включающей в себя агрегаты и приборы различного назначения.

Порядковые номера стратегий для каждой цели	Порядковые номера целей							
	1	2	---	---	i	---	---	n
	1	$c_{1,1}$	$c_{2,1}$	---	---	$c_{i,1}$	---	$c_{n,1}$
	2	$c_{1,2}$	$c_{2,2}$	---	---	$c_{i,2}$	---	$c_{n,2}$
	---	---	---	---	---	---	---	---
	---	---	---	---	---	---	---	---
	j	$c_{1,j}$	$c_{2,j}$	---	---	$c_{i,j}$	---	$c_{n,j}$
	---	---	---	---	---	---	---	---
	---	---	---	---	---	---	---	---
	k	$c_{1,k}$	$c_{2,k}$	---	---	$c_{i,k}$	---	$c_{n,k}$

Рис. 2.1. Матрица, определяющая множество возможных решений при структурном синтезе

6. Задачи компоновки приборов и агрегатов в отсеке заданной конфигурации. Варьироваться может последовательность заполнения объема приборами, критерием является масса соединительных и крепежных элементов, а также балансированного груза.

Рассмотренные выше особенности характерны для этих и многих других задач структурного синтеза. Все эти задачи можно объединить общей постановкой и рассмотреть цели и принципы поиска, а также построение поисковых алгоритмов.

В общем случае оптимизируемая система может быть описана матрицей стратегий-целей (рис. 2.1). При поиске состава КА системы различного назначения интерпретируются как цели и номенклатура целей является неизменной. Каждой i -й цели ставится в соответствие формальная переменная x_i . По каждой из целей имеется k_i стратегий ее осуществления, т. е. k_i вариантов реализаций данного типа подсистемы. Только при выполнении всех целей, т. е.

при проходе цепочки всех переменных с выбором одного варианта каждой подсистемы, формируется целевая функция и все ограничения. Состояние системы описывается вектором формальных дискретных переменных $\bar{x}$, при опросе каждой из координат которого x_i формируется приращение ΔF_i целевой функции $F = \Phi(\bar{x})$ и приращения $\Delta Y_{i,z}$ функциональных ограничений $Y_z = Y_z(\bar{x})$ ($z = 1, 2, \dots, m$). При этом $x \in J^n$, где J^n — дискретное целочисленное множество порядка n . Размерность ω множества J^n определяется как

$$\omega = \prod_{i=1}^n k_i.$$

Каждому значению $\bar{x}^{(h)}$ соответствует значение $F^{(h)}$ целевой функции, причем $\bar{x}^{(h)} = \Phi^{-1}(F^{(h)})$, где Φ^{-1} — обратное преобразование F в $\bar{x}$.

Область существования решения $J_p^n \subset J^n$ и ограничена так же, как и J^n , пределами изменения переменных, т. е. неравенствами типа $1 \leq x_i \leq k_i$. Кроме того, приходится считаться с функциональными ограничениями или ограничениями второго рода: $Y_z(\bar{x}) \leq Y_{z,0}$.

Имеются также особые условно-логические ограничения, каждое из которых в общем виде представляет собой совокупность неравенств, связанных логическими соотношениями, определяющими возможность существования решения, например:

$$(Y_p(\bar{x}) \leq Y_{p,0}) \wedge (Y_q(\bar{x}) \leq Y_{q,0})$$

$$\text{или } (Y_p(\bar{x}) \leq Y_{p,0}) \vee (Y_q(\bar{x}) \leq Y_{q,0}),$$

где $p = 1, 2, \dots, M$; $q = 1, 2, \dots, N$.

Значения возможных решений F_p образуют дискретное множество Q_p , являющееся отображением множества J_p^n .

Целью оптимизации может быть нахождение или оценка величины оптимального значения критерия $F_{\text{opt}} = \text{opt } \Phi(\bar{x})$ при заданных ограничениях.

Цель поиска шире, и она может состоять в нахождении субоптимальных решений. На современном уровне проектирования нахождение одного оптимального решения не должно удовлетворять разработчиков. В реальной проектной задаче имеется большое количество неформализуемых качественных критериев, учитываемых на этапе выбора решения. Поэтому необходимо иметь набор решений, близких к оптимальному, чтобы суметь отступить от строго оптимальной по данному критерию структуры, получив взамен более рациональные решения по ряду количественных и качественных признаков. Однако проектировщик всегда должен знать, какова цена того компромисса, на который он идет, отступая от лучшего решения по основному критерию и используя проигрыш по этому критерию в качестве разменной монеты, на которую приобретается простота конструкции, применение апробированных решений, надежность и сроки разработки аппарата данной структуры.

Требования к качеству проектного синтеза заставляют, а возможности вычислительной техники позволяют исследовать область вблизи оптимума и находить семейство предоптимальных решений, что означает в данном случае набор вариантов структуры, близких по основному критерию и наилучшему. Однако даже получение семейства предоптимальных решений не является конечной целью в задачах структурного синтеза. Целью исследований закономерностей построения оптимальных структур может быть получение зависимости решений, близких к оптимальным, от основных исходных данных и ограничений, большинство из которых назначается с определенной долей субъективизма на этапе предварительного проектирования.

Пусть цель оптимизации — отыскание $\min \Phi(\bar{x})$. При ненулевых решениях можно множество значений критерия Q_p упорядочить и получить множество Q_p' , т. е. последовательность отсортированных элементов значения критерия:

$$F_1 = F_{\text{opt}} \leq F_2 \leq F_3 \leq \dots \leq F_\xi \leq \dots \leq F_l \leq \dots \leq F_{w'},$$

где w' — размерность множества Q_p' .

Введем понятие субоптимальных или предоптимальных решений. Рассмотрим упорядоченное множество L размерностью l , принадлежащее Q_p' и включающее в себя ряд решений из рассмотренной последовательности, таким образом, чтобы любое ξ -е решение $F_\xi \leq F_l$, где $\xi = 1, 2, \dots, l$. F_l можно назвать верхней границей искомого решения. В ряде случаев нас может устраивать нахождение хотя бы одного из решений F_ξ из множества предоптимальных решений L и получение в дальнейшем зависимости уровня критерия, близкого к оптимальному от ограничений, т. е. зависимостей типа

$$\bar{x}_{\text{opt}, \xi} = Y^{-1}(Y_{z, k}), \text{ где } \bar{x}_{\text{opt}, \xi} = \Phi^{-1}(F_\xi).$$

При этом F_ξ будет одним из субоптимальных решений группы порядка l , а величина l определяет степень близости группы предоптимальных решений к действительному оптимуму.

Введем величину $\bar{l} = l/w$ и назовем ее относительной размерностью предоптимальной зоны, или мощностью множества предоптимальных решений. Величина $\bar{l}$ позволяет для некоторых расчетных моделей оценить точность приближения к абсолютному экстремуму и вероятность выбора решения лучше достигнутого при заданной точности приближения к экстремуму. В некоторых численных методах поиска решение задачи обеспечивается при условии нахождения хотя бы одного из предоптимальных решений. Речь об этих методах пойдет в следующем разделе.

2.3. ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ СТРУКТУРНОГО СИНТЕЗА

Направление численной оптимизации в задачах структурного синтеза только развивается, поэтому всякая классификация методов поиска будет субъективной и неполной.

Условно эти методы имеет смысл разделить на группы, отличающиеся способом опроса переменных.

Особая группа методов может быть основана на предварительной трансформации исходной матрицы вариантов. Эта трансформация приводит к упорядочению приращений целевой функции по каждой переменной. После такой подготовительной работы возможно решение ограниченной задачи поиска с опросом переменных в отдельных зонах, предпочтительных по приращениям критерия, соответствующим каждой переменной. Если размерность задачи позволяет осуществить полный перебор вариантов, то производится опрос всех состояний системы. Для задач большой размерности с неупорядоченной матрицей вариантов и поиском во всем множестве допустимых решений принцип деления по способам опроса переменных образует две группы методов: методы, использующие случайную выборку, и методы, основанные на регулярном опросе состояний системы. Термин «регулярный опрос» свидетельствует о том, что имеется определенный алгоритм, использующий рекуррентные соотношения при определении последующих операций по просмотру вариантов. Заметим, что в любом, сколь угодно детерминированном методе поиска присутствует элемент случайности. Он заключается в выборе начальной точки, в назначении исходных данных и коэффициентов, определяющих логику поиска и сходимость алгоритма.

Регулярные методы могут, в свою очередь, разделяться по принципам сортировки вариантов. Одна группа методов использует сортировку по значениям критерия. Типичным представителем этой группы является метод последовательного покоординатного перебора, т. е. вариант метода Гаусса — Зайделя для задач с дискретными переменными.

Другая группа методов основана на отборе наилучших значений приращений целевой функции в процессе комплектации критерия. К этой группе методов принадлежат алгоритмы, использующие принципы динамического программирования. Приведенное деление весьма условно. В реальных методах поиска могут найти воплощение черты, присущие различным названным группам.

Только метод полного перебора позволяет определить точно положение и величину глобального оптимума в любой задаче. Во всех других случаях можно лишь оценивать с определенной степенью достоверности предельную величину абсолютного экстремума.

Очевидно, невозможно сравнивать эффективность численных методов поиска безотносительно к модели целевой функции. Только на конкретной проектной задаче или на эталонной, идеализированной модели можно установить преимущества и недостатки того или иного метода поиска.

Эффективность метода можно определять исходя из количества отобранных лучших вариантов в единицу времени или измеряя ее числом попыток расчета целевой функции в единицу времени

(при одинаковых расходах времени на поиск), или определяя ее затратами времени на один цикл поиска (один просмотр цепи всех переменных).

Удобно все характеристики эффективности сравнивать, соотнося их с данными, характерными для эталонного метода, результативного для любых задач. Этим методом может быть простой полный перебор, и отношение затрат времени, характерных для данного метода поиска T_z , к затратам, свойственным отысканию абсолютного экстремума $T_{пп}$, может рассматриваться как безразмерный критерий эффективности данного метода

$$K_9 = \frac{T_\Sigma}{T_{\text{III}}}.$$

Критерий K_9 соотносит только затраты машинного времени, но никак не связан с оценками достоверности решения и затратами времени пользователя на подготовку к решению задачи.

Рассмотрение особенностей отдельных поисковых методов будем сопровождать сравнением затрат времени для упрощенной идеальной модели.

Выберем эталонную модель со следующими качествами:

1. Целевая функция сепарабельна; корреляция переменных отсутствует.

2. Матрица вариантов имеет прямоугольную форму, т. е. размерность всех переменных одинакова. Функциональные ограничения отсутствуют.

Зависимость эффективности от размерности задачи удобно проводить на модели с квадратной матрицей, в которой число переменных совпадает с их размерностью; мы будем иногда пользоваться такой моделью.

3. Предполагаем, что время расчета критерия T одинаково при любом сочетании параметров, и пусть это время распределяется поровну между этапами расчета критерия.

Примем, что в нашей эталонной модели время расчета критерия велико и много больше затрат на операции поиска, т. е. затрат, связанных с сортировкой вариантов и формированием последовательности предоптимальных решений. Это означает, что при поочередном просмотре переменных в процессе комплектации критерия время на расчет приращения критерия, соответствующего учету каждой новой переменной, остается неизменным и равным T/n . При простом полном переборе суммарные затраты времени составят $T_{\text{пп}} = T \times k^n$.

В большинстве поисковых блоков необходимо в соответствии с общей постановкой задачи формировать последовательность предпочтительных решений.

Кроме того, сортировка лучших или худших значений и приращений критерия, а также значений ограничений является заключительной операцией любого метода или входит как процедура в

каждый цикл формирования критерия. На рис. 2.2 показана блок-схема типового алгоритма сортировки при минимизации критерия. Сортируются все решения из множества размерности m и формируется последовательность из l лучших решений. В блоке сортировки каждое текущее значение критерия качества, соответствующие ему параметры и ограничения проходят последовательно че-

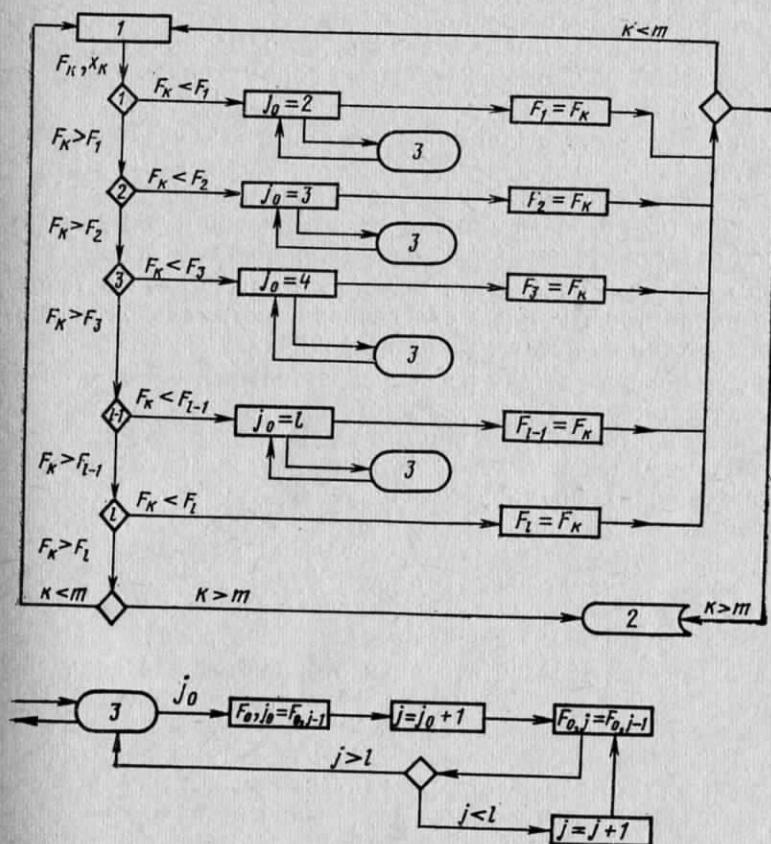


Рис. 2.2. Блок-схема процедуры сортировки при минимизации:
1—блок генерации рассматриваемых вариантов; 2—выдача последовательно-
сти лучших решений; 3—вызов блока формирования последовательности
лучших решений

рез частокол блоков сравнения с выявленными предоптимальными решениями. Если значение критерия оказывается лучше какого-то из предоптимальных, то оно должно занять его место вместе со своими параметрами и набором функций ограничений, причем предварительно все оставшиеся решения сдвигаются для освобождения этого места. При просмотре всех m значений вариантов, генерируемых блоком, просматривающим возможные состояния оптимизируемой системы, на выходе составляется последовательность

предоптимальных решений $F_1 \leq F_2 \leq F_3 \dots \leq F_k \leq \dots \leq F_l$. Процедура сортировки совместно с процедурой сдвига значений последовательности предоптимальных решений входит в состав алгоритмов поиска, рассмотренных ниже.

Посмотрим, как применительно к рассматриваемым задачам может выглядеть алгоритм синтеза структуры с поэтапной сортировкой расчетных решений в процессе комплектации оптимального варианта. В основе алгоритма оптимизации лежит известный принцип динамического программирования, который применительно к рассматриваемой задаче может быть сформулирован следующим образом (см. [9] или [43]).

Если процесс вычисления критерия качества состоит из независимых итераций и если для любого $x_{i,j}$, выбранного на i -м шаге итерации, значение целевой функции не является оптимальным для предыдущих ($i-1$) шагов, то оно не оптимально и для рассматриваемого i -го шага итерации.

Таким образом, на каждом шаге необходимо искать такое сочетание параметров, которое обеспечивает оптимальное значение целевой функции на последующих итерациях.

Процесс поиска состоит из последовательных циклов, на каждом из которых вводится в рассмотрение новая переменная, определяющая новую систему, при этом в каждом цикле производится расчет приращения целевой функции и с помощью рекуррентных соотношений формируется текущий уровень, достигнутый приращениями целевой функции и ограничений. В каждом цикле происходит отбор лучших частных решений по значению, достигнутому набором приращений целевой функции. В ходе итераций приращения могут складываться (в случае весового критерия) или перемножаться (в случае критерия надежности).

Поскольку для каждой итерации отбираются для дальнейшего рассмотрения только наилучшие решения, то постоянно в цикл расчета и сортировки вовлекается одно и то же число вариантов. Если выявляются и запоминаются только оптимальные частные решения, то число вариантов, рассматриваемых в цикле, равно k_i , т. е. максимальной размерности переменной в данном цикле. Если целевая функция не сепарабельна и приращения критерия качества на каждом этапе расчета зависят от значений переменных на предыдущих этапах расчета, то в общем случае, сортируя на каждом этапе только лучшие частные решения, после прохождения всей цепочки переменных нельзя гарантировать нахождение конечного оптимального решения и всей последовательности близких к нему предоптимальных значений критерия качества. Однако вероятность выборки лучших решений можно повысить, расширяя зону поиска, т. е. вовлекая в просмотр на каждом этапе новые варианты, близкие к оптимальному. Того же результата можно добиться за счет повторных проходов по всей цепи переменных, исключая на каждом новом проходе наилучшие частные решения, отобранные при предыдущих попытках.

В некоторых проектных задачах для соседних участков цепи переменных с сильным взаимовлиянием параметров, например, при расчетах систем терморегулирования и энергоснабжения целесообразно увеличение числа запоминаемых лучших решений, вплоть до полного перебора всех сочетаний систем, тесно связанных друг с другом.

Таким образом, вместо последовательного выделения оптимальных частных решений с тем, чтобы их соединить в общее решение, как это принято в классических задачах динамического программирования, в задачах проектного синтеза происходит поэтапная комплектация множества предоптимальных решений. Выход к абсолютному экстремуму осуществляется не по цепи частных оптимумов, а по оврагу, или гребню, вбирающему в себя ряд близких к оптимальному частных решений.

На каждом этапе, соответствующем учету очередной переменной и расчету нового приращения критерия, исключаются из рассмотрения не только худшие по достигнутому уровню целевой функции решения, но и те варианты структуры, которые не удовлетворяют принятым в задаче условиям и ограничениям, например, требованиям по совместности отдельных систем друг с другом.

Когда на каждом этапе расчета формируется вес G , стоимость C или вероятность успешной работы P , то их текущие значения на i -м этапе определяются через приращения i -го этапа (ΔG_i , ΔC_i , ΔP_i) и текущие значения предыдущего этапа по рекуррентным соотношениям

$$G_i = G_{i-1} + \Delta G_i; \quad C_i = C_{i-1} + \Delta C_i; \quad P_i = P_{i-1} \cdot \Delta P_i.$$

В тех случаях, когда одна из перечисленных характеристик выступает в роли ограничения, то для отсева на промежуточных итерациях тех вариантов, которые не удовлетворяют ограничениям, вводятся переменные коэффициенты, определяющие степень жесткости ограничений на каждой итерации.

В одной из задач оптимизации состава обитаемого космического аппарата, рассмотренной в следующей главе, был применен рассматриваемый алгоритм поиска.

Размерность переменных в этом алгоритме равна семи и столько же запоминается предоптимальных решений на каждой итерации.

Все характеристики сведены в массивы, заполняемые при очередном обращении к новой переменной. Эти массивы следующие.

1. Семь одномерных массивов размерностью 49 ячеек для текущих значений величин критерия и ограничений (в числе ограничений присутствует «свертка» значений параметров).
2. Семь одномерных массивов размерностью 49 ячеек для приращений значений критерия и ограничений.

3. Семь двумерных массивов размерностью 7×7 для текущих лучших значений критерия и ограничений (включая «свертку» значений параметров).

4. Семь одномерных массивов размерностью 49 ячеек для конечных лучших значений критерия и ограничений (включая «свертку» значений параметров).

Эффективность изложенного метода поиска зависит от размерности переменных k , размерности задачи n и количества предоптимальных вариантов, запоминаемых на каждой итерации. Для описанной ранее эталонной модели при неизменном числе запоминаемых лучших решений l ($l < k$) количество рассмотренных вариантов при одном проходе цепи переменных будет равно

$$N = k + lk + lk^2(n-2).$$

Если время T , затрачиваемое на один расчет критерия, распределяется поровну между итерациями, тогда (без учета затрат на сортировку и проверку ограничений) полное время одного прохода параметров составит:

$$T_2 = T(k/n)(1 + l + lkn - 2lk).$$

Критерий эффективности поиска будет тогда следующим образом зависеть от размерности задачи:

$$K_3 = \frac{1 + l + lkn - 2lk}{n \cdot k^{n-1}},$$

или при квадратной матрице решений

$$K_3 = \frac{1 + l + ln^2 - 2ln}{n^n}.$$

На рис. 2.3 показано изменение затрат времени T в зависимости от размерности задачи n для модели с единичным временем расчета критерия. Видно, что в задачах большой размерности синтез структуры с поэтапной сортировкой не требует значительного времени на один цикл формирования оптимального и близкого к нему вариантов.

Ниже будет идти речь о возможности оценки абсолютного экстремума по набору частных лучших реализаций в отдельных попытках поиска.

Для применения положений статистики экстремальных значений необходимо, чтобы в основе каждой частной реализации лежал элемент случайности. Случайно меняющимся параметром, определяющим характер каждой реализации, может быть в данном методе поиска количество запоминаемых лучших частных решений, сопутствующих оптимальному l . Изменение l в определенном диапазоне по закону случайных чисел дает основание оценить предельное для выбранных условий значение критерия.

Метод поэтапной сортировки, основанный на принципах динамического программирования, известен давно и получил широкое распространение в задачах формирования оптимальной структуры.

Менее распространен в задачах рассматриваемого типа известный метод последовательного покоординатного перебора. В этом методе наугад выбирается исходный вариант структуры, определяется целевая функция и ограничения, а затем в соответствии с принципом Гаусса — Зайделя производится упорядоченный просмотр всех переменных.

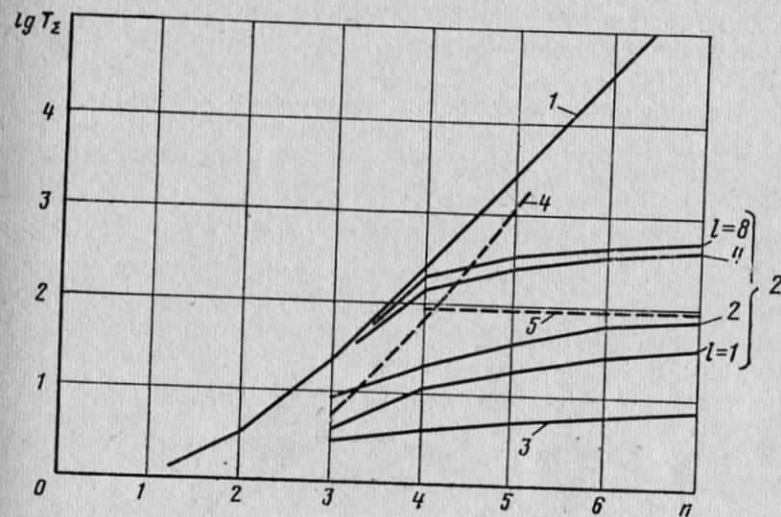


Рис. 2.3. Изменение затрат времени T в зависимости от размерности задачи n :

1—полный перебор; 2—поиск с поэтапной сортировкой; 3—поиск с покоординатным перебором (один проход); 4—случайная выборка ($P=0.95$; $l=4$); 5—случайная выборка ($P=0.95$; $l=0.05$)

В пределах изменения одной переменной последовательно опрашиваются по порядку все значения этой переменной при заморозженных значениях других переменных и определяются по критерию качества наилучшие и близкие к нему варианты структуры. Если целевая функция не сепарабельна и существует определенный порядок просмотра переменных, то по мере перехода к новым переменным производится пересчет приращений целевой функции.

Если нет закономерности в изменении приращений целевой функции при движении по одной координате и если существенна зависимость переменных друг от друга, то нет уверенности в определении наилучших решений за один проход по цепи переменных.

Повысить результативность метода можно за счет увеличения числа запоминаемых вариантов, близких к оптимальному, или совершая несколько проходов по цепи переменных. Поскольку исходная позиция выбирается наугад, то можно, меняя случайным образом начальный расклад переменных, получить после ряда попыток серию частных экстремумов, по которой оценить предельное

значение абсолютного экстремума, используя положение статистики экстремальных значений. Рассматриваемый метод поиска благодаря своей наглядности удобно сочетается с поисковыми операциями, проводимыми проектантом в диалоговом режиме. Такие факты, как выбор исходной позиции, направления просмотра переменных, а также анализ необходимости повторных просмотров определяются исходя из особенностей оптимизируемой структуры, поведения критерия в ходе поиска по каждой координате. Значительную помощь в принятии решений по этим вопросам может оказать интуиция разработчика модели структуры летательного аппарата.

Если время расчета критерия значительно превышает затраты на сортировку вариантов и целевая функция сепарабельна, то на эталонной модели, описанной выше, мы получим следующие затраты времени на один проход по цепи переменных:

$$T_z = T + (T/n)(k-1)n = Tk.$$

Зависимость переменных увеличивает время поиска. Удобно просмотр переменных производить в порядке, обратном порядку, принятому при формировании структуры. Проход всей цепи переменных потребует следующего времени:

$$T_z = T + (T/n)(k-1)(1+n)(n/2).$$

На m проходов по цепи переменных будет затрачено:

$$T_z = T \left[1 + \frac{(k-1)(n+1)m}{2} \right].$$

Коэффициент эффективности метода для одной попытки при работе с эталонной моделью будет:

$$K_s = \frac{1}{k^{n-1}}.$$

На рис. 2.3 сопоставлены затраты времени в данном методе поиска на один просмотр всех переменных для задач различной масштабности по сравнению с затратами времени на поиск с поэтапной сортировкой, полный перебор и поиск с применением слепой случайной выборки.

Рассмотрим последний из названных методов поиска. В рассматриваемой задаче структурного синтеза этот метод, в отличие от шаговых алгоритмов случайного поиска, получивших широкое применение в задачах нелинейного программирования, не моделирует движение в пространстве параметров в погоне за лучшим значением критерия. В этом методе нет перехода в новые состояния или возврата к старому положению, в нем совершаются методические пробы во всем допустимом множестве решений. Собранный с помощью таких проб «улов» делится на группы и скрупулезно анализируется. Обработывается вся информация об оптимизируемой структуре, и создается собственная статистическая модель оптимизируемой системы.

По данным всех выборок отсортировываются и запоминаются наихудшие решения по критерию и ограничениям; формируется последовательность лучших решений; определяется функция распределения решений в их генеральной совокупности; исходя из закономерности поведения лучших решений оценивается с определенной достоверностью уровень предельно возможного результата, достижимого при оптимизации данной структуры. В каждой новой пробе состояние системы целиком случайно и не зависит от предыдущего состояния. Для формальной переменной x_i , меняющейся в диапазоне $1, 2, \dots, j, \dots, k_i$, значение ее в очередной попытке определяется по следующему закону:

$$x_i = \text{entier}(\tilde{x} \times k_i + 1, 0),$$

где entier — процедура округления до наименьшего целого; $\tilde{x}$ — случайное число, равномерно распределенное в интервале от 0 до 1.

Метод случайной выборки не гарантирует нахождение наилучшего решения и всех членов последовательности предоптимальных решений при любом сколь угодно большом количестве случайных попыток V . Затраты времени на поиск пропорциональны числу опросов системы и равны

$$T_z = T \times V$$

и коэффициент эффективности поиска равен

$$K_s = V/k^n.$$

Сравнение этого приема поиска с другими имеет смысл проводить при принятом уровне вероятности определения одного из лучших вариантов, приближающегося к наилучшему с заданной точностью.

Применение случайной выборки в задачах большой размерности эффективно в том случае, когда целевая функция неупорядочена, имеется сильная коррекция переменных и когда не обязательно определение всей последовательности предоптимальных решений, а достаточно получение хотя бы одного хорошего решения или в тех случаях, когда нужно оценить предельные значения критерия и ограничений. Как правило, это необходимо при широком поиске на этапе предварительного проектирования, когда определяется степень влияния ограничений и исходных данных на уровень, соответствующий лучшему решению.

Если имеется последовательность предоптимальных решений размерностью l , то вероятность P нахождения при возвратной выборке хотя бы одного предоптимального варианта зависит от числа попыток V и общего числа возможных решений w следующим образом:

$$P = 1 - \left(1 - \frac{l}{w}\right)^V.$$

При безвозвратной выборке (с запоминанием просмотренных

вариантов) формула преобразовывается к следующему виду:

$$P = \left[1 - \left(1 - \frac{l}{w} \right) \left(1 - \frac{l}{w-1} \right) \dots \left(1 - \frac{l}{w-V-1} \right) \right].$$

Величина l/w , названная ранее мощностью множества предоптимальных решений, определяет в основном затраты времени на поиск и достоверность полученных результатов. Время, затраченное на поиск, будет определяться по формуле

$$T_z = TV = T \frac{\ln(1-p)}{\ln\left(1 - \frac{l}{w}\right)}.$$

Случайная выборка, как уже говорилось, позволяет построить статистическую картину распределения целевой функции и использовать ее в оценке абсолютного экстремума.

С целью определения величины абсолютного экстремума вводится циклическая сортировка, в которой формируется набор частных экстремумов, полученный случайным образом. Для оценки предельно достижимого уровня оптимума используются положения статистики экстремальных значений.

Эти вопросы изложены в работах [12, 14]. Рекомендации по вычислению значения оптимума в алгоритмах численной оптимизации содержатся, например, в работах [12, 17]. В проектных задачах критерий, как правило, является величиной, ограниченной в силу физических причин. Ограничены по величине, например, надежные характеристики, весовые или стоимостные показатели. Кроме того, распределение показателей в большинстве случаев подчиняется в генеральной совокупности нормальному закону. Разработчик любой модели структуры может сам убедиться в том, что плотность распределения вариантов структуры неравномерно меняется по величине критерия. Имеется, как правило, много посредственных вариантов, и предельные отклонения от средних значений встречаются относительно редко. Предполагая, что величина критерия ограничена, можно для оценки предельных значений критерия по набору частных экстремумов применить третье асимптотическое распределение, применимое для весьма широкого класса распределений [12].

В соответствии с положениями статистики экстремальных значений третье экспоненциальное распределение имеет вид

$$\Phi(y) = 1 - \exp\left\{-\left(\frac{F_\xi - \varepsilon}{\sigma}\right)^\eta\right\},$$

где F_ξ — результат одной попытки по оценке частного экстремума; ε — величина предельного значения минимума; η — коэффициент, определяющий закон распределения; σ — среднее квадратичное отклонение значений частных экстремумов.

Оценка параметров распределения возможна с применением метода квантилей, метода максимального правдоподобия и по методу моментов. Последний метод требует большого количества

расчетов, но прост в реализации, особенно в тех случаях, когда вычисление параметров распределения производится одновременно с накоплением данных о поведении целевой функции. В работе [12] приведены расчетные соотношения для оценок по методу моментов.

Зная предельную оценку критерия и моделируя в процессе поиска распределение его значений в генеральной совокупности, равномерным или нормальным законом распределения можно определить точность приближения к экстремуму наилучшего решения, выявленного в ходе поиска. Можно также определить вероятность того, что в любой последующей попытке мы не получим нового решения, приближающегося к абсолютному экстремуму с заданной точностью, или вероятность того события, когда любое случайно выбранное значение критерия окажется хуже, чем лучшее из достигнутых в ходе поиска. В свою очередь, опираясь на названные характеристики, можно в ходе поиска автоматически определять число попыток, гарантирующее получение хотя бы одного решения с заданной точностью.

Поскольку в ходе выборки выявляются координаты наилучших и наихудших решений по критерию и ограничениям, то после соблюдения условий по точности решения имеется возможность сузить зону поиска, замораживая постепенно переменные на их лучших значениях и исключая из просмотра значения переменных, соответствующие вариантам, близким к наихудшим. Момент сужения зоны поиска регламентируется соответствующими коэффициентами, позволяющими производить настройку поиска под данную модель.

Введение запрета на отдельные значения переменных существенно сужает зону поиска, как видно из нижеследующей формулы, определяющей вероятность попадания в допустимую зону при m ограничениях в предположении, что значения переменных, соответствующие наихудшим вариантам по каждому из ограничений, не совпадают между собой:

$$P = \left(1 - \frac{m}{k}\right)^n.$$

Если использовать ту же эталонную модель для оценки эффективности поиска, то можно соотнести затраты времени и вероятность получения предоптимального решения. На рис. 2.3 приведены зависимости затрат времени для модели с единичным временем расчета критерия, а на рис. 2.4 показано, как соотносятся между собой вероятность промаха P при следующей попытке и количество попыток V для различных значений относительной мощности множества предоптимальных решений.

Современная вычислительная техника обладает определенными возможностями в части привлечения проектировщика непосредственно к процессу поиска при синтезе структуры летательного аппарата. Степень возможного участия оператора весьма широка: от работы в диалоговом режиме, когда сам проектант определяет

рассматриваемый вариант и принимает решение о следующей трансформации проектных параметров до поиска в автоматическом варианте, когда ЭВМ в соответствии с заранее сформулированной логикой построения оптимальной структуры просматривает большое количество вариантов, отсеивая большинство из них по ряду формализованных заранее признаков и оставляя разработчику лишь несколько лучших решений.

Конкретные рекомендации по организации поиска с использованием опыта и знаний инженера-проектировщика зависят от особенности реальной задачи, степени новизны проектных решений, от характера целевой функции, количества ограничений и объема информации о процессе или структуре, состояние которых исследуется.

Авторы еще раз утверждают, что нет и не может быть единых рекомендаций по организации поисковых операций, безотносительно к оптимизируемой модели, как нет готовых рецептов по применению метода поиска для любых задач.

Эффективность поискового процесса определяется особенностями модели, она зависит от размерности задачи и от конечной цели поиска. Можно назвать лишь весьма общие установки, которых по нашему мнению следует придерживаться в различных задачах:

1. В маломасштабных задачах целесообразно применение полного перебора всех вариантов. Если корреляция переменных не велика, то имеет смысл решать задачу «по частям», используя детально отдельные зоны пространства решений.

2. Методы случайной выборки применимы в заданных большой размерности с не separable целевой функцией и сильной корреляцией переменных. Наибольшего эффекта можно ожидать на моделях, создаваемых на начальном этапе проектирования, в условиях, когда неизвестна информация об оптимизируемой структуре может быть дополнена статистической моделью, а также тогда, когда велик разброс характеристик и разработчика интересует не столько самое лучшее решение, сколько уровень критерия и ограничений, достижимый для типового решения, близкого к наилучшему при определенных исходных данных.

3. В детальных моделях структуры с выявленными связями между параметрами для определения семейства лучших решений могут быть эффективными методы регулярного перебора и в их числе метод поэтапного формирования лучших вариантов структуры из лучших частных решений, свойственных отдельным сочетаниям элементов структуры друг с другом.

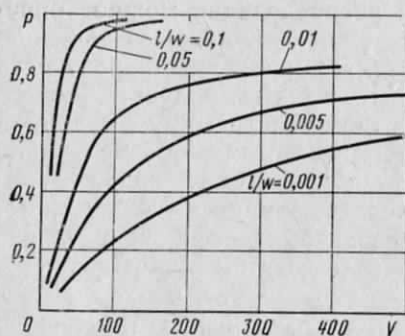


Рис. 2.4. Зависимость вероятности промаха P при следующей попытке от количества попыток V при различной относительной мощности множества предоптимальных решений

менению метода поиска для любых задач.

ПРОЕКТНЫЙ РАСЧЕТ И ОПТИМИЗАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОННО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ МАШИН

3.1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ И АЛГОРИТМОВ ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Построение математических моделей и алгоритмов проектного расчета характеристик летательных аппаратов определяется во многом постановкой проектных задач и стратегий поиска и выбора проектных решений. Как правило, в сложных задачах определение рациональных решений осуществляется поэтапно с декомпозицией поисковой задачи по уровням, отличающимся степенью детализации проектных расчетов и набором поисковых операций. Декомпозицию поисковой задачи не следует смешивать с декомпозицией структуры аппарата. В последнем случае расчетные и проектные работы разбиваются на части, соответствующие степени детализации элементов конструкции.

Разбиение структуры аппарата на системы, подсистемы, агрегаты и узлы может быть свойственно каждому уровню общей задачи поиска и выбора проектных параметров. Результаты, выявленные на каждом последующем уровне, являются исходными данными для предыдущего уровня поиска. В данной книге отстаивается концепция поэтапного определения облика летательного аппарата.

Задача нахождения рациональных значений всех основных проектных параметров разбивается на ряд подзадач, решаемых на разных уровнях поиска. Основная часть работы с ЭВМ падает на этап, подготовительный по отношению к выбору проектных параметров, т. е. этап, на котором определяются допустимые, оптимальные или предельные значения характеристик летательного аппарата. Оказывается, что для того, чтобы определить эти значения, целесообразно выявить часть этих предельных значений еще в ходе проектного расчета и проектный расчет в этом случае пре-

вращается в своеобразную поисковую процедуру. Назовем три уровня декомпозиции, которые в значительной мере условно охватывают всю работу по выбору проектных параметров.

Первый уровень (верхний). На этом уровне выявляются рациональные значения параметров по соотношению критериев, исходных данных и ограничений. Многократно проводятся поисковые расчеты и определяются зависимости работ этого уровня от ограничений. Основная сложность работ этого уровня выпадает на обоснование действий, приводящих к окончательному выбору проектных решений.

Второй уровень. На этом уровне осуществляется оптимизация или поиск допустимых значений критериев и проектных параметров при однозначных ограничениях. Как правило, для такого поиска используются численные методы оптимизации и на каждом шаге поиска меняются значения всех основных проектных параметров. На этом уровне разработчик оперирует вариантами конструкции. Большинство параметров неизменны в пределах одного шага поиска и описывают при этом конфигурацию и режим движения одного определенного варианта аппарата. Центр тяжести в работах этого уровня определяется вопросами применения алгоритмов поиска, ориентированных на работу с ЭВМ.

Третий уровень (нижний). Этот уровень определяется проектными расчетами по одному варианту аппарата. На этом уровне прямым расчетом или с помощью итерационных процедур оцениваются предельно возможные значения характеристик для данного варианта аппарата. Одновременно с этим определяются значения некоторых параметров, соответствующие этим предельным характеристикам. Нахождение этих значений параметров осуществляется уже в самой расчетной модели структуры и процесса функционирования летательного аппарата. В числе таких параметров и характеристик могут быть, например, предельные толщины теплозащитного покрытия и размеры сечений несущих элементов в различных точках аппарата рассматриваемой конфигурации, параметры управления, определяющие расчетный режим полета для большинства бортовых систем, и характеристики, соответствующие этому режиму полета, т. е. нагрузки на аппарат, тепловые потоки, температуры на элементах конструкции, а также выходные характеристики отдельных бортовых систем: энергопотребление, тепловыделение, объемные и весовые характеристики, запасы и расходы рабочего тела, т. е. все те показатели, которые определяются исходя из наилучших режимов полета.

Подобно тому, как это показано на примерах спускаемых аппаратов в следующем разделе, цель поиска оптимальной структуры и режима функционирования летательных аппаратов довольно широкого класса заключается в определении значений проектных параметров, обеспечивающих оптимальное значение общего критерия (например, суммарного веса, вероятности выполнения задачи и т. д.) при условии, что обеспечивается для каждого набора параметров достижение предельных (чаще всего тоже оптимальных)

значений того же критерия, определяемых параметрами, описывающими режим полета.

Решение такой минимаксной или максиминной задачи удобно разделить как раз по уровням поиска проектных параметров, отнеся внутреннюю поисковую задачу на этап проектного расчета характеристик данного варианта аппарата.

Исходя из изложенного, можно утверждать, что построение математической модели для проектного расчета характеристик летательного аппарата определяется поисковым характером алгоритмов для проектной оценки характеристик летательного аппарата. Именно в этом основное отличие проектных расчетов от обычных поверочных расчетов, широко используемых различными специалистами на этапе рабочего проектирования для определения характеристик аппарата, выбранной схемы и траектории полета. Операции поверочного расчета проще, так как он свободен от итерационных процедур, но в нем определяемых характеристик больше и требования к точности выше. Поэтому при поверочном расчете используются детальные модели. Поскольку поверочный расчет производится для точного определения данных о конструкции, то отвечает на следующий вопрос: какие будут характеристики аппарата или процессов, связанных с функционированием, при заданных исходных данных и существующих значениях проектных параметров? Большинство специальных расчетов аэродинамики, баллистики, теплообмена, прочности, динамики, проводимых в обоснование выпускаемой чертежной документации, отвечает именно на такой вопрос.

Проектный расчет сложнее операционно, и он производится при неполной информации об исходных данных. Целью его является определение предельных характеристик аппарата для данного набора проектных параметров и при наличии определенных ограничений на эти характеристики. Можно указать на две основные особенности, отличающие, как правило, проектный расчет от поверочного: во-первых, итерационный характер расчета, основанного на методе последовательных приближений, и, во-вторых, насыщенность операциями, необходимыми для определения предельных значений характеристик.

Различие между поверочными и проектными расчетами есть следствие более общих различий между операциями синтеза облика нового аппарата и процессом анализа характеристик изделия с выбранными параметрами.

Типичным примером итерационной процедуры является расчет суммарного веса (или массы) летательного аппарата, совершающего полет со снижением в атмосфере, например, спускаемого аппарата. Если заданы только полезная нагрузка, конфигурация аппарата и параметры, определяющие условия полета (начальные условия и параметры управления), то в механизме оценки суммарного веса приходится считаться с обратной связью, используемой для уточнения веса аппарата. Дело в том, что в любом цикле приближения для того, чтобы оценить величину веса, нужно ей задать

ся, ибо без суммарного веса нельзя рассчитать инерционные нагрузки на аппарат, удельную нагрузку на несущую поверхность и, следовательно, траекторию движения, которая определяет тепловое воздействие на аппарат и нагрузки на элементы конструкции, т. е. в конечном счете вес систем аппарата.

Вот другой пример итерационной процедуры расчета характеристик летательного аппарата, на борту которого находятся системы ориентации, энергопитания, терморегулирования, пример из задачи, уже рассмотренной в предыдущей главе книги. Пока не определено суммарное энергопотребление бортовых систем, невозможно оценить характеристики и вес агрегатов системы энергопитания, приборы и агрегаты которой, в свою очередь, потребляют электроэнергию. Для расчета показателей системы терморегулирования необходимо знать тепловыделение всех бортовых приборов и также знать характеристики определенных подсистем энергопитания и тепловыделения самих агрегатов системы терморегулирования. Оценка расхода рабочего тела на маневры невозможна без определения моментов инерции и веса основных частей летательного аппарата, в том числе емкостей с запасами рабочего тела. Можно было бы привести еще много примеров, иллюстрирующих итерационный характер процедур расчета характеристик летательного аппарата в целом. В каждом конкретном случае для каждого типа летательных аппаратов реализуются свои итерационные цепи и свой способ учета обратных связей.

Как уже говорилось раньше, второй особенностью проектных расчетов является насыщенность их операциями, необходимыми для оценки предельных значений характеристик аппарата. Наиболее явно просматривается эта особенность при оценках весовых показателей новых летательных аппаратов, создаваемых для непривычных условий полета. Коль скоро мы попытались ответить на вопрос о весе аппарата принятой конфигурации и структуры, нам никуда не уйти от поисковых операций, пусть самых элементарных и примитивных. Целью таких операций является просмотр всех возможных траекторий движения, как штатных, так и аварийных, оценка веса систем при различных отклонениях управляющих параметров, определяющих возмущения относительно номинальной траектории движения, а также сравнение весовых характеристик с учетом всех возможных расчетных моделей, определяющих параметры атмосферы и данные начального участка полета и посадочного участка. В самом сложном случае, когда модель возмущений использует случайные величины, необходима оценка наихудших предельно возможных значений нагрузок и весовых характеристик, для чего целесообразно привлечение аппарата статистики экстремальных значений.

Сложный, поисковый характер методики проектного расчета диктует особые требования по быстродействию к алгоритмам для оценки характеристик летательного аппарата. Поскольку сама процедура проектного расчета используется многократно в циклах расчета различных вариантов при оптимизации и поскольку в са-

мой процедуре приходится несколько раз рассчитывать одни и те же данные в итерационной цепи последовательных приближений, то основная трудность в составлении алгоритмов заключается в разработке методов, позволяющих приближенно оценивать с помощью упрощенных методик только те характеристики аппарата, без которых невозможно получение информации, необходимой для сравнения вариантов конструкций аппаратов.

Например, для сопоставления весовых показателей и удовлетворения ограничениям по перегрузке, посадочным условиям и для оценки характеристик траекторий движения необходимо получение линейных и некоторых моментных аэродинамических характеристик аппарата. Если рассматривается аппарат умеренно заостренной формы, основной режим обтекания у которого — гиперзвуковой, то для определения указанных характеристик достаточно знать только распределение давления по поверхности аппарата. Модифицированный метод Ньютона дает возможность просто и с достаточной точностью получить эпюру давления без расчета картины обтекания тела. Точно так же для проектного расчета веса уносимой и прогреваемой теплозащиты летательных аппаратов, движущихся в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями, необходимо знать распределение по времени тепловых потоков, поступающих в отдельных зонах аппарата от ударного слоя к поверхности покрытия. Существуют приближенные формулы, позволяющие оценить эти характеристики при заданной скорости и плотности набегающего невозмущенного потока, причем оценить без учета всех газодинамических параметров течения в пограничном слое.

Естественно, вопрос о точности таких методов расчета и достоверности результатов сравнения вариантов по неточно определенным показателям является проблематичным и на этапе выбора проектных решений приходится, во-первых, оценивать разброс проектных критериев и степень риска при предпочтении одного варианта другому и, во-вторых, проводить точные подтверждающие проверочные расчеты по более развернутым и детальным моделям.

В связи с требованиями по быстродействию особое внимание при создании алгоритмов проектного расчета должно уделяться приемам прямого расчета предельных или максимальных значений параметров и характеристик (максимальных давлений, температур, минимальных толщин теплозащиты и размеров силовых элементов, оптимальных выходных характеристик двигательных установок, систем терморегулирования, энергопитания, жизнеобеспечения и др.).

Главная цель проектного расчета — определение основных характеристик летательного аппарата и, прежде всего, весовых характеристик, поэтому остальные показатели определяются попутно, в ходе общей процедуры сводного расчета. Развернутый весовой функционал при оценке веса, как правило, не составляется и информация об основных компонентах веса аппарата сохраняется до конца расчета.

Анализ зарубежных материалов, посвященных проблемам ав-

томатизации начального этапа проектирования, и некоторых общественных работ в этом направлении позволил авторам сформулировать общие требования к набору специализированных программ, обеспечивающих проектно-поисковые проработки и, в частности, проектные расчеты летательных аппаратов.

В предыдущей фразе намеренно не употреблен термин «пакет прикладных программ», поскольку имеется в виду комплекс программ, разрабатываемых для любой ЭВМ и не связанных условиями работы с конкретной операционной системой.

Основные требования к таким специализированным программам следующие:

1. Весь набор алгоритмов и программ для проведения работ по поиску проектных характеристик летательного аппарата делится на две части, обеспечивающие различную тематическую направленность расчетных работ, а именно:

— операционно-поисковую часть, включающую алгоритмы и программы для обеспечения операций поиска;

— расчетно-моделирующую часть, которая комплектуется программами для расчета структуры и процесса функционирования летательного аппарата.

Вторая часть набора алгоритмов и программ играет подчиненную роль, и требования к построению и оформлению программ расчета характеристик летательного аппарата определяются операциями поиска.

2. Сводные программы, создаваемые для расчета характеристик аппарата в целом и комплектующиеся из программ расчетно-моделирующей части, должны иметь блочную или модульную структуру. Каждый блок обеспечивает, как правило, одну операцию в общей схеме определения характеристик летательного аппарата. В частности, отдельные блоки создаются для следующих действий: формирования конфигурации аппарата, отображения его на чертеже, комплектации состава бортовых систем, проведения аэродинамических расчетов, расчетов режима движения и теплообмена, весовых расчетов, включая оценки нагрузок и расчеты на прочность. Отдельные модули тоже могут собираться из независимых процедур.

3. Набор программ должен быть адаптивным к изменениям, определяемым целями пользователя. В частности, программы расчетно-моделирующей части должны разрабатываться с учетом возможной замены самих модулей или отдельных процедур, входящих в состав модулей; к добавлению новых процедур; к усложнению общей расчетной схемы. Переделки программ при этом должны быть минимальны.

Весь набор программ в целом должен обслуживать все потребности поискового этапа проектирования от предварительных оценок до детальных проектных расчетов. Самым простым приемом, позволяющим выполнить последнее требование, является исполнение каждой специализированной программы в нескольких вариантах, отличающихся трудоемкостью, степенью детализации расчетов, затратами машинного времени и точностью результатов. Если эти

варианты унифицированы, то, набирая из таких модулей сводные программы, можно охватить все задачи начального этапа проектирования, за исключением детальных поверочных расчетов.

4. Модули должны быть автономны и выполняться на языках программирования высшего уровня («Алгол», «Фортран»). Должно обеспечиваться минимальное время подготовки пользователя к работе с каждым модулем или отдельным блоком из состава модуля.

К сожалению, трудоемкость проектно-поисковых операций определяется не только затратами машинного времени, но также временем на освоение уже разработанных алгоритмов пользователями, работающими со всем комплексом программ или с отдельными модулями. В распоряжении пользователя могут быть различные ЭВМ, и до тех пор, пока пользователь не наработает определенное число машинных часов, стыкуя свою программу с модулями из набора программ, нельзя гарантировать успешное решение проектной задачи. Каждый из модулей должен быть без значительных изменений трансформирован в программу, реализуемую на любых отечественных ЭВМ, имеющих трансляторы с языка, на котором выполнена программа. Все основные изменения в модулях должны при такой модификации определяться только операциями ввода и вывода данных. В качестве одного из приемов построения таких универсальных модулей может быть рекомендован такой весьма архаичный способ, как включение в текст программ собственных сервисных процедур, уже имеющихся в библиотеках стандартных программ некоторых ЭВМ. Это — процедуры оптимизации, численного интегрирования дифференциальных уравнений, вычисления кратных интегралов, программы для решения краевых задач, процедуры интерполяции, выборки и сортировки и т. д.

5. Формирование сводной программы из отдельных модулей и блоков определяется логикой проектной задачи и регламентируется в ряде случаев специальной управляющей программой.

В зависимости от способа реализации программ на ЭВМ такая управляющая программа может оперировать с объектными модулями на языке управления заданиями соответствующей операционной системы или быть специальной процедурой, реализованной на языке «Алгол» или «Фортран» в моноблочной программе, собранной из отдельных специализированных модулей.

Управляющая процедура в сводной программе расчета характеристик и моделирования конфигурации летательного аппарата формирует исходные данные и обрабатывает результаты расчетов; строит в соответствии с логикой проектной задачи различные варианты схем расчета; определяет порядок вызова модулей и генерирует отдельные модули из специализированных блоков и стандартных процедур.

Способ соединения модулей между собой определяется характером проектно-поисковых операций. При автоматизированном поиске с применением численных методов сортировки проектных решений необходимо многократно рассчитывать по готовой схеме характеристики различных вариантов, а пути трансформации ва-

риантов определяются логикой алгоритма поиска. Такие условия диктуют замкнутый способ построения алгоритма сводного расчета аппарата и определяют традиционный и наиболее простой способ соединения модулей — стыковку их в единую моноблочную программу. Управляющая процедура в этом случае входит в состав такой программы.

Гибкость процедуры сводного проектного расчета и возможность ее адаптации к новым задачам повышаются, если управляющая процедура сама формирует схему расчета, состав и структуру отдельных модулей, используя приемы макрогенерации.

При интерактивном режиме работы проектанта с ЭВМ, характерном для процесса выбора проектных решений, управление работой модулей организуется с помощью директивного языка операционной системы или проблемно-ориентированного языка или с применением специализированных команд на языке управления заданиями операционной системы данной ЭВМ. В таком режиме работы с модулями расчет характеристик аппарата проводится по открытому алгоритму, и вся логика, определяющая поиск расчетных случаев и выбор предельных значений параметров конструкции, определяется проектантом, работающим в режиме диалога с ЭВМ.

Управляющая программа связывает модули друг с другом, обрабатывая входную и выходную информацию, а также определяет построение отдельных модулей из блоков.

Конкретные приемы стыковки программ, так же как и способ ввода и вывода данных, способ вызова каждого модуля и методы обработки расчетной и графической информации определяются типом ЭВМ и не являются универсальными. При работе с БЭСМ-6, оборудованной мониторной системой «Дубна» с использованием диалоговой системы «Димон» и языка «Язуз», возможна организация сводного алгоритма моделирования конфигурации и проектного расчета характеристик летательного аппарата. При этом используются стандартные и специальные программные единицы, созданные на языках «Алгол» и «Фортран». ЭВМ единой серии, комплектуемые операционной системой типа «ОС», позволяют реализовать диалоговый режим работы, и при этом все операции по вводу и выводу данных и по вызову отдельных модулей, реализованных на языке «Фортран», регламентируются командами языка управления заданиями, использующими термины «Фортрана».

В одной из возможных схем построения сводного алгоритма расчета характеристик, работающего по открытой схеме, вызов каждого специализированного модуля сопровождается двумя подпрограммами, созданными на уровне объектных модулей. Одна из этих подпрограмм преобразует исходные данные (препроцессор), другая — результаты расчета (постпроцессор).

На рис. 3.1 приведен типовой граф предметной области, позволяющий проследить связи между модулями и определить номен-

клатуру данных, комплектующих верхние и нижние интерфейсы. Граф предметной области в данном случае определяет обмен данными между модулями в одном из вариантов их соединения, а именно: для проектного расчета характеристик и режима движения спускаемого космического аппарата, совершающего полет в атмосфере планет-гигантов.

В состав верхних и нижних интерфейсов входят как скалярные величины, так и массивы данных. Модули типа БФК формируют конфигурации аппаратов в различных классах форм; модули БАХ

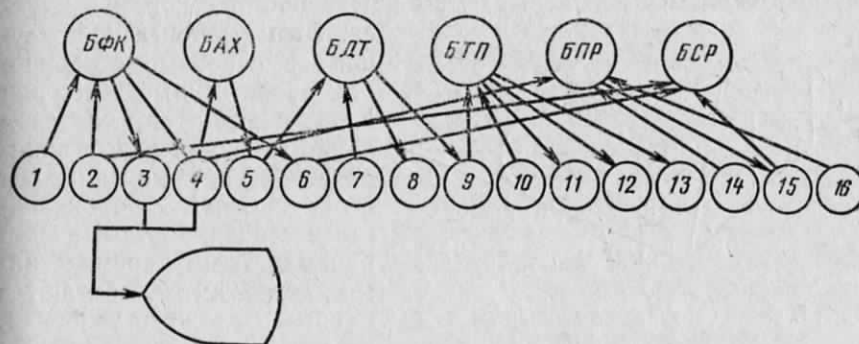


Рис. 3.1. Граф предметной области, определяющий связи между прикладными программами, используемыми для расчета характеристик спускаемого аппарата

используются для расчета аэродинамических характеристик; в модуле БДТ производится расчет режима движения с оценкой тепловых потоков, уноса и прогрева однослойного покрытия в различных точках аппарата; модули типа БТП производят поверочный и проектный расчеты многослойной теплозащиты; модуль БПР определяет вес конструкции, производя при этом проектные прочностные расчеты.

При необходимости сводного расчета веса аппарата вызывается процедура БСР.

Цепь исходных данных и характеристик, приведенных на рис. 3.1, включает геометрические параметры 1, объемные ограничения 2, аэродинамические и баллистические характеристики 5, массивы данных, описывающих режимы полета 8, и т. д.

Структура файлов в данной задаче определяется требованиями поисковых операций. Все величины, заносимые в банк данных, можно разделить на две группы. В первую группу, выделяемую в обменный фонд, входят характеристики материалов и данные об условиях в начальный и конечный момент полета. Во второй группе, составляющей основной фонд, находятся все информационные материалы, используемые в различных методиках проектных расчетов. Технические особенности расчета характеристик такого аппарата изложены в следующем разделе.

3.2. ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА И ОПТИМИЗАЦИИ РЕЖИМА ДВИЖЕНИЯ, КОНФИГУРАЦИИ И СТРУКТУРЫ СПУСКАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Характерным примером автоматизированного поиска проектных параметров летательных аппаратов является определение с помощью ЭВМ оптимальных геометрических характеристик и параметров управления, описывающих конфигурацию, структуру и режим движения спускаемых космических аппаратов. Процесс проектирования спускаемого аппарата (СА) является одним из наиболее сложных в общей схеме завязки космического комплек-

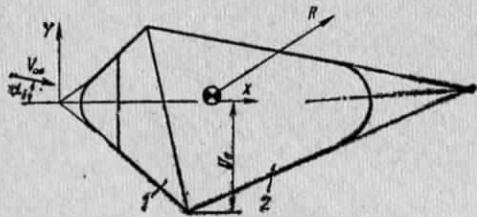


Рис. 3.2. Форма спускаемого аппарата с космическим лобовым щитом

са. Этому процессу присущи все основные особенности, свойственные в той или иной мере этапу завязки любого космического аппарата. Спускаемые аппараты по сравнению с орбитальными, межпланетными или напланетными космическими объектами работают в наиболее сложных условиях, испытывая экстремальные статические и динамические нагрузки от аэродинамических и инерционных сил, подвергаются мощному тепловому воздействию, результатом чего является значительный вес систем, обеспечивающих спуск и посадку. Процесс функционирования СА скоротечен, но от его исхода зависит, как правило, результат работы всего космического комплекса. Спускаемый аппарат работает на завершающем этапе полета, и каждый килограмм веса его конструкции эквивалентен десяткам килограммов веса средств выведения на орбиту. Состав бортовых систем, размещение их агрегатов на борту аппарата определяют его центровку, весьма важную характеристику, влияющую на параметры управляемого движения и вес аппарата.

Все сказанное делает интересной и важной задачу поиска оптимальных параметров спускаемого аппарата.

Задачей спускаемого аппарата (рис. 3.2) является доставка на поверхность планеты или возвращение на Землю из межпланетного пространства некоторого полезного груза. В составе полезного груза автоматических спускаемых аппаратов имеются научно-исследовательское оборудование и материалы научных исследований. Пилотируемые аппараты совершают спуск с экипажем на борту. Подлет к планете и погружение в ее атмосферу осуществляется с большой скоростью. При спуске с околоземных орбит эта скорость превышает 8 км/с, спуск с межпланетных трасс на Землю или другие планеты может происходить с большей скоростью. Гашение этой скорости происходит за счет аэродинамического торможения в атмосфере. Характеристики процесса торможения определяются размерами аппарата, его лобовым сопротивлением, несущими ха-

рактеристиками и параметрами траектории движения. Меняя подъемную силу или лобовое сопротивление, аппарат погружается в плотные слои атмосферы, где он тормозится более интенсивно, или вылетает в разреженные слои, совершая тем самым маневр для изменения перегрузки или дальности полета. Процесс торможения сопровождается нагревом аппарата, при этом перед аппаратом образуется ударный слой газа, температура которого достигает десятков тысяч градусов.

Проектный расчет основных характеристик аппарата и режима полета невозможен без привлечения специализированных дисциплин, в первую очередь, баллистики, аэродинамики и теплообмена. Аэродинамические расчеты позволяют оценить тормозные и несущие свойства формы аппарата и требования к его центровке.

Баллистические расчеты определяют режим движения данного аппарата в атмосфере при принятом законе управления. Параметры движения позволяют, в свою очередь, оценить при термодинамических расчетах тепловые потоки, унос массы и потребную толщину теплозащитного покрытия. В проведенных на этапе предварительного проектного поиска расчетах обычно предполагается, что системой управления всего космического комплекса обеспечивается заданная точность входа, т. е. гарантируются с определенной точностью координаты точки входа в атмосферу, угол входа и скорость полета в этот момент. Эта погрешность определяет диапазон возможных траекторий движения. Предельно-верхняя траектория пронизывает разреженные слои атмосферы. Выше этой траектории полет невозможен, поскольку процесс торможения не приводит к нужной потере скорости и аппарат вообще вылетает из атмосферы или совершает повторный нырок в нее далеко от места предполагаемой посадки. Наиболее глубокая траектория обычно определяется предельным перегрузочным воздействием на экипаж, предельной температурой конструкции или максимальными тепловыми потоками, действующими на элементы конструкции.

При подлете к планете все возможные траектории, попадающие в диапазон между двумя указанными границами, образуют «коридор входа». Любая траектория внутри коридора входа должна рассматриваться как расчетная при определении веса аппарата. Движение спускаемого аппарата в атмосфере определяется действием притяжения планеты, а также действие аэродинамических и инерционных сил. Обычно аэродинамические силы, тормозящие аппарат, используются для управления траекторией спуска. У существующих спускаемых аппаратов наиболее простым решением является получение небольшой подъемной силы за счет несимметричного обтекания потоком, набегающим на аппарат. Как правило, результирующая аэродинамическая сила создается, в основном, лобовым щитом, являющимся одновременно теплозащитным экраном. Этот экран сбалансирован путем выбора формы или за счет обеспечения соответствующей центровки таким образом, чтобы результирующая аэродинамических сил не совпадала с направ-

лением полета. Поворот аппарата вокруг вектора скорости позволяет менять проекцию аэродинамической силы на плоскость траектории движения.

При больших скоростных напорах применение такого управления даже при относительно малом аэродинамическом качестве может существенно снизить перегрузки, сделав траекторию спуска более пологой. Аппарат в этом случае не парит в воздухе, как самолет, а как бы скользит по наклонной плоскости, поэтому такой спуск назван «скользящим». Принцип такого движения предсказан еще в трудах одного из пионеров ракетной техники Ю. В. Кондратьева [19].

Определение облика спускаемого аппарата (СА) в процессе проектирования представляется как конечная цель ряда последовательных этапов, на каждом из которых производится исследование с различной степенью детализации. Этапы эти следуют один за другим, и на каждой новой ступени исследований сужается область поиска. Первым является этап проектно-баллистического анализа; цель его — выявление общих закономерностей движения в атмосфере аппаратов с различными баллистическими характеристиками и при различных законах управления спуском. Второй этап — определение конфигурации аппарата для заданного типа траекторий спуска и при выбранном диапазоне проектно-баллистических характеристик. Завершает проектное исследование этап выбора рациональных решений с обоснованием параметров управления траекторией спуска и с анализом элементов конфигурации и структуры аппарата, связанных с режимом его движения.

В соответствии с изложенным порядком этапов проектно-поискового исследования в книге рассмотрены последовательно особенности проектно-баллистических задач, задач оптимизации формы и, наконец, задач поиска формы и структуры с учетом особенностей режима движения в атмосфере.

Специфика каждой задачи иллюстрируется примерами, взятыми из практики поиска технических решений для спускаемых аппаратов различных типов.

Проектно-баллистический анализ является начальным этапом проектирования. Целью поиска может быть определение наилучших значений характеристик, определяемых путем численного интегрирования дифференциальных уравнений движения, уноса массы теплозащиты или удельных тепловых потоков. К числу таких функций относятся, например, мера интегрального перегрузочного воздействия, масса уносимого теплозащитного покрытия в ханого воздействия, масса уносимого теплозащитного покрытия в хактерных точках поверхности СА, суммарный тепловой поток, поступающий к поверхности от ударного слоя, величина бокового маневра, высота или скорость полета перед включением двигателей предпосадочного торможения, расход рабочего тела систем управления спуском и т. д.

Расчет траектории спуска обычно производится путем интегрирования общеизвестных уравнений движения центра масс.

В расчетах обычно принимаются следующие допущения:

1. Планета имеет сферическую форму с центральным полем тяготения.

2. Вращением планеты пренебрегаем (исключением является спуск в атмосфере планет-гигантов, таких как Юпитер).

3. Высота полета пренебрежимо мала по сравнению с радиусом планеты.

4. Изменение силы тяжести по высоте полета невелико.

5. Атмосфера считается изотермической, и в расчетах опорной траектории спуска принимается экспоненциальный закон изменения плотности с высотой полета.

6. Аэродинамические характеристики на основном участке торможения в атмосфере (при гиперзвуковом обтекании) принимаются неизменными.

7. Масса аппарата считается постоянной. Для некоторых типов аппаратов учитывается изменение массы по времени полета из-за уноса теплозащиты, расхода топлива или отделения агрегатов бортовых систем.

Основой объективного подхода к выбору проектных решений является обеспечение равных начальных условий полета для аппаратов различных форм. Все типы аппаратов и варианты траекторий спуска должны сравниваться при неизменных ограничениях на перегрузку, при одном и том же потребном коридоре входа и при равных скоростях входа в атмосферу. Исходной точкой при интегрировании уравнений движения принимается обычно для аппаратов, входящих в атмосферу Земли, подлет к высоте 80—120 км.

Проектируя на вектор скорости полета и на нормаль к нему в плоскости, проходящей через центр планеты, все силы, действующие на аппарат, и учитывая инерционные нагрузки, получим основные уравнения движения в атмосфере планеты. Для оценки параметров движения, обтекания и теплообмена необходимо получить зависимость от времени скорости и высоты полета. Для этого достаточно трех дифференциальных уравнений:

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{\rho V^2}{2P_x} g_z + g_n \sin \theta;$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{K\rho V}{2P_x} g_z + g_n \cos \theta \left(\frac{V}{g_n R_n} - \frac{1}{V} \right);$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta,$$

где V — скорость полета;

θ — угол наклона траектории к местному горизонту;

g_z — ускорение свободного падения на поверхности Земли;

g_n — ускорение свободного падения, действующее на высоте полета в атмосфере планеты;

- R — радиус того слоя планеты, в котором совершает движение аппарат;
 ρ — плотность атмосферы, определяемая на данной высоте полета;
 P_x — нагрузка на мидель, определяемая по формуле

$$P_x = \frac{G}{G_x S};$$

где G — суммарный вес аппарата; C_x — лобовое сопротивление; S — несущая поверхность (площадь сечения, к которому отнесены аэродинамические характеристики).

Изменение величины эффективного аэродинамического качества K определяет управление спуском. Если сохраняется неизменным балансировочный угол атаки α_b , на котором реализуется раскладываемое аэродинамическое качество K_p , то проекция качества на вертикальную плоскость будет $K = K_p \cos \gamma$, где γ — угол крена.

В реальном полете изменение угла крена осуществляется импульсной работой двигателей ориентации и производится в соответствии с алгоритмом системы управления, целью которого может являться обеспечение заданной точности посадки, продольной или боковой дальности полета, снижение перегрузок, расширение коридора входа, уменьшение нагрева аппарата.

Моделирование на ЭВМ управляющих воздействий при поиске оптимального управления можно производить, принимая в качестве варьируемых параметров моменты включения и продолжительность работы управляющих двигателей. В этом случае реализуется широкий спектр возможных траекторий, причем приходится учитывать сложное движение вокруг центра масс с ограничениями на угловую скорость и угол поворота аппарата. Если инерция аппарата велика и продолжительностью переключения с одного значения эффективного качества на другое можно пренебречь, то целесообразно в качестве управляющих параметров, варьируемых при поиске, принимать моменты переключений по крену и величину эффективного качества при каждой переключке.

Возможно управление спуском без изменения K и даже при $K=0$. Отклонения от баллистической траектории могут происходить из-за изменения силы лобового сопротивления. Такое изменение может быть организовано путем отделения элементов аппарата в течение полета или за счет программного изменения лобового сопротивления аппарата.

В качестве ограничений, учитываемых при поиске и определяющих зону допустимых траекторий движения, могут фигурировать единичные и интегральные тепловые потоки, температура на элементах конструкции и теплозащиты, перегрузка и ее интегральное воздействие, дальность и время полета, скорость вылета из атмосферы при рикошетировании, высота пролета над поверхностью планеты, скорость полета и угол наклона траектории перед посадкой, ускорение и скорость вращения аппарата по крену, угол крена, запас топлива на управление и т. д. В ряде реальных задач эти

ограничения сложным образом формируют зону поиска, затрудняя направленное изменение параметров управления. Если ограничиться при формировании оптимальной траектории набором известных законов управления, то это существенно упростит задачу поиска. Варьируемыми параметрами в этом случае будут моменты переключений с одного закона управления на другой. Для каждого закона управления выдерживается единая программная зависимость перегрузки от времени или от скорости полета.

Типовая оптимизационная модель траектории управляемого спуска в таком случае формируется из следующих трех участков, каждый из которых имеет свое функциональное назначение:

1. Участок входа в атмосферу продолжительностью от начала торможения до прохождения максимума перегрузок или до достижения предельной температуры теплозащиты.

На этом участке формируется захват атмосферой аппарата и определяется перегрузочное ограничение и максимальное тепловое воздействие.

2. Участок торможения, который формирует суммарное тепловое воздействие на аппарат и интегральное перегрузочное воздействие на экипаж.

3. Участок предпосадочного торможения, на котором обеспечивается заданная точность посадки и формируются условия для работы посадочных систем.

Скоротечность движения на первом участке определяет однозначно управление на нем, а именно: система управления и ее исполнительные органы должны обеспечить движение без вылета из атмосферы и превышения предельных перегрузок. Обычно система определения обеспечивает максимальное приближение к заданной программой зависимости перегрузки от времени или скорости полета. На втором участке возможны различные режимы управляемого движения, и выбор их сочетания может быть целью оптимизации.

После прохождения максимума перегрузок возможен пологий рикошет, если нет опасности вылета из атмосферы со сверхкруговой скоростью. Возможно более глубокое погружение без увеличения перегрузки или с сохранением ее постоянного уровня, если нет опасности превысить интегральное ее воздействие на экипаж. Компромиссом между этими законами торможения является режим выравнивания с движением, близким к изовысотному. Для аппаратов, совершающих пологий спуск, целесообразно в ряде случаев сохранения постоянной температуры теплозащиты или постоянного удельного теплового потока. Все перечисленные режимы управления могут применяться в различной последовательности, в зависимости от того, как требует набор ограничений на характеристики траектории спуска. Моменты перехода на каждый режим управления, определяемые по кажущейся скорости, являются параметрами, варьируемыми при оптимизации. При движении по кривой выравнивания величина угла крена в блоке расчета траектории

меняется в соответствии с законом.

$$\gamma = \arccos \left[\frac{V \sqrt{1 + K_p^2}}{K_p n_z} \left(\frac{V^2}{g_n R_n} - 1 \right) \right],$$

где n_z — текущее значение перегрузки.

Для реализации изоперегрузочного торможения в оптимизируемой модели достаточно менять угол крена аппарата в соответствии с формулой

$$\gamma = \arccos \left[\frac{V \sqrt{1 + K_p^2}}{K_p n_{z_0}} \left(\frac{V^2}{g_n R_n} - 1 + \frac{4 g_n n_{z_0}^2}{(1 + K_p^2) \beta V^2} \right) \right],$$

где n_{z_0} — величина перегрузки на новом режиме полета; β — показатель в экспоненциальном законе изменения плотности с высотой.

Знание закона изменения скорости и плотности от времени позволяет оценить тепловые потоки в теплонапряженных точках СА без решения сложных газодинамических задач обтекания. Как правило, формулы для расчета тепловых потоков имеют вид

$$q = k_q c^d V^f R^f,$$

где k_q , c , d , f — коэффициенты приближенных формул; R — радиус затупления в критической точке.

Структура формул для оценки тепловых потоков позволяет аналитически описать управление аппаратом при условии движения по изотермической траектории.

Если в теплообмене доминируют конвективные тепловые потоки, то угол крена должен отслеживать изотерму по следующей зависимости:

$$\gamma = \arccos \left[\frac{V \sqrt{1 + K_p^2}}{K_p n_z} \left(\frac{V^2}{g_n R_n} - 1 + \frac{g_n n_z^2}{(1 + K_p^2) \beta V^2} \frac{d^2}{c^2} \right) \right].$$

Спуск в атмосфере обычно завершается посадкой; для некоторых типов СА в математической модели движения необходимо учитывать при оптимизации посадочный участок, параметры которого зависят от участка спуска. Предпосадочное торможение может осуществляться аэродинамическими средствами или активно, т. е. с помощью двигателя. Программа работы, высокоэнергетические параметры и условия включения двигательной установки могут являться оптимизируемыми параметрами, определяющими режим движения. При расчете активного посадочного участка на этапе предварительного проектирования обычно в дополнение к названным выше допущениям предполагается, что аэродинамические силы незначительны и кривизна поверхности планеты равна нулю. Уравнения движения усложняются из-за появления активной силы тяги двигателя предпосадочного торможения.

Программа изменения вектора тяги может быть предметом оптимизации, возможно также варьирование начальными условиями

торможения (высотой включения двигательной установки) при постоянной программе работы ДУ. В этом случае выбирается одновременно начальная тяговооруженность.

Если вектор тяги совпадает с вектором скорости, то реализуется торможение с минимальными гравитационными потерями. Применение торможения с постоянным углом тангажа позволяет получить близкие к оптимальным гравитационные потери при простом законе управления и при значительной тяговооруженности двигателя.

Рассмотрим пример совместной оптимизации траекторий спуска и посадки для аппарата, совершающего спуск в атмосфере планеты с разреженной атмосферой. Это может быть, например, спускаемый аппарат, доставляющий полезную нагрузку на поверхность Марса с околомарсианской орбиты или с подлетной траекторией. Из-за разреженности атмосферы параметры посадочного участка определяют траекторию спуска. Целью оптимизации может быть минимизация веса двигателя предпосадочного торможения. Высота включения двигателя определяет его потребную тяговооруженность, характер траектории аэродинамического торможения определяет скорость полета и, следовательно, характеристическую скорость двигательной установки (ДУ) посадки.

Возможно решение частных задач оптимизации траектории спуска, а именно:

1. Задачи минимизации скорости полета на заданной высоте включения ДУ.

2. Задачи максимизации высоты полета при заданной скорости, допустимой для работы посадочных систем.

Вторая задача имеет смысл для парашютно-реактивных систем.

В общем случае, однако, параметры траектории спуска и посадки такого аппарата должны выбираться совместно, и критерием качества должен быть вес двигателя предпосадочного торможения. Тесная связь участка спуска и посадки объясняется тем, что из-за разреженности атмосферы скорость полета и угол наклона траектории меняются вплоть до контакта с поверхностью планеты и выбор высоты включения ДУ влияет не только на тяговооруженность, но и на величину характеристической скорости.

Предположим, что аппарат, входящий в атмосферу, управляется по крену и может быть заранее сбалансирован на различных углах атаки с целью получения небольшого аэродинамического качества. Если известна поляра аппарата, то величина угла атаки для заданной структуры и конфигурации СА может быть одним из оптимизируемых параметров. В числе других параметров могут рассматриваться угол входа в атмосферу и управляющие воздействия, формирующие траекторию спуска в оптимизируемой модели движения. Может быть выбран любой из описанных выше способов задания управляющих воздействий. Если определяется порядок включения управляющих двигателей, то в модели можно учесть инерционность аппарата, что весьма важно для тяжелых СА.

Для объединения всех возможных траекторий спуска одной системой переменных, меняющихся в общих пределах, можно моменты управляющих воздействий определять по шкале безразмерной приведенной скорости $\bar{V}$, вычисляемой как отношение скорости полета к начальной скорости входа в атмосферу. На рис. 3.3 в координатах скорость $\bar{V}$ — высота полета H показаны для одного из возможных типов аппарата различные траектории спуска, отличающиеся условиями входа в атмосферу, параметрами управления и балансировки. Траектории 1, 2, 3, 4 характеризуются глубоким входом в атмосферу аппарата, балансировка которого соответствует максимальному качеству. Траектория 1 — это полет с выдерживанием предельной перегрузки, с глубоким погружением и короткой траекторией, из-за чего аппарат не успевает значительно затормозиться, подлетая к поверхности планеты. Траектория 2 — рикошетирующая траектория, соответствующая отражению с максимальным эффективным качеством. Это наиболее затянутая траектория. На траектории 3 реализуется пологий рикошет за счет малого эффективного качества и пологий подлет к поверхности планеты со скоростью, близкой к минимально возможной. Режим изовысотного выравнивания реализуется на траектории 4; скорость подлета к поверхности в этом случае минимальна.

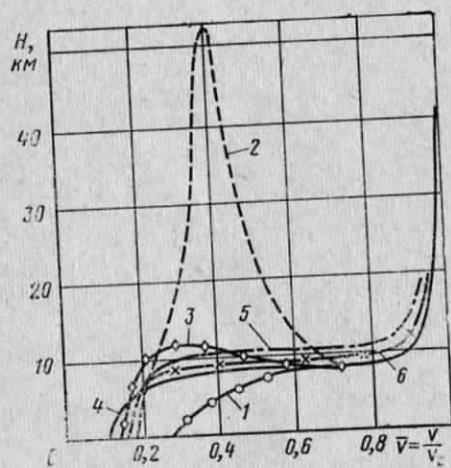


Рис. 3.3. Траектории спуска в атмосфере Марса при различных законах управления эффективным качеством

Вес двигателя установки для предпосадочного торможения примерно одинаков для траекторий 3 и 4 и меньше, чем для других траекторий.

Кривые 4, 5 и 6 на рис. 3.3 соответствуют изовысотному полету, причем траектория 5 образуется при пологом входе в атмосферу с перегрузкой меньше заданной, а траектория 6 соответствует крутому входу аппарата, сбалансированного на режиме малого аэродинамического качества.

В числе ограничений, влияющих на выбор траектории движения такого аппарата, — предельные тепловые потоки в различных точках, максимальная перегрузка на спуске, тяговооруженность двигателя предпосадочного торможения, минимальная высота полета над поверхностью планеты.

При поиске зависимости оптимальных параметров от ограничений наиболее интересной задачей представляется определение влияния запаса рабочего тела органов управления на оптимальные

характеристики и на критерий. Результаты оптимизации режима движения в разреженной атмосфере планеты при условии, что критерием принимается вес двигателя предпосадочного торможения, показывают, что выгоднее всего организовать движение таким образом, чтобы аппарат совершал предельно затянутый нырок, подходя к поверхности планеты под малым углом. В конце такого полета потребуется меньше топлива на предпосадочное торможение, так как аппарат погасит скорость сильнее всего. Двигатель предпосадочного торможения в этом случае включается на большой высоте, благодаря чему снижается его тяговооруженность, т. е. вес камеры сгорания.

Приведем еще один пример поиска оптимальной траектории спуска. Спускаемый аппарат с экипажем возвращается на Землю из межпланетного полета. В плотной земной атмосфере аппарат тормозится в основном на аэродинамическом участке, и параметры траектории практически не влияют на характеристики посадочного участка. Зато важным является перегрузочное воздействие на экипаж и тепловое — на аппарат.

Наиболее сложен и интересен случай возвращения со сверхзвуковой скоростью, когда экипаж детенирован вследствие пребывания в длительном космическом полете. Для аппаратов приемлемой формы с умеренным аэродинамическим качеством перегрузки на нижней границе коридора входа довольно велики ($\approx 8 \div 12$ ед.). Гашение в атмосфере значительной скорости входа (до 15—17 км/с) определяет длительный процесс торможения с большой перегрузкой. В этих условиях важным при выборе траекторий является перегрузочное воздействие на экипаж. В основе современного взгляда на перегрузочное воздействие при спуске лежит положение о комплексе перегрузочных критериев.

Основными из этих критериев являются интегральные критерии, использующие понятие предельного импульса воздействия. Для постоянно действующей перегрузки n_z существует предельное время ее действия, определяемое экспериментально для данной позы пилота [3]. Предельный импульс воздействия $I_{пр}$, т. е. произведение перегрузки n_z на предельное время действия $\Delta t_{пр}$, не постоянно и зависит существенно от величины перегрузки. Доза предельного воздействия при постоянной перегрузке в течение времени Δt определяется как:

$$d = \frac{n_z \Delta t}{I_{пр}}$$

Интегрируя по траектории полета с переменной перегрузкой дозу предельного воздействия, получим безразмерный критерий, который можно назвать мерой интегрального воздействия:

$$M = \int_0^{\tau_k} \frac{n_z}{I_{пр}(n_z)} d\tau.$$

Если при принятой эпюре изменения перегрузки $M \leq 1$, то можно считать, что при торможении интегральное воздействие пере-

грузок не превысило предельное. Критерии, близкие к названному, известны в литературе [18]. Они описывают механистически процесс накопления действия перегрузок без учета предыстории торможения и действия других перегрузочных факторов. С физиологической точки зрения различные перегрузочные факторы, т. е. градиент перегрузки, сама перегрузка, импульс ее воздействия, действуют по-разному на организм, и для выбора траектории необходимо всесторонне оценивать воздействие перегрузки.

При торможении по очереди действуют перечисленные выше факторы, в результате чего повторные пиковые нагружения воспринимаются хуже, чем начальные. Детренированность экипажа, находящегося раньше в невесомости и гипокинезии, усложняет анализ перегрузочного воздействия. Предыстория процесса нагружения может быть учтена с помощью безразмерного критерия, который представляет собой выявленную на траектории максимальную величину отношения между интегралом от перегрузки по времени к предельному импульсу воздействия, соответствующему данной перегрузке. Этот критерий можно назвать мерой жизнеспособности при импульсном воздействии; он равен:

$$M_{ж} = \max \left[\frac{\int_0^{\tau_{ж}} n d\tau}{I_{пр}(n)} \right].$$

Комплексный критерий для оценки суммарного воздействия перегрузки на экипаж может определяться через вероятность благополучного исхода нагружения для каждого пилота. Каждому из перегрузочных факторов свойственен разброс значений вблизи пороговых величин. Зная функции распределения предельных значений перегрузки, градиента перегрузки, а также импульса ее воздействия, можно оценить вероятность превышения предельного перегрузочного воздействия. Если принимается гипотеза о независимости действия перегрузочных факторов на организм пилота, то для каждого из указанных факторов необходимо, зная максимальное достигнутое значение данного перегрузочного воздействия на траектории, определить вероятность случайного события P_i , при котором предельное для пилота значение этого воздействия превысит замеренное на траектории. Очевидно, общая вероятность того, что по какому-либо из факторов перегрузочного воздействия для какого-нибудь одного из членов экипажа нагружение ускорением окажется выше предельно возможного, будет:

$$P_{\Sigma} = \left(\prod_i P_i \right)^n,$$

где P_i — вероятность превышения предельного воздействия по каждому i -му фактору действия ускорений; n — число членов экипажа.

В реальной ситуации действия каждого из перегрузочных факторов зависят друг от друга, поэтому в модели, отражающей физическую сущность явления переносимости ускорений человеком, необходимо учитывать эту зависимость.

При поиске траекторий спуска, оптимальных по перегрузочному воздействию, необходимо учитывать ограничения на удельные и интегральные тепловые потоки, унос массы покрытия, дальность, высоту и скорость полета при рикошете. При оптимизации по интегральному перегрузочному критерию ограничения могут быть величина самой перегрузки и ее градиента.

Рис. 3.4 в координатах «высота H — безразмерная скорость полета» иллюстрирует результаты оптимизации траекторий спуска при входе в атмосферу Земли с гиперболической скоростью, т. е. в наиболее тяжелых условиях, при наличии узкого коридора входа, длительного времени торможения при значительном уносе теплозащитного покрытия. Исходная изоперегрузочная траектория, показанная на рисунке пунктиром, трансформируется в ходе поиска в траекторию с затянутым изовысотным режимом выравнивания, что позволяет снизить интегральное воздействие перегрузки, сохранив ее максимальное значение в момент входа в атмосферу, т. е. обеспечив неизменный коридор входа. Величина меры интегрального воздействия вычислялась с учетом возможной детренированности пилотов; при этом предельный импульс воздействия определялся по данным работы [3]. Из рисунка видно, что оптимальная траектория спуска здесь, так же как и в предыдущем примере, характеризуется затянутым нырком после прохождения максимума перегрузки.

Из физических соображений форму оптимальной траектории можно объяснить тем обстоятельством, что после неизбежного нагружения пилотов предельной перегрузкой (из-за сохранения размеров коридора входа) выгодно для экипажа сойти как можно быстрее с этой перегрузки и достичь такой ее величины, перенести которую экипаж может длительное время.

Однако такой сход должен быть плавным, и эта плавность обеспечивается полетом в режиме выравнивания, так как при резком падении перегрузки возможен вылет из атмосферы с нерасчетным уходом на отлетную траекторию или с повторным крутым нырком, сопровождающимся новым пиковым воздействием перегрузки на экипаж.

Результаты решения отдельных задач оптимизации можно в данном случае объединить. На рис. 3.5 показано, что можно получить от такой операции. На нем приведены результаты дрейфа оптимума по одному из ограничений, а именно, по углу входа в атмосферу для случая возвращения на Землю с лунных трасс или высоких околоземных орбит. Приведенная граница возможных траекторий движения есть семейство оптимальных решений, т. е. набор траекторий оптимального управления при различных углах входа в атмосферу. Существует предельный угол входа, при котором мера воздействия равна единице. Аналогичные зависимости можно получить, исследуя оптимальное управление при разных режимах балансировки, а также для аппаратов различных форм, т. е. получить тем самым информацию для окончательного выбора траектории и формы аппарата.

В обоих рассматриваемых выше примерах применялись численные поисковые методы, в том числе методы случайного поиска. Максимальное число переменных в задаче оптимизации режима спуска и посадки марсианского аппарата 18, число ограничений 6; в задаче оптимизации режима движения по перегрузочному критерию число переменных 5, число ограничений 2. Для интегрирования уравнений движения использован алгоритм Кутты — Мерсона.

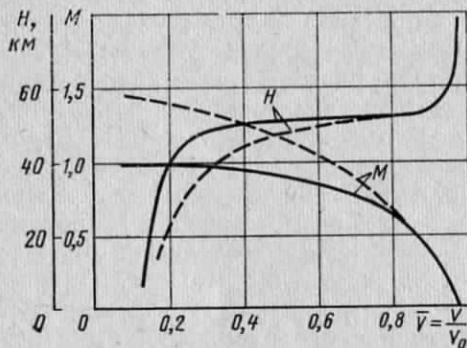


Рис. 3.4. Траектории спуска в атмосфере Земли при входе с гиперболической скоростью и при различных законах управления эффективным качеством



Рис. 3.5. Зависимость меры интегрального перегрузочного воздействия для оптимальных траекторий от угла θ входа в атмосферу

Укрупненная блок-схема типового алгоритма проектно-баллистического расчета для спускаемых аппаратов показана на рис. 3.6. Особенностью программ численного интегрирования уравнений движения, используемых в задачах поиска проектных параметров, являются жесткие требования к затратам времени на расчет траектории. Поскольку масштаб изменения различных параметров траектории спуска неодинаков и сами параметры по-разному влияют на точность выходных результатов, то целесообразно точность выхода из блока интегрирования задавать дифференцированно для каждой переменной или ориентироваться на точность выхода по основной переменной, например, по скорости полета. Угол наклона траектории может на отдельных участках траектории достигать весьма малых значений (например, в момент выравнивания и на изовысотном участке). В этих условиях целесообразно избегать чрезмерного дробления шага, организовав принудительный выход из процедуры численного интегрирования.

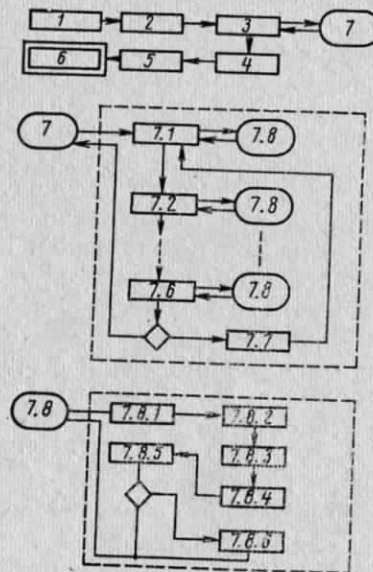
Рассмотрим примеры автоматизированного поиска конфигурации спускаемого аппарата.

Поиск оптимальных геометрических характеристик спускаемого аппарата является интересной задачей для системы машинного проектирования. Геометрия обводов, наглядно отображаемая с по-

мощью графических периферийных устройств современных ЭВМ, определяет через конфигурацию аппарата аэродинамические характеристики, благодаря чему оцениваются проектно-баллистические параметры, а следовательно, при известном законе управления характер траектории спуска (теплонпряженность и условия для участка посадки). Конфигурация аппарата определяет процесс

Рис. 3.6. Типовая укрупненная блок-схема расчета режима движения спускаемого аппарата:

1 — блок формирования исходных данных; 2 — блок формирования расчетной схемы; 3 — блок расчета участка спуска; 4 — блок формирования результатов проектно-баллистического расчета; 5 — поисковый блок; 6 — вызов блока численного интегрирования; 7.1 — подблок первого приближения при расчете правых частей уравнений движения; 7.2 — подблок второго приближения при расчете правых частей уравнений движения; 7.6 — подблок шестого цикла приближения при расчете правых частей уравнений движения; 7.7 — подблок формирования нового цикла приближения; 7.8 — вызов блока расчета правых частей уравнений движения; 7.8.1 — расчет параметров управления; 7.8.2 — расчет параметров движения; 7.8.3 — расчет тепловых потоков и температур; 7.8.4 — расчет расхода массы; 7.8.5 — расчет ограничений; 7.8.6 — формирование результатов



конструирования моделей и деталей изделия, формирующих внешние обводы. Модули конфигурации могут, таким образом, использоваться в процессе рабочего проектирования, изготовления и отработки летательного аппарата. В конечном счете, именно конфигурация аппарата определяет требования к центровке, т. е. компоновочные условия и ограничения, вес оболочки корпуса, теплозащиты, а для некоторых типов СА и вес посадочных систем.

На первый взгляд, формирование конфигурации спускаемого аппарата с помощью ЭВМ — простой и эффективный пример, иллюстрирующий возможности машинного проектирования. Не следует, однако, забывать, что ценность решения задачи формирования внешнего облика спускаемого аппарата зависит от того, какие проектные критерии принять при выборе формы и насколько широко охвачены все связи между параметрами аппарата, т. е. насколько полно представлена вся перечисленная выше цепь взаимоотношений между характеристиками СА.

Только при комплексном подходе к проблеме поиска конфигурации аппарата с одновременным рассмотрением всех сопутствующих проблем аэродинамики, баллистики, теплообмена и прочности можно получить достоверные оценки по критериям, являющимся

общими для аппарата в целом. В первую очередь — это весовые критерии, т. е. суммарный вес аппарата, общий вес средств спуска и посадки, вес конструкции с теплозащитой.

Способы задания формы аппарата в математической модели могут быть различными. Они зависят от степени сложности обводов и от метода расчета аэродинамических характеристик, режима обтекания, теплообмена, а также распределенных по поверхности массовых характеристик (уноса теплозащиты, толщины несущей оболочки и т. д.). При точном моделировании сложных обводов используется теория сплайнов и при этом задаются сеточным способом координаты отдельных точек на поверхности аппарата, после чего определяются первые и вторые производные в этих точках. Для расчета объемов, поверхностей или аэродинамических характеристик конфигурация описывается набором геометрических тел, например, эллиптических полуконов. Как правило, поверхность типового спускаемого аппарата состоит из двух частей, функционально различных между собой: несущей поверхности, подвергаемой воздействию набегающего потока, и донной поверхности, находящейся в зоне затенения.

При больших скоростях движения аэродинамические силы, используемые для торможения и управления спуском, образуются в основном несущей поверхностью, которая воспринимает также основные тепловые потоки, поступающие от ударного слоя газа. Эта поверхность у большинства типов СА образует так называемый лобовой щит затупленной или умеренно-заостренной формы. От геометрии этого щита зависят в основном аэродинамические характеристики, а следовательно, и вес средств спуска и посадки.

Алгоритм формирования конфигурации является первым звеном в общей программе расчета характеристик аппарата. Тип выбранной формы определяет в дальнейшем расчетную схему, номенклатуру, порядок выбора и построения отдельных специализированных модулей блоков и подблоков. В момент формирования конфигурации проверяются основные габаритные и объемные ограничения. Как правило, форма типового спускаемого аппарата состоит из двух частей (см. рис. 3.2): переднего объема, поверхность которого образует лобовой щит 1, и заднего объема 2, поверхность которого находится в зоне затенения. Обе части аппарата представляют собой сужающиеся сферические или конические затупленные тела, стыкуемые по общему основанию, образующему несущую плоскость, к которой приводятся аэродинамические характеристики. Обычно задний объем больше переднего; в нем расположена полезная нагрузка. Поскольку геометрия переднего объема, т. е. лобового щита, определяет основные характеристики аппарата, то именно с этого щита удобно начинать формирование конфигурации. Часть параметров донной поверхности может определяться после того, как обеспечены объемные, габаритные и центровочные ограничения.

В ряде случаев поверхность лобового щита может быть описана набором эллиптических конусов, первый из которых затуп-

лен по эллипсоиду, а последний срезан таким образом, чтобы реализовать максимальное аэродинамическое качество, уменьшить угол атаки или обеспечить такое положение равнодействующей аэродинамических сил, которое наиболее выгодно из соображений центровки аппарата (см. рис. 3.2).

Точно рассчитать характеристики аппарата можно путем численного интегрирования по поверхности, причем в зоне затупления удобно в качестве переменных интегрирования выбирать меридиональный угол (вокруг оси X) и восходящий угол (в плоскости YZ). На конической части тела переменными интегрирования могут быть продольная координата X и меридиональный угол. При нулевом угле атаки и осесимметричном теле реализуется симметричное обтекание, поэтому для расчета характеристик аппарата достаточно провести одномерное интегрирование, например, по продольной координате.

Для несимметричных удлиненных тел типа «несущий корпус» интегрирование можно производить отдельно по верхней и нижней поверхности. Тело такого типа удобно разделить по меридиональному углу на сегменты, каждый из которых представляет собой ступенчатый набор сегментов эллиптических конусов. Если форма аппарата имеет плоскость симметрии, то интегрирование по меридиональному углу можно производить в пределах одной полуокружности. Процедура интегрирования по поверхности может быть универсальной, благодаря чему определяются следующие величины.

1. Аэродинамические характеристики, в том числе линейные: c_n, c_x, c_y, c_z, K_p и моментные: m_x, m_y, m_z, c_d .

Для определения аэродинамических характеристик при гиперзвуковом обтекании (на основном участке траектории спуска) на каждом элементе поверхности определяется местное давление и коэффициент трения.

2. Характеристики, определяющие режим обтекания и теплообмена, и в том числе:

— удельные и максимальные конвективные и радиационные тепловые потоки;

— интегрированные по времени, конвективные и радиационные тепловые потоки.

3. Массовые характеристики, в том числе:

— расход уносимого теплозащитного покрытия;

— толщины несущей оболочки корпуса;

— толщины теплоизоляции.

4. Моменты инерции корпуса аппарата с теплозащитой.

Вычисление интегралов по поверхности может производиться любым из известных методов, например, методом Симпсона. Возможно и оправдано для массовых оценочных расчетов применение метода Монте-Карло для расчета интегралов по поверхности.

Например, при интегрировании по поверхности лобового щита давления, соответствующего режиму гиперзвукового обтекания, аэродинамические характеристики тела конической формы с эл-

липтическим сечением могут быть определены из следующих уравнений:

$$c_x = c_\tau \cos \alpha \cos \varepsilon + c_n (\sin \alpha \cos \beta - \cos \alpha \sin \beta \sin \varepsilon) - c_\xi (\sin \alpha \sin \beta + \cos \alpha \cos \beta \sin \varepsilon);$$

$$c_y = -c_\tau \sin \alpha \cos \varepsilon + c_n (\cos \alpha \cos \beta + \sin \alpha \sin \beta \sin \varepsilon) + c_\xi (\cos \beta + \sin \alpha \sin \varepsilon - \cos \alpha \sin \beta);$$

$$c_z = c_\tau \sin \varepsilon + c_n \sin \beta \cos \varepsilon + c_\xi \cos \beta \cos \varepsilon;$$

$$c_\tau = \frac{1}{S} \int 2\varepsilon_\tau Y_m \operatorname{tg} \theta \int V_n^2 d\Phi dx;$$

$$c_n = \frac{1}{S} \int 2\varepsilon_z Y_m \int V_n^2 \cos \Phi d\Phi dx;$$

$$c_\xi = -\frac{1}{S} \int 2Y_m \int V_n^2 \sin \Phi d\Phi dx,$$

где $\alpha, \beta, \varepsilon$ — углы атаки, крена и рыскания соответственно;
 c_τ, c_n, c_ξ — коэффициенты аэродинамических сил в связанных с конусом осях;
 c_x, c_y — коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы в скоростной системе координат;
 ε_z — эллиптичность конуса;
 θ — полярный угол (для конуса — угол полураствора);
 Φ — меридиональный угол;
 Y_m — максимальная ордината в данном сечении;
 S — единичное сечение, к которому приведены аэродинамические характеристики (сечение с поперечным размером $Y_m=1$);
 V_n — нормальная к поверхности составляющая скорости потока, которая определяется по следующей формуле:

$$V_n = \frac{\varepsilon_z \cos \theta V_x - \varepsilon_z \sin \theta \cos \Phi V_y - \sin \theta \sin \Phi V_z}{\sqrt{\varepsilon_z^2 \cos^2 \theta + \varepsilon_z^2 \sin^2 \theta \cos^2 \Phi + \sin^2 \theta \sin^2 \Phi}};$$

где V_x, V_y, V_z — составляющие единичного вектора скорости полета по осям X, Y и Z соответственно.

Обязательным требованием при сравнении аппаратов различных форм является обеспечение равных условий полета аппаратов. Это, в первую очередь, постоянство условий входа и посадки, диапазона возможных скоростей, размеров потребного коридора входа, требований на дальность полета, высоту и скорость включения в работу посадочных систем, температурных и тепловых ограничений и ограничений по перегрузочному воздействию на экипаж. Если располагаемое аэродинамическое качество аппарата рассматриваемой формы превышает потребное, то внутри заданного коридора входа возможна реализация любой траектории в пределах выбранного закона управления.

Предположим, что в задаче выбора формы минимизируется весовой критерий, состоящий из суммы весов всех систем, обеспечивающих решение задачи спуска (теплозащиты, теплоизоляции, конструкции корпуса, двигательных систем и посадочных средств) и требуется определить оптимальный набор параметров $\bar{k}(k_1, k_2, \dots, k_i, \dots, k_n)$, описывающих конфигурацию и структуру аппарата. Не следует забывать, что имеется ряд параметров и исходных данных, описывающих при неизменном и выбранном законе управления тот режим движения, который может быть реализован по-разному для данного коридора входа.

Значения некоторых из этих данных или параметров, например, угла входа в атмосферу, или данных, характеризующих модели атмосферы, могут определять предельный вес систем аппарата данной конфигурации. Например, максимальный вес уносимой теплозащиты будет реализован на траектории глубокого погружения, близкой к нижней границе коридора входа. Наибольший вес теплоизоляции соответствует протяженной траектории, реализуемой при движении, начинающемся около верхней границы коридора входа. Максимальное наружное давление на оболочку корпуса, определяющее расчетный случай для агрегатов конструкции, будет при наибольшем скоростном напоре, т. е. в момент прохождения максимума перегрузок на предельно глубокой траектории.

Траектория такого же типа из-за скоротечности процесса торможения будет расчетной для размеров стабилизирующих устройств, разворачивающих аппарат при неориентированном входе в атмосферу. Запас рабочего тела в системах управления спуском или в системах активного охлаждения аппарата следует рассчитывать на наиболее протяженный участок аэродинамического торможения, который отвечает полету по верхней границе коридора входа, а запас топлива двигателей предпосадочного торможения следует в ряде случаев определять по результатам полета по короткой траектории с глубоким погружением в атмосферу. Поскольку любое значение параметра, определяющего режим движения, принято считать равновероятным в пределах заданного коридора входа, то в качестве расчетного случая для каждой системы следует принимать тот наихудший режим движения, который соответствует максимальному весу данной системы при неизменных параметрах конфигурации и структуры. В связи с этим общая задача оптимизации формы СА формулируется как задача нахождения тех значений геометрических и конструктивных параметров, которые в общем весе аппарата обеспечивают минимальные веса основных систем на тех режимах движения, которые, в свою очередь, определяют наихудшие (максимальные) значения веса каждой из систем. В общем случае для m систем определяется величина:

$$G_{\text{opt}} = \min_{\{k_i\}} \sum_{q=1}^m \max_{\{p_j\}} G_q(k_i, p_j),$$

где q — номер системы, комплектующей аппарат ($q=1, 2, \dots, m$);

k_i — конструктивный, или геометрический, параметр; p_j — параметр, определяющий при выбранном типе управления режим движения внутри коридора входа.

Задача такого типа может решаться по частям, отдельно на каждом иерархическом уровне, соответствующем степени детализации проектных расчетов и оценок.

Если известно решение проектно-баллистической задачи, то при оптимизации формы СА можно, зная закон управления, задавать предельные режимы движения, используя упрощенные зависимости скорости и высоты полета от времени, получая таким образом информацию о тепловых потоках, нагрузках аппарата и о продолжительности полета. Достоинства такого подхода к расчету параметров движения при оптимизации формы аппарата заключаются в существенной экономии расчетного времени, затрачиваемого на многократную прогонку траекторий с «ловлей» предельных режимов полета, характерных для верхней и нижней границы коридора входа и меняющихся в зависимости от баллистических характеристик аппарата.

Если рассматривается аппарат баллистического спуска, например, СА автоматического межпланетного аппарата, то для случая пологого входа в атмосферу можно получить аналитические выражения для скорости полета от времени; такие решения широко известны. В общем случае для моделирования торможения в предельных случаях, т. е. при движении по верхней и нижней границе коридора входа, следует исходить из пороговых значений максимальных перегрузок, реализуемых при движении по границам коридора входа. На верхней границе коридора входа — это перегрузка захвата, а на нижней — предельно возможная перегрузка для аппарата или экипажа. Перегрузка при баллистическом спуске, характерном для автоматических аппаратов, сначала резко нарастает, затем по мере гашения скорости полета проходит максимум и полого падает. Типовую зависимость перегрузки от времени удобно аппроксимировать формулой вида

$$n = a\tau^2 e^{-c\tau},$$

где n — перегрузка; τ — время полета; a и c — коэффициенты, определяемые по значению максимальной перегрузки и скорости входа в атмосферу.

Для баллистических аппаратов значения перегрузки при спуске значительно больше единицы и процесс торможения скоротечен. Поэтому с достаточной для проектных целей точностью можно считать, что необходимые для расчета тепловых потоков величины скорости полета и плотности атмосферы на высоте полета могут быть определены из следующих простых выражений:

$$V \approx V_{\text{вх}} - 9,8a \left[e^{c\tau} \left(\frac{\tau^2}{c} - \frac{2\tau}{c^2} + \frac{2}{c^3} \right) - \frac{2}{c^3} \right];$$

$$\rho \approx (2P_x n)/V^2,$$

$$c = -\frac{2}{\tau_{\text{в}}}; \quad a = \frac{n_{\text{max}}}{\tau_{\text{в}}^2} e^2;$$

где $\tau_{\text{в}}$ — время прохождения максимума перегрузки.

Обычно $\tau_{\text{в}}$ определяется в долях суммарного времени торможения τ_{Σ} , которое, в свою очередь, зависит от импульса скорости и максимальной перегрузки:

$$\tau_{\Sigma} = \frac{V_{\Sigma}}{k_n n_{\text{max}}};$$

где V_{Σ} — основная часть импульса скорости, т. е. величина потерянной скорости от момента входа до полета в режиме, характеристики которого мало влияют на вес аппарата;

k_n — коэффициент, определяющий среднюю перегрузку по траектории для данной модели атмосферы и данного диапазона баллистических характеристик;

n_{max} — максимальная перегрузка, допустимая при полете аппарата, на предельных режимах движения. В одном случае — это предельно-допустимая перегрузка, в другом — перегрузка, значение которой гарантирует захват аппарата атмосферой.

Летательные аппараты с экипажем на борту движутся по пологой управляемой траектории спуска с перегрузкой, допустимой для экипажа. На основном участке торможения после прохождения максимума перегрузок текущую скорость полета и плотность атмосферы имеет смысл оценивать также по приближенным соотношениям, определяемым законом управления, выбранным для аппарата рассматриваемого типа.

Из уравнений движения следует, что при изовысотном управлении, начинающемся после прохождения максимума перегрузок, текущая скорость полета определяется из выражения:

$$V \approx \frac{1}{\frac{1}{V_{\text{в}}} + \frac{\rho g}{2P_x} (\tau - \Delta\tau_{\text{в}})},$$

где $V_{\text{в}}$ — скорость полета в момент прохождения максимума перегрузок в начале выравнивания;

ρ — плотность атмосферы на высоте полета;

g — ускорение свободного падения;

P_x — удельная нагрузка на несущую поверхность аппарата;

τ — время полета;

$\Delta\tau_{\text{в}}$ — отрезок времени от входа в атмосферу до начала выравнивания. Плотность атмосферы на этом участке полета постоянна и равна

$$\rho = \frac{2P_x n_{\text{max}}}{V_{\text{в}}^2},$$

где n_{max} — максимальная продольная перегрузка (в направлении вектора скорости).

Для изоперегрузочного торможения зависимости параметров движения от времени имеют вид

$$V = V_{\text{н}} - n_x g (\tau - \Delta \tau_{\text{в}});$$

$$q \approx \frac{2P_x n_x}{V^2}.$$

На начальном участке траектории спуска (участке входа в атмосферу) предельные режимы движения можно также описать с помощью упрощенных зависимостей. В самом простом случае, считая постоянным градиент нарастания перегрузки, получим

$$V = V_{\text{вх}} - \frac{b\tau^2}{2}; \quad q = \frac{2P_x n_{x \max}}{V^2} \frac{\tau}{\Delta \tau_{\text{в}}},$$

где $V_{\text{вх}}$ — скорость в момент входа в атмосферу;
 $b = \frac{n_{x \max} g}{(\Delta \tau_{\text{в}})}$ — градиент изменения ускорения при торможении;
 $n_{x \max}$ — максимальная продольная перегрузка, характерная для данной границы коридора входа.

Если в момент входа в атмосферу совершается маневр, обеспечивающий захват аппарата и выведение его на допустимый уровень перегрузки, то номинальная траектория движения, общая для всех условий входа, может быть также приближенно описана зависимостями плотности и скорости от времени. Например, при линейном изменении продольного ускорения от кажущейся скорости в программной номинальной траектории эти зависимости имеют вид

$$V = V_{\text{вх}} - \frac{a}{b} (e^{b\tau} - 1);$$

$$q = \frac{2P_x a e^{b\tau}}{g \left[V_{\text{вх}} - \frac{a}{b} (e^{b\tau} - 1) \right]^2},$$

где a — уровень продольного ускорения, при котором начинается управление; b — градиент изменения продольного ускорения по кажущейся скорости.

Знание параметров движения позволяет перейти в алгоритме расчета характеристик аппарата к оценке тепловых потоков, а по ним — к определению массы уносимой и прогреваемой теплозащиты. Расход массы теплозащитного покрытия определяется в основном эффективной энтальпией, температурой разрушения и тепловыми потоками, поступающими от ударного слоя газа. Поскольку распределение тепловых потоков по поверхности аппарата неравномерно, то расход уносимой теплозащиты будет меняться при переходе от одной зоны поверхности аппарата к другой и в каждой точке аппарата на теплонапряженном участке траектории удельный расход с единицы поверхности можно оценивать по формуле

$$\dot{m} = \frac{Aq_r + q_k - \sigma \epsilon T_p^4}{g I_{\text{эфф}}},$$

где A — коэффициент, определяющий поглощательную способность покрытия;

q_r, q_k — тепловые потоки, поступающие от ударного слоя к наружному фронту разрушения покрытия сквозь завесу паров, образованных продуктами разрушения теплозащиты [67] или [60];

σ — постоянная Стефана — Больцмана;

ϵ — степень черноты поверхности аппарата;

T_p — температура разрушения теплозащиты;

$I_{\text{эфф}}$ — эффективная энтальпия материала теплозащиты.

Если изменение веса аппарата из-за расхода теплозащиты сопоставимо с суммарным весом аппарата, то в модели движения необходимо учитывать изменение баллистических характеристик по времени полета.

Рабочая температура теплозащитного покрытия (температура разрушения), как правило, значительно больше температуры металлической оболочки корпуса аппарата, поэтому теплозащита, потребляя часть тепловой энергии от потока на разрушение своего наружного слоя, постепенно прогревается. Обладая малой теплоемкостью и теплопроводностью, внутренний слой теплозащиты на стыке с корпусом успевает прогреться до предельной температуры только к концу полета.

Определение минимального веса слоя теплозащитного покрытия в различных точках формы аппарата — одна из задач проектного поиска. Для этого проводится при каждом расчете критерия поверочный расчет пакета теплозащитного покрытия в нескольких характерных точках аппарата и определяются ограничения по температуре на стыках между слоями теплозащиты и корпусом аппарата. Характерно, что в этом случае величина критерия задается и соответствует значению параметров (толщинам слоев) в начале сложного расчета, целью которого является определение уровня функции ограничения. Эта задача является одной из разновидностей задач особого типа, в которых оптимизация ведется по скрытому критерию.

Для поверочного расчета пакета теплозащитного покрытия в данной точке аппарата решается обычно одномерная задача теплопроводности.

Уравнение теплопроводности, описывающее распределение тепла по нормали x к поверхности теплозащитного покрытия, имеет вид

$$\frac{\partial}{\partial x} \lambda(x, T) \frac{dT}{dx} = c \gamma(x, T) \frac{\partial T}{\partial \tau},$$

где x — расстояние от поверхности покрытия в глубь пакета; λ — теплопроводность материалов в различных слоях теплозащитного пакета; c — теплоемкость материалов теплозащиты; γ — удельный вес материалов теплозащиты; T — температура в данном слое теплозащитного материала и в данный момент времени; τ — время полета.

В реальном случае при моделировании условий полета приходится учитывать ряд начальных и граничных условий, среди которых следующие:

1. Профиль температуры в начальный момент расчета.
2. Условия на внешней границе теплозащитного покрытия, т. е. распределение температуры, тепловых потоков и уноса по времени полета.
3. Условия на внутренней поверхности теплозащиты, определяемые стоком тепла в оболочку корпуса.

Краевая задача по определению профилей температуры по глубине покрытия в различные моменты времени может решаться любым из известных численных способов, например, методом прогонки или с использованием метода сеток. При оптимизации параметров, описывающих форму и структуру аппарата, блок поверочного расчета пакетов теплозащитного покрытия входит в общую модель расчета характеристик аппарата.

Помимо расчета теплозащиты в такой модели необходимо оценивать вес несущих элементов конструкции корпуса.

Нагрузки на отдельные элементы конструкции спускаемых аппаратов могут быть получены из анализа номинальных траекторий движения в атмосфере. Для некоторых типов спускаемых аппаратов расчетным случаем для несущей оболочки лобового щита является момент прохождения максимума скоростных напоров, поскольку при этом оболочка работает на устойчивость от внешнего максимального давления. Размеры подкрепляющих элементов конической оболочки лобового щита могут быть предметом оптимизации. Тогда для данного расчетного случая в каждой точке корпуса следует определить потребную толщину несущей оболочки h исходя из соотношения для предельного внешнего давления q_w . Для расчета усеченной оболочки в работе [8] рекомендована такая формула:

$$q_w = \frac{c_1}{\beta_2} \sqrt[4]{\beta_1^3} E \left(\frac{h}{l_1} \right)^{5/2} \frac{(\operatorname{tg} \alpha)^{3/2}}{(1 - \mu^2)^{3/4}};$$

при этом

$$\beta_2 = \frac{(1 - \mu^2) \omega_2}{\omega_1 \omega_2 - \mu^2}; \quad \beta_1 = \beta_2 i_2;$$

E — модуль упругости материала оболочки; l — длина усеченной оболочки от вершины до рассматриваемого сечения; α — угол наклона образующей конуса к его основанию; μ — коэффициент Пуассона; ω_1 , ω_2 , i_2 — характеристики, определяемые размерами и моментами инерции сечений подкрепляющих материалов.

Следует отметить, что для большинства элементов конструкции спускаемых аппаратов расчетным случаем отнюдь не является спуск по одной из возможных штатных траекторий. Как правило, прочность конструкции определяется из соображений герметичности или транспортировки; из условий посадки или по данным о нагрузках на участке выведения или аварийного спасения. Указан-

ное обстоятельство усложняет модель расчета характеристик аппарата на этапе проектного поиска, однако принципы поиска оптимальных геометрических и конструктивных параметров сохраняются неизменными.

В рассмотренных ниже примерах поиска формы аппаратов расчетным случаем для большинства систем является штатный режим движения в атмосфере. Имеется в виду спускаемые аппараты, входящие в атмосферу Земли и Юпитера с гиперболической скоростью после межпланетного полета.

В первом примере оптимизируется форма пилотируемого аппарата, возвращаемого на Землю из межпланетного полета. Полезной нагрузкой для аппарата является научное оборудование, экипаж и системы, обеспечивающие его жизнедеятельность. Аппарат входит в атмосферу с подлетной траекторией со скоростью, большей, чем вторая космическая (≈ 16 — 17 км/с). Размеры потребного коридора входа (≈ 20 — 25 км) и ограничения по максимальной перегрузке (≈ 10 ед) определяют величину потребного аэродинамического качества ($\approx 0,65$ — $0,75$). Аппарат совершает управляемый спуск, причем управление используется для сохранения размеров коридора входа, т. е. для обеспечения приемлемого перегрузочного воздействия на экипаж и для обеспечения заданной дальности полета. В начальный момент входа в атмосферу величина удельных радиационных тепловых потоков в теплонапряженных точках аппарата 10^4 ккал/м²·с, а конвективные тепловые потоки превышают 10^3 ккал/м²·с.

Можно предположить (результаты поисковых расчетов подтверждают это), что заострение передней части аппарата позволит увеличить аэродинамическое качество и снизить радиационные тепловые потоки, т. е. массу теплозащиты. Однако чрезмерное заострение аппарата увеличивает нагрузку на несущую поверхность и теплонапряженность траектории спуска, т. е. массу теплозащиты. Кроме того, у острых форм хуже параметры заполнения и больше поверхность аппарата, т. е. масса оболочки корпуса.

Основную часть траектории спуска спускаемый аппарат проходит на гиперзвуковых скоростях полета, поэтому он ощущает максимум перегрузок и пиковое воздействие тепловых потоков. На этом участке происходит интенсивный унос теплозащиты, а экипаж подвергается интегральному воздействию ускорений. Траектория спуска должна быть пологой и затянутой, поскольку, как рассмотрено в предыдущем примере, именно такая траектория оказывает щадящее действие ускорений на экипаж. Предполагается, что экипаж аппарата ослаблен из-за гипокинезии и отсутствия гравитации на участке межпланетного перелета.

Предполагается также, что в соответствии с общей методологией проектного исследования для спускаемых аппаратов, описанного в начале этого раздела, известны результаты проектно-баллистического анализа, а именно, предпочтительные режимы торможения в атмосфере и зависимость потребного аэродинамического качества от условий входа в атмосферу. Считается, что при спуске

аппарат управляется только по крену. Критерием качества является вес или масса конструкции, теплозащиты, систем обеспечения центровки и топлива системы управления спуском.

Ограничения накладываются на минимальный объем аппарата, интегральное воздействие перегрузки на экипаж и максимальные удельные тепловые потоки в критической точке аппарата. Оптимизируемые параметры описывают геометрию спускаемого аппарата.

Основные допущения, принятые в поисковой задаче и в математической проектной модели конфигурации и режима движения спускаемого аппарата, следующие:

1. Предполагается, что перед входом в атмосферу органами стабилизации обеспечивается расчетная ориентация аппарата под нужным балансировочным углом атаки.

2. При полете в атмосфере стабилизация по тангажу и рысканию на режиме обтекания, близком к расчетному (для принятого угла атаки α_0), обеспечивается пассивными средствами, т. е. аэродинамическими силами, создаваемыми в основном лобовым щитом аппарата, причем аппарат статически устойчив на балансировочном угле атаки. Расчетное положение равнодействующей аэродинамических сил относительно центра тяжести обеспечивается весовой балансировкой. Изменение балансировки из-за уноса массы теплозащиты и искажения формы аппарата отслеживается системой регулирования центровки.

3. Управление траекторией осуществляется традиционно, т. е. путем переворотов по крену производится изменение эффективного аэродинамического качества. Исполнительными элементами являются газоструйные органы.

4. Унос массы теплозащитного покрытия определяется с учетом экранирования радиационных и блокады конвективных тепловых потоков подушкой пиролизного газа, образуемого в пристеночном слое продуктами разрушения покрытия.

5. Массовый расход теплозащиты учитывается при оценке баллистических характеристик в процессе спуска на каждом шаге расчета характеристик режима движения.

6. Изменением формы аппарата вследствие линейного уноса пренебрегаем, и аэродинамические характеристики считаются неизменными. Изменение радиуса закругления в критической точке учитываются, поскольку оно влияет на тепловые потоки.

7. Располагаемый объем аппарата определяется по внешнему контуру.

8. Аэродинамические характеристики определяются исходя из режима гиперзвукового обтекания и принимаются неизменными. Для их расчета используется метод Ньютона.

9. Характеристики траектории спуска оцениваются по приближенным зависимостям. Траектория состоит из участков: участка входа; участка выравнивания с изовысотной площадкой, участка погружения по изоперегрузочной траектории с перегрузкой 5 ед. и участка предпосадочного управления.

Несмотря на сложность и необычность задачи, будем искать проектные решения среди простых аэродинамических форм, для которых можно составить достоверные модели расчета режима движения и теплообмена. К таким формам принадлежат, например, умеренно заостренные формы и, в частности, биконические конфигурации, состоящие из двух конусов, стыкуемых основаниями друг к другу. Этим формам можно за счет поворота оси переднего конуса относительно стыка придать такое очертание, которое позволяет получить приемлемое аэродинамическое качество, снизить тепловые потоки и получить симметричное обтекание лобового щита, приобретающего форму кососрезанного эллиптического конуса, обтекаемого под нулевым углом атаки (см. рис. 3.2). Именно характеристики лобового щита и будут в основном определять массу конструкции и теплозащиты. Это радиус закругления, эллиптичность, угол полураствора конуса в вертикальной плоскости, угол наклона оси к основанию и характерный линейный размер, например, максимальный эксцентриситет y_0 (см. рис. 3.2). Параметры заднего конуса, находящегося в зоне затенения, формируются из условий обеспечения заданного объема и центровочных ограничений. Если в какой-то из форм, рассматриваемых в процессе поиска, положение центра тяжести удалено от линии равнодействующей аэродинамических сил, то для приведения аппарата в заданный балансировочный режим обеспечивается специальными средствами регулирования центровки и обеспечивается затратами веса.

Уменьшение параметра y_0 при прочих равных условиях приводит к уменьшению поверхности лобового щита, что до определенного предела благоприятно влияет на весовой критерий, поскольку уменьшает вес теплозащиты в наиболее теплонапряженной зоне аппарата и вес несущей оболочки лобового щита. Однако чрезмерное уменьшение поверхности лобового щита приводит, с одной стороны, к росту нагрузки на несущую поверхность, т. е. теплонапряженности траекторий спуска и веса теплозащиты, а, с другой стороны, к увеличению веса балансировочного груза, потребного для смещения центра тяжести в поперечном направлении.

Расчет веса такого аппарата в задаче оптимизации формы начинается с блока формирования конфигурации. На этом этапе проверяются основные габаритные и объемные ограничения. По обводам формы производится расчет аэродинамических характеристик. В расчете используется блок численного интегрирования давления по поверхности. При известном весе аппарата и для принятого семейства траекторий спуска теперь можно в каждый момент времени определить скорость и высоту полета на предельных траекториях внутри коридора входа. Управление траекторией заключается в отслеживании линейной программой зависимости ускорения от кажущейся скорости на участке входа, в изменении эффективного качества по данным о перегрузке на участке выравнивания с полетом на постоянной высоте и на участке снижения с сохранением постоянной перегрузки. Далее реализуется полет с тем эффектив-

ным качеством, которое необходимо для точной посадки на участке предпосадочного торможения. Момент перехода на снижение, измеряемый в шкале кажущейся скорости, является одним из варьируемых параметров, наряду с геометрическими характеристиками, описывающими конфигурацию аппарата.

Для оценки характеристик траектории и тепловых потоков целесообразно использовать приближенные зависимости высоты (плотности) и скорости полета от времени и баллистических характеристик аппарата, определяя сразу предельные расчетные режимы полета для теплозащиты и конструкции. Эти зависимости приведены ранее в этом разделе.

Вес конструкции и уносимого теплозащитного покрытия определяется после расчета аэродинамических характеристик. При этом снова используется блок численного интегрирования по поверхности, однако в каждой точке поверхности производится интегрирование по времени уноса массы теплозащиты, по данным расчета режима движения.

В одном из вариантов исходных данных и ограничений для СА с экипажем из шести человек, входящего в атмосферу со скоростью 17 км/с, параметры и критерий менялись в процессе поиска от исходных значений до оптимальных следующим образом.

Весовой показатель аппарата (отношение веса средств спуска к весу полезной нагрузки) менялся от 1,42 до 1,15. Радиус затупления менялся от 0,6 до 0,3 м. Наименьший угол полураствора переднего конуса менялся от 30 до 45°. Угол наклона оси к основанию менялся от 45 до 55°, а максимальный эксцентриситет от 3,5 до 3 м. Рассматривался режим балансировки с нулевым углом атаки относительно оси переднего конуса и нулевым местным углом атаки на наветренной образующей заднего конуса.

При оптимизации применялась программа случайного поиска с использованием внутреннего штрафа, имеющаяся в госфонде алгоритмов и программ (см. [1]), а также программа поиска, использующая случайную выборку с обучением, рассмотренная в предыдущей главе книги.

На рис. 3.7 показано изменение по мере движения в атмосфере вблизи нижней границы коридора входа суммарной перегрузки n , высоты H и скорости V полета, тепловых потоков q_k , q_r в критической точке аппарата найденной формы, а также относительной массы уносимого теплозащитного покрытия.

На рис. 3.8 показано распределение по времени расхода массы теплозащитного покрытия в нескольких характерных точках поверхности, а также изменение массы, уносимого в критической точке аппарата оптимальной формы. На этом же рисунке показано положение точек на поверхности аппарата. Результаты расчетов соответствуют движению по нижней границе коридора входа.

Во втором из рассмотренных примеров оптимизации формы СА речь пойдет об автоматическом аппарате, входящем в атмосферу Юпитера и доставляющем планетный зонд на определенную глубину под облачный слой планеты. Аппарат подлетает к атмосфере

планеты со скоростью, превышающей вторую космическую, т. е. со скоростью относительно атмосферы 60 км/с. Вход в атмосферу может быть организован в экваториальной зоне в восточном направлении, т. е. по вращению планеты, результатом чего является снижение скорости движения относительно атмосферы на ≈ 10 км/с. В процессе спуска аппарат тормозится в атмосфере и

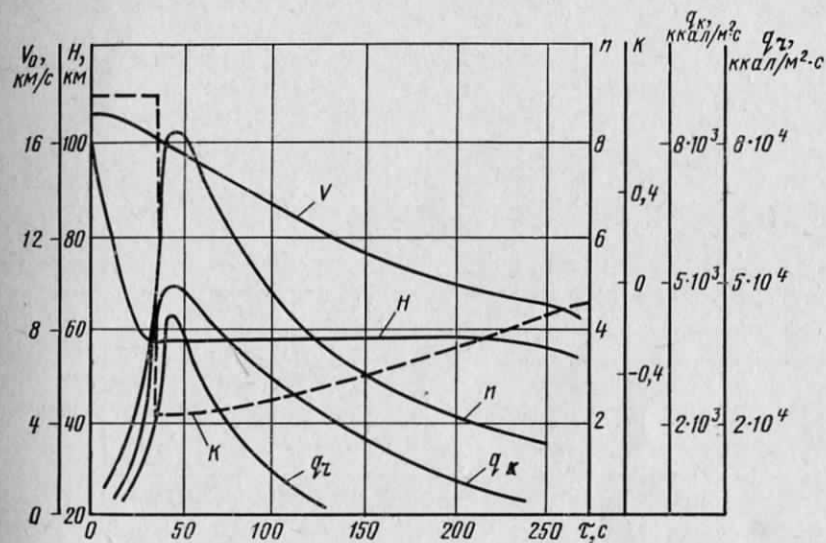


Рис. 3.7. Параметры траектории спуска в атмосфере Земли при входе с гиперболическими скоростями

гасит скорость до величины, приемлемой для отделения контейнера с научной аппаратурой.

Для автоматического зондирования атмосферы столь удаленной планеты предпочтение должно быть отдано простым техническим решениям, поэтому можно предположить, что, так же как и для первых марсианских и венерианских посадочных аппаратов, в данном случае спуск будет неуправляемым и спускаемый аппарат будет баллистического типа.

В процессе спуска торможение осуществляется аэродинамическими силами, причем максимальные ускорения весьма значительны (до 2000—3000 м/с²), что определяет важность вопросов расчета на прочность конструкции всего корпуса и особенно лобового щита, оболочка которого работает на устойчивость от давления, определяющего распределение аэродинамических сил по поверхности щита. Величина этого давления может превышать 10 кгс/см². Режим движения в атмосфере скоротечен, параметры траектории меняются с большим градиентом, процессы обтекания и теплообмена нестационарны.

Большая скорость полета и интенсивное торможение определяют мощное ударное тепловое воздействие. Пиковые тепловые потоки на лобовом щите весьма значительны по величине, причем радиационные потоки довлеют над конвективными, превышая их в 3—4 раза и достигая 10^5 ккал/м²·с.

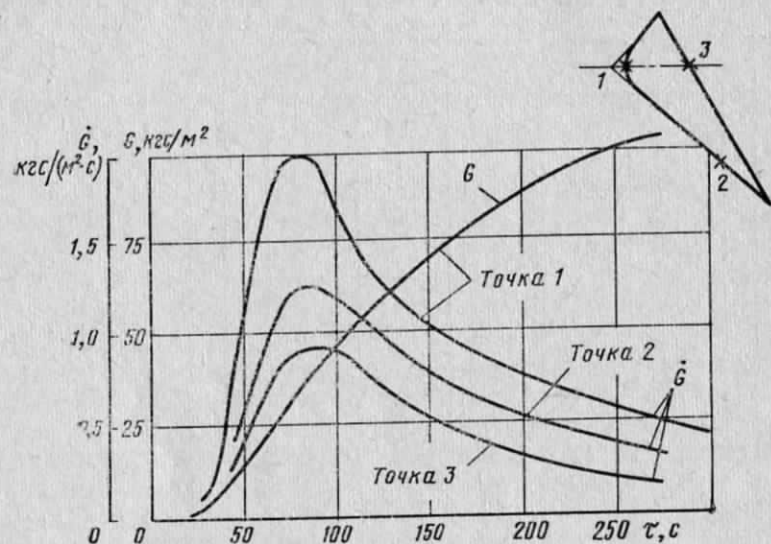


Рис. 3.8. Изменение по времени веса G и весового расхода $\dot{G}$ уносимого теплозащитного покрытия в различных точках лобового щита спускаемого аппарата при входе в атмосферу Земли по нижней границе коридора входа

Работа теплозащиты сопровождается значительным уносом массы покрытия, поэтому в пристеночной области за ударным слоем образуется подушка пиролизного газа, состоящего в основном из продуктов разрушения теплозащиты. Указанное явление самопроизвольного вдува массы в пограничный слой определяет мощную обратную связь в механизме разрушения наружного слоя теплозащитного покрытия. Происходит это, во-первых, потому, что слой пиролизного газа, более холодного, чем газ за ударным слоем, уменьшает передачу тепла конвективным способом при расходах массы покрытия, сопоставимых с расходом газа в набегающем потоке. Во-вторых, и это самое главное, слой продуктов разрушения теплозащиты поглощает в соответствии со своим интегральным спектром поглощения часть энергии излучения, высвечиваемой ударным слоем, и к наружному фронту разрушения покрытия поступает ослабленный тепловой поток.

В соответствии с общей стратегией проектного поиска и методологией проектного исследования для аппаратов такого типа поиск формы опирается на результаты проектно-баллистического анализа условий спуска. Известно, что кривая перегрузки на тра-

ектории спуска имеет один максимум и характерный вид, описанный зависимостями, приведенными ранее в этом разделе. Верхняя граница коридора входа определяется захватом аппарата атмосферой, и по ряду данных полет по траектории с максимальной перегрузкой 100—150 ед гарантирует захват. Угол входа в атмосферу на траектории захвата зависит от баллистического параметра аппарата, т. е. от его геометрических характеристик. Точно так же траектория полета со входом по нижней границе коридора входа соответствует полету с максимальной перегрузкой порядка 200—300 ед и положение этой траектории определяется также соотношением массы и тормозных характеристик аппарата. Для расчета режимов движения по предельным траекториям могут быть использованы приближенные зависимости.

Критерием качества при поиске является вес систем, обеспечивающих спуск, т. е. в данном случае конструкции и теплозащиты. Ограничениями являются минимальный объем аппарата, максимальные удельные тепловые потоки, минимальная глубина погружения в атмосферу планеты и время полета в атмосфере. Для некоторых простых форм, например, для сферично-конической формы, рассмотренной ниже, ограничение по объему учитывается непосредственно при назначении величины одного из параметров, т. е. ограничение второго рода переводится в ограничение первого рода. Исходными данными считаем скорость и предельный угол входа в атмосферу, размер коридора входа и данные о физических свойствах теплозащитных материалов и коэффициенты, определяющие плотность компоновки в отсеках. Суммарный вес аппарата считается неизменным, поэтому исходная величина нагрузки на мидель перед входом в атмосферу определяется сразу без итераций, а значение баллистического параметра для аппаратов различных форм зависит только от геометрических параметров этих форм.

Рассмотрим в этом примере случай, когда рациональная форма аппарата определяется в классе простых конфигураций без дополнительных стабилизирующих юбок и щитков. Будем искать оптимальную форму среди тел, состоящих из затупленного конуса, боковая поверхность которого используется в качестве лобового щита, и полусферы, поверхность которой является обтекателем в донной области. Предполагается, что приборы и оборудование размещаются по возможности в объеме переднего конуса и плотность компоновки его весьма высока, поскольку теплозащита лобового щита существенно больше теплозащиты донной полусферы.

Если при заданных плотностях компоновки обоих объемов центра тяжести лежит сзади предельно переднего положения центра давления, то в вес средств спуска добавляется необходимый для смещения центра тяжести вперед балансированный груз, размещенный в носовой части аппарата и определяемый из условия запаса по центровке. Поскольку эта часть наиболее теплонапряженная, то материалом для такого груза может быть теплозащита, излишек которой наносится в критической точке лобового щита. Предель-

но переднее положение центра давления $C_{d\min}$ определяется исходя из обтекания во всем возможном диапазоне углов атаки от 0 до 180°. Для гиперзвукового обтекания форм рассматриваемого типа достаточно рассмотреть два предельных угла атаки: один, близкий к нулю, и другой — угол атаки, соответствующий обтеканию со стороны донной полусферы. В первом случае центр давления определяется для изолированного затупленного конуса, а во втором — для сферы.

Основные допущения, принимаемые в поисковой задаче и расчетной модели для определения характеристик, те же, что и в предыдущем примере, за исключением того, что рассматривается аппарат баллистического спуска. Стабилизация и выход на расчетный угол атаки при неориентированном входе в атмосферу возлагается на пассивные средства, использующие аэродинамические силы. Поэтому важным отличием этого типа аппарата является обеспечение упомянутого ранее требования $C_{d\min}$ за счет соответствующей центровки аппарата.

Плотность компоновки в отсеках спускаемого аппарата, задаваемая заранее для оценки потребной центровки, в значительной степени влияет на величину балансировочного груза.

В поиске решается упомянутая ранее минимаксная задача. Ее решение упрощается, поскольку расчетными для ряда систем являются предельные режимы полета.

Расчетными случаями для оценки максимального суммарного веса аппарата заданной конфигурации являются:

1. Для теплозащиты лобового щита: движение при входе в атмосферу по нижней границе коридора входа. Наибольший вес соответствует холодной модели атмосферы планеты.

2. Для теплозащиты донного обтекателя: движение вблизи верхней границы коридора входа и при использовании в расчетах горячей модели атмосферы.

3. Для оболочки лобового щита: движение по предельно глубокой траектории с максимальными скоростными напорами.

В расчетах максимального давления на оболочку обычно исходят из условия, что аппарат может иметь раскачку относительно угла атаки.

Варьируемые при поиске параметры для такой формы следующие:

1. Радиус затупления переднего конуса лобового щита R_3 .
2. Угол полураствора конуса θ_K .
3. Относительный диаметр аппарата $\bar{D}$. Последний параметр представляет собой отношение диаметра аппарата для рассматриваемой формы к минимально возможному диаметру, соответствующему конфигурации потребного объема. Если угол полураствора конуса и радиус затупления не меняются, то при $\bar{D} > 1$ объем аппарата, а следовательно, поверхность будут больше, и увеличится вес конструкции и теплозащиты. Однако при этом улучшаются объемно-центровочные характеристики и уменьшается вес дополнительной теплозащиты, используемой для балансировки.

При оптимизации формы аппарата ищется компромисс между весом теплозащиты, несущей оболочки корпуса и балансировочного груза.

Достоверность результатов поиска зависит от того, насколько полно учтены в весовой модели аппарата все указанные составляющие веса. Только при комплексном подходе с учетом влияния геометрии на объем аппарата и вес балансировочного груза, а также на баллистический параметр, а его, в свою очередь, на вес оболочки корпуса и теплозащиты можно объективно оценить влияние каждого параметра на вес аппарата в целом.

Действительно, с изменением геометрии аппарата противостоят различные составляющие веса и, в частности, при чрезмерном заострении носового конуса увеличивается вес балансировочного груза, возрастает суммарная поверхность аппарата, но уменьшается вес квадратного метра несущей оболочки; уменьшается отношение тепловых потоков на конической поверхности лобового щита к потокам в критической точке, но увеличиваются тепловые потоки в критической точке, поскольку возрастает удельная нагрузка на несущую поверхность и теплонапряженность траектории спуска, так как аппарат движется в более плотных слоях атмосферы.

Основные алгоритмы в сводной программе расчета характеристик аппарата располагаются в том же порядке и имеют тот же смысл, что и в предыдущем примере.

Однако сами расчетные процедуры одного назначения существенно отличаются для аппаратов различных типов, и это отличие особенно видно на примере блоков формирования конфигурации и расчета характеристик траектории спуска.

Анализ сводной расчетной модели и пробные расчеты позволяют сделать вывод, что остроконечные конуса неприемлемы для аппаратов рассматриваемого типа.

Результатом оптимизации для рассмотренного класса форм и при изложенных допущениях и ограничениях являлось выявление умеренно-заостренной формы с углом полураствора конуса $\sim 50^\circ$, радиусом затупления 0,2 м и параметром $\bar{D}$, равным 1,1. При оптимизации можно рекомендовать случайный поиск. При таком количестве параметров наглядным является процесс поиска с последовательным покоординатным перебором и с просмотром всего диапазона параметров. Выход на оптимальную форму может быть организован как от острых конических тел, так и от затупленных форм с большими углами раствора переднего конуса.

На рис. 3.9 показано, как меняются по наиболее глубокой траектории спуска для оптимальной формы перегрузки n , скорость полета V , тепловые потоки q_K , q_r и вес $G_{ун}$ уносимого покрытия в критической точке (сплошные кривые) и на краю конической образующей (пунктирные кривые).

В более сложной задаче, при поиске в широком классе аэродинамических форм можно учитывать изломы образующей конуса лобового щита, наличие стабилизирующих юбок и щитков и объ-

емно-компоновочные характеристики аппарата. Постановка такой поисковой задачи, пример ее решения, очевидно, выходит за рамки данной книги.

Перейдем к решению комплексной задачи поиска оптимальных параметров режима движения СА и структуры средств спуска и посадки.

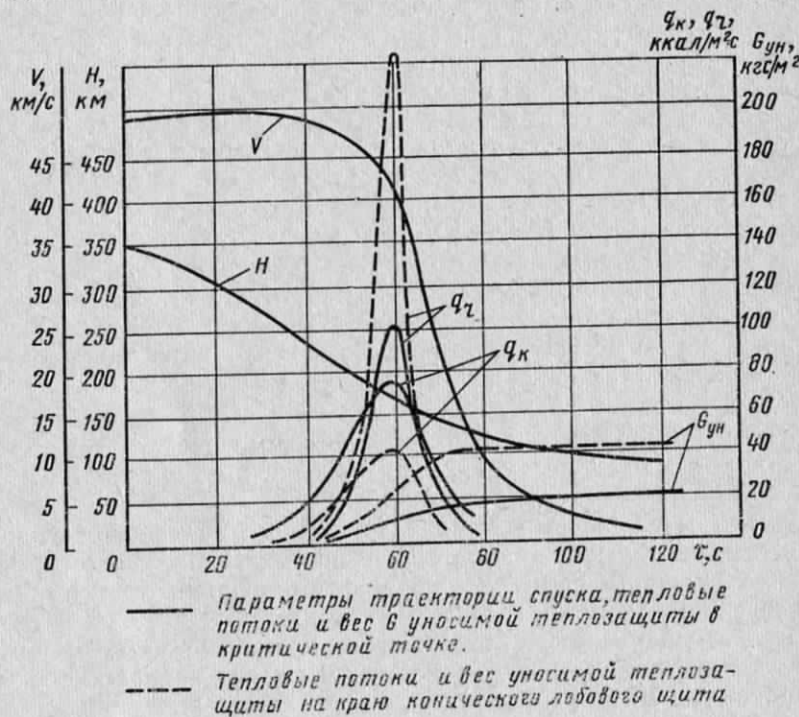


Рис. 3.9. Характеристики режима движения в атмосфере Юпитера

Оценка всех весовых характеристик летательного аппарата и выбор проектных параметров возможен только при комплексном подходе к анализу процесса функционирования и структуры, с применением детальной расчетной модели, учитывающей все проектные дисциплины. Такая модель требуется уже не столько для широкого поиска оптимальных вариантов, сколько для расчетов на этапе, предшествующем окончательному выбору технических решений. На этом этапе необходимо проанализировать все связи между системами аппарата, оценить возможность разброса их значений и определить достоверность проектных оценок для различных вариантов аппаратов. На этапе детального анализа характеристик спускаемого аппарата известны, как правило, из предварительных поисковых расчетов семейства рациональных траекторий движения при оптимальном управлении и выбран основной тип формы для дальнейшего исследования. В проектном исследовании наступает

момент, когда приходится, решая комплексную задачу, учитывать все связи между проектными параметрами, описывающими режим движения, форму и структуру аппарата. Зона поиска сузилась, но усложнились проектные модели и возросло количество учитываемых проектных ограничений и критериев. Еще не наступил период окончательного выбора всех характеристик аппарата с привлечением количественных и качественных требований, однако приходится уже учитывать наряду с весовыми показателями другие критерии, часто противоречащие основному.

Для спускаемого аппарата помимо весового критерия, свидетельствующего о совершенстве конструкции, существует еще целевой критерий, определяемый, как правило, режимом полета. Обычно улучшение этого целевого критерия, т. е. выбор наивыгоднейшей для достижения задачи траектории полета, ухудшает весовые показатели или другие критерии, свидетельствующие о совершенстве конструкции. Целевым критерием может быть величина бокового маневра или дальность спуска при возвращении с околоземной орбиты, величина интегрального перегрузочного воздействия при спуске с межпланетных трасс, скорость полета при приближении к поверхности планеты с разреженной атмосферой, например, в марсианских условиях, время полета и глубина проникновения в плотную атмосферу планет, например, Венеры или Юпитера. Компромисс между двумя критериями зачастую и определяет выбор рациональных параметров.

Для этого выбора необходимо получить информацию о наилучших решениях по одному критерию при ряде предельных значений другого критерия, т. е. граничное множество оптимальных решений (см. гл. 4). Каждая точка граничного множества есть результат оптимизации при определенных исходных данных и ограничениях. Математическая модель режима движения, конфигурации и структуры должна быть комплексной и подробной, чтобы выявить все противоречивые связи между параметрами аппарата. Для спускаемого аппарата в задачах такого рода все варьируемые параметры можно разделить условно на группы, по-разному влияющие на конструктивный и целевой критерий. Эти группы следующие:

1. Группа траекторных параметров, или параметров управления. К ним относятся характеристики, описывающие моменты переключений эффективного качества или моменты переключения с одного программного перегрузочного режима на другой.

2. Группа параметров, описывающих условия полета. В их числе скорость и угол входа в атмосферу, конечная высота полета, балансирующий угол атаки, начальный угол крена, эффективность управляющих воздействий, пороговые значения ускорений, с которых начинается управление.

Параметры первых двух групп определяют целевой критерий, а также влияют на величину критерия, определяющего совершенство конструкции.

3. Группа геометрических параметров, описывающих конфигу-

рацию и размеры аппарата и аэродинамических тормозных устройств, используемых на различных этапах полета.

4. Группа компоновочно-конструктивных параметров. В их числе: толщины слоев теплозащиты в различных зонах поверхности, координаты и размеры сечений оболочек корпуса, координаты раскрываемых механизмов и устройств, параметры опорной кинематики посадочных систем, координаты балансирующего груза, число агрегатов специального назначения (двигателей, баков, электро-энергетических установок).

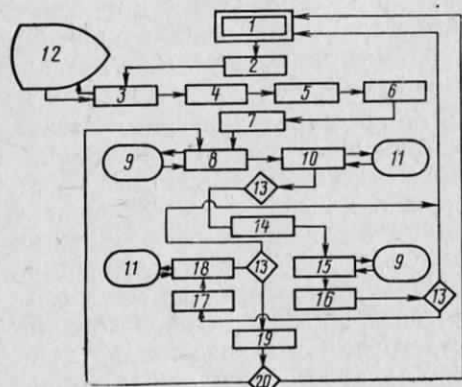


Рис. 3. 10. Блок-схема алгоритма сводного расчета характеристик спускаемого аппарата:

1 — оперативно-поисковый блок; 2 — управляющий блок; 3 — процедура формирования конфигурации; 4 — блок генерации расчетной схемы; 5 — блок формирования исходных данных; 6 — процедура формирования состава и структуры аппарата; 7 — блок проектной оценки характеристик аппарата; 8 — блок расчета аэродинамических характеристик; 9 — вызов блока расчета режима движения и теплообмена; 10 — вызов блока интегрирования уравнений движения; 11 — вызов блока отображения графической информации; 12 — подблок проверки ограничений; 13 — блок расчета веса несущей оболочки; 14 — блок расчета веса уносимой теплозащиты; 15 — блок расчета веса теплозащиты; 16 — блок расчета веса конструкции; 17 — блок расчета веса бортовых систем; 18 — блок расчета веса двигателя; 19 — блок сводного расчета характеристик аппарата; 20 — подблок проверки точности проектного расчета

ванные модули, обеспечивающие расчеты по основным проектным дисциплинам, т. е. по аэродинамике, баллистике, динамике полета и посадке, внешнему и внутреннему теплообмену и прочности. Такая модель должна быть построена по принципам, изложенным в предыдущем разделе.

На рис. 3. 10 показана типовая укрупненная блок-схема алгоритма для расчета основных характеристик спускаемого аппарата. Все специализированные модули, используемые для расчетов по различным проектным дисциплинам, вызываются в определенном порядке, поскольку они связаны единой целью входных исходных данных и выходных результатов. Сводная управляющая

процедура имеет командно-логический блок, который, получая от поискового блока информацию о проектных параметрах аппарата и исходных данных, формирует условия, необходимые для расчета характеристик аппарата, подлежащего рассмотрению. После того как с помощью соответствующих процедур сформированы исходные данные, выбрана расчетная схема, определен порядок построения отдельных модулей из специализированных блоков, сформирована конфигурация и структура аппарата, а также проведена оценка характеристик в первом приближении, можно переходить к расчету траектории движения. Перед этим необходимо проверить, насколько сформированный облик аппарата отвечает принятым геометрическим и объемным ограничениям, и с помощью специализированного расчета определить аэродинамические характеристики самого аппарата, а также всех устройств, предназначенных для аэродинамического торможения. Для расчета несущих форм и тормозных характеристик сложных форм может быть использован блок численного интегрирования по поверхности давления и трения.

Знание аэродинамических характеристик аппарата дает право оценить баллистические данные и ограничения, определяющие режим движения.

Сначала рассчитываются траектория аппарата и характеристики, определяющие внешний теплообмен, затем по данным траектории спуска находятся нагрузки на аппарат и ведется поочередный расчет теплозащиты. В расчете веса конструкции для ряда расчетных случаев, в том числе для случая движения по штатной траектории спуска, определяются нагрузки и по серии поочередных расчетов на прочность оценивается минимально возможный вес оболочки и силовых элементов.

Сходным образом проектная оценка минимального веса теплозащиты производится путем серии поочередных расчетов. После проверки ограничений на допустимые температуры в конструкции определяется вес теплозащиты, конструкции и бортовых систем, что дает возможность оценить сухой и посадочный вес аппарата, необходимый для расчета двигателей предпосадочного торможения и участка посадки. Обеспечение потребной точности по весу посадочных систем достигается за счет итераций. При расчете веса аппарата суммируются веса конструкции (оболочки, силового набора и элементов крепления), теплозащиты с теплоизоляцией (уносимой и прогреваемой компоненты на лобовом щите и в донной области), системы управления спуском и посадкой, включая исполнительные органы с запасом рабочего тела, двигательных установок с запасом топлива и посадочных средств.

Алгоритм сводного весового расчета меняется в зависимости от типа аппарата, так как для СА различного назначения по-разному определяются все перечисленные составляющие веса, по-разному организованы итерации для уточнения расчетов. В некоторых случаях вес конструкции и теплозащиты может определяться совместно, если используется процедура интегрирования распределе-

ния по поверхности толщин «пакета» конструкции и теплозащиты. Если имеется достоверная надежность-весовая модель, то производится оценка вероятности успешного выполнения операций, связанных со спуском и посадкой, и расчет суммарного веса аппарата в момент входа в атмосферу. Поскольку условия входа определяют этот вес, то в ряде случаев оценивается вес ракетного блока под торможения, чтобы найти общие весовые затраты, связанные с возвращением на Землю или с высадкой на планету. Принципы организации расчета характеристик СА по такой сводной программе рассмотрены в предыдущем параграфе. По описанной схеме могут быть организованы расчетные процедуры при исследовании режима движения совместно с геометрическими и весо-энергетическими параметрами аппарата, совершающего посадку на планету, например, на Марс.

Такой аппарат, доставляющий с подлетной траектории или с околопланетной орбиты на поверхность планеты исследовательский комплекс, должен иметь широкий набор средств для осуществления операций по спуску и посадке: аэродинамическое тормозное устройство, в качестве которого используется развитый лобовой щит, двигатели, обеспечивающие предпосадочное торможение, и специальные опорные органы, обеспечивающие посадку. В связи с разреженностью атмосферы планеты оптимальные геометрические и весо-энергетические параметры аппарата определяются компромиссом между аэродинамическими устройствами, определяющими массу конструкции с теплозащитой, и двигательной установкой с запасом топлива на предпосадочное торможение.

Для аппарата с симметричным коническим затупленным лобовым щитом с углом полураствора конуса 70° , сбалансированного на угле атаки, соответствующем аэродинамическому качеству 0,4, с топливом для предпосадочного торможения и посадки, использующим четырехокись азота (окислитель) и диметилгидразин (горючее), весовые показатели распределяются в зависимости от размеров аппарата и удельной нагрузки на несущую поверхность, так как показано на рис. 3. 11.

Управляемая траектория спуска строится по принципу, рассмотренному ранее в данном разделе на примерах решения проектно-баллистических задач. В соответствии с положениями общей методологии проектного поиска для спускаемых аппаратов, упомянутыми в начале раздела, результаты проектно-баллистического этапа поиска позволяют сузить область изменения баллистических характеристик и параметров, определяющих управление на спуске. Исследованию подлежат траектории затянутого типа с пологим подлетом к поверхности планеты. Помимо параметров, описывающих траекторию спуска, геометрию аэродинамических тормозных устройств и размеры элементов конструкции, варьируются постоянный по траектории спуска угол атаки аппарата, угол и скорость входа в атмосферу (характеристическая скорость и момент включения двигателя для схода с орбиты), высота включения двигателя предпосадочного торможения, время предпосадочного маневра,

число камер двигателя предпосадочного торможения, номинальный уровень тяги однокамерного двигателя и давление в камерах. Функциональные ограничения определяют наименьшую нагрузку на несущую поверхность, максимальный по абсолютной величине угол наклона траектории в начале активного предпосадочного участка, минимальную тяговооруженность посадочного двигателя и максимальную размерность его камер.

В задаче имеется ряд начальных условий, влияющих на оптимальные решения: предельный диаметр аппарата без дополнительных тормозных устройств, размеры и вес полезной нагрузки, десантируемой на планету, типы топлива для посадочного двигателя. Результаты оптимизации для одного из применяемых поисковых блоков (случайный поиск с внутренним штрафом) показаны на рис. 3.12, где видно изменение критерия (в относительных единицах) и проектных параметров в ходе поиска, т. е. в зависимости от числа удачных попыток $n_{уд}$.

Решение такой комплексной задачи позволяет уловить связи, лежащие на стыке между отдельными проектными дисциплинами, например, определить оптимальную тяговооруженность посадочного двигателя, учитывая не только гравитационные потери при активном предпосадочном торможении и прирост веса двигателя из-за изменения его размерности, но также изменение граничных условий для посадочного участка. Эти условия связывают между собой участки аэродинамического и активного торможения общими параметрами, выходными для первого участка и входными для второго. Ими являются угол наклона траектории и скорость полета, определяющие характеристическую скорость ДУ посадки.

У лунных посадочных аппаратов при изменении высоты включения противоборствуют вес двигателя и гравитационные потери. У марсианских СА аппарат активно тормозится в атмосфере, а с изменением высоты полета меняются начальные условия для посадки и их изменение соизмеримо с гравитационными потерями. Именно поэтому оптимальная тяговооруженность посадочного двигателя марсианского аппарата весьма велика (до 1,5—2 ед для некоторых типов аппаратов). Рис. 3. 13 позволяет оценить, как в зависимости от тяговооруженности посадочного двигателя изменяются для одного из наборов значений проектных параметров скорость полета в момент начала работы двигателя предпосадочного торможения, а также относительный вес топлива на торможение

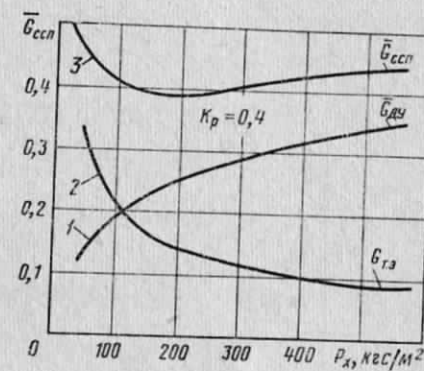


Рис. 3. 11. Относительный вес $\bar{G}$ средств спуска и посадки марсианского планетного комплекса:

1 — относительный вес двигательной установки; 2 — относительный вес тормозного экрана; 3 — относительный вес средств торможения

и посадку и двигательной установки в целом с запасом топлива. Основываясь на опыте математического моделирования режима движения, конфигурации и структуры спускаемых аппаратов в задачах численной оптимизации, можно сформулировать следующие общие рекомендации по построению алгоритмов детального сводного расчета характеристик спускаемого аппарата.

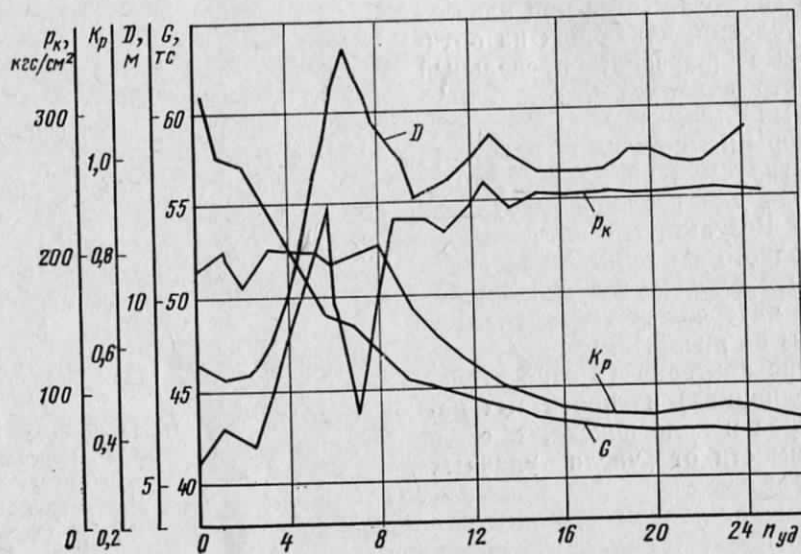


Рис. 3.12. Изменение характеристик спускаемого аппарата в процессе поиска по мере увеличения количества удачных попыток:

G —суммарный вес планетного комплекса перед входом в атмосферу; D —диаметр лобового щита аэродинамического тормозного устройства; K_p —располагаемое аэродинамическое качество на расчетном угле атаки; p_k —давление в камерах двигателя предпосадочного торможения

1. Построение расчетной схемы для определения веса аппарата базируется на методе последовательных приближений, поэтому для сокращения числа итераций должны быть предусмотрены проектные оценки по приближенным зависимостям.

2. Поскольку алгоритм детального расчета характеристик используется не только при оптимизации, но и для определения достоверности проектных оценок при неопределенности в исходных данных и расчетных моделях, то должны быть предусмотрены в расчетных блоках соответствующие процедуры, операторы и переменные, позволяющие моделировать разброс проектных характеристик аппарата.

3. Каждая расчетная процедура должна разрабатываться с учетом требований проектного поиска, т. е. необходимо в первую очередь экономить машинное время.

С увеличением точности расчетов характеристик аппарата ра-

стут затраты машинного времени. Градиент этого роста не постоянен, и по мере усложнения расчетных процедур наступает этап, когда дальнейшее уточнение модели обходится неоправданными затратами времени, не пригодными для этапа широкого поиска. Расчетные процедуры, обеспечивающие детальное моделирование поля течений в пограничном слое или эволюции аппарата в пространст-

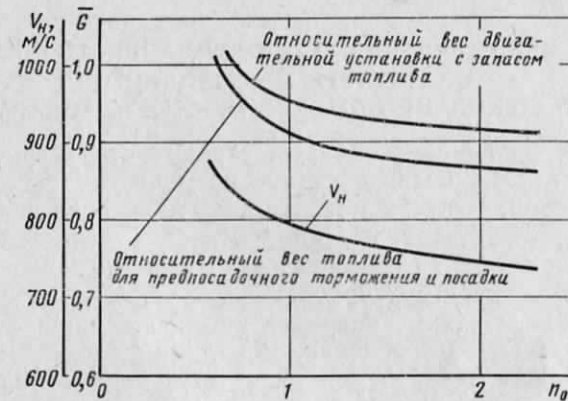


Рис. 3.13. Изменение характеристик посадочного аппарата с ростом тяговооруженности двигателя предпосадочного торможения

Весовые характеристики отнесены к весу полезной нагрузки

венном движении вокруг центра масс с учетом жесткости конструкции, находят применение при одиночных поверочных расчетах, поскольку требуют затрат машинного времени, измеряемых десятками минут.

Большинство характеристик, получаемых с применением детальных моделей, интересует специалистов по отдельным дисциплинам; разработчика аппарата, завязывающего объект в целом и оперирующего понятиями на верхнем иерархическом уровне системного анализа, интересуют только те характеристики, которые определяют критерии высшего ранга, позволяющие осуществлять широкий поиск проектных решений. Например, для получения всех аэродинамических характеристик, необходимых проектанту для сводного весового расчета, достаточно знать распределение коэффициентов давления и трения по поверхности аппарата, или для расчета веса теплозащиты достаточно оценить зависимость тепловых потоков от времени полета.

Авторам представляется идеализированной весьма распространенная точка зрения о создании неизменного расчетного базиса в виде набора специализированных детальных и трудоемких программ, пригодных якобы для любых операций в системе машинного проектирования и используемых в качестве универсального средства моделирования структуры и режимов обтекания и теплообмена на любом этапе проектирования. Расчетные алгоритмы та-

кого типа могут найти применение в поверочных расчетах при детальном исследовании газодинамических процессов или в задачах динамики движения аппарата. Проектант, завязывающий схему всего изделия, всегда отдаст предпочтение быстродействующим программам, позволяющим осуществлять широкий поиск с оценкой только тех характеристик, которые необходимы для синтеза конфигурации и структуры аппарата.

3.3. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО СОСТАВА И СТРУКТУРЫ ОРБИТАЛЬНОГО ИЛИ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В данном разделе рассмотрены задачи структурного построения и поиска оптимального состава космических аппаратов, работающих на орбитах вне атмосферы. Из дальнейшего будет следовать, что такие летательные аппараты, в отличие от объектов, совершающих полет в атмосфере, имеют свою специфику построения конфигурации и структуры.

Выбор облика таких аппаратов не определяется связями между формой, режимами движения, обтекания и теплообмена. Нахождение рациональных значений проектных параметров связано не столько с анализом связей между траекторией и структурой, сколько с проблемой соединения различных бортовых систем в единую структуру. Образно говоря, космический аппарат для орбитальных полетов — это контейнер, выведенный на околопланетную или межпланетную траекторию и заполненный агрегатами и приборами бортовых систем. Назначение этих систем различно, однако исполнение своих функций каждой системой обеспечивает работу других систем и выполнение тем самым программы полета.

Среди этих бортовых систем имеются такие, чьи функции являются первичными, т. е. теми, для которых запускается аппарат. Это системы наблюдения, измерения, системы навигации и радиосистемы.

Характеристики систем этой группы (назовем ее группой полезной нагрузки) определяются независимо друг от друга и формируются программой полета. У пилотируемых КА часть функций систем этой группы выполняет экипаж. Наличие его на борту влияет на построение расчетной модели функционирования бортовых систем и определяет характеристики ряда обслуживающих систем. С одной стороны, человек на борту требует для своего существования специальных средств в виде агрегатов, обеспечивающих жизнеобеспечение и терморегулирование, а с другой — выполняет специфические функции, связанные с управлением, контролем, профилактическим и ремонтным обслуживанием бортовых систем.

Обслуживающие системы представляют собой вторую, более многочисленную группу зависимых систем или средств обеспечения. Перечислим основные обслуживающие системы. Это системы управления, жизнеобеспечения, включая системы регенерации атмосферы, кислородного питания, обеспечения водой и пищей, систе-

мы терморегулирования и энергопитания, конструкция и оборудование, система исполнительных органов для ориентации и двигательные установки с запасом топлива.

Исходные данные для расчета определяют основные характеристики полезной нагрузки аппарата. С набора этих данных начинается формирование структуры. Среди этих данных, как правило, следующие: информация об экипаже, общее время полета, типовая циклограмма работы аппарата и его основных систем с графиком тепловыделений и энергопотреблений полезной нагрузки, количество человеко-выходов из гермокабины, максимальное число операций, связанных с ориентацией и включением бортовых двигателей, набор характеристических скоростей с указанием их математических ожиданий и дисперсий по каждой из операций, связанных с включением двигателей, предельное число сеансов радиосвязи в сутки, среднее время работы агрегатов и аппаратуры в дежурном режиме и другая информация, определяемая целями и программой полета.

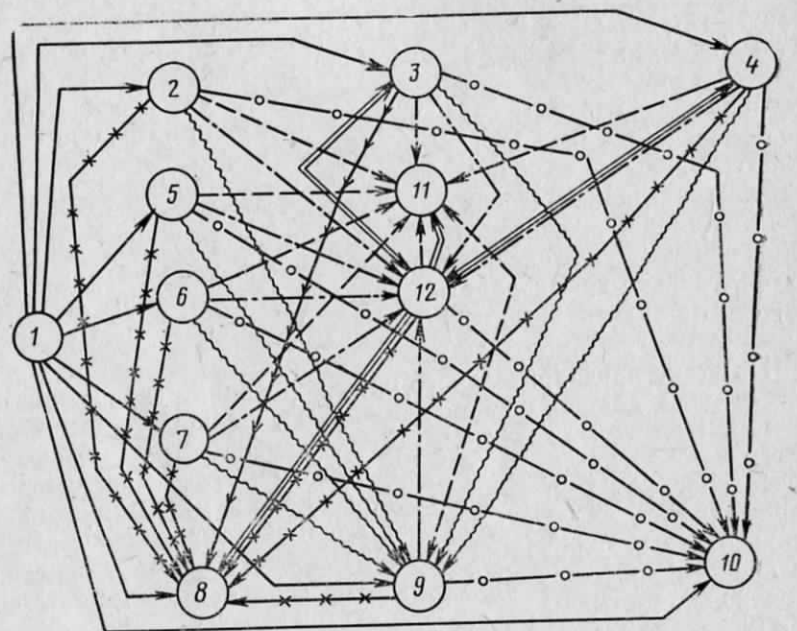
На этапе предварительного проектирования разработчик на базе исходных данных определяет наиболее выгодный состав бортовых систем. При этом, как правило, имеется набор возможных вариантов каждой из бортовых систем, т. е. известны характеристики прототипов каждого варианта или имеется метод расчета таких характеристик. Задачи внутреннего проектирования решаются специалистами — разработчиками. Параметры систем определяются при решении частных задач оптимизации отдельных агрегатов и блоков.

Проектант всего аппарата занимается вопросами внешнего проектирования, анализируя связи между системами на верхнем иерархическом уровне и сравнивая возможные варианты сочетаний систем друг с другом по ряду обобщенных критериев.

Общими критериями верхнего уровня при структурном синтезе являются весовые характеристики, надежные показатели или показатели стоимости и эффективности. Сопутствующими критериями при этом являются энергопотребление, тепловыделение, объемные и габаритные запасы рабочего тела на борту, используемые в различных системах. Эти же критерии являются сопутствующими показателями в процессе комплектации аппарата системами различного назначения. Через эти критерии осуществляется связь между вариантами; по этим критериям производится отсев вариантов, и они на определенном этапе формирования аппарата определяют весовые показатели.

В системах энергообеспечения, терморегулирования и энергопотребления могут потребляться, выделяться или поглощаться запасы воды, потребиться по-разному запасы кислорода, водорода и перекиси водорода, расходоваться запасы топлива, используемые для двигателей. При нормированных расходах запасов рабочего тела в каждой системе, когда известны номинальные значения и разброс потребных запасов, их величина может быть использована как резерв для повышения надежности.

Связь между системами удобно отображать в виде графа, каждая вершина которого отвечает специализированному расчету характеристик одной из подсистем, а ребра соответствуют связям



- Поток исходных данных о полезной нагрузке и программе полета
- Данные о тепловом режиме и тепловыделении отсеков и блоков
- Данные об энергопотреблении приборов и агрегатов
- ~~~~ Объемные и габаритные характеристики
- xx Весовые характеристики агрегатов и приборов
- o-o- Данные о весах, координатах и моментах инерции отсеков и блоков
- == Данные об общих запасах рабочего тела

Рис. 3.14. Связи бортовых систем друг с другом, определяющие обмен данными между расчетными блоками в процессе синтеза структуры:

1—полезная нагрузка; 2—система регенерации атмосферы; 3—система кислородного питания; 4—система обеспечения водой и пищей; 5—система управления движением (аппаратурная часть); 6—радиосистема; 7—автоматика управления бортовым комплексом; 8—двигательные установки с запасом топлива; 9—конструкция и оборудование герметической кабины; 10—система ориентации (исполнительная часть); 11—система терморегулирования; 12—система энергоснабжения

между расчетными блоками, причем направление стрелок показывает поток исходных данных. На рис. 3.14 приведена типовая граф-схема, отображающая связи в задаче структурного синтеза космического аппарата. Как видим, количество связей при струк-

турном синтезе КА велико и все расчеты бортовых систем завязаны в единую сеть, в основе которой лежит обмен данными и выходными характеристиками.

Последовательность комплектации аппарата системами различного назначения в общей схеме расчета структуры определяется закономерностями и порядком отображения промежуточных критериев в весовых показателях. Например, можно указать следующую типовую последовательность просмотра бортовых систем при комплектации ими аппарата:

1. Выбор варианта целевых систем, т. е. систем измерения, наблюдения, навигации, радиосистем или систем управления. Обобщается информация о надежности и весовых показателях, энергопотреблении, тепловыделении и определяются объемные характеристики по объемным нормам.

2. Расчет подсистем обеспечения жизнедеятельности. Помимо весовых и надежности характеристик, определяемых для этих подсистем и полезной нагрузки, суммируются энергопотребление, тепловыделение, запасы рабочего тела и объемы агрегатов и приборов.

3. Определение характеристик системы терморегулирования. Для расчета весовых показателей теплообменных блоков необходимо знать суммарное тепловыделение бортовой аппаратуры. Величина энергопотребления систем, объемы агрегатов и запасы рабочего тела суммируются для последующего расчета.

4. Пиковое и среднее энергопотребление всех систем является исходным для расчета системы энергопотребления на следующем этапе. Промежуточные значения запасов рабочего тела и объемы агрегатов суммируются и используются на следующем этапе.

5. Расчет веса конструкции оболочки гермоотсеков, крепежных элементов, механизмов и приборов, обеспечивающих функционирование всей бортовой аппаратуры. По величине потребного объема определяются габариты отсеков заданной конфигурации и по результатам прочностных расчетов рассчитываются весовые характеристики корпуса. Запасы рабочего тела суммируются. Определяются по координатам основных агрегатов бортовых систем моменты инерции отсеков, заполненных рассмотренными подсистемами.

6. Расчет систем ориентации аппарата. При этом используются данные о программе полета и инерционные характеристики аппарата.

7. Определение характеристик двигательных систем с запасом топлива, исходя из потребной характеристической скорости и весовых характеристик аппарата в целом.

На каждом из перечисленных этапов расчета одновременно с весовыми характеристиками могут определяться вероятности отказа основных блоков и агрегатов.

Общей особенностью расчетной схемы подобного типа является связь этапов единой цепью выходных характеристик и входных исходных данных. В итерационном цикле расчета последова-

тельно переводятся в весовые показатели все промежуточные характеристики, общие для бортовых систем. При этом переводе может оказаться, что системы, не оптимальные по весовым показателям при изолированном рассмотрении, в наборе представляют оптимальную систему за счет меньших запасов рабочего тела и с учетом весовых затрат на обеспечение энергопотребления, тепловыделения и размещения в отсеках аппарата.

Может также оказаться, что некоторые типы систем одного назначения сочетаются с системами другого назначения со значительными весовыми потерями или не могут быть совместимы совсем. Например, для систем управления на силовых гироскопах или с использованием маховиков не требуется активная система ориентации с газодинамическими исполнительными органами; форма жилых отсеков или тип радиосистем не позволяет применить радиоизотопные источники типа и электроэнергии; радиаторы системы терморегулирования не позволяют разместить солнечные батареи приемлемых размеров или остронаправленные антенны радиосистемы и т. д.

Для учета таких обстоятельств, а также для расчета соединений систем, имеющих общие запасы рабочего тела, удобно использовать матрицу признаков, свидетельствующих о совместимости систем друг с другом, и особую процедуру свертывания информации о наборе признаков. В задачах структурного синтеза приходится иметь дело с большим количеством массивов различных характеристик, описывающих один вариант или набор предпочтительных вариантов летательного аппарата.

Это, в первую очередь, вектор состояния системы, определяемый набором формальных переменных, а также совокупность сопутствующих критериев или ограничений; набор признаков совместимости и характеристики различных вариантов, сортируемые по группам в процессе работы поискового блока. Некоторые из этих величин принимают только целочисленные значения, другие могут быть отнормированы и преобразованы к целочисленному виду с заданной точностью. С целью экономии памяти ЭВМ и упрощения операций по сортировке и запоминанию вариантов структуры удобно свертывать набор однотипных характеристик в одну переменную, значение которой содержит информацию о всем наборе характеристик. Наиболее простым способом такого свертывания и развертывания является разбиение значения искомой переменной по разрядам на группы с тем, чтобы внутри каждой разрядной группы расположить отнормированное значение текущей характеристики. Например, операция свертывания очередной координаты вектора переменных на каждом этапе опроса производится по формуле

$$c_i = c_{i-1}n_p + x_i,$$

где c_i и c_{i-1} — текущее и предыдущее значение искомой сводной переменной («свертка» переменной); n_p — количество разрядов, отведенное для размещения каждой характеристики; x_i — отнормированное значение переменной.

Используя понятие «свертки» переменной, удобно формализовать признаки совместимости вариантов различных систем в модели структуры КА. Матрица признаков имеет внешний вид таблицы стратегий-целей (см. рис. 2. 1). Информация о совместимости вариантов кодируется для каждого варианта числом, представляющим собой «свертку» значений параметров, несовместных со значением данного параметра. Матрицы признаков позволяют формализовать условно-логические ограничения при поиске лучших проектных решений.

Детальный анализ весовых зависимостей для бортовых систем типовых космических аппаратов не является задачей данной книги. Описание систем терморегулирования, жизнеобеспечения и энергоснабжения для типовых КА, а также расчетные соотношения для оценки их веса приведены в соответствующей литературе. Можно лишь отметить, что в общем случае вес комплекса подсистем жизнеобеспечения (СЖО) зависит от числа членов экипажа, времени полета, объема гермоотсеков, состава и параметров атмосферы в отсеках, а также от количества человеко-выходов из герметической кабины.

Подсистемы СЖО могут быть функционально разделены по следующим направлениям: обеспечение кислородом, поглощение углекислого газа и вредных примесей, регенерация воды и обеспечение пищей. Кроме того, в состав системы входит автоматика, управляющая работой агрегатов, и кабельная сеть, обеспечивающая электросоединение приборов. Типовые формулы, описывающие при внешнем проектировании зависимость весовых показателей отдельных агрегатов и подсистем в целом, имеют вид

$$G_i = a_1 + a_2n + a_3n\tau,$$

где G_i — вес данного агрегата подсистемы; n — количество человек на борту; τ — время функционирования аппарата с экипажем на борту; a_1 , a_2 , a_3 — коэффициенты, позволяющие оценивать с определенной точностью составляющие веса агрегата.

Варианты систем управления движением могут отличаться друг от друга чувствительными элементами, обеспечивающими получение информации о положении аппарата в инерциальной системе координат. Они могут использовать астродатчики, гироскопические устройства различных типов и радиолокационные средства. Кроме того, в составе любых систем управления имеются программные устройства, вычислительные средства, а также коммутационная аппаратура и кабельная сеть.

В состав радиосредств входят передатчики, приемные устройства, антенно-фидерные устройства, а в некоторых случаях — оборудование телевизионных и телефонных каналов связи и средства пеленгации.

Система терморегулирования состоит из жидкостно-воздушных теплообменных блоков, вентиляционных агрегатов и радиаторов-излучателей. В составе этой системы могут быть активные нагревательные устройства, испарительные охлаждающие агрегаты и

жидкостно-воздушные теплообменники и управляющая аппаратура с кабельной сетью. Принципы отвода тепла могут быть различными, и это различие может служить предметом выбора системы, оптимальной в совокупности с другими бортовыми системами. Как правило, система терморегулирования обеспечивает отвод тепла из гермокабины, а внешний приток тепла экранируется теплоизоляцией, поэтому исходной информацией для расчета системы на этапе предварительного проектирования является суммарное тепловыделение полезной нагрузки и бортовых приборов.

В состав системы энергоснабжения входят источники тока, обеспечивающие постоянный уровень энергопотребления, буферные источники, набирающие мощность для обеспечения плановых расходов электроэнергии, преобразователи, коммутационные устройства и кабельная сеть. Вес коммутационных устройств пропорционален суммарному весу энергоемкого оборудования. В качестве источников тока могут применяться солнечные батареи, радионизотопные генераторы, топливные элементы, электролитические батареи, ядерные реакторы, паротурбинные установки с генераторами. Наиболее выгодный тип применяемого источника тока должен определяться только с учетом других систем и в особенности потребностей систем жизнеобеспечения, систем терморегулирования, двигателей установок и конструктивных особенностей аппарата.

Исходной информацией для расчета источника тока является средний уровень энергопотребления. Для солнечных батарей потребная площадь рабочей поверхности определяется исходя из средней производительности квадратного метра в течение всего времени полета при расчетном режиме освещенности. Вес химических батарей пропорционален емкости, потребной для обеспечения пиковых нагрузок, а вес радионизотопных источников пропорционален среднему уровню потребной мощности, без учета радиационной защиты, вес которой может меняться в зависимости от конструктивной схемы аппарата.

Вес и характеристики конструкции аппарата определяются параметрами оболочки корпуса, механизмами и агрегатами, в числе которых люки, гермоплаты, механизмы разделения и отстрела, кресла, иллюминаторы, стыковочные узлы, приборные контейнеры. Определение размеров оболочки гермокабины производится после суммирования всех потребных объемов бортовых систем, включая полезную нагрузку. В объемной формуле обитаемого аппарата необходимо учитывать помимо удельной плотности компоновки объемные нормы на пилотов и других членов экипажа.

Объемные нормы на одного члена экипажа определяются исходя из минимально допустимого объема ($\sim 2 \text{ м}^3$) и удельного объема на человека в бытовых и служебных помещениях. Величина удельного объема на человека возрастает до определенного предела с увеличением времени полета. Необходимо учитывать также, что доля объема, приходящегося на человека в служебных помещениях, с ростом числа членов экипажа падает. К величине свободного объема гермокабины, определяемой по объемным нормам,

должен быть добавлен объем переходных отсеков, шлюзовых камер и зон у постов управления.

Помимо перечисленных основных систем на борту имеется, как правило, определенное количество разнообразных автономных агрегатов и приборов, входящих в состав бортового оборудования. Это светильники, телеметрическое оборудование, кресла, командно-сигнальные устройства и т. д.

В составе оборудования пилотируемых аппаратов важное место отводится приборам контроля и управления бортовыми системами. В их числе — пульты программно-временные и коммутационные устройства, датчики и вычислительные средства. Вес коммутационных приборов зависит от суммарного веса приборов бортовых систем.

На рис. 3.15 приведены типовые граничные точки семейства оптимальных решений по весовому критерию для обитаемого блока орбитального или межпланетного космического комплекса. Решения получены методом динамического программирования. Варьируемые параметры определяют варианты систем управления, жизнеобеспечения, терморегулирования, энергоснабжения, а также варианты компоновочных схем жилых и приборных гермоотсеков. Критерием является вес орбитального жилого комплекса без учета топлива на ориентацию и коррекцию траектории. Исходные данные, вводимые в каждый новый цикл оптимизации, рождают новое оптимальное решение (на рисунке показаны звездочками). Этими исходными данными являются потребный ресурс работы и количество человек на борту обитаемого комплекса. Представлены 15 сочетаний исходных данных. Шкала критерия на графике нормирована и весовые характеристики определяются в относительных единицах, поскольку сопоставлены с самым нижним уровнем из достигнутых оптимальных решений (ресурс 10 суток, экипаж 3 человека). Точки, соответствующие оптимальным решениям для одной численности экипажа, но различного ресурсу комплекса, условно соединены линиями.

Эти линии можно считать огибающими множества возможных решений, в том смысле, что все варианты состава жилого комплекса, мыслимые в данном наборе сочетаний бортовых систем, будут иметь весовые характеристики, худшие, чем расположенные вблизи границ возможных решений, и будут лежать выше границы. Однако нельзя понимать огибающие, как место точек, каждая из которых соответствует какому-то новому наилучшему варианту структуры аппарата при некотором сочетании исходных данных.

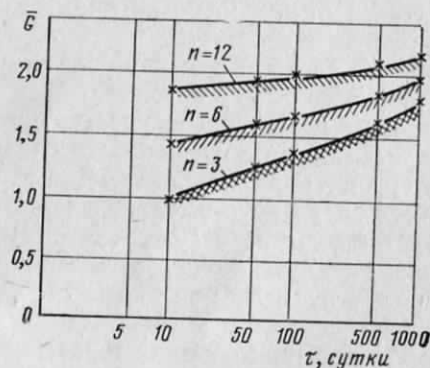


Рис. 3.15. Минимально возможные веса $\bar{G}$ обитаемого блока при различном ресурсе и количестве членов экипажа n

Поскольку исследуется дискретное множество возможных решений, то кривые на рисунке в действительности имеют прерывистый ступенчатый вид и критерий меняется скачкообразно при непрерывном изменении исходных данных. В данном случае с изменением времени полета при одной и той же численности экипажа наилучшие сочетания вариантов бортовых систем сохраняются в течение определенного отрезка времени. Например, для экипажа из трех человек в комплексе с ресурсом 30 суток оптимальной будет система, построенная в основном на запасах пищи, воды и веществ для регенерации атмосферы, использующих надперекись лития. При принятой программе энергопотребления в оптимальном варианте реализуется система, использующая солнечные батареи. Эта же система сохраняет лидирующее положение при увеличении ресурса до 50—60 суток.

По мере роста ресурса среди оптимальных или близких к ним сочетаний систем появляются подсистемы жизнеобеспечения и энергоснабжения, использующие запасы полуфабрикатов (кислород и водород). Для длительных полетов оптимальные весовые характеристики соответствуют системам, использующим замкнутые или полужамкнутые энергоемкие циклы для регенерации атмосферы и воды и культивации биомассы для питания. Соответственно возрастает вес систем энергоснабжения и появляются сложные системы с радиоизотопными или ядерными источниками энергии.

Приведенный пример иллюстрирует графически связь исходных данных и предельных решений, а вовсе не претендует на выдачу технических рекомендаций по построению структуры обитаемого космического комплекса. В каждом конкретном случае необходимо учитывать особенности данного космического аппарата, его программу полета, а также вес систем ориентации и двигательных установок.

Вес исполнительных органов системы ориентации можно определить, зная моменты инерции аппарата, программу сеансов ориентации, требуемую точность при ориентации и стабилизации аппарата.

Вес камер двигательных установок, арматуры и автоматики определяется независимо от данных бортовых систем, однако запасы рабочего тела, размеры и вес баков рассчитываются в конце процедуры структурного синтеза исходя из сухого веса всего аппарата. Данные о разбросе характеристической скорости двигателей ориентации и коррекции позволяют сопоставить запас топлива на борту и вероятность обеспечения этим топливом потребностей в энергетике аппарата.

Если известно математическое ожидание и дисперсия характеристической скорости двигательной установки, то превышение располагаемой характеристической скорости над потребной может рассматриваться как один из параметров резервирования. Значение этого параметра определяет одновременно вес топлива и вероятность сохранения запасов топлива на борту. Период активного функционирования современных и перспективных космических ле-

тательных аппаратов может измеряться годами. Несколько месяцев занимает перелет от Земли к Венере; около года преодолевают автоматические межпланетные станции расстояние от орбиты Земли до Марса; больше двух лет затратил аппарат «Пионер» на перелет к Юпитеру, годами работают спутники-ретрансляторы «Молния» и метеорологические спутники, семь месяцев продолжался полет станции «Салют-3», совмещая периоды активной эксплуатации с периодами консервации.

Для аппаратов, рассчитанных на длительный межпланетный полет или на большой ресурс работы на околоземной орбите, одной из самых важных задач проектирования является задача выбора оптимального состава, исходя из требований безотказной работы бортовых систем и при заданных ограничениях на вес. По сути дела, это задача оптимального резервирования, но в новой «космической» постановке. Важность весовых ограничений заставляет в этом случае разрабатывать детальную надежность-весовую модель, и каждый новый вариант состава аппарата рассматривается прежде всего с точки зрения двух главных противоречивых критериев: веса бортовых систем и вероятности отказа всех систем или отдельных подсистем, влияющих на выполнение программы полета.

При оптимизации надежность-весовой модели аппарата структурный синтез его должен быть поблочным, чтобы определить степень резервирования каждого блока и прибора в системах аппарата. Пути резервирования систем могут быть различными. Для приборов радиосистем, систем управления, наблюдения, измерения и отдельных агрегатов двигательных установок приемлемым является, очевидно, только горячее резервирование, поскольку безотказная работа этих систем требуется только в те короткие интервалы времени, которые обусловлены программой полета, например, во время коррекции траектории, сеансов радиосвязи с Землей, при операциях по сближению с другими объектами, при посадке на планету, во время измерения параметров движения или характеристик окружающей среды на определенных характерных участках траектории полета, при вычислениях на борту перед проведением маневра.

Системы обслуживания, агрегаты которых работают в дежурном режиме и, в первую очередь, системы жизнеобеспечения, терморегулирования, энергоснабжения, обеспечиваются холодным резервом. Для этих же систем возможно проведение экипажем ремонтно-восстановительных работ, если на борту созданы для этого соответствующие условия.

Критериями для оценки надежности длительно функционирующего космического аппарата на этапе структурного синтеза могут быть: вероятность безотказной работы всех его систем, вероятность выполнения задачи и программы полета, вероятность успешного завершения полета, вероятность благополучного исхода полета для экипажа, вероятность выполнения задания с определенными потерями. При рассмотрении этих показателей в том порядке, в кото-

ром они перечислены, уменьшается абсолютная величина оценок, возрастает сложность расчетной модели и, следовательно, достоверность полученных результатов.

Вычисление всех показателей, кроме первого, может производиться, если известен поблочный состав, структурная схема подсистем (схема соединений блоков), имеется перечень аварийных ситуаций и рассмотрены все пути возможных исходов при отказах отдельных блоков.

В основе распространенного способа оценки вероятности отказа одного элемента системы (в данном случае прибора или агрегата) лежат данные о частоте отказов или о среднем времени наработки на отказ.

Вероятность безотказной работы одного агрегата на борту летательного аппарата в течение времени τ может оцениваться по известной формуле

$$P = e^{-k_{\text{зап}} \lambda \tau},$$

где $k_{\text{зап}}$ — коэффициент, определяющий долю времени работы агрегата в дежурном режиме по отношению к общему времени полета.

В данной формуле не учитывается надежность элементов, обеспечивающих периодическое включение и выключение агрегата. Она может быть определена при малом числе включений исходя из данных о вероятности срабатывания переключателя или при большом числе включений по среднему времени наработки на отказ переключателя. При неопределенности значений частоты отказа оценка вероятности отказа системы в целом может быть произведена методом статистических испытаний [10]. Более всего известны соотношения для оценки вероятности отказа при холодном резервировании [7].

Если n одинаковых элементов находятся в резерве на случай отказа одного из них, то вероятность выхода из строя такой цепи определяется по следующей формуле, не учитывающей вероятность успешного переключения системы с аварийного на неаварийный элементы:

$$P = e^{-\lambda \tau} \left(1 + \lambda \tau + \frac{\lambda^2 \tau^2}{2!} + \dots + \frac{\lambda^n \tau^n}{n!} \right),$$

$$\text{или} \quad P = e^{-\lambda \tau} \sum_{m=0}^N \frac{(\lambda \tau)^m}{m!}.$$

Надежность при горячем резервировании в случае двух и трех различных элементов, работающих параллельно, определяется по формулам

$$P = e^{-\lambda_1 \tau} + e^{-\lambda_2 \tau} - e^{-(\lambda_1 + \lambda_2) \tau};$$

$$P = 1 - (1 - e^{-\lambda_1 \tau})(1 - e^{-\lambda_2 \tau})(1 - e^{-\lambda_3 \tau}).$$

При синтезе оптимальной структуры часто приходится иметь дело с оценкой отказа системы, в которой задействовано для одновременной работы N одинаковых элементов, имеющих надежность P_0 (двигателей, вентиляторов, теплообменников, антенно-фидерных устройств и т. д.). Отказ такой системы связывается с выходом из строя какой-то части n от общего числа работающих агрегатов. Вероятность такого события будет

$$P = \sum_{i=0}^n P_i P_0^i,$$

где P_n — вероятность аварийного отключения отказавшего агрегата; P_i — вероятность выхода из строя i агрегатов;

$$P_i = C_N^i (1 - P_0)^i P_0^{N-i},$$

где C_N^i — число сочетаний из N по i .

Когда работающий агрегат, имея интенсивность отказа λ , подстраховывается одним запасным агрегатом, находящимся в холодном резерве; причем известна интенсивность потока восстановлений ν , при этом надежность переключающих устройств считается высокой, вероятность успешной работы системы может определяться по формуле, приведенной в работе [16]:

$$P = \left(\frac{2\lambda + \nu + \sqrt{4\lambda\nu + \nu^2}}{2\sqrt{4\lambda\nu + \nu^2}} + \frac{2\lambda + \nu - \sqrt{4\lambda\nu + \nu^2}}{2\sqrt{4\lambda\nu + \nu^2}} \right) e^{-\left(\lambda + \frac{\nu}{2} + \sqrt{\lambda\nu + \frac{\nu^2}{4}}\right)\tau}$$

или по приближенной формуле

$$P \approx e^{-\frac{\lambda^2}{\nu} \tau}.$$

Быстродействующие ЭВМ могут быть эффективным инструментом для моделирования методом статистических испытаний процесса функционирования КА с учетом реальных условий полета. На базе статистических испытаний в этом случае строится детальная модель надежности, и этот метод может лежать в основе машинно-ориентированного исследования структуры длительно функционирующего летательного аппарата.

Модель процесса функционирования, в которой каждая случайная реализация этого процесса разыгрывается по времени, обладает следующими преимуществами перед аналитическими оценками вероятности отказа систем и всего аппарата:

1. Модель позволяет учесть сложную логическую схему событий, с анализом последствий отказа того или иного блока для оценки вероятности выполнения задачи летательным аппаратом.

2. Предоставляется возможность оценить ситуации, не поддающиеся прямому расчету, а именно:

— ситуации со сложной иерархией очередей на ремонт и восстановление функций, отказавших агрегатов и приборов;

— ситуации с отказами в наиболее напряженные моменты работы, при значительной нагрузке экипажа.

3. Модель позволяет воссоздать возможные картины реального полета, генерируя при этом ситуации, выход из которых целесообразно прогнозировать заранее, перед полетом.

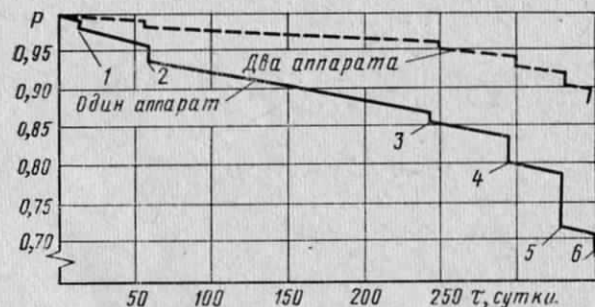


Рис. 3. 16. Типовая зависимость вероятности P успешной работы систем от времени полета t для автоматического космического аппарата, совершающего полет с целью исследования планеты:

1—момент разгона с околоземной орбиты; 2—момент первой коррекции траектории; 3—момент второй коррекции траектории; 4—момент выхода на околопланетную орбиту; 5—момент спуска зонда в атмосферу планеты; 6 — момент передачи информации на Землю

В результате такого моделирования оказывается возможной достоверная оценка вероятности выполнения задачи, вероятности успешного возвращения экипажа и других показателей эффективности. Методические положения и алгоритмы для таких вычислительных операций содержатся в работе [10].

На рис. 3. 16 приведена типовая зависимость вероятности успешной работы систем от времени полета для автоматического космического аппарата, совершающего полет с целью исследования планеты. Изломы на кривых соответствуют моменту разгона с околоземной орбиты 1, моменту первой коррекции 2, моменту второй коррекции 3, моменту выхода на околопланетную орбиту 4, моменту спуска зонда в атмосферу планеты 5 и моменту передачи информации на Землю 6.

На рис. 3. 17 для того же космического аппарата приведена зависимость противоречивых критериев: вероятности P безотказной работы систем и весового критерия $\bar{G}$. Переменные, варьируемые в этом примере, определяют набор вариантов двигательных установок, систем управления, радиосистем, энергопитания, терморегулирования и ориентации, отличающихся степенью резервирования

приборов и агрегатов. Весовой критерий взят в безразмерных единицах, представляющих собой отношение наименьшего из всех возможных значений веса (при отсутствии резервных элементов) к расчетному при данном сочетании резервных элементов в каждой подсистеме.

Область вблизи точки A практически пуста, так как аппарата с такими параметрами не существует, а ближайшие из возможных сочетаний систем в данной модели структуры аппарата имеют трехкратное резервирование всех приборов и агрегатов.

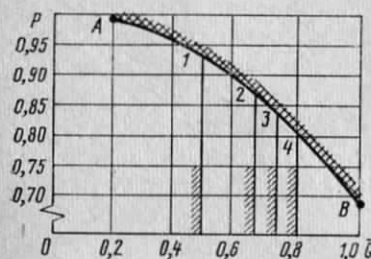


Рис. 3. 17. Предельные решения, полученные при оптимизации надежность-весовой модели космического аппарата

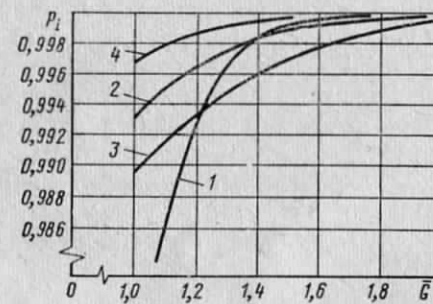


Рис. 3. 18. Зависимость веса $\bar{G}$ резервированных систем от вероятности P_i безотказной работы:

1—резерв по топливу двигательной установки; 2—агрегаты системы терморегулирования; 3—агрегаты системы энергопитания; 4—приборы системы управления

В области выше кривой AB для данной надежность-весовой модели и набора возможных вариантов систем аппарата не существует решений, и все они сгруппированы, как показано на рисунке, вблизи точки B , определяющей вариант, собранный из систем, не имеющих резервных элементов.

Если варьировать состав систем, просматривая варианты с резервированием элементов, и определять наилучший из этих вариантов, выставляя периодически весовое ограничение, то мы получим последовательный ряд точек 1, 2, 3, 4.

Каждая из этих точек по мере ужесточения весовых ограничений получается все труднее и труднее, поскольку число допустимых вариантов уменьшается по сравнению с общим количеством возможных решений. При ограничениях на вес, существенно отстоящих от минимально возможного веса аппарата, область возможных решений расширяется и возрастает число вариантов, близких к наилучшему.

По мере дальнейшего развязывания весовых ограничений трудоемкость поиска по-прежнему снижается, а интервалы между предоптимальными вариантами по величине критерия возрастают. Наконец, существует предельный вариант для данного набора соче-

таний систем и степени их резервирования, вариант с наименьшей вероятностью отказа систем, с максимальным весом и предельно возможным (в данном примере трехкратным) резервированием всех приборов и агрегатов. Для получения точек, удаленных от точки *B*, можно применить случайную выборку, что и сделано в данном примере. Точки на кривой *AB* представляют собой семейство решений при оптимальном резервировании с ограничением на вес аппарата.

Кривая *AB* имеет характерный вид не только для рассматриваемого типа космического аппарата.

Если надежность исходного варианта аппарата с большим ресурсом работы невысока и это объясняется отсутствием резервирования и большими частотами отказов приборов и агрегатов бортовых систем, то однократное резервирование отдельных систем позволит без значительных затрат веса повысить надежность аппарата.

Дальнейшее повышение степени резервирования обходится все большими затратами веса и постепенно становится неэффективным, что отражает пологий наклон кривой в области вблизи точки *A*.

Фрагменты изменения надежно-весовых характеристик с ростом степени резервирования некоторых подсистем показаны на рис. 3.18. По оси ординат отложена вероятность P_i выполнения подсистемой своих функций, а на оси абсцисс отложен безразмерный вес, т. е. отношение веса резервированной системы к весу системы без резервирования ее агрегатов. Кривая 1 характеризует резерв топлива корректирующей двигательной установки (за отсутствие резерва условно принято обеспечение запаса из расчета $+2,7\sigma$). Кривая 2 соответствует агрегатам системы терморегулирования (без радиаторов); кривая 3 — системы энергопитания (без радиоизотопного генератора); кривая 4 соответствует приборам аппаратурной части системы управления движением (без исполнительных органов системы ориентации).

В заключение следует отметить, что результаты расчетов оптимального резервирования существенно зависят от конкретных данных о частотах отказов отдельных приборов и агрегатов. Качественные рассуждения, сделанные в этом разделе, сохраняют, очевидно, силу для любой надежно-весовой модели.

Глава 4

ВОПРОСЫ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

4.1. ПРИЕМЫ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В НАЧАЛЬНОЙ ФАЗЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

На этапе выбора рациональных решений необходимо сравнивать несколько вариантов конструкции, близких к оптимальным по нескольким критериям. Как правило, определение проектных параметров летательных аппаратов связано с компромиссом между двумя или более противоречивыми требованиями. Как сказано в гл. 1, здесь противостоят критерии, определяющие совершенство конструкции и целевую задачу полета. В числе таких критериев, с одной стороны, весовые показатели, с другой — надежность характеристики или показатели, определяющие траекторию: дальность, время полета, перегрузочное воздействие и т. д.

По-видимому, не существует методов, позволяющих обоснованно и однозначно находить решение многокритериальных задач с таким же успехом, как в задачах с одним критерием и одним экстремумом. Здесь приводится один из пригодных для практики способов ориентации в тех случаях, когда необходимо учитывать несколько критериев и не известно соотношение между критериями, так как именно этот случай наиболее сложен и интересен. Всякие рассуждения о построении комплексных критериев, объединяющих разнородные и не связанные между собой показатели (вес, надежность, эффективность, энергопитание и т. д.), в большинстве случаев только уведут в сторону от существа задачи, создают дополнительные трудности на этапе выбора проектных параметров. Никакая ЭВМ не даст возможность свести несколько критериев к одному, если у разработчика нет собственных представлений о связи между критериями и степени важности их при выборе проектных решений.

Если соотношение или хотя бы относительная ценность критериев известны проектировщику, то основные трудности на пути к обоснованному выбору проектных параметров можно считать преодоленными. К сожалению, в большинстве случаев невозможно даже ранжировать критерии по степени их важности, хотя определить оптимальные решения по каждому из критериев в отдельности при замороженных остальных критериях не составляет особого труда. В соответствии с общей стратегией определения рациональных решений (см. гл. 1) перед выбором проектных параметров проводится широкий многопараметрический автомати-

зированный поиск лучших решений по каждому из критериев с применением численных методов оптимизации.

Построение зависимости критерия от ограничения определяется программой, позволяющей организовать шаговое смещение оптимума в соответствии с изменением ограничения. Возьмем в качестве функций ограничения целевые функции в многокритериальной задаче. Оптимизируя многократно одну из этих целевых функций и меняя периодически значения других целей функций, получим различные множества оптимальных решений, которые в пространстве критериев образуют гиперповерхности, каждая точка которых является наилучшим решением по принятому оптимизируемому критерию при неизменных значениях других критериев. В случае антагонистических критериев найденное таким образом семейство решений будет оптимальным по парето.

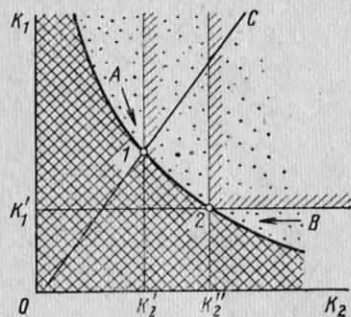


Рис. 4.1. Граничное множество оптимальных решений при минимизации антагонистических критериев

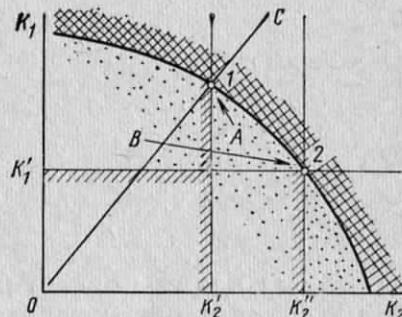


Рис. 4.2. Граничное множество оптимальных решений при максимизации антагонистических критериев

Рассмотрим, например, простой и наиболее типичный случай ориентации при выборе решения для двух антагонистических критериев. Предположим для определенности, что мы ищем решения, обеспечивающие по возможности минимальные значения двум критериям K_1 и K_2 . Например, критериями K_1 и K_2 могут быть, с одной стороны, вес конструкции и запаса топлива, с другой стороны, — величина, обратная дальности полета. В другом примере критерий K_1 может отражать весовые характеристики аэродинамических средств торможения спускаемого космического аппарата, а критерий K_2 — скорость, до которой он может затормозиться в атмосфере перед посадкой.

На рис. 4.1 видно, как выглядит такое множество допустимых решений. В заштрихованной зоне невозможно найти решений, так как все они расположены справа и сверху от кривой, являющейся границей возможных решений. Эта граница есть геометрическое место точек, каждая из которых характеризует предельное наилучшее значение критерия K_1 при ограничении на критерий K_2 . Точку 1, например, получим, двигаясь в области возможных решений слева, так как показано стрелкой А. Точно так же получим и точку 2. Решая обратную задачу, т. е. минимизируя критерий K_2 при ряде ограничений на K_1 , мы, очевидно, получим ту же огибающую. В этих циклах оптимизации мы будем двигаться, например, к точке 2 с другой стороны по направлению, определенному стрелкой В. Точки границы возможных решений или огибающей множества решений определяют граничное множество оптимальных решений. Отрезок прямой ОС от точки 1 определяет набор решений, для которых характерна одинаковая степень компромисса между критериями K_1 и K_2 . Наилучшая из возможных точек этой прямой является точка 1, где критерии достигают наименьших значений.

Тот же ход рассуждений возможен для случая поиска максимальных уровней для двух антагонистических критериев. Такая ситуация складывается при поиске оптимальных путей резервирования, если, например, критерий K_1 отражает на-

дежные характеристики аппаратуры и оборудования, а критерий K_2 — весовые данные полезной нагрузки летательного аппарата или величину, обратную его суммарному весу.

Результаты такого поиска приведены на рис. 4.2. Так же, как и раньше, выход к точке 2, например, возможен путем поиска максимума критерия K_1 при ограничении на K_2 , равному значению K_2' , или путем поиска максимума критерия K_2 при ограничении на K_1 , соответствующем величине K_1' . Возможные решения группируются в этом примере над кривой, являющейся граничным множеством оптимальных решений.

Информация от таких границ позволяет более уверенно ориентироваться при выборе рациональных решений, когда приходится учитывать несколько количественных критериев и качественных требований. Если из-за дополнительных требований проект будет вынужден отступить от строго оптимальных решений, то, имея в руках инструмент для поиска граничного множества оптимальных решений, он всегда сможет определить, ценой какого проигрыша по каждому из критериев приобретаются достоинства выбранного варианта конструкции.

Операции, связанные с поиском граничных семейств оптимальных решений, являются только подготовкой к выбору рационального решения, и методы поиска — всего лишь средство для приобретения «информации к размышлению». Цель этих методов — получить «заготовку» для инженера, использующего в дальнейшем свой опыт и интуицию для окончательного определения характеристик летательного аппарата.

В заключении этого раздела, посвященного выбору проектных характеристик, изложим некоторые соображения по поводу подготовительных поисковых операций, связанных с выбором допустимых решений. В практике проектирования летательных аппаратов сплошь и рядом встречаются задачи по определению таких значений проектных параметров, которые отнюдь не обязательно должны обеспечивать наилучшие значения каких-то показателей: веса, дальности, скорости, тяги, расхода и т. д., но должны непременно удовлетворять целому набору ограничений. Говоря о выборе с помощью ЭВМ проектных характеристик, нельзя обойти молчанием проблемы, связанные с выявлением приемлемых вариантов конструкции, которые составляют малую часть всего множества возможных проектных решений.

Условия полета, условия эксплуатации и другие регламентирующие документы, включая ТТТ на изделие, выстраивают целый частокор ограничений, определяющих рамки, в которые должны попасть характеристики летательного аппарата. Размерность этого множества приемлемых для разработки вариантов по отношению ко всему количеству сочетаний проектных параметров может быть весьма малой.

Здесь напрашиваются аналогии с поиском решений из множества предоптимальных вариантов, размерность или относительная мощность которого характеризует трудность поиска и затраты времени на сбор лучших решений (см. гл. 2).

Найти с помощью ЭВМ как можно больше допустимых решений, чтобы в дальнейшем иметь простор при выборе окончательного варианта конструкции, — задача, сходная по постановке с задачами целочисленного программирования, решаемыми при синтезе состава объекта, начиненного системами различного назначения.

Варианты конструкции, как правило, представляют собой конечное дискретное множество и отличаются друг от друга принципами конструирования или наличием других схемных решений, поэтому применение случайной выборки с просмотром всего набора подлежащих анализу вариантов и с дальнейшим сужением этой зоны позволяет построить эффективный алгоритм для выявления пригодных для дальнейшего анализа вариантов конструкции и для сортировки вариантов, устраивающих разработчиков по большинству показателей.

Критерием при такой сортировке в самом простейшем случае, когда применяется случайная выборка и отсутствует информация о степени предпочтения того или иного ограничения, может быть сумма признаков, каждый из которых определяет попадание в допустимые рамки по какому-либо ограничению. Выход за пределы ограничения штрафуетс нулевым значением признака (при максимизации такого сводного критерия) или заранее оговоренным присвоенным признаку определенного значения, большего, чем значение его при удачной по-

пытке (при минимизации сводного критерия). Наличие информации о ранжировании критериев позволяет перевести качественные критерии в количественные показатели, введя для признаков удачных попыток шкалу коэффициентов, соотносящих важность каждого ограничения в соответствии с удельным весом его в алгоритме поиска допустимых решений. Поскольку пределы по каждому ограничению в определенной мере подвижны и подвержены изменению из-за неопределенности начальных проектных концепций, то выявление набора «лишних» вариантов (близких к допустимым), но не устраивающих разработчиков по некоторым значениям показателей, снабдит проектанта новой информацией, учитываемой при выборе решения.

Все соотношения, определяющие вероятность выхода в область допустимых решений, затраты времени на поиск в этом случае те же, что и в рассмотренном ранее алгоритме, основанном на случайной выборке.

Если множество возможных вариантов не является дискретным и каждый вариант трансформируется в соседний непрерывным изменением параметров, то для поиска допустимых решений целесообразно использовать традиционные шаговые методы поиска, разработанные для задач нелинейного программирования. Превышение ограничения при этом штрафуются, а критерием при поиске может быть сочетание штрафных функций.

4.2. МЕТОДЫ СРАВНЕНИЯ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ ПРИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Занимаясь оценкой проектных характеристик летательных аппаратов, всегда следует отдавать себе отчет о том, что полученные расчетным путем значения показателей качества аппарата определены неточно. Особенно важен вопрос о достоверности и точности проектных оценок при выборе конфигурации и конструктивной схемы перспективных летательных аппаратов, создаваемых для новых, необычных условий полета. Разброс значений характеристик обычно является следствием неопределенности значений исходных данных.

Для аппаратов нового типа наиболее типичной является неопределенность значений данных из-за недостаточного знания условий полета, отсутствия полной информации о новых материалах, веществах и технологии, а также от несовершенства расчетных методов, в основе которых лежат методики, разработанные для известных ранее условий функционирования летательных аппаратов других типов.

Конструктор отдельных узлов для нового летательного аппарата, зная основные проектные параметры, выберет те расчетные случаи, которые ориентируются на наихудшие условия полета из всех возможных. Выбор таких расчетных случаев — вопрос далеко не простой, и оценка экстремальных воздействий на аппарат и его отдельные агрегаты должна производиться с применением вероятностных критериев.

Однако, что же делать проектанту, определяющему облик и основные технические характеристики предполагаемого объекта, когда колебания значений оцениваемых им характеристик зависят не только от сочетания расчетных случаев, а даже не столько от этого сочетания, сколько от значений самих проектных параметров, описывающих форму, состав, конструктивную схему и траекторию движения летательного аппарата.

На современном уровне проектирования при выборе проектных решений необходимо оценивать степень предпочтения одного варианта перед другим, используя не только номинальные оценки значений критериев, но базируясь также на данных о разбросе значений этих критериев и о вероятном превосходстве одного решения над другим по каждому критерию.

Моделирование вероятности превосходства для сложных объектов при большом количестве исходных данных связано с трудоемкими расчетными процедурами, и, естественно, возможность получения информации о колебаниях оценок технических характеристик проектируемого объекта может быть обеспечена при применении мощных ЭВМ.

В традиционной практике проектирования рекомендации о переходе на новое конструктивное решение часто опираются на данные об «областях применимости», причем размеры этих областей и положение их границ определяются

исходя из соотношения между номинальными значениями критериев, хотя каждый профессионал-проектант отдает себе отчет в том, что каждая граница зоны применимости является условной.

Простой пример, иллюстрирующий такую ситуацию, представлен на рис. 4.3, где показано изменение критерия K в зависимости от величины ограничения V для двух сравниваемых проектных решений: решения 1 (показано пунктиром) и решения 2 (показано сплошной линией). При $V > V_n$ преимущество можно отдать первому решению, исходя из соотношений номиналов критерия. Однако количественно оценить риск при переходе от одного решения к другому по такой информации невозможно, поскольку нет данных о вероятности превосходства сравниваемых решений друг перед другом при равных значениях ограничения.

Цель предлагаемого набора критериев риска и методики операций по оценке превосходства одного проектного решения перед другим — дать в руки проектантов инструмент для обоснованного выбора проектных решений в условиях неопределенности исходных данных. Предполагается, что предлагаемый инструмент является универсальным, т. е. он пригоден для любого типа распределений случайных отклонений проектных характеристик.

Важным для методов, поставляемых на вооружение проектантов, является наглядность и представимость критериев с помощью графических образов. Вместе с тем, вся итоговая информация о соотношениях риска приобретает расчетным путем, с использованием ЭВМ для проведения статистических испытаний. Предлагаемый комплекс критериев риска пригоден для применения в автоматизированной системе поиска и выбора проектных решений, т. е. для его применения необходимо наличие реализованных на ЭВМ детальных расчетов характеристик летательных аппаратов. Необходимо, чтобы существовали программы расчета режима движения, обтекания, теплообмена, прочности и весовых характеристик. Если этапу выбора предшествует оптимизация с применением численных поисковых методов (а именно, так обстоит дело в автоматизированных системах поиска), то имеется быстродействующий алгоритм расчета характеристик аппарата.

При выборе рациональных решений проектант часто стоит перед дилеммой, что предпочесть: оптимальное решение по основному критерию (например по весу), но сложное в конструктивном исполнении или вариант аппарата, простого в исполнении, основанного на применении апробированных и известных решений. Как правило, простое решение (назовем его «решением 2») приводит к проигрышу по основному критерию (по весу), однако разброс весовых характеристик у него меньше, чем у аппаратов новых форм с перспективными конструктивными схемами (назовем такое решение «решением 1»).

В некоторых случаях для упрощенных аналитических моделей оказывается возможным выявить влияние колебаний отдельных основных параметров на разброс критерия. Для анализа степени риска при изменении одного параметра достаточно определить, как это рекомендовано в зарубежных работах, частные производные критерия по каждому из параметров [51]. Методики такого типа построены на допущениях о независимости параметров друг от друга и могут применяться для параметрических оценок с малым числом исследуемых параметров.

В сложном случае, когда имеется корреляция параметров и наблюдается разброс большого числа переменных, приходится оценивать численным путем разброс критерия; степень риска определяется с использованием вероятностных показателей.

На рис. 4.4, 4.5 показаны плотность и функции распределения случайных величин критерия, которые могут быть реализованы в процессе создания аппарата. Функции распределения можно получить с высокой степенью точности, используя метод статистических испытаний.

Разброс значений начальных данных, входящих в расчетные модели для оценки величины критерия, может задаваться по-разному. В идеальном случае регламентируется математическое ожидание и дисперсия нормально распределенной случайной величины.

В большинстве случаев известно только номинальное значение и предельные отклонения случайной величины. В таких обстоятельствах можно считать оправданным применение нормального закона для описания характера отклонений

случайной величины от номинала, оценивая весь диапазон изменения как интервал размером $\pm 3\sigma$.

Иногда, в худшем случае, приходится иметь дело с различными расчетными моделями одного процесса и невозможно отдать предпочтение какой-либо из них. Предлагается такую ситуацию моделировать, обеспечивая равновероятную возможность применения расчетов по каждой рекомендации.

Для типового перспективного летательного аппарата, совершающего полет в новых условиях и, в особенности, в атмосферах других планет, необходимо учитывать разброс не столько проектных параметров, сколько исходных данных для

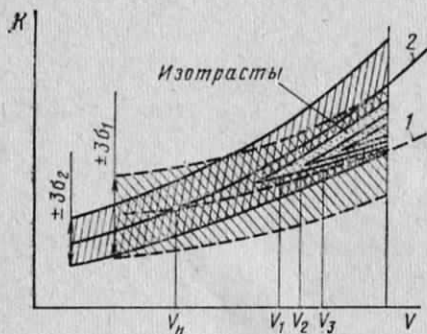


Рис. 4.3. Изменение величины и разброса значений критерия K в зависимости от ограничения V для двух вариантов проектных решений

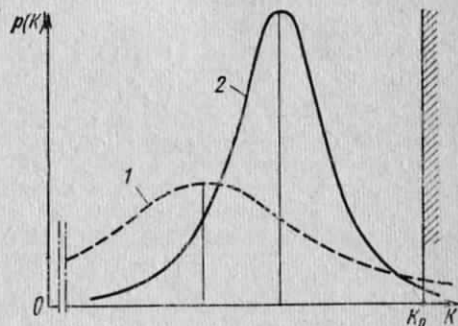


Рис. 4.4. Плотность распределения значений критерия для двух проектных решений

расчета режимов движения, обтекания и теплообмена. Все характеристики, влияющие на вес и подверженные разбросу, можно условно разделить на три группы:

1. Группа характеристик, формирующих исходные данные для математического моделирования условий полета. В этой группе — данные о размерах, гравитационном поле и внешней среде на планетах и в космическом пространстве, включая состав и параметры атмосферы. К этой же группе относятся данные, формирующие программу полета. Разброс характеристик этой группы, как правило, известен, регламентирован и незначительно влияет на разброс критерия.

2. Группа данных, входящих в математические модели движения, обтекания и теплообмена. Это — частоты отказов приборов и агрегатов, коэффициенты в зависимостях, описывающих энергопотребление, тепловыделение, объемные и весовые характеристики бортовых систем, константы в уравнениях, описывающих тепловые потоки, унос массы, распределение давления и аэродинамических характеристик. Механизм влияния разброса данных первых групп одинаков для аппаратов различной формы и структуры; он заключается в усилении влияния разброса параметров аппарата на колебания критерия.

3. Группа значений параметров, описывающих конфигурацию, структуру и состав аппарата. Сюда входят характеристики перспективных материалов для конструкции и теплозащиты, характеристики топлив, размеры аппарата. Данные этой группы влияют на критерий по-разному для различных вариантов структуры аппарата.

Возвратимся к упомянутой ранее ситуации, характерной для этапа выбора проектного решения, когда сравниваются два варианта аппарата: новое решение, оптимальное по весу, но основанное на применении перспективных материалов, прогрессивной технологии, новой формы аппарата и схемы его полета (вариант № 1), и решение, в котором сохраняются известные конструктивные принципы, опробованная и простая аэродинамическая форма, традиционные материалы (вариант № 2). При выборе второго решения мы вынуждены поступить с весом.

Рассмотрим, в каких соотношениях находятся вероятности превосходства одного решения над другим. Последующие рассуждения и предлагаемый набор критериев риска могут быть применены к случаю сравнения трех и более решений. Для простоты мы в дальнейшем будем рассматривать типичную при проектировании ситуацию сравнения двух вариантов, один из которых оптимален по весу, а другой — более прост и сочетает в себе известные схемные решения.

Все изложенные ниже соображения по оценке вероятностных критериев и по способу построения зон предпочтительности одного решения перед другим справедливы при двух основных допущениях:

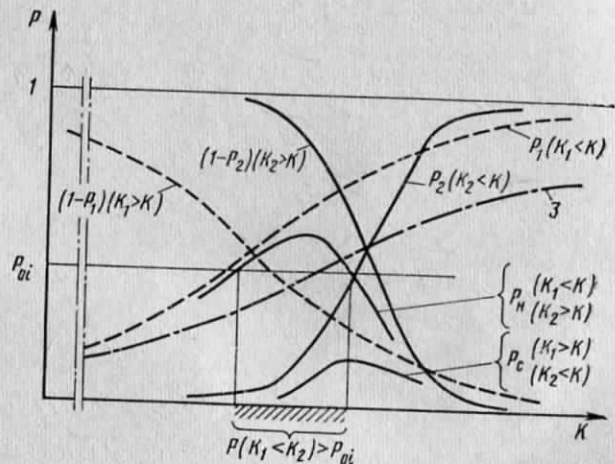


Рис. 4.5. Распределение вероятностей P превосходства проектных решений

1. Событие A_1 и событие A_2 — независимы. Событие A_1 означает, что для проектного решения 1 реализованное в результате создания аппарата случайное значение критерия качества будет больше, чем K_0 .

Под событием A_2 будем понимать состояние, при котором для варианта проектного решения 2 реализованное в процессе создания аппарата случайное значение критерия качества будет меньше, чем K_0 .

2. Предполагается, что для построения функций распределения случайной величины критерия используется большое количество реализаций и достоверность оценок разброса весовых характеристик аппарата, вычисляемых по проектной модели, является весьма высокой. Для оценки точности приближения модели распределения к результатам статистических испытаний могут быть использованы типовые критерии согласования, например, χ^2 .

Предположим, что K — есть основной критерий при сравнении; им является весовая характеристика, которая минимизируется в процессе поиска оптимальных решений. В результате моделирования ее разброса мы получим функции распределения для двух упомянутых выше вариантов (см. рис. 4.4 и 4.5). Проектанта может интересовать в этом случае не столько соотношения номинальных значений критериев, сколько вероятность получения преимуществ по данному критерию при различных значениях этого критерия. В самом простом случае проектанта интересуют возможные соотношения между значениями критериев, реализуемыми в процессе создания аппаратов при некотором предельном значении ограничения на критерий (см. рис. 4.4). Это ограничение может определяться лимитом по весу на весь летательный аппарат или при неизменном весе аппарата предельно минимальным весом полезной нагрузки. Может оказаться так, как это показано на рис. 4.4, что вероятность превышения предельного ограничения K_0 для первого варианта, т. е. $P_1(K_0)$ будет больше,

чем соответствующая вероятность для второго варианта $P_2(K_0)$, хотя сравнение номинальных значений дает предпочтение первому варианту.

В начальной фазе проектирования всякое ограничение в определенной мере условно. Сдвигая ограничение, например, на вес, можно проследить, как меняется соотношение вероятностей предпочтения для каждого варианта. Всегда можно найти точку K^* на шкале критерия, для которой превышение критерием величины K^* равновероятно для обоих вариантов. В нашем случае при $K_0 > K^*$ вероятность того, что $K_1 > K_0$ больше, чем вероятность того, что $K_2 > K_0$. Величину $P^*(K^*) = P_1(K^*) = P_2(K^*)$ можно назвать вероятностью равного риска. Величины $P_1(K_0)$ и $P_2(K_0)$ при различных K_0 будут определять меру риска для данного значения ограничения K_0 .

Если рассматривается большое количество вариантов, а разброс значений для каждого варианта задается параметрически, то можно минимизировать меру риска. Для каждого i -го варианта аппарата мера риска при нормальном законе распределения критерия определяется по следующей формуле:

$$P_i(K_0) = 1 - \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{K_0} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\tau - MO(K_i)}{\sigma_i} \right)^2} d\tau,$$

где $MO(K_i)$ — номинальное значение критерия для данного варианта; σ_i — среднеквадратичное отклонение.

Если в качестве K_0 взята верхняя граница допуска на критерий (случай отсутствия весового резерва), то отношение $\bar{K} = K^*/K_0$ есть безразмерный критерий избыточности при риске. При $\bar{K} > 1$ критерий избыточности свидетельствует в пользу новой системы. В нашем случае для новой системы $\bar{K} < 1$, т. е. при $K < K_0$ может быть оправдано применение старой системы.

Относительная величина $\Delta_K = (K^* - K_0)/K_0$ определяет дозу риска. Если $\Delta_K < 0$, то приходится считаться с размером зоны невыгодности нового решения; если $\Delta_K > 0$, то можно Δ_K рассматривать как меру запаса при риске. Степенью риска назовем отношение мер риска для данного ограничения:

$$M_p = \frac{P_1(K_0)}{P_2(K_0)}.$$

Меры риска можно соотносить друг с другом и более сложным образом. Предположим, что граница допуска на критерий «плавает», проходя все значения критерия K . Тогда вероятность того, что критерий решения 1 будет лучше, чем текущее значение критерия, рассматриваемое как ограничение, т. е. величина $P_1(K_1 < K)$ меняется в зависимости от величины текущего значения критерия так, как показано пунктирной линией на рис. 4.5.

Вероятность события, при котором критерий решения 2 будет больше текущего значения ограничения, т. е. величина $(1 - P_2)(K_2 > K)$ будет меняться так, как показано сплошной линией на том же рисунке.

Соответственно вероятность события, при котором критерий решения 1 будет меньше, а критерий решения 2 будет больше, чем текущее значение ограничения, можно определить, как произведение вероятностей двух рассмотренных ранее событий. Зависимость вероятности такого сложного события показана на рис. 4.5. Обозначим эту вероятность P_n ; она определяет превосходство нового решения над старым. Аналогично рассуждая, можно получить обратную кривую, показанную на том же рисунке и демонстрирующую плотность вероятности P_c , т. е. вероятности превосходства апробированного решения над новым. Очевидно, что

$$P_n = P_1 - P_1 P_2 \text{ и } P_c = P_2 - P_1 P_2.$$

При рассматриваемом сочетании законов распределения критериев, характерном для реальной ситуации, величина P_n достигает больших значений, чем P_c . Характерно, что кривые изменения вероятности превосходства одного решения перед другим несимметричны относительно максимума.

По полученным таким образом кривым можно, проведя горизонталь, соответствующую вероятности P_n , т. е. определить отрезок на оси критерия, где превосходство одного решения над другим оценивается с вероятностью выше P_n , т. е.

мейство таких горизонталей дает набор отрезков 1, 2, ..., i , ..., n , внутри которых, как это показано на рис. 4.5, вероятность превосходства нового решения над старым больше, чем P_n .

Рис. 4.5 есть не что иное, как разрез зоны, показанной на рис. 4.3, по одному значению исходного ограничения V . Если описанную выше операцию провести для набора ограничений $V_1, V_2, \dots, V_j, \dots, V_k$, то мы получим в зоне на рис. 4.3 области предпочтительности одного решения перед другим. Границей каждой области является кривая равной вероятности P_n , которую можно назвать линией одного уровня превосходства или одного уровня доверия к новому решению. От английского «trust» («доверие») эти кривые можно назвать изотрастами. Область внутри, ограниченная сходящимися под углом изотрастами, есть геометрическое место точек, в каждой из которых вероятность события, состоящего в превосходстве одного решения над другим, больше, чем на границах.

Под превосходством первого варианта над вторым понимается состояние, при котором для каждого значения критерия K величина полученного случайным образом значения критерия для первого варианта K_1 будет больше K , а соответственно K_2 будет меньше K . Аналогично можно построить зоны предпочтительности для варианта № 2 перед вариантом № 1. В данном случае вероятности превосходства будут существенно меньше.

Не следует путать вероятность состояния превосходства с условной вероятностью превосходства одного решения над другим. Условная вероятность превосходства определяет вероятность события, при котором величина критерия, полученная случайным образом для нового варианта K_1 , будет меньше, чем K , при условии, что уже реализовано событие, состоящее в том, что полученная случайным образом для старого варианта величина критерия K_2 является больше, чем K . Вероятность такого события весьма мала в зоне, где наблюдается наибольшая частота появления случайных величин K_1 и K_2 . Это демонстрируется функцией распределения такого случайного события, показанной на рис. 4.5 кривой 3.

Естественно, проектанта, обеспокоенного соотношениями между возможными значениями критериев для обоих вариантов, интересует больше вероятность состояния превосходства одного варианта перед другим, при независимом стечении обстоятельств, чтобы можно было построить зоны предпочтительности. Имея информацию о таких зонах, показанную на рис. 4.5, можно относиться к выбору решения более обоснованно, оценивая момент перехода на то или иное решение с учетом достоверности оценок при различных значениях проектных ограничений.

Все изложенные выше соображения по построению критериев риска и областей предпочтения одного проектного решения другому сохраняют важность и могут быть подтверждены расчетами в области с высокой плотностью вероятности значений критерия. Для тех значений ограничений, которые значительно отстоят от математических ожиданий значений критерия, сами критерии риска и их нахождение должно базироваться на других предположениях.

Прежде всего следует учитывать, что любая техническая характеристика и в том числе вес аппарата является величиной ограниченной. Если даже в генеральной совокупности функция распределения случайной величины критерия следует нормальному закону, то на концах распределения наблюдаются отклонения от него. Кроме того, получение достоверных оценок на краях распределения связано с резким повышением затрат машинного времени на статистическое моделирование распределения.

В таких условиях представляет интерес оценка предельных значений критериев для каждого из рассматриваемых вариантов аппарата. Такая оценка может быть получена путем статистического моделирования распределения крайних значений критерия вблизи его предельного уровня.

Моделирование распределения крайних значений случайной величины, так же как и оценка ее предельного значения, могут быть произведены на базе положений статистики экстремальных значений.

В нашем случае ограниченная случайная величина, описываемая в генеральной совокупности законом, близким к нормальному, должна следовать на

краях распределения третьему асимптотическому типу распределений:

$$\Phi = e^{-\left(\frac{K_{\text{пр},0} - \tilde{K}_{\text{пр}}}{\sigma}\right)^{\eta}},$$

где $K_{\text{пр},0}$ — параметр расположения (значение абсолютного предела для данной случайной величины); $\tilde{K}_{\text{пр}}$ — случайные значения экстремальной величины; σ — параметр масштаба; η — коэффициент, определяющий форму экстремально-го распределения.

Производя групповую выборку и выявляя частные предельные значения критерия в группах $\tilde{K}_{\text{пр}}$, можно по результатам таких статистических испытаний, используя, например, метод моментов, оценить предельную величину критерия для каждого варианта аппарата.

В заключение следует отметить, что изложенный метод сравнения вариантов не является универсальным инструментом для выбора проектных решений. У читателя не должно складываться впечатление, что процедура выбора характеристик летательного аппарата может быть легко и просто формализована. Как уже утверждалось в начале книги, выбор характеристик летательного аппарата требует учета большого количества качественных критериев и требований, осмыслить и применить которые можно только привлекая опыт и интуицию проектировщика.

Приемы, позволяющие оценивать достоверность проектных решений и сравнивать степень риска при предпочтении одного решения другому, могут быть использованы всего лишь как инструмент для обработки дополнительной информации о свойствах расчетной модели, используемой при подготовке к выбору решения.

Проблемы формализации операций выбора элементов конструкции летательных аппаратов еще требуют разработки.

Описанные в данной книге алгоритмы сравнения вариантов новых перспективных изделий и способы поиска рациональных проектных решений следует рассматривать как первые пробные шаги в сложном деле создания методологии проектирования летательных аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алгоритмы и программы для решения технических задач оптимизации на ЭЦВМ. М. Госфонд алгоритмов и программ. № П000743, П000744, 1974, 74 с.
2. Баллистическая ракета на твердом топливе. М., Воениздат, 1972, 512 с.
3. Барер А. С., Сорокина Е. И., Мураховский К. И. К вопросу о переносимости человеком ускорений после длительного пребывания в условиях, имитирующих невесомость. — «Космическая биология и медицина», т. 6, 1972, № 3, с. 49—53.
4. Беллман Р., Дрейфус С. Прикладные задачи динамического программирования. М., «Наука», 1965, 458 с.
5. Бусленко Н. П. Моделирование сложных систем. М., «Наука», 1968, 226 с.
6. Введение в теорию выработки решений. М., Воениздат, 1972, 342 с.
7. Вентцель Е. С. Исследование операций. М., «Советское радио», 1972, 551 с.
8. Вольмир А. С. Устойчивость деформируемых систем. М., «Наука», 1967, 984 с.
9. Голубев И. С. Аналитические методы проектирования конструкций крыльев. М., «Машиностроение», 1970, 288 с.
10. Горский Л. К. Статистические методы исследования надежности. М., «Наука», 1970, 400 с.
11. Гуд Г. Х., Макол Р. Э. Системотехника. Введение в проектирование больших систем. М., «Советское радио», 1962, 383 с.
12. Гумбель Э. Статистика экстремальных значений. М., «Мир», 1965, 449 с.
13. Джермейн К. Б. Программирование на IBM/360. М., «Мир», 1971, 870 с.
14. Дунин-Барковский И. В., Смирнов И. В. Курс теории вероятностей и математической статистики для технических приложений. М., «Наука», 1969, 511 с.
15. Зонды исследуют лунную трассу. М., «Машиностроение», 1969, 27 с.
16. Исследование операций. Методологические аспекты. Сборник материалов симпозиума «Исследование операций и анализ развития науки». М., «Наука», 1972, 135 с.
17. Киселев А. И., Сидоров И. М. Статистическая оценка глобального экстремума. — «Автоматика и вычислительная техника». АН Латвийской ССР, 1974, № 4, с. 25—35.
18. Климин А. В. Торможение в атмосфере аппарата с экипажем после межпланетного перелета. — «Космические исследования», 1973, т. XI, вып. 1, с. 31—37.
19. Кондратюк Ю. В. Завоевание межпланетных пространств. Книга «Пионеры ракетной техники». Избранные труды. М., «Наука», 1964, 671 с.
20. Корбут А. А., Финкельштейн Ю. Ю. Дискретное программирование. М., «Наука», 368 с.
21. Кнут Д. Искусство программирования для ЭВМ. М., «Мир», 1976, 735 с.
22. Крон Г. Исследование сложных систем по частям. М., «Наука», 1972, 542 с.
23. Лобанов Н. А. Основы расчета и конструирования парашютов. М., «Машиностроение», 1969, 262 с.
24. Мак-Кракен Д., Дорн У. Численные методы и программирование на Фортране. М., «Мир», 1969, 582 с.
25. Мангейн М. А. Иерархические структуры. М., «Мир», 1970, 180 с.

26. Машинное проектирование летательных аппаратов. Авиационное. Т. 3. Реферативное издание ВИНТИ. М., 1976, 215 с.
27. Миндлин Я. З. Логика конструирования. М., «Машиностроение», 1969, 123 с.
28. Моисеев Н. Н. Элементы теории оптимальных систем. М., «Наука», 1975, 526 с.
29. Нейланд В. Я., Снигирев Ю. И. Тепловой режим летательного аппарата при скоростях входа в атмосферу Земли, близких к 15 км/сек. — «Космические исследования». 1967, т. 5, вып. 2, с. 205—211.
30. Основы теории полета космических аппаратов. Под ред. Г. С. Нариманова и М. К. Тихонравова. М., «Машиностроение», 1972, 608 с.
31. Первозванский А. А. Понск. М., «Наука», 1973, 263 с.
32. Пиявский С. А., Брусов В. С., Хвилон Е. А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1974, 168 с.
33. Подиновский В. В., Гаврилов В. М. Оптимизация по последовательно применяемым критериям. М., «Советское радио», 1975, 192 с.
34. Принс М. Д. Машинная графика и автоматизация проектирования. М., «Советское радио», 1975, 232 с.
35. Райкин А. Л. Определение оптимального резерва системы с учетом повреждений блоков в резервном режиме. — «Автоматика и телемеханика», 1962, № 3, с. 24—32.
36. Рассел Л., Рендей Б. Реализация Алгола-60. М., «Мир», 1967, 475 с.
37. Растригин Л. А. Случайный поиск в задачах оптимизации многопараметрических систем, г. Рига, «Зинатне», 1965, 211 с.
38. Растригин Л. А. Статистические методы поиска. М., «Наука», 1968, 376 с.
39. Случайный поиск экстремума. Материалы IX Всесоюзного семинара. Киев, «Наукова думка», 1974, 266 с.
40. Современная математика для инженеров. Под ред. Э. Ф. Бекенбаха. М., ИЛ, 1958, 499 с.
41. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М., «Машиностроение», 1973, 400 с.
42. Тарасов Е. В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. М., «Машиностроение», 1969, 364 с.
43. Хедли Дж. Нелинейное и динамическое программирование. М., «Мир», 1967, 506 с.
44. Хеминг Р. В. Численные методы. М., «Наука», 1968, 400 с.
45. Хилл П. Наука и искусство проектирования. М., «Мир», 1973, 263 с.
46. Человек и вычислительная техника. Под ред. В. М. Глушкова. Киев, «Наукова думка», 1971, 294 с.
47. Черчмен У., Акоф Р., Арноф Л. Введение в исследование операций. М., «Наука», 1968, 486 с.
48. Шкадов Л. М., Буханова Р. С., Илларионов В. Ф. и др. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере. М., «Машиностроение», 1972, 240 с.
49. Юдин И. «Союз» и «Аполлон» — корабли для совместного полета. — «Наука и жизнь», 1975, № 3, с. 7—24.
50. A Study of the Effects of Environmental and Ablator Performance Uncertainties on Heat Shielding Requirements for Blunt and Slender Hyperbolic Entry Vehicles. AIAA Paper, N 68—154.
51. Bartolomew C. S. Risk Appraisal for Program Planning and Management. Annals of Reliability and Maintainability, 1967, vol. 6.
52. Congelon W. M. Investigation of Reflecting Heat Shield Materials for Outer Planet Missions. AIAA Paper, N 74—702.
53. Davison J. F. Programming for Digital Computers, 1975.
54. Douglas D. R. and Austin C. R. Mission Risk — Appraisal. Annals of Reliability and Maintainability, 1967, vol. 6.
55. Fessenden R. D. Computer Aided Weight/Sizing Program for Entry Spacecraft. McDonnell Douglas Astronautics Company Eastern Division. May, 1969. AIAA Paper, N 69—797.
56. Heldenfels P. P. Automating the Design Process: Progress, Problems, Potential. AIAA Paper, N 73—410.

57. Jenings H. A. Reliability and Maintainability Analysis of a Two Year Manned Spacecraft Missions. AIAA Paper, N 68—1059.
58. Mayo Etal E. E. Hypersonic Reentry Vehicle. USA Patent, N 3 301507.
59. Miller R. E., Hansen S. O., Kawaguchi A. S., Redhed D. D., Southall J. W. Cost Effectiveness of Integrated Analysis/Design Systems (IPAD). AIAA Paper, N 74—960.
60. Moss I. N., Anredson E. C., Bold C. W. Viscous-Shock Layer Solutions with Radiation and Ablation Injection for Jovian Entry. AIAA Paper, N 75—671.
61. Nicolet W. E., Mizines S. A. Outer Planet Probe Entry Thermal Protection. Part 11. Heat Shielding Requirements. AIAA Paper, N 74—701.
62. Nicolet W. E., Morse H. L., Vojvodich N. S. Outer Planet Probe Entry Thermal Protection. Part I. Aerothermodynamic Environment. AIAA Paper, N 74—700.
63. Rau T. R. and Decker J. P. Optimal Design Integration System for Synthesis of Aerospace Vehicles. AIAA Paper, N 74—72.
64. Smith A. M. Risk Assessment in Complex Unattended Aerospace Systems. Annals of Reliability and Maintainability, 1967, vol. 6.
65. Straub W. L. Managerial Implications of Computerized Aircraft Design Synthesis. AIAA Paper, N 73—799.
66. Sutbou K. Radiative Heating about Outer Planet Entry Probes. AIAA Paper, N 75—183.
67. Syvertson C. A. Research Problems in Atmosphere Entry and Landing for Manned Planetary Missions. NASA Technical Note D-4977, Washington, January, 1969.
68. Thomas P. L., Spann P. E. Future Requirements of Design Automation. AIAA Paper, N 68—493.

	Стр.
Предисловие	3
Глава 1. Общие проблемы автоматизированного проектирования летательных аппаратов	5
1.1. Применение электронно-вычислительных машин в современном проектировании летательных аппаратов	5
1.2. Задачи средств автоматизации на разных этапах проектирования летательных аппаратов	9
1.3. Автоматизация поисковых исследований при проектировании летательных аппаратов	15
Глава 2. Методы автоматизированного поиска проектных параметров и синтеза структуры летательных аппаратов	26
2.1. Формулировка проектно-поисковых задач при определении оптимальных параметров летательного аппарата	26
2.2. Задачи дискретного программирования при синтезе структуры летательных аппаратов	33
2.3. Численные методы структурного синтеза	38
Глава 3. Проектный расчет и оптимизация характеристик летательных аппаратов с помощью электронно-вычислительных машин	51
3.1. Принципы построения математических моделей и алгоритмов проектного расчета летательных аппаратов	51
3.2. Примеры расчета и оптимизации режима движения, конфигурации и структуры спускаемых космических аппаратов	60
3.3. Решение задач поиска оптимального состава и структуры орбитального или межпланетного космического аппарата	100
Глава 4. Вопросы выбора проектных параметров летательных аппаратов	115
4.1. Приемы, обеспечивающие выбор проектных характеристик летательного аппарата в начальной фазе проектирования	115
4.2. Методы сравнения проектных решений при неопределенности исходных данных	118

ИБ № 84

Василий Павлович Мишин, Михаил Иванович Осин

ВВЕДЕНИЕ В МАШИННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Редактор издательства Г. Ф. Лосева

Технический редактор И. А. Юдина

Художник Е. В. Бекетов

Корректор А. И. Карамышкина

Сдано в набор 2/VI 1977 г.

Подписано к печати 31/I 1978 г.

Т-03222

Формат 60×90^{1/16}

Бумага № 2

Печ. л. 8,0

Уч.-изд. л. 9,4

Цена 50 коп.

Тираж 3800 экз.

Изд. зак. 658

Издательство «Машиностроение», 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете Совета Министров СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
Хохловский пер., 7. Тип. зак. 2851