

М. И. ОСИН

**Методы
автоматизированного
проектирования
летательных
аппаратов**

М. И. ОСИН

Методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов



МОСКВА
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1984

УДК 629.7.01

О-73

ББК 39.52

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

**Осин М. И. Методы автоматизированного проектирования
О-73 летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1984. —
168 с., ил.
70 к.**

В книге рассмотрены вопросы автоматизированного проектирования летательных аппаратов различных типов, а также методы автоматизированного конструирования агрегатов, узлов и деталей, входящих в состав летательных аппаратов (ЛА).

Охвачены основные проблемы прикладных проектно-поисковых расчетов, необходимых для определения облика ЛА. Рассмотрены инженерные приемы для синтеза структуры и состава ЛА. Описаны методы расчета, необходимые для автоматизированного конструирования и характерные для любых технических задач, независимо от типов применяемых ЭВМ и средств машинной графики.

Для инженеров — разработчиков летательных аппаратов.

О 3606030000-048 48-84
038(01)-84

ББК 39.52

6Т5.1

© Издательство «Машиностроение», 1984 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Предлагаемая вниманию читателя книга посвящена вопросам автоматизированного проектирования летательных аппаратов. В связи с возросшей сложностью задач расчета и конструирования в практике работы проектных и научно-исследовательских организаций все больше используются вычислительные системы и средства машинной графики.

Разрабатываются специализированные методы расчета, общесистемное и прикладное математическое обеспечение ряда автоматизированных систем проектирования различных технических объектов.

Сложность задач автоматизированного проектирования летательных аппаратов заключается в необходимости выбора оптимальных проектных решений по массе и стоимости, многообразии возможных вариантов структуры и состава, неопределенности условий функционирования, трудоемкости математических моделей, описывающих конфигурацию агрегатов.

В отличие от книги [26], введившей читателя в круг проблем поиска с помощью ЭВМ параметров летательных аппаратов, в данной книге наряду с дальнейшим развитием вопросов поиска и выбора проектных решений описаны приемы синтеза оптимальных конструктивно-силовых схем агрегатов, обобщены математические и информационные модели обводов, дан обзор задач имитационного моделирования, приведен анализ приемов автоматизированного конструирования узлов и деталей летательных аппаратов.

Глава 1. ЧТО ТАКОЕ САПр

1.1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ И СОСТАВ САПр

В соответствии с современными представлениями разработка и эксплуатация систем автоматизированного проектирования (САПр) или систем автоматизации научных исследований (АСНИ) позволит:

1. Повысить качество проектирования благодаря:
 - расширению количества рассматриваемых проектных решений;
 - более детальному и всестороннему анализу каждого проектного решения;
 - возможности решать принципиально новые проектные задачи с комплексным моделированием на ЭВМ сложных процессов, сопровождающих функционирование проектируемого объекта;
 - вооружению разработчика новыми методами и техническими средствами, расширяющими диапазон операций в творческом процессе синтеза новой конструкции.
2. Сократить сроки разработки изделий благодаря:
 - совершенствованию и ускорению операций по переработке графической и текстовой информации;
 - быстрому обмену информационными потоками между подразделениями предприятия;
 - механизации процессов выпуска чертежной документации и операций изготовления деталей;
 - оперативному контролю текущего состояния проекта.
3. Уменьшить стоимость разработки проекта, а именно:
 - снизить затраты на переделку проекта из-за уменьшения концептуальных ошибок, свойственных начальному этапу проектирования;
 - уменьшить число специалистов, занятых в сфере обеспечения и управления процессом проектирования;
 - высвободить для творческой работы специалистов, занятых рутинными операциями по проведению вспомогательных вычислений и обработке графической информации;
 - заменить ряд экспериментов, связанных с натурным моделированием на дорогостоящих установках, моделированием на аналого-цифровых вычислительных комплексах.
4. Стимулировать развитие методологии проектирования и в том числе:

создавать и совершенствовать методы, формализующие проектно-поисковые операции и позволяющие обоснованно принимать технические решения в условиях неопределенности;

регламентировать мероприятия, связанные с выпуском и прохождением технической документации;

повышать уровень информативности работников конструкторских и технологических служб;

расширять и укреплять связь научных учреждений с производством в работах по автоматизации наиболее трудоемких и сложных задач проектирования и конструирования.

В соответствии с существующими взглядами развитая система автоматизированного проектирования представляет собой соединение технических, информационных и математических средств для автоматизации операций процесса разработки и создания изделия.

Технические средства — это различные сети ЭВМ с устройствами хранения, обработки, ввода-вывода данных, включая терминальные пункты и средства для работы с графической и текстовой документацией.

К математическим средствам относятся методы, приемы и программы, реализующие прикладные проектные и проверочные расчеты, процедуры поиска предельных и оптимальных вариантов, процедуры моделирования и отображения графической информации. В числе математических средств проблемно-ориентировочные языки с трансляторами, общесистемное и прикладное программное обеспечение, включающее набор стандартных программ различного назначения. Различают универсальную (резидентную) часть программного обеспечения и специализированную часть.

Основная часть задачи проектирования, определяющая сущность технической проблемы создания объекта, отражается в специализированных программах и алгоритмах, определяющих методологию проектирования или работу по конструированию узлов и агрегатов. Именно эти программы определяют последовательность работы специалистов у периферийных устройств ЭВМ, алфавитно-цифровых и графических устройств.

Информационные средства включают в себя все исходные данные и документацию, объединяя сведения о нормативных документах и о выполненных проектах и типовых конструкторских решениях. В числе информационных средств особое место занимают регламентирующие средства, которые определяют набор правил и стандартов, описывающих порядок выполнения работ, условия взаимодействия специалистов и элементов системы друг с другом, а также правила обработки документации. Именно эти средства отличаются развитую САПр от набора программ для автоматизации отдельных расчетных и графических операций.

Автоматизированная система проектирования не должна отождествляться с проведением технических расчетов, хотя в составе САПр предусмотрены методы и средства, выполняющие такие работы. Задачи САПр шире, в ее функции входит разработка тех-

нической документации, поиск и выбор проектных решений, а также общая завязка проектных работ по изделию.

Цель автоматизации проектирования состоит в том, чтобы механизировать различные по содержанию поисковые, вычислительные и чертежные операции, сопровождающие процесс создания технического объекта, изделия или сооружения, и объединить их в автоматизированный управляемый процесс в соответствии с определенной технологией.

Автоматизированный процесс имеет своей целью создание технического объекта, поэтому не следует думать, что функции САПр ограничатся автоматизацией научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. В итоге интегрированная САПр явится той основой работы различных служб и подразделений, участвующих в создании технического объекта. Наибольшего эффекта от автоматизации проектирования следует ожидать при дальнейшем расширении фронта работ по САПр с охватом большинства подразделений конструкторского бюро, с приходом терминалов и абонентских пунктов на рабочие места конструкторов, расчетчиков, проектантов и технологов. При этом производительность труда на каждом рабочем месте возрастает не столь значительно, как на первом этапе работ, однако массовый охват всех подразделений и служб позволит получить ощутимый выигрыш, компенсирующий затраты на создание сети абонентских центров.

При таком расширении средств САПр становится возможным применение автоматизированных информационно-справочных систем, доступных любому пользователю; реальным является обработка информационных потоков между подразделениями; автоматизированное управление выдачей исходных данных и результатов, а также обеспечение руководства достоверной информацией о ходе выполнения проекта.

1.2. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПОДСИСТЕМ САПр

Сформулируем основные принципы построения подсистемы САПр, независимо от специфики объекта проектирования и места подсистемы в общем процессе проектирования, конструирования и производства:

1. Принцип ориентации на сложившиеся производственные способы взаимодействия служб, подразделений и специалистов в технологическом процессе проектирования. Разработка подсистем САПр должно предшествовать изучению технологического процесса проектирования; практики обсуждения и принятия решений, каналов передачи информации и обратных связей от производственных, расчетных и испытательных подразделений. Новые методы проектирования первоначально не должны приводить к коренной ломке структуры предприятия и должны учитывать специфику и образ мышления конструкторов. Отсюда особые требования к терминологии подсистем САПр, условиям обеспечения доступности и наглядности методов, алгоритмов и процедур машинной графики.

2. Принцип внедрения передовых приемов техники и технологии. Необходимо, сохраняя структурные связи, внедрять вычислительные средства и терминальное оборудование, адаптируя к существующим производственным связям идеологию и методы поиска и выбора проектных решений, а также новые способы обработки информации и выпуска документации.

3. Принцип гибкости структуры, математического и программного обеспечения. САПр и ее отдельные подсистемы должны быть приспособлены к изменению целей проектирования, к смене поставок проектных задач. Доработка, замена и ввод в действие отдельных программ или подсистем должны производиться независимо от других программ или подсистем. Отсюда требования к модульному построению программного обеспечения; требования к адаптации и расширяемости подсистем; требования к интерфейсу программ с целью создания единых баз данных.

4. Принцип этапности и развертывания подсистем САПр. Планировать работу по созданию всеобъемлющей системы необходимо параллельно с разработкой конкретных подсистем, сопровождающих ход проектирования. Прежде всего это подсистемы проектного поиска для начального этапа проектирования, далее подсистемы, обеспечивающие этап эскизного проектирования, затем подсистемы конструирования узлов и деталей и подсистемы управления процессом создания объекта. На каждом этапе необходимо предусмотреть внедрение в практику результатов работы внедряемой подсистемы.

5. Принцип распределения функций и ответственности между разработчиками системы. Проектант и конструктор — не только заказчики и пользователи, но и основные разработчики подсистем САПр. Именно они формируют проектные задачи и отвечают за результативность автоматизированного проектирования.

1.3. ОРГАНИЗАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ САПр

Создание и внедрение подсистем САПр невозможно без соответствующего организационного обеспечения.

Организационное обеспечение САПр предопределяет распределение ответственности за разработку подсистем и увязку всего комплекса работ. Должно быть создано специализированное подразделение, координирующее разработки внутренних служб и внешних организаций-смежников, определяющее стратегию развития САПр, планы приобретения и освоения вычислительной техники, а также периферийного оборудования. Основные и первоочередные подсистемы САПр должны разрабатываться и по возможности эксплуатироваться в этом подразделении. В тематических службах и подразделениях необходимо создать подчиненные руководителям этих служб целевые группы САПр, объединенные в сеть, работающую под методическим руководством специализированного подразделения. Сеть подразделений и групп САПр подчиняется вместе с вычислительным центром координационному совету по САПр при руководстве предприятия или специально выделенному заместителю

руководителя предприятия, наделенному соответствующими полномочиями.

Помимо текущих работ по созданию и эксплуатации первоочередных подсистем, подразделения и группы САПр формируют централизованный фонд алгоритмов и программ предприятия; ведут методические разработки совместно с ведущими НИИ; осуществляют обучение кадров новым приемам работы; обобщают, приобретают и унифицируют программное обеспечение.

Организационное обеспечение САПр включает также распределение ресурсов: набор и подготовку кадров; распределение производственных площадей; финансовое стимулирование работ по САПр; размещение терминального оборудования в тематических службах; создание эффективных режимов работы, ориентированных на круглосуточный ритм работ вычислительного центра.

Организационное обеспечение САПр [2] включает совокупность директивных документов: приказов, инструкций, нормативных актов и положений, определяющих правила функционирования сети службы САПр и условия эксплуатации подсистем САПр. Среди основных документов, регламентирующих работу САПр, должны быть: основные положения по порядку взаимодействия подразделений при разработке и эксплуатации подсистем; инструкции пользователей и обслуживающего персонала; положение о головном подразделении по САПр; план подготовки кадров для САПр; поэтапные планы разработки и освоения подсистем; планы приобретения и монтажа оборудования; перечень требований, определяющих качество и ответственность за качество работ, выполняемых подсистемами САПр; положения о придании юридической силы документам, получаемым в ЭВМ и запускаемым в производство; правовые и финансовые документы, определяющие деятельность сквозных объединенных коллективов, внедряющих технологические процессы, охватывающие деятельность конструкторских бюро и заводских служб; положения о хранении, контроле и корректировке документации на машинных носителях.

1.4. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ САПр

Техническое обеспечение систем автоматизированного проектирования должно быть ориентировано на создание сетей ЭВМ, объединяющих мощные процессоры с мини-машинами, терминальными узлами и абонентскими пунктами. ЭВМ позволяет разделить функции и увеличить количество пользователей, большинство которых работает на мини-машинах.

Задачи, требующие ограниченных ресурсов и невысокой производительности, выгодно решать на малых ЭВМ, лишь изредка обращаясь к центральным банкам данных, библиотекам программ и производя расчеты на центральной ЭВМ с привлечением трудоемких моделирующих, поисковых или вычислительных процедур.

На примере двухмашинного комплекса (быстродействующей ЭВМ Единой системы и мини-машины типа СМ со средствами ма-

шинной графики — комплекс АРМ) удалось определить основные требования к задачам формообразования деталей, определяющих обводы летательных аппаратов (см. гл. 11). В числе основных требований следующие:

1. Управление с консоли оператора мини-машины обработкой задачи с запуском на центральном процессоре процедур, требующих большого объема памяти и быстродействия.

2. Независимая обработка заданий на центральном процессоре с обеспечением других пользователей мощной ЭВМ в режиме мультипрограммирования. Освобождение ресурсов мощной ЭВМ при обработке данных в процессоре мини-машины.

3. Оперативная передача данных с обменом между программами и с перекодировкой буквенной и цифровой информации.

4. Протоколирование всех промежуточных результатов решения расчетно-геометрической задачи с обеспечением возврата к предыдущим фазам решения и получением документированной информации в текстовом или графическом виде.

5. Обеспечение процедур обмена информацией между банками данных разных ЭВМ специальными контрольными реквизитами и кодами, диагностирующими ошибки при передаче данных.

Проектантов не должно интересовать, каким образом обрабатываются данные, передаваемые с ЭВМ на ЭВМ или на устройства машинной графики. Необходимо, чтобы выполнялись все запросы и потребности, чтобы общение происходило удобно и просто в диалоговом режиме. Обмен данными между ЭВМ и устройствами долговременной памяти может быть организован за счет специального построения программ с экономичным размещением данных по возможности в доступной для быстрого получения оперативной памяти ЭВМ.

Специфика работы конструктора заключается в том, что при поиске новых решений или анализе работы готовой конструкции преобладает мышление образами с геометрической интерпретацией процессов работы и конфигурации узла, детали или изделия.

Существенную помощь в описании и конкретизации геометрических образов должны оказать средства машинной графики.

Обработка геометрической информации требует специализированного сложного программного обеспечения, значительных ресурсов памяти и быстродействия процессоров. Те же требования предъявляют программы расчета с использованием метода конечного элемента и программы моделирования динамических процессов функционирования. Поэтому продолжает оставаться актуальным повышение быстродействия ЭВМ.

В ЭВМ четвертого поколения, использующих интегральные схемы, приемы разделения процессов обработки и передачи информации, реализуется значительное повышение быстродействия и доступного объема памяти по сравнению с ЭВМ третьего поколения. Это позволяет прогнозировать количественное и качественное изменение в системах автоматизированного проектирования за счет массового применения миниатюрных вычислителей, решающих труд-

доемкие расчетные и моделирующие задания в реальном масштабе времени.

Появление многопроцессорного ЭВМ позволяет повысить гибкость при обработке задач с разнообразными требованиями и ресурсами, а также ввести функциональную и аппаратную избыточность, увеличивающую надежность и живучесть вычислительных систем.

Перспективные ЭВМ характеризуются иерархическим построением процесса обмена данными начиная от оперативной памяти, имеющей относительно малую емкость, через слои «буферной» памяти и кончая большими объемами памяти на внешних магнитных кинематических носителях или с использованием специализированных блоков хранения с электронно-оптическими устройствами.

В современных ЭВМ используется виртуальная память, основанная на автоматическом управлении с помощью операционных систем пересылками данных из оперативной в долговременную память и обратно. При этом применяется принцип динамического распределения памяти с приспособлением к размерам информационных массивов и к периодам их активации.

В типовом комплекте технических средств, предоставляемых в распоряжение проектантам, имеется соединяемая с быстродействующей ЭВМ центральная мини-машина со своей внешней памятью, операционной системой, управляющей работой графического дисплея с автономной консолью управления, алфавитно-цифровых дисплеев, графопостроителей, планшетов кодирования графической информации, устройств ввода, считывания и подготовки перфокарт и управляющих перфолент.

До недавнего времени считалось целесообразным выделять графический дисплей, предполагая за ним ведущую роль в формировании геометрических представлений при автоматизированном проектировании и конструировании.

Опыт использования графических дисплеев в задачах выявления конфигураций технических объектов показал, что основная область применения их связана с визуализацией на экранах характеристик, меняющихся во времени и пространстве (положений кинематических пар механизмов, движущихся устройств, колеблющихся динамически упругих конструкций и т. д.). Формирование геометрических образов деталей с помощью светового пера или специальной клавиатуры требует определенных навыков и мощного программного обеспечения, узко-специализированного под способ описания геометрии рассматриваемой детали. Скептицизм в оценках активного применения графических дисплеев при конструировании связан также с малыми размерами экранов, невысокой точностью визуализации изображений, ограниченной емкостью оперативной памяти, выделяемой на хранение графической информации.

Более оптимистично можно оценивать применение при проектировании и конструировании соединенного через ЭВМ комплекта чертежный автомат — планшет ввода графической информации вследствие точной передачи чертежных данных, приемлемых раз-

меров рабочего поля, соответствующему типовому чертежу, возможности документального подтверждения всех процедур обработки данных, простой организации возвратов к предыдущим операциям при уточнении конфигурации детали, узла или внешней формы изделия.

Практика показала, что рано списывать в архив традиционные приемы работы конструктора и проектанта с чертежной доской, справочниками, копировальными устройствами и микрокалькуляторами. Задачей настоящего времени является механизация и автоматизация проектного труда в массовом масштабе, т. е. без ломки привычных приемов работы с сохранением чертежного листа как основного носителя информации.

В этих условиях автоматизация труда всего конструкторского бюро может идти по пути широкого использования мини-ЭВМ, автономных чертежных автоматов, терминальных пунктов с буквенно-цифровыми дисплеями, позволяющими периодически использовать вычислительные и информационные ресурсы мощных ЭВМ для проведения текущих расчетов, получения справочных данных и обводно-плазовой информации.

Глава 2. ПРОЦЕСС ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ВОЗМОЖНОСТЬ ЕГО АВТОМАТИЗАЦИИ

Процесс создания ЛА имеет свои особенности, которые должны учитываться при создании САПр.

1. Значительный объем НИР и ОКР, большое количество экспериментальных исследований, применение новых материалов, топлива, технологических процессов, использование уникального оборудования и аппаратуры.

Моделирование целевой эффективности и выявление оптимальных технико-экономических показателей формируют тематическую направленность подсистем определения облика большинства современных ЛА.

2. Необходимость сопровождения проектирования имитационным моделированием для выявления предельных условий работы и прогнозирования возможностей применения ЛА при эксплуатации вследствие того, что большинство современных ЛА являются многоцелевыми.

3. Разнообразие проектных решений, предоставляемое проектанту при выборе облика новых ЛА. Конфигурация, состав и программа функционирования аппаратов, соответствующих одним и тем же требованиям, могут существенно отличаться друг от друга, особенно у космических аппаратов. Все это дает большую свободу проектанту при выборе приемлемых типов конструкций и определяет широкое поле деятельности при синтезе структуры и состава комплексов ЛА.

4. Новизна проектных заданий, определяющая опытный характер разработок; необычность технических решений; освоение новых режимов полета; отсутствие в ряде случаев прототипов и возмож-

ности применить отработанные методики проектирования. Расчетные модели приходится совершенствовать в процессе проектирования.

5. Для достижения высоких показателей целевой эффективности необходимо широко применять нововведения по принципам управления, материалам, топливу с использованием новых физических явлений при выборе бортовых систем, конструировании и разработке технологических процессов. Обилие нововведений увеличивает технический риск при проектировании и требует мероприятий по уменьшению технического риска.

6. Неопределенность при выборе проектных решений из-за разброса значений проектных характеристик, определяемых неточностью исходных данных при проектировании. Анализ факторов неопределенности и выбор стратегии проектного поиска в условиях неопределенности являются важной частью методологии автоматизированных систем проектирования ЛА новых типов.

7. Ценность весовых критериев. Снижение массы означает повышение дальности, скорости, маневренности, а в отдельных случаях и возможности существования летательного аппарата, т. е. завязки проекта. Особо важной является проблема снижения массы для космических аппаратов, каждый килограмм массы которых соответствует десяткам килограммов массы разгонных систем. Компромисс между характеристиками прочности и массы агрегатов лежит в основе выбора структуры и конструктивно-силовых схем летательных аппаратов. Борьба за снижение массы сопровождает все доработки проектов.

Задачи оптимизации по массе составляют основу систем автоматизированного проектирования аппаратов с большими запасами топлива.

Контроль массы сопровождается соблюдением центровочных характеристик, определяющих режим балансировки, обеспечивающий процесс полета. Подсистемы автоматизированного контроля массы центровочно-инерционных характеристик являются важным инструментом управления современным процессом проектирования.

8. Важность проблем выбора критериальной основы, от которой зависит целевая установка начального этапа проектирования. В реальных проектных задачах приходится учитывать несколько критериев. Достижение наилучших значений критериев сопровождается учетом дисциплинирующих условий и ограничений.

9. Необходимость обеспечить требования по ресурсу работы для высоконапряженных конструкций с циклической потерей устойчивости и гибкой циклограммой работы бортовых систем. Обеспечение высокой надежности и безопасности полета требует проведения с помощью ЭВМ моделирования с определением способов и уровней аппаратного резервирования бортовых систем, а также функционального резервирования агрегатов конструкций с учетом аварийных режимов полета.

10. Сложный состав и взаимодействие бортовых систем ЛА, которые подлежат исследованию для выбора наилучших сочетаний

вариантов с решением комбинаторных задач синтеза структуры. Такие же задачи приходится решать при конструировании агрегатов и узлов, выбирая материалы, типы силовых схем, уровни унификации и резервирования.

11. Организационно-техническое взаимодействие при проектировании современного ЛА большого количества различных специалистов. Одной из основных функций САПр является автоматизированное управление коллективным взаимодействием с контролем работы различных предприятий и служб проектирования.

12. Большое влияние внешней формы ЛА на режим обтекания и теплообмена. Внешние обводы большинства скоростных ЛА влияют на компоновку, центровку, размещение и функции бортовых систем, поэтому автоматизированное проектирование немислимо без математического моделирования обводов, которое пронизывает весь процесс создания от определения облика до автоматизированного изготовления деталей и оснастки, формирующих обводы агрегатов.

13. Необходимость унификации и стандартизации агрегатов систем энергоснабжения, кондиционирования, силовых установок, управления, а также типовых деталей и узлов корпуса: элементов крепления силового набора, пневмогидросистем, кабельной сети и арматуры топливных магистралей. Обоснованный выбор рациональных путей и возможностей стандартизации элементов конструкции и оборудования возможен только при автоматизированном конструировании с использованием информационно-справочных систем, обеспечивающих сведениями о пригодных типоразмерах и номенклатуре деталей и узлов.

14. Сложность производственного процесса, требующая от конструкторских бюро разнообразной, жестко регламентируемой и постоянно корректируемой технологической документации. Автоматизированный выпуск такой документации и особенно ее корректировка и запуск в производство на разных заводах ставят перед разработчиками САПр сложные организационно-технические задачи.

15. Объединение автоматизированных процессов проектирования и изготовления с передачей банков данных без чертежей для генерации команд на станки с программным управлением и агрегаты сборки и контроля.

Перечисленные особенности проектирования ЛА охватывают весь процесс создания изделия в конструкторском бюро от зарождения первоначального замысла до запуска документации в производство. Проследим, каковы основные направления применения вычислительной техники по этапам проектирования и конструирования.

Этап подготовки технических предложений. Основные задачи: выбор концепций применения проектируемого ЛА и определение облика (конфигурации, состава и типовых режимов движения), обеспечивающего выполнение целевых задач.

Направления применения средств автоматизации: определение

технико-экономической эффективности, поиск оптимального облика; выбор альтернативных вариантов с учетом факторов неопределенности и критериев технического риска и на последнем этапе работы — имитационное моделирование для оценки выполнения целевых задач.

Этап эскизного проектирования. На этом этапе производится определение параметров конструкции для выбранного облика, увязка бортовых систем и подготовка к их разработке.

Основные направления применения средств автоматизации: математическое моделирование обводов; расчеты и моделирование основных характеристик; изготовление моделей и проведение экспериментов; расчеты нагрузок, прочностные и весовые расчеты; распределение лимитов массы и контроль массово-центровочных характеристик; синтез конструктивно-силовых схем агрегатов с оптимальным распределением массы и жесткости по силовым элементам равнопрочной конструкции; имитационное моделирование режимов функционирования на фоне наихудших ситуаций и внешних условий; определение оптимального резервирования бортовых систем; выявление путей унификации элементов планера, корпуса, силовых установок и оборудования.

Этап технического или рабочего проектирования. Задачей этапа является выпуск документации для создания, испытания и эксплуатации ЛА.

Вычислительные средства используются для: автоматизированного конструирования узлов и деталей; выпуска и тиражирования технической и эксплуатационной документации; полунатурного моделирования и автоматизированной обработки результатов испытаний; подготовки управляющих программ для производственного оборудования; выбора унифицированных и стандартизованных деталей.

Что же может объединять такие, на первый взгляд, разнородные задачи, как выбор облика ЛА оптимизация силовых схем или конструирование деталей, кроме применения для их решения общих средств автоматизации? Объединяющим стержнем является методология автоматизированного проектирования.

Сформулируем положения методологии автоматизированного проектирования ЛА, создаваемых для новых условий полета. Основные из этих положений следующие:

1. Опора на единую математическую и информационную модель, описывающую геометрию, конфигурацию и структуру ЛА. Модель используется на этапах проектирования, конструирования и изготовления, начиная от первоначального описания аэродинамической формы и заканчивая определением обводов агрегатов и деталей.

2. Применение общих методов и приемов решения задач структурного синтеза, свойственных выбору состава бортовых систем, силовых схем агрегатов, путей резервирования, рациональных типов-размеров узлов, параметров обводообразующих поверхностей и цифровых моделей деталей, формирующих обводы.

3. Учет факторов неопределенности в выборе стратегии поиска

облика ЛА с последующей оценкой достоверности проектных расчетов на базе критериев технического риска.

Рассмотрим сущность задач проектирования, не вдаваясь в специфику ЛА. Будем рассматривать процесс проектирования, отталкиваясь от наиболее простой и условной его модели, а затем будем постепенно усложнять эту модель.

Прежде всего отбросим наиболее сложную сторону задачи — информационную недостаточность и будем считать, что нет никаких неопределенностей и в распоряжении проектантов имеются точные и адекватные математические модели.

Прежде всего выясним, что же понимается под результатом проектирования? Большинство расчетных задач, формулируется следующим образом: даны исходные величины, требуется определить результат, разработав или применив для этого определения однозначно действующий алгоритм, включающий в себя ряд расчетных, логических или чертежных процедур.

Задача проектирования технического устройства отличается от расчетной следующим:

Во-первых, исходные данные определены не полностью и, как правило, предстоит конкретизировать диапазон их изменений. В числе исходных данных присутствует такой неопределенный фактор, как «окружающая среда». Результатом проектирования должно быть не просто получение определенных значений каких-то характеристик, а именно таких значений, которые позволяют функционировать проектируемому устройству в определенных условиях.

Итак, первое отличие: исходные данные нужно проанализировать и, если необходимо, скорректировать, причем выходные характеристики и структуру проектируемого устройства проверить на возможность выполнения целевой задачи, создав модель той среды, где предстоит функционировать проектируемому объекту.

Во-вторых, нужно выбрать не только одно из возможных сочетаний проектных параметров и характеристик, а в определенном смысле лучшее сочетание, выгодно отличающее выбранный вариант ЛА от других. Как правило, имеется возможность неоднозначного решения проектной задачи, что подтверждается примерами, в которых конкурирующие проекты приводят к разным представлениям об облике будущего объекта при одних и тех же требованиях. Четкое определение лучшего проектного решения сформулировать, как правило, не удастся, но всегда есть несколько формальных критериев, по которым можно отобрать лучшие варианты.

Итак, второе отличие: поисковая направленность проектной задачи, требующая определения такого сочетания проектных параметров, которые позволят достигнуть по ряду проектных критериев наилучших или предельных значений.

Обычно процесс проектирования делится на две параллельно-последовательные фазы: фазу «внешнего» проектирования и фазу «внутреннего» проектирования.

Внешнее проектирование начинается раньше и цель его — формулировка требований, ограничений и описание исходных данных,

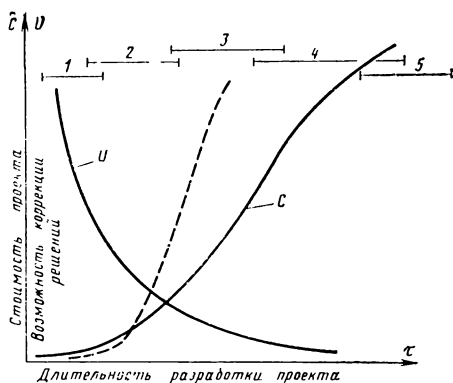


Рис. 1.

этап поиска оптимального облика ЛА; этап выбора рационального варианта и этап разработки проекта.

Глава 3. МЕТОДЫ ПОИСКА И ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ

3.1. ПОДСИСТЕМЫ ПОИСКА ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проблема автоматизированного поиска и выбора проектных решений является одной из ключевых в САПр. Важность этого объясняется, с одной стороны, высокой удельной стоимостью и ответственностью решений, принятых в начальной фазе проектирования и, с другой — трудностью задач выбора проектных характеристик в условиях неопределенности, свойственной начальному этапу создания новых летательных аппаратов. На рис. 1 дана качественная картина, показывающая как по мере увязки и детальной проработки проекта от задач проектного поиска 1 и этапа эскизного проектирования 2 к периоду рабочего проектирования 3, изготовления 4 и отработки 5 возрастают затраты и уменьшается возможность коррекций первоначальных проектных решений. Приведенная на рис. 1 картина подтверждает важность обстоятельного и детального начального поиска, поглощающего всего несколько процентов общей стоимости проекта, но влияющего на все последующие работы, поскольку каждое изменение проекта в ходе конструирования и изготовления воспринимается с большим трудом. На том же рисунке пунктирной линией показана тенденция накопления сведений о проекте по мере его все более детальной разработки. Целесообразно максимально обогатить информацией начальный момент завязки проекта, пока не приняты окончательные решения по его реализации, пока есть возможность просмотреть и отбросить сотни и тысячи конкурирующих вариантов облика, пока информационные связи

излагаемых иногда в специальном проектном задании. При внешнем проектировании задается целевое назначение проектируемого объекта. В некоторых случаях при внешнем проектировании формулируются критерии оценки ЛА для дальнейших этапов проектирования.

Внутреннее проектирование имеет своей целью определение и документирование основных проектных параметров и характеристик. Условно его можно разделить на три этапа:

между тематическими подразделениями конструкторского бюро легко формализовать и держать под контролем, пока вся работа сосредоточена в руках нескольких бригад проектного подразделения. Затраты на автоматизацию начального этапа проектирования невелики (от 3 до 7% общих затрат на САПр), но они сторицей окупаются в дальнейших конструкторских проработках. Внедрение подсистемы автоматизированного поиска и выбора проектных параметров ЛА является первым этапом в работах по автоматизированному проектированию и конструированию. Эта подсистема используется для изучения проблем внедрения САПр и создания методической основы будущих автоматизированных систем. Результаты проектно-поисковых исследований определяют перспективу предприятий и отраслей в целом, формируя тем самым научно-технический потенциал страны. Качество этих результатов зависит от применения вычислительной техники, ибо производительность труда при внедрении новых методов возрастает на несколько порядков, поскольку вместо «ручного» анализа одного — двух вариантов совершается автоматизированный поиск с перебором тысяч вариантов при более детальном расчете каждого из них.

Не случайно развитие на практике САПр началось с подсистем поиска облика ЛА. Такие подсистемы созданы или разрабатываются во всех ведущих конструкторских бюро и научно-исследовательских институтах. Обучение студентов в вузах происходит на примере работы с такими подсистемами. В зависимости от типа летательного аппарата и возможностей формализации процедур определения его облика меняется степень сложности, содержание программных комплексов, наполнение информационных баз, постановка проектных задач и состав подсистем. Обычно в такой подсистеме реализован набор прикладных программ с центральной программой расчета размерно-массовых характеристик, передающей данные в программу расчета стоимости и эффективности. Для такого расчета формируются типовые профили полета и выбирается состав бортовых систем. С помощью средств машинной графики комплектуется и отображается внешний вид ЛА и приближенная компоновочная схема. Осуществляется перебор различных вариантов состава и структуры, для чего пакет прикладных программ соединяется с программами численной оптимизации или с интерактивной процедурой упорядоченного варьирования определенных параметров. Каждый из рассматриваемых вариантов облика летательного аппарата комплектуется из отдельных систем, агрегатов и блоков, характеристики которых совместно с характеристиками всего аппарата определяются в ходе процедуры сводного проектного расчета. Особенности такого расчета, так же как и специфика построения прикладных программ, рассмотрены в гл. 6. Там же приведено описание базы данных, объединяющей результаты расчетов прикладных программ, на примере базы данных, разработанной ИК АН УССР для задач поиска проектных параметров ЛА. Монитор, используемый для подготовки данных в управляющей программе, формирует вариант структурной схемы рассматриваемой

модификации проектируемого изделия. В числе функций монитора: общие (выполнить расчет инвариантной прикладной программы, определить структуру базы данных, соответствующую изделию в модификации, задействовать внешние устройства, подготовить необходимые наборы данных и результатов); специфические функции для пользования (формирование типа изделия и модификаций, уничтожение или обновление информации); специфические функции пользователя базы данных (создание и уничтожение блока данных, ввод и вывод информационного блока, содержащего результаты расчетов, экспериментов или проектных проработок).

Первый решающий сдвиг в эффективности подсистем проектного поиска произошел в момент освоения высокопроизводительных ЭВМ, которые позволили применить численные методы оптимизации для совместного поиска конфигурации, структуры и режимов движения летательных аппаратов.

В настоящее время дальнейшее развитие подсистем поиска и выбора облика летательных аппаратов зависит от таких методологических проблем, как формализация факторов неопределенности и технического риска.

Главные усилия методологии проектирования должны быть сконцентрированы в направлении раскрытия и формализации факторов неопределенности и вооружения разработчиков летательных аппаратов инструментом для обоснованного выбора проектных решений, опираясь на возможность оценки достоверности проектных расчетов, сравнения вариантов в условиях технического риска и уверенного поиска действительно наилучших вариантов структуры и состава ЛА.

3.2. МЕТОДОЛОГИЯ И СТРАТЕГИЯ ПРОЕКТНОГО ПОИСКА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

При изложении проблем проектирования в условиях неопределенности была принята терминология, употребляемая в первых работах по автоматизированному проектированию.

Путаница и совмещение таких понятий как «проектные параметры», «критерии», «характеристики систем», «дисциплинирующие условия» и т. д., наблюдаемые в ряде последних работ по САПр побудила автора предложить придерживаться хотя бы в рамках данной книги следующей системы понятий:

Проектные параметры — это такие данные, которые в начале каждого проектного расчета формируют облик определенного варианта летательного аппарата. Изменением проектных параметров трансформируется облик ЛА. Значения этих параметров неизменны при каждом поверочном расчете, но целенаправленно варьируются в процессе перебора вариантов облика ЛА или его систем, а также в процессе уточнения его размерности в ходе проектного расчета одного варианта. Существует группа проектных параметров, описывающих конфигурацию (радиусы закруглений, углы стреловидности и конусности, диаметры, удлинения и другие геометрические

величины). Имеется группа параметров, формирующих закон управления движением, а также начальные условия и режим балансировки (углы атаки и крена, программа управления тангажом, тяговооруженность двигателей, условия разделения или крейсерского полета). При детальном проработке рассматривается множество конструктивно-компоновочных параметров (размеры силовых элементов, толщины оболочек корпуса, базы посадочных органов, толщины пакетов теплоизоляции). Для синтеза состава и структуры ЛА выделяется группа формальных целочисленных параметров. Каждый из этих параметров обозначает одну из подсистем, а каждое значение параметра соответствует порядковому номеру варианта подсистемы, подлежащего рассмотрению. Таковы параметры, отображающие в алгоритмах перебора вариантов модификации бортовых систем, вариации схем агрегатирования, силовых и компоновочных схем, типы топлив и материалов, число резервных элементов, количество силовых установок.

Исходные данные — это набор сведений, задаваемых в начале проектирования и фиксирующих условия функционирования летательного аппарата. Исходные данные как бы устанавливают границы поверочных расчетов; они неизменны в процессе поиска оптимальных проектных решений, но их нельзя считать эталоном, принятым раз и навсегда на всех этапах проектирования. Смысл проектных исследований в условиях неопределенности и состоит в изучении «чувствительности» выбранных проектных показателей к возможным отклонениям значений тех исходных данных, которые в проектной задаче назначены субъективно и должны уточняться в ходе последующего проектирования. К исходным данным относятся, например: сведения об окружающей среде (характеристики атмосферы Земли и планет, включая данные о ветре и химическом составе, сведения об условиях посадки и характеристиках грунтов, характеристики процессов эксплуатации); информация о начальных и конечных условиях полета; сведения о программах полета и возможном полезном грузе; теплофизические характеристики применяемых конструкционных, теплозащитных материалов и топлив; применяемые в статистических и полуэмпирических формулах коэффициенты, позволяющие оценить предельные нагрузки, тепловые потоки, температуры, скоростные напоры, давления, аэродинамические характеристики, траектории полета и т. д.

Разброс значений исходных данных приводит к неоднозначности результатов проектирования и существенно осложняет стратегию поиска и выбора рациональных проектных решений.

Ошибки в традиционном процессе принятия проектных решений чаще всего происходят из-за сопоставления конкурирующих компоновочных проработок, полученных разными исполнителями при разных исходных данных. Основное регламентирующее условие проектного поиска — все варианты должны сравниваться при одинаковых исходных данных.

Проектные характеристики летательного аппарата — это показатели, полученные в результате расчетов, поисковых исследований

и проектных проработок. В их числе результирующие тактико-технические сведения, энергетические, размерно-массовые и другие обобщенные материалы о режимах движения, внешних воздействиях, внутренних процессах и реакциях летательного аппарата (энергопотребление, тепловыделение, аэродинамические характеристики, расходы массы, меры стоимости, надежности и т. д.). Некоторые характеристики получаются побочно на промежуточных стадиях расчетов для выявления итоговых характеристик, представляющих ценность в ходе сравнения вариантов. Целью расчетов является получение именно тех характеристик, по которым различают один вариант от другого. Улучшение или сохранение значений отдельных проектных характеристик является целью проектного поиска.

Проектные критерии — это те проектные характеристики, к нахождению лучших или предельных значений которых стремится проектант в процессе проектного поиска. Иногда предметом поисковых операций является достижение некоторых компромиссных уровней для ряда противоречивых критериев при условии, что известны рекордные значения этих критериев. Для нахождения значений критериев привлекаются формализуемые вычислительные операторы, эвристические процедуры, компоновочно-графические проработки. Последовательность вычислительных операций для нахождения значений критерия в алгоритме проектного расчета отображается целевой функцией. Эта функция, как правило, не соответствует основным требованиям теоретических методов оптимизации, так как она разрывна; не всегда может быть определена; существует в операторной записи; не базируется на аналитических выражениях; не дифференцируема; не унимодальна (допускает несколько локальных экстремумов и перегибов); не сепарабельна и не аддитивна (т. е. не может быть расчленена на несколько независимых суммируемых подфункций от отдельных параметров). Работа с целевыми функциями осложняется обратными связями в алгоритме проектного расчета, включающего в себя несколько итераций. Целевая функция однозначна только при прямом расчете, в ходе которого по совокупности проектных параметров и при фиксированных границах исходных данных выявляются значения проектных критериев. Она не допускает обратных преобразований с переходом от проектных критериев к значениям параметров и только в отдельных случаях позволяет совершить обратный переход, но результат его многозначен, ибо одна комбинация значений критериев может быть получена при разным сочетании значений проектных параметров.

Существо проектного поиска состоит в целенаправленном изменении значений параметров для достижения таких вариантов, которые обладают лучшими значениями критериев, чем исходные. Само понятие «лучшее» в проектных задачах является неопределенным и расплывчатым, поскольку ряд критериев вообще не имеет количественного выражения, а точно оцениваемые критерии противостоят друг другу.

Предельные характеристики — это те характеристики, значения которых не должны выходить за пределы, оговоренные проектным

заданием. В числе этих характеристик: перегрузки и их интегральное воздействие на экипаж; температуры элементов конструкции; скоростные напоры; посадочные скорости; пиковые электропотребления и тепловыделения; положение центра тяжести при центровке; ресурс систем, определяемый запасами расходуемого рабочего тела; габариты складных устройств, агрегатов и т. д.

В зависимости от постановки проектной задачи некоторые критерии могут переходить в разряд предельных характеристик. Например, при весовом контроле уже утвержденного проекта критерий массы (минимизируемый ранее) может фиксироваться в качестве «лимитной» массы.

Возможна даже такая постановка проектных задач, при которой не назначаются критерии, а целью работы является нахождение таких решений, которые укладываются в рамки ограничений на характеристики. Тем не менее такие задачи являются поисковыми, ибо получение максимального количества допустимых вариантов при многих условиях и ограничениях требует применения сложных алгоритмов в сочетании с опытом проектанта.

Наиболее типична ситуация, когда выявление лучших проектных решений по совокупности критериев происходит с учетом ограничений ряда проектных характеристик.

Основная трудность проектного поиска облика ЛА заключается в неопределенности результатов из-за неполной информации о критериях оценки, а также о характеристиках и процессе полета. Перечислим различные факторы неопределенности, классифицируя их по порядку в соответствии со значимостью для проектирования и с возрастанием трудностей их формализации.

Прежде всего необходимо считаться с отсутствием методов расчета, математических моделей и даже количественных оценок для измерения отдельных качеств и свойств ЛА в его проекте (неопределенность первого рода).

Затем приходится сталкиваться с отсутствием информации о взаимной значимости разнообразных критериев, часть которых противоречит друг другу (неопределенность второго рода). Далее, выделяя условно основной критерий и решая реальные проектные задачи структурного синтеза с целевыми функциями сложного вида, не допускающими применения теоретических методов обоснованного нахождения экстремумов, приходится возлагать надежды на человеко-машинные инженерные приемы нахождения вариантов лучших, чем уже просмотренные, без всяких гарантий получения действительно оптимальных решений (неопределенность третьего рода).

Человек в состоянии работать одновременно с 5...7 варьируемыми параметрами. Кроме того, человеку присуще стремление улучшать проектное решение, варьируя одновременно один параметр при фиксированных значениях других параметров. Метод покоординатного поиска является наименее экономным в задачах большой размерности и при овражной или разрывной гиперповерхности целевой функции не приводит к нахождению абсолютного экстремума.

Размерность типовых задач поиска облика летательных аппаратов может измеряться несколькими десятками параметров с обязательным шагом просмотра значений параметра, равным $0,1...0,3$ диапазона допустимых значений. Например, для рассмотренной в работах [6 и 26] не очень сложной задачи оптимизации режима движения, формы, энергетических и конструктивных параметров спускаемого космического аппарата число одновременно варьируемых параметров равно $25...30$ и начальный масштаб шага приращения значений параметра составляет $0,1...0,2$ от интервала возможных значений.

Предположим, что проектант сумел преодолеть все трудности. Он смог получить численное выражение критериев, проранжировал их по значимости, сгруппировал равнозначные и непротиворечивые критерии, выделив два основных противоречивых критерия, и наладил поиск лучших вариантов по одному из них, периодически назначая допустимые пределы на значения другого. Процесс поиска лучших решений по этому критерию ему удалось снабдить приемами оценки результативности оптимизации, отталкиваясь от оцененных им статистически предельно возможных наилучших значений критерия. И вот тут-то его подстерегает наибольшая неприятность, сводящая на нет все труды поиска оптимальных решений. Оценив возможную точность своих математических моделей, используемых для расчета критериев, т. е. задав максимальные и минимальные отклонения исходных данных, он обнаруживает, что возможный разброс значений критериев сопоставим с разницей этих значений, взятых у посредственных и отобранных вариантов. Возникает опасность случайного выбора совсем не оптимального решения из-за несовершенства и неточности методов, используемых для расчетов по проектным дисциплинам (неопределенность четвертого рода).

Рассмотрим более детально перечисленные факторы неопределенности и приемы, формализующие для инженера процесс поиска при неполной информации о критериях и возможностях их улучшения.

Неопределенность первого рода означает, что наряду с конкретными количественными показателями на начальном этапе проектирования приходится всегда учитывать качественные свойства, физически не измеримые и не имеющие экспериментальных и расчетных зависимостей для оценки их величины. К числу таких расплывчатых понятий относятся: внешний вид и наглядность обводов; технологичность и простота конструкции; удобство в эксплуатации; наличие апробированных вариантов проектных решений; пригодность к последующим модернизациям; насыщенность отработанными схемными и конструктивными решениями; степень применения унифицированных или стандартных узлов и деталей; преемственность с будущими разработками перспективных аппаратов, гибкость структуры, т. е. адаптивность к изменению целевых задач для многоцелевых летательных аппаратов.

Учет качественных показателей удобно производить тогда, когда рассмотрены и приведены в систему количественные критерии и

предельные характеристики, проведен предварительный широкий поиск и отсортировано множество рациональных вариантов. Ничего другого, кроме эвристических приемов подготовки, сбора и обработки экспертных сведений для перевода качественных требований в разряд количественных критериев предложить не удастся.

Метод экспертных оценок, применяемый в таких случаях, освещен в различных работах (см., например, [49, 51]). Рекомендуются выделить два последовательных этапа обработки мнений экспертов. На первом из них производится ранжирование требований по важности, а на втором — получение оценок по общей нормированной шкале балльности для каждого показателя применительно к любому из сравниваемых вариантов проектных решений. Обработка данных экспертов на каждом этапе циклична, причем в серии сходящихся итераций постепенно уточняются мнения экспертов. Полученные количественные оценки все равно будут субъективными для данной группы экспертов. Существуют простые методы [51] для сопоставления компетентности групп экспертов и каждого эксперта в отдельности по сравнению друг с другом. Уточняющие итерации сходятся до заданной точности, измеряемой по рассогласованию оценок, полученных на последней и предпоследней попытках корректировки мнений. Обратная связь, по которой генерируется очередная коррекция мнений, основана на предъявлении экспертам обобщенной информации о том, как согласуются их мнения с осредненными оценками большинства мнений других экспертов. В гл. 7 описан один из таких методов корректировки.

Количественные критерии различного назначения измеряются и оцениваются с разной степенью ценности.

Есть критерии высшего ранга (стоимость, показатели эффективности и надежности), точность определения которых невелика. Им близки общие для всех систем ЛА точно вычисляемые критерии второго ранга, свидетельствующие о совершенстве конструкции (масса полезного груза, масса вспомогательных и служебных систем), а также критерии того же ранга, свидетельствующие о качественном выполнении целевых задач (достижение рекордных показателей). Критерии низшего ранга дают представление о преимуществах систем: запасам рабочего тела, потребным объемам и мощности агрегатов, несущим или тормозным свойствам аэродинамических форм, удельному импульсу двигательных установок, плотности топлива и т. д.

Прежде всего необходимо проранжировать критерии хотя бы по группам. Затем имеет смысл привести их к относительной форме. Для этого необходимо знать наилучшие и наихудшие предельные уровни, между которыми будет находиться значение каждого критерия в ходе оптимизации. Методы оценки экстремальных значений критериев изложены в следующей главе. Относительные критерии логично сопоставить между собой для составления комплексного критерия. Если критерии не противоречивы, то это удастся. Если критерии противоречивы и составляют большую группу, то возникает потребность попытаться хотя бы условно упорядочить их по

важности с тем, чтобы для выбора вариантов использовать принцип «жесткого приоритета». В соответствии с предложенным В. В. Подиновским [32] способом выбора для каждого из проектных вариантов производится поэтапное сравнение по очередному критерию, стоящему на иерархической лестнице. Предварительно следует условиться о точности, при которой варианты считаются равноценными при близких значениях равноправных по иерархии критериев.

Предпочтительным считается вариант, для которого значение одного из критериев лучше при условии, что значения всех более важных критериев примерно равны. При проектировании летательных аппаратов редко удается четко отранжировать все критерии по степени их важности, но оказывается возможным выделить критерии высшего и второго ранга и сгруппировать непротиворечивые критерии, составив несколько комплексных антагонистических критериев. Неопределенность второго рода обычно означает, что мы не в состоянии оценить, как должны соотноситься значения критериев между собой для компромиссного проектного решения, не являющегося наилучшим по каждому из критериев, но устраивающего разработчика ЛА. Если же разработчик в состоянии решить, посмотрев на значение одного критерия, каким должно быть отклонение от рекордного значения других антагонистических критериев в гипотетическом рациональном проектном решении, то мы по ряду причин, изложенных далее, не всегда сможем найти проектный вариант, устраивающий разработчика по набору взаимных уступок в значениях критериев.

Рассмотрим решение многокритериальной задачи, часто встречающейся при выборе облика, синтезе силовых схем и определении конструктивных параметров агрегатов и узлов летательных аппаратов. Будем считать для простоты, что критерии определяются точно, задача детерминирована и разброса значений исходных данных не существует.

Алгоритм решения задачи векторной оптимизации при работе с несколькими антагонистическими равнозначными критериями состоит не только в построении и применении способа нахождения экстремума, но прежде всего в формулировке цели поиска и посятия, что же такое оптимальное решение.

Нетрудно убедиться в том, что оптимального варианта в общепринятом смысле в такой задаче вообще не существует. Могут быть найдены по отдельным критериям рекордные варианты по каждой из проектных характеристик. Переход от рекордных вариантов к другим, более предпочтительным с точки зрения разработчика, связан с ухудшением одного из критериев. Насколько такое ухудшение терпимо и ценой какого улучшения значений других критериев его следует допустить, может решить только проектант, лицо, принимающее решение (ЛПР).

Проанализировав множество вариантов, ЛПР обнаруживает, что имеется большое количество вариантов, менее удачных, чем их ближайшие конкуренты, ибо у них по всем критериям наблюдается

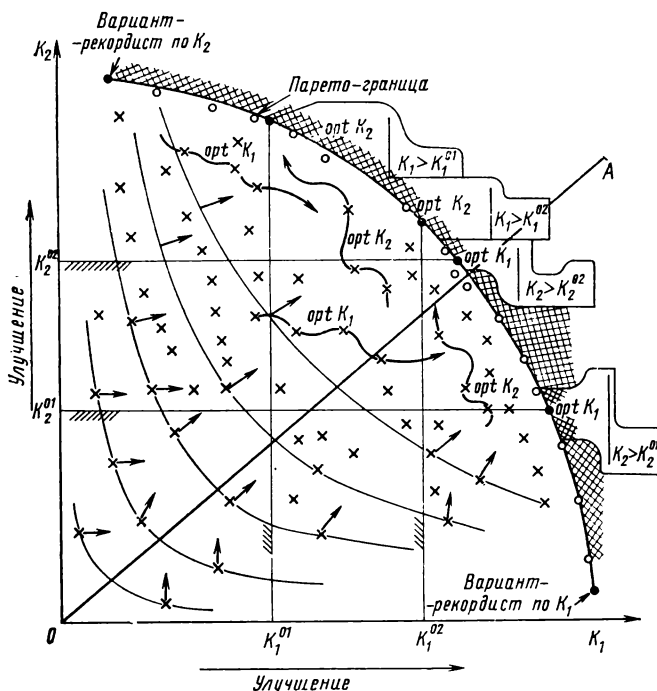


Рис. 2.

худшее положение. Одновременно выделяют редкие варианты, сравнивая которые между собой, убеждаемся, что, переходя от одного варианта к другому, теряешь в одном качестве, но приобретаешь в другом. Возникает потребность попытаться улучшить именно эти варианты. Такое улучшение не бесконечно. В результате поисковых исследований с использованием приемов, описанных далее, получается совокупность предельных, не улучшаемых вариантов, каждый из которых отличается от своего конкурента тем, что при сопоставлении с ним обнаруживаем улучшение значений одного критерия при обязательном ухудшении значений других критериев.

Наглядной иллюстрацией многокритериальных задач является отображение области существования решений в пространстве значений критериев. Для случая двух антагонистических максимизируемых критериев плоскость возможных решений показана на рис. 2. Рисунок помогает понять, что для множества возможных решений существуют граничные варианты или Парето-оптимальные решения. Точки в пространстве критериев, показанные на рисунке, отражают возможные реализации проекта, полученные по совокупностям значений проектных параметров ($\bar{x}$).

Парето-оптимальной точкой $\bar{x}_0$ для набора противоречивых критериев $F_1, F_2, \dots, F_i, \dots, F_n$ назовем точку, для которой не существует ни одной соседней точки $\bar{x}_k$, в которой хотя бы по одному из крите-

риев наблюдалось улучшение при условии, что по другим критериям не наблюдается ухудшение их значений. Если мы обеспокоены поиском максимумов, то справедливо условие $F_{i,0} = \Phi_i(\bar{x}_0) \geq F_{i,k} = \Phi_i(\bar{x}_k)$ ($i = 1, 2, \dots, n$) (при этом хотя бы одно из неравенств должно быть строго).

Описание инженерного способа выхода в зону Парето-границы будем иллюстрировать примером, чаще всего встречающимся в практике проектирования летательных аппаратов. Обычно комплексированием равнозначных критериев удается свести проблему компромиссного выбора к сопоставлению антагонистических критериев, один из которых определяет степень совершенства конструкции, а другой показывает, насколько эффективно решается целевая задача, для которой создается аппарат. Улучшение одного из критериев при изменении хорошо проработанного проекта означает ухудшение значений другого критерия (что и наблюдается на Парето-границе).

Например, при поиске состава систем с целью оптимального резервирования космического аппарата для длительных автономных полетов вступают в противоречие весовые показатели и надежность характеристики. Задача заключается в выборе с помощью ЭВМ способов дублирования приборов.

Целью автоматизированного синтеза состава является набор Парето-оптимальных решений, каждое из которых характеризуется минимумом массы при максимуме надежности.

Во втором примере максимальная дальность доставки полезного груза летательным аппаратом достигается за счет увеличения массы топлива и разгонных систем, причем для максимизируемой величины массы полезного груза выбирается размерность и энергетические характеристики, соответствующие максимальной дальности.

Третий пример известен разработчикам маневренных самолетов. С одной стороны, необходимо добиться максимальной скороподъемности на малых высотах, уменьшая сопротивление, увеличивая тяговооруженность и запас топлива, с другой — целесообразно развивать несущие поверхности и уменьшать полетную массу для снижения нагрузки на крыло и радиуса маневра.

Четвертый пример взят из области проектирования космических спускаемых аппаратов [6]. Масса аппарата (его конструкции и теплозащиты) должна быть минимальной. Минимумы массы позволяют делать вывод о высоком качестве выбора формы, состава и режимов движения. Улучшение целевого воздействия (бокового маневра, интегрального воздействия перегрузки) означает удлинение траекторий спуска, увеличение массы теплозащиты и всего ЛА.

В пятом примере — посадочный марсианский планетный комплекс. Масса средств спуска и посадки — один из важнейших критериев выбора размерности и конфигурации тормозных экранов и энергетики предпосадочного торможения. Для обстоятельного выбора места посадки приходится перестраивать траекторию и жертвовать массой топлива и конструкции, обеспечивая целевой критерий — максимальный радиус предпосадочного маневра.

Современный коммерческий универсальный транспортный самолет должен быть унифицирован для разных типов грузов, для чего необходимо включать в состав конструкции специализированные системы приема и эвакуации контейнеров, средств транспорта, емкостей с топливом, пассажиров и т. д. Это седьмой пример, показывающий необходимость жертвовать массой конструкции для решения целевых задач, обеспечивая максимум эксплуатационных удобств при минимуме массы.

Восьмой пример характерен для задач выбора конструктивно-силовых схем агрегатов планера. Каждая из подлежащих рассмотрению конструктивно-силовых схем оптимизируется с целью равнопрочного распределения массы по силовым элементам конструкции. Такая оптимизация рассмотрена в гл. 9, она включает

в себя серию поверочных расчетов с использованием метода конечного элемента. Во всех узлах стыка элементов, на которые расчленена конструкция, вычисляются деформации и выявляется картина прогибов агрегата и поворота его сечений. При переходе от расчета к расчету целенаправленно уменьшаются сечения недогруженных элементов и добавляется масса в элементы, способные потерять устойчивость. Противоречат друг другу два критерия: масса силовых элементов и жесткость отсека или агрегата. В результате проектных работ выбирается силовая схема с минимальной массой и приемлемой жесткостью на изгиб и кручение в концевых сечениях и на сдвиг в местах крепления агрегатов. Максимальная жесткость необходима для увязки отъюстированных приборов управления и двигателей, а также для обеспечения приемлемых динамических нагрузок на несущие агрегаты (крыло, оперение).

Десятый пример является самым актуальным для проектирования и конструирования узлов и деталей летательных аппаратов. Требование минимума массы конструкции, присущее в большинстве случаев задачам проектирования, противоречит необходимости вводить не очень легкие, но стандартизованные узлы и детали ограниченной номенклатуры и типоразмеров. Стоимостные показатели ввести, как правило, не удастся из-за неопределенности оценок затрат на унификацию с охватом всей отрасли. Вот и приходится, максимизируя количество унифицированных элементов, следить за приемлемой потерей массы конструкции, выбирая ее минимальной для каждого уровня унификации.

Десятый пример рассмотрен подробно далее при описании задач автоматизированного конструирования. Конструктивные параметры отдельных стержней следует выбирать с учетом ограничений на сортамент и технологическую оснастку, которые увеличивают общую массу всей партии. Необходимо исследовать зависимость изменения оптимальной массы конструкции от числа типоразмеров и номенклатуры штампов и оправок.

Одиннадцатый пример приведен в конце книги при формулировке задачи оптимизации парка заготовок для автоматизированного конструирования и изготовления деталей. При заданной минимальной массе деталей противоречат два критерия: масса материала и номенклатура заготовок. Затраты на получение заготовок неопределены, поскольку не всегда возможно точно подсчитать стоимость модернизации технологических процессов. Поэтому приходится искать раскрой, оптимальный по расходам материала и не приводящий к чрезмерному увеличению типоразмеров заготовок.

Обратимся к рис. 2 и будем считать, что максимизируем два критерия: K_1 и K_2 . При минимизации картина будет обратной, но существо рассуждений сохранится. Крестиками на пространстве критериев показаны возможные реализации проекта, точками — реализации-рекордисты и реализации в зоне Парето-границы, показанной условной линией, правее и выше которой решений не существует.

Целью проектного поиска является выход в зону Парето-границы с приобретением для дальнейшего анализа значительного количества неподчиненных вариантов, т. е. вариантов, близких к Парето-оптимальным и, по мнению ЛПР, достойных сравнения и будущей проработки.

Классический прием решения задач векторной оптимизации заключается в следующем:

1. Производится опрос ЛПР, в ходе которого предъявляются ему на пробу некие абстрактные варианты проектных решений с разными значениями критериев. Назначаются коэффициенты взаимной ценности или предпочтения критериев друг другу.

2. Составляется так называемая «свертка» т. е. комплексный критерий, представляющий собой аддитивное или мультипликатив-

ное соединение противоречивых критериев, взятых в безразмерном виде с весовыми коэффициентами, отражающими предпочтительное направление движения в пространстве критериев к Парето-границе (на рисунке 2 по лучу OA). Одним из эффективных способов применения аддитивных сверток является поочередное выделение критерия, находящегося в наихудшем положении для последующего улучшения его значений (минимаксная свертка Гермейера).

3. Предлагается оценить по соотношению критериев гипотетическое решение, возможно, даже не существующее в природе (точка A на рис. 2). Если соотношение критериев в точке A не нравится ЛПР, то предлагается переназначить коэффициенты взаимной ценности и получить новую «точку идеала». В случае приемлемого компромисса в точке A предлагается переходить вдоль луча в точку, лежащую на Парето-границе.

4. Попадание на Парето-границу сопровождается детальным рассмотрением проектных параметров и других показателей найденного предельного решения. Если ЛПР необходимо изменить степень относительной ценности критериев, то совершается новый шаг уже по Парето-границе в необходимом направлении.

Реализация такого наглядного приема в реальном процессе проектирования мешают два обстоятельства.

Во-первых, комплексный критерий, построенный на коэффициентах относительной важности антагонистических критериев, не может вычисляться одинаково во всех зонах множества допустимых решений. Показатели предпочтения критериев меняются в зависимости от абсолютной величины критериев и их близости к рекордным значениям или к Парето-границе. Проектантом ЛА излишний резерв массы, расходуемый на превышение скоростных или маневренных показателей, по разному оценивается в зависимости от величины самого резерва и размера отклонения показателей от проектного задания. На рис. 2 прямыми стрелками показаны разные предпочтительные направления улучшения критериев. Там же нанесены пунктиром изолинии «устремлений ЛПР», перпендикулярно которым следовало бы двигаться. Точки этих линий примерно равноценны для ЛПР.

Во-вторых, все рассуждения о движении по лучу в заданном направлении или о переходе в соседнюю точку Парето-границы выполнить в действительности невозможно. Мы в состоянии решать прямую проектную задачу и находить по совокупности параметров значения критериев. Обратная процедура невозможна, поэтому, наметив точку с очередными значениями критериев, мы движемся к ней сложным образом через другие точки, периодически меняя параметры, формируя варианты и вычисляя для них критерии. Приходя разными путями в близкие по значениям критериев точки, можно убедиться, что значения параметров в них совершенно не похожи, поскольку картина пространства критериев неоднозначно трансформируется в пространство параметров. Не случайно опытные проектанты в роли ЛПР требуют в дополнение к информации о

значениях критериев добавлять сведения о значениях параметров всех вариантов, просматриваемых при выходе на Парето-границу.

Прием, применяемый в инженерной практике, основан на продвижении в пространстве параметров целенаправленным варьированием их значений. Инструментом автоматизированного поиска являются численные методы условной оптимизации, описанные в следующей главе. Оптимизируется один критерий, а на значения другого периодически накладываются все более жесткие ограничения. Критерии можно менять местами, задавая, как это показано на рис. 2, ряд ограничений на значения K_2 (K_2^{01} и K_2^{02}), максимизируя K_1 с продвижением по волнистым стрелкам от K_1 к точкам $\text{opt } K_1|_{K_2 > K_2^{01}}$ и $\text{opt } K_1|_{K_2 > K_2^{02}}$ или наоборот задавая набор ограничений на K_1 (K_1^{01} и K_1^{02}), максимизируя K_2 с продвижением по волнистым стрелкам от K_2 к точкам $\text{opt } K_2|_{K_1 > K_1^{01}}$ и $\text{opt } K_2|_{K_1 > K_1^{02}}$.

В подготовительный период оптимизацией без ограничений являются варианты-рекордисты по каждому критерию. Каждый цикл оптимизации с определенным значением ограничения сопровождается статистической оценкой предельно достижимого уровня критерия для подтверждения действительного выхода на Парето-границу.

Задача поисковых исследований — получить как можно больше решений, близких к Парето-оптимальным, и рассмотреть их обстоятельно с сочетаниями проектных параметров и набором дополнительных вспомогательных характеристик и показателей. Для расширения такого множества предоптимальных вариантов практикуется поиск с циклической сменой критериев и ограничений. Каждое окончательное или промежуточное решение, близкое к границе и являющееся по мнению ЛПР удачным, проверяется на Парето-оптимальность, для чего даются приращения значениям параметров и сравниваются полученные при этом варианты. Алгоритм зонального дискретного улучшения предоптимальных приграничных решений рассмотрен в следующей главе.

Все рассуждения проведены в предположении однозначного и объективного определения значений проектных критериев. Попытаемся теперь взглянуть на проектную задачу с реальных позиций, отказавшись от детерминированной постановки задачи и учитывая наиболее сложный фактор неопределенности — вероятностный характер проектных оценок (неопределенность четвертого рода).

Действительные причины, по которым приобретаемые в процессе реализации проекта значения критериев не совпадают с оцениваемыми в начальной фазе проектирования, имеют разную природу. Здесь и случайные флуктуации, не зависящие от исходных данных, и отклонения, логически вытекающие из уточнений расчетных моделей и корректировки проектного задания в ходе конструирования и отработки ЛА.

Флюктуации значений проектных характеристик, происходящие независимо от будущих уточнений, трудно объяснимы и связаны со следующими недостатками процесса проектирования и изготовления:

- случайными ошибками в составлении алгоритмов и отладке программ;

- незначительными сбоями в обработке информации вычислительными средствами;

- погрешностью расчетов;

- ошибками в технической документации;

- неточным вводом значений характеристик, взятых по результатам эксперимента или полученным расчетным путем на отдельных ЭВМ. Здесь и далее будем считать, что возможные отклонения значений критериев определяются в основном разбросом значений исходных данных. С точки зрения полноты информации все исходные данные можно разделить на две группы. К первой следует отнести наиболее неприятные для проектанта неопределенные данные, по которым полностью отсутствует информация о закономерностях их отклонений. Таковы в начальной фазе проектирования отрывочные сведения о возможных программах полета и функциональных задачах многоцелевых летательных аппаратов. Такими же являются материалы проектного задания, отражающие начальные и конечные условия полета, а также возможные расчетные нештатные и аварийные ситуации.

Неопределенность значений этой группы данных наиболее неприятна, поскольку они не могут быть изучены и описаны с помощью статистических методов. Такие данные определяют (по терминологии Е. С. Вентцель [11]) явления, которые не обладают свойством статистической устойчивости. Назовем такие данные «нерегулируемыми».

Во второй группе данные, случайная природа которых может быть описана приближенно с помощью статистических законов. Назовем такие данные «регулируемыми». Разброс значений таких данных может моделироваться и задаваться по-разному. В лучшем случае, но довольно редко, известно математическое ожидание и дисперсия распределенной по нормальному закону случайной величины. Для особо важных сведений строится по данным экспертизы закон распределения (метод построения описан в гл. 7). Чаще всего на начальном этапе проектирования известны по опыту или по результатам опроса экспертов только границы интервала временных значений компонент исходных данных. В пределах интервала задается равномерное или нормальное распределение с оценкой всего диапазона между границами как $\pm 3\sigma$.

Если подходить к процессу проектного поиска с точки зрения исследования операций, то следует признать, что самым простым из теоретико-игровых методов, позволяющих на практике гарантировать успех при выборе решений, является минимаксный подход.

В соответствии с этим подходом ставится цель найти наилучшее решение на фоне наихудших условий функционирования и реализа-

ции наихудших значений исходных данных, описывающих характеристики материалов, топлив и теплофизических процессов.

В задачах проектирования приходится выделять три цикла поиска предельных решений.

1. Внутренний цикл, или нижний уровень поиска. На этом уровне для аппарата, облик которого сформирован, а также для одного из назначенных сочетаний исходных данных варьируются параметры управления движением, а также параметры отдельных бортовых систем и элементов конструкции.

2. Промежуточный цикл или средний уровень поиска. На этом уровне используются предельные и оптимальные решения из внутреннего цикла и варьируются исходные данные (условия полета и сведения о материалах и процессах). Производится поиск наихудших режимов функционирования при условии, что каждый режим оптимизируется во внутреннем цикле.

3. Внешний цикл или верхний уровень поиска. На этом уровне сравниваются варианты с разным обликом (конфигурацией, структурой и составом) при условии, что каждый вариант рассчитан на наихудшее сочетание значений исходных данных, отобранное в промежуточном цикле.

Для критерия, определяющего совершенство конструкции летательного аппарата (масса конструкции, обеспечивающих и служебных систем M_{Σ}), названные циклы поиска объединяются следующим выражением:

$$M_{\text{opt}} \approx \min_{\{x_j\}} \sum_{i=1}^n \max_{\{q_k\}} \left| \min_{\{x_l\}} M_i(\bar{X}, {}^r \bar{q}, \bar{x}); \right. \\ \left. P_p < P_p^0 \right|$$

где $\bar{X}$ — параметры, определяющие конфигурацию, состав и структуру аппарата; $\bar{q}$ — компоненты набора данных; $\bar{x}$ — параметры конструктивных узлов, бортовых систем и управления движением; M_i — функции и операторы для определения массы систем и блоков летательного аппарата.

Равенство показано приближенным, чтобы было ясно, что подсчет массы производится с учетом обратных связей, реализующих зависимость характеристик систем друг от друга.

Суть стратегии поиска, описываемой приведенным условием для типовых летательных аппаратов, следующая:

1. Для многоцелевых орбитальных космических аппаратов оптимальная структура по критерию минимума массы должна определяться на множестве всех мыслимых задач и программ полета, причем для каждой i -й системы выбираются наихудшие сочетания задач и программ полета. При этом для каждой системы и для каждой рассматриваемой программы полета выбираются наилучшие конструктивные параметры и алгоритмы управления.

2. Размерность, нагрузка на крыло, тяговооруженность и параметры систем наведения управляемого снаряда необходимо выбирать, минимизируя его массу при различных сочетаниях маневров носителя и целей. Наихудшие сочетания выбираются для гарантированной оценки массы систем и частей конструкции. От-

дельные параметры систем и константы в управлении наведением соответствуют наилучшей весовой отдаче в худшем расчетном случае для каждой системы.

3. Для спускаемых космических аппаратов, входящих в атмосферу Земли и планет, минимальная масса средств спуска и посадки определяется варьированием параметров, описывающих конфигурацию и режим балансировки. Для каждого рассматриваемого сочетания значений этих параметров выявляется наихудшая масса конструкции, теплозащиты, двигательных установок и посадочных систем в процессе просмотра возможных условий входа в атмосферу при разных расчетных моделях атмосферы и условий на планете. Набор параметров управляемого движения, определение предельно минимальных толщин пакетов теплозащиты, уносимой массы покрытия, запасов топлива на подлетно-предпосадочные маневры и торможение производятся из условия минимальной массы для каждой реализации условий функционирования.

4. Конструктивно-силовая схема агрегатов планера выбирается минимальной по массе и приемлемой по жесткости среди тех, которые отличаются материалами, схемами сочленения отсеков, положением силовых шпангоутов или лонжеронов, шагом установки несущих шпангоутов и стрингеров, сортаментом применяемых профилей. Для каждого агрегата выбирается свой расчетный случай и своя методика расчета, приводящая к наибольшему запасу прочности и величине силового веса. Но в пределах одного расчетного случая необходимо оптимально распределить массу по силовым элементам, подбирая площади или типоразмеры сечений в пределах сортамента и технологических ограничений.

Для критерия, противоречащего рассмотренному и отражающего выполнение целевой задачи, применим такой же трехступенчатый максиминимаксный подход для гарантированного нахождения предельно лучших проектных решений.

Минимаксный подход, как известно, предназначен для страховки от неприятных случайностей, которые возможны, если ориентироваться на средние значения данных, определяющих будущие условия функционирования летательного аппарата. Но любая перестраховка чревата перетяжением конструкции и применением чрезмерного зарезервирования систем, не оправдываемых по запасам рабочего тела, количеству и мощности основных и дублирующих агрегатов в обычных условиях нормального полета. Ведь если, например, выбирать каждый элемент подсистем летательного аппарата в расчете на маловероятную и наихудшую только для этого элемента программу работы, то наихудшего режима полета, на который ориентированы все системы аппарата, в действительности не окажется.

Поэтому определение оптимального облика на фоне наихудших режимов функционирования следует сочетать с разумной отбраковкой нереальных предельных условий работы. Именно поэтому в приведенных ранее формулах минимаксного подхода предусмотрено на среднем уровне поиска исключать из рассмотрения наихудшие маловероятные случаи реализации предельных условий функционирования исходя из вероятности $(1 - P_p^0)$, допускающей нерасчетный случай, и вероятности P_p появления при моделировании расчетных случаев.

В настоящее время применим и оправдан комбинированный подход, при котором широкий проектный поиск и оптимизация облика ЛА ориентируются на номинальные значения критериев, а окончательный выбор из ограниченного множества предоптимальных

вариантов производится с учетом предельных режимов полета и неопределенности в исходных данных и характеристиках. Обстоятельное исследование экстремальных условий полета производится при имитационном моделировании с учетом выбранного облика ЛА. Сопоставление выбранных вариантов по их пригодности и чувствительности к доработкам в ходе детального проектирования производится с использованием критериев технического риска.

3.3. ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЕВ РИСКА ПРИ ВЫБОРЕ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ

Номинальные значения критериев, выбранные по результатам проектного поиска, становятся ориентиром для последующих этапов проектирования. После обоснованного выбора резервов в процессе окончательного выбора вариантов величина критериев (массы, стоимости, целевых тактико-технических характеристик) заносится в проектное задание, а также в технические задания на системы и становится законом при создании летательного аппарата.

Под техническим риском понимается вероятность того, что реализованные в процессе создания летательного аппарата значения его проектных характеристик выйдут за пределы, обусловленные проектным заданием.

Любая оценка технического риска основана на априорной информации о возможных отклонениях исходных данных, потому она является субъективной и отражает собственные представления проектанта о недостоверности методов проектирования и неадекватности их действительным условиям изготовления и эксплуатации.

В настоящее время критерии технического риска — это один из немногих показателей, отражающих надежность проектирования.

Методика расчета критериев технического риска основывается на следующих допущениях:

1. Значения технических характеристик определяются для каждого варианта проектного решения независимо.

2. Функции распределений значений критериев могут быть получены с высокой степенью достоверности.

Считается, что резервы машинного времени позволяют при статистическом моделировании вычислять гистограммы плотности распределения значений критериев.

Применение критериев технического риска предполагает наличие реализованных на ЭВМ алгоритмов комплексного расчета режимов движения, тепломассообмена, газодинамического обтекания и расхода топлива, массы элементов конструкции и бортовых систем.

Следует предостеречь от путаницы понятий технического риска и риска при эксплуатации. Критерии технического риска показывают качество прогноза проектных характеристик и не отражают вероятность исполнения изделием своих функций в процессе полета. Для этого существуют критерии надежности функционирования.

Для упрощенных подготовительных оценок целесообразно охарактеризовать влияние предельных отклонений значений опреде-

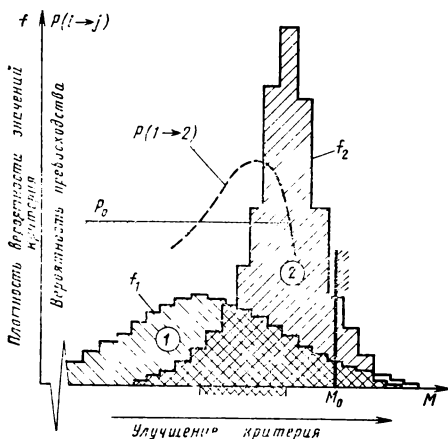


Рис. 3.

положениях о линейных моделях «чувствительности» критериев и о независимом влиянии данных на критерии.

В общем случае, ориентированном на метод статистических испытаний, учитывается корреляция исходных данных, нелинейность целевых функций и результатом исследований являются вероятностные показатели соотношения характеристик, реализованных в ходе разработок и предполагаемых в проекте.

Сначала рассмотрим применение критериев риска на простом примере сравнения двух вариантов проектных решений по одному критерию, а потом распространим приемы расчета и сравнения на случай сопоставления нескольких вариантов по ряду показателей.

Предположим, что проектант стоит перед дилеммой: что предпочесть? Выбрать ли вариант № 1, т. е. новаторское проектное решение, оптимальное по массе, основанное на применении перспективных материалов, перспективной технологии, новых конструкторских решений, эффективных, но необычных аэродинамических форм, новых принципов управления движением? Или остаться в рамках гарантированного от ошибок подхода, придерживаясь варианта № 2, поступившись не очень значительно массой конструкции, бортовых систем и топлива, но сохранив известные конструктивные принципы, унифицированные узлы, опробованную и простую аэродинамическую конфигурацию, отработанные схемы управления и готовые технологические процессы?

В результате моделирования разброса возможных значений массы конструкции и обеспечивающих систем получим гистограммы, приведенные на рис. 3. Моделирование разбросов значений затрат на разработку дает обратную картину с чрезвычайно «размытыми» краями гистограмм, но суть оценок технического риска от этого не изменится.

Имеется предельно допустимое значение массы M_0 и вероятности превышения этого предела (технический риск) могут оказаться

ленных данных на величину критериев, выявив «чувствительность» критериев к разным условиям проектной задачи. Возможно также, определив конечно-разностным способом частные производные от критерия по отдельным показателям подсистем или компонентам исходных данных, рассмотреть по сумме дисперсий пределы изменений критериев. Результаты такого анализа применимы для работы с малым числом исходных данных и рассматриваются как ориентировочные, поскольку они построены на некорректных пред-

примерно равными, хотя сравнение по номинальным значениям свидетельствует о преимуществах первого варианта. Принимая решение о дальнейшей разработке проекта, следует оценить, как может изменяться технический риск, если будут расширены рамки проектного задания (например, введены резервы массы за счет полезного груза и утверждена лимитная масса в расчете на возможное перетяжение конструкции).

Обстоятельное проектное исследование всегда имеет цель рассмотреть, как влияет изменение исходных данных и проектных ограничений на выбор оптимальных решений. Сдвигая периодически величину ограничения M_0 , можно вычислять функции распределения $P^{(1)}(M^{(1)} < M_0)$ и $P^{(2)}(M^{(2)} < M_0)$, отражающие вероятность успешного выполнения проектного задания.

Показателем превосходства одного варианта над другим является вероятность сложного события, состоящего в том, что для доминирующего варианта будет обеспечено выполнение проектного ограничения, а для конкурирующего не будет.

Возможность устойчиво удерживать превосходство по вероятности наглядно оценивается при смещении величины проектного ограничения.

Вероятность превосходства нового решения перед традиционным следует в данном случае вычислять так:

$$P(1 \rightarrow 2) = P^{(1)} - P^{(1)}P^{(2)};$$

она будет иметь характерный максимум, показанный пунктирной кривой на рис. 3.

Аналогично вероятность ситуации, при которой в ходе реализации проектов выполнено проектное задание для варианта с традиционными решениями и не будет выполнено то же задание для варианта, насыщенного нововведениями, следует из функций распределения успешного выполнения ограничений.

$$P(2 \rightarrow 1) = P^{(2)} - P^{(1)}P^{(2)}.$$

Обратимся еще раз к техническим особенностям задачи сопоставления двух проектных решений по вероятности превышения лимитной массы конструкции и обеспечивающих систем.

Смещая границу M_0 в пределах резерва массы на величину полезного груза, проследим, что уменьшение величины резерва выгоднее для варианта № 1, а увеличение отдает предпочтение варианту № 2, но эти предпочтения сомнительны, так как достоверность оценок на краях распределения невысока.

Существует такой диапазон значений критериев (на рис. 3 он заштрихован), внутри которого вероятность превосходства нового варианта перед традиционным всегда будет больше определенной величины P_0 . Назовем этот интервал участком «устойчивого» превосходства.

Обратимся теперь к одной из важных компонент исходных данных, отражающей экстремальность воздействий внешних условий при создании летательных аппаратов, осваивающих неизведанные

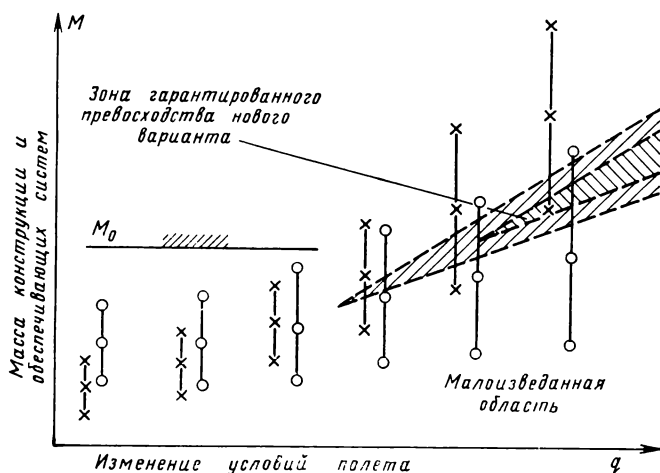


Рис. 4.

режимы работы. В числе таких данных могут быть скорость входа в атмосферу планеты; скоростные напоры при маневрах самолета; наружное давление и температура после спуска в атмосфере планеты и т. д. На рис. 4 вдоль горизонтальной оси отсчитывается мера такого экстремального воздействия и показано, как при внедрении в малоизведанную область меняются номинальные значения, а также предельно оптимистические и пессимистические оценки массы конструкции и обеспечивающих систем для нового варианта (кружочки) и варианта с традиционными формами конструктивных схем (крестики). Каждое вертикальное сечение на графике, приведенном на рис. 4, есть отображение картины, представленной на рис. 3. Диапазоны «устойчивого» превосходства, выделенные ранее, превращаются в зоны, ограниченные на рис. 4 пунктирными линиями — кривыми равной вероятности превосходства (изотрасты). Внутри каждой такой зоны вероятность превосходства нового решения над традиционными больше определенной величины. Как показано на рисунке, ограничение на величину критерия попадает в зоны «устойчивого» превосходства в новой малоизведанной области полета.

Все изложенные соображения по сопоставлению вариантов с точки зрения возможности выполнения проектного задания имеют смысл в областях с высокой плотностью вероятности появления значений критериев. В зонах, удаленных от генеральной совокупности таких значений, приемы сравнения вариантов по возможному разбросу исходных данных и критериев должны базироваться на других предпосылках, дополняя предложенные ранее методы.

Любая характеристика летательного аппарата или его проекта (масса, стоимость, скорость, дальность и т. д.) является величиной

физически ограниченной. Функции распределения значений этой величины, описывающие генеральную совокупность довольно точно нормальным законом, часто имеют недопустимые отклонения на краях распределений.

Проектант обычно проявляет интерес к предельным значениям характеристики. Обнаружение таких значений производится с применением математического аппарата статистики экстремальных значений. Инженерные методы для оценки предельных значений физически ограниченных случайных величин посредством моделирования крайних значений выборки при статистических испытаниях изложены в следующей главе.

Если возвратимся к рассматриваемому примеру, то интересующие нас максимальные отклонения массы $M_{\max}$, реальные и объяснимые для каждого варианта, могут вычисляться по методу моментов после серии групповых случайных испытаний, результаты которых обобщаются третьим асимптотическим типом распределений, имеющим вид

$$F(M_{\text{пр}}) = \exp\left(-\frac{M_{\max} - M_{\text{пр}}}{\sigma}\right)^{\eta},$$

где $M_{\text{пр}}$ — предельные случайные значения, выбранные в группах; σ — параметр масштаба, отражающий «размытость» кривой плотности распределения максимальных значений критерия, выбранных в группах; η — коэффициент, определяющий форму распределения предельных отклонений значений критерия.

Распространяя описываемые на примере сравнения двух вариантов методы и критерии технического риска на случай сопоставления многих вариантов сразу по нескольким критериям, построим вместо бинарных n -арные соотношения предпочтения для всех вариантов по отношению к одному эталонному или по сравнению каждого с каждым.

При переборе вариантов проектных решений имеет смысл задача минимизации технического риска при фиксированных значениях ограничения на критерий M_0 . Оптимальные и близкие к нему по критерию массы конструкции и обеспечивающих систем проектные решения получаются после просмотра всех конкурирующих вариантов, причем для каждого i -го варианта вычисляется для сопоставления вероятность неудачного исполнения задания по следующей формуле:

$$P_i = 1 - \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{M_0} \left\{ \exp\left[-\frac{1}{2} \left(\frac{\tau - M_{\text{ср},i}}{\sigma_i}\right)^2\right] \right\} d\tau,$$

где $M_{\text{ср},i}$ — номинальное значение критерия для i -го варианта; σ_i — среднеквадратическое отклонение в законе распределения случайной величины критерия i -го варианта.

Безразмерный критерий «подверженности» риску дает возможность сравнивать варианты между собой, ориентируясь на риск,

присущий варианту с традиционными и проработанными конструкторскими решениями $[P_T(K_0)]$. Критерий определяется так:

$$R_i = \frac{P_i(K_0)}{P_T(K_0)}.$$

При $R_i < 1$ на шкале значений критерия существует зона «избыточности» риска, свидетельствующая о выгодности решения, имеющего элементы новизны.

Сопоставление вариантов производится также по условной вероятности превосходства, выявляемой при сравнении, например, с риском, присущим традиционному проектному решению. Условная вероятность превосходства $P_{y,i}$ отражает вероятность события, при котором величина критерия, полученная в процессе реализации нового i -го варианта попадает в рамки проектного задания при условии, что уже известно неудачное стечение обстоятельств для реализованного традиционного проектного решения.

На практике приходится сравнивать варианты по многим критериям в условиях, когда нельзя воспользоваться статистическими законами из-за малой точности вероятностных оценок на краях распределений. Кроме того, приходится считаться с зависимостью разных критериев друг от друга, поскольку они определяются одним набором исходных данных и единым проектным расчетом с корреляцией значений характеристик ЛА. В таких условиях целесообразно сравнивать варианты по сумме модулей относительных отклонений предельных значений исходных данных. Вектор предельного состояния данных характеризуется значением свертки, построенной по принципу вычисления радиуса области Хеминга [46] в пространстве параметров при решении задач оптимизации с дискретными переменными (см. следующую главу).

«Размах» колебаний вектора исходных данных вычисляется по формуле

$$r_H^{(q)} = \sum_{i=1}^n \left| \frac{q_{i, \text{llm}} - q_{i, \text{cp}}}{q_{i, \text{llm}}} \right|,$$

где $q_{i, \text{cp}}$ — номинальное значение i -й компоненты исходных данных; $q_{i, \text{llm}}$ — предельное значение i -й компоненты исходных данных; n — размерность вектора исходных данных.

Приведенная свертка, суммирующая отклонения данных, дает только качественную картину насыщенности проектного решения факторами неопределенности.

Для пополнения той же качественной картины, но не для проведения количественных оценок может быть использована свертка, отображающая сумму предельных отклонений значений критериев, вычисленных с помощью методов статистики экстремальных значений. Свертка может иметь вид:

$$r_H^{(k)} = \sum_{j=1}^m \left| \frac{K_{j, \text{лм}} - K_{j, \text{сп}}}{K_{j, \text{сп}}} \right|,$$

где $K_{j, \text{лм}}$ — предельное отклонение каждого j -го критерия; $K_{j, \text{сп}}$ — номинальное значение каждого j -го критерия.

Возможность применения последних формул только для качественной оценки объясняется зависимостью значений критериев, получаемых процедурой статистических испытаний. Именно поэтому построение отдельных результирующих гистограмм для отображения функции распределения значений каждого критерия не дает объективной информации и только приближенное графическое отображение пространственной многомерной кривой плотности распределений значений векторного критерия дает объективную картину, позволяющую делать вывод о вероятности выполнения проектного задания, лимитирующего значения двух и более проектных характеристик.

Из десятков и сотен проработок начального этапа проектирования всего несколько развиваются до стадии конструирования, причем некоторые из них переходят рубеж начала изготовления и отработки. По этим единичным реализациям строятся объективные оценки достоверности проектных расчетов.

Предположим, что один из вариантов проекта, исследованных ранее с помощью критериев технического риска, претерпел ряд изменений и что он обеспечен детальными моделирующими расчетами, точными сведениями об элементах конструкции, бортовых системах, условиях и программах полета.

На начальном этапе проектирования выявлены априорные значения технического риска P_p и вероятностей выполнения задания:

$$P_v = 1 - P_p.$$

По гистограммам, полученным на этапе детальным поверочным расчетам и конструкторских проработок, определяются апостериорные значения тех же вероятностей $P_p^{(p)}$ и $P_v^{(p)}$.

Обычно имеет место неравенство

$$P_v^{(p)} < P_v.$$

Уровень доверия к приближенным расчетным моделям начального этапа проектирования отражает безразмерный коэффициент

$$K_d = \frac{P_v^{(p)}}{P_v}.$$

Следует отметить, что апостериорные оценки получены для единичных конкретных реализаций, поэтому делать на их базе вывод о качестве проектных расчетов для принципиально новых перспективных вариантов не следует.

Рассмотрим в качестве примера применения показателей технического риска постановку конкретной проектной задачи оптимального резервирования массы полезного груза исходя из минимума стоимости разработки и доработки проекта летательного аппарата (задача сформулирована В. Г. Бойковым).

Тактико-техническим заданием установлена масса полезного груза. Часть резерва, выделяемого в долях массы полезного груза, может быть использована для компенсации возможных затрат на доработку проекта из-за того, что планируемые лимитные массы конструкции, двигательных установок, запасов топлива и бортовых систем будут превышены.

Общая стоимость летательных аппаратов и комплекса средств их применения будет приближенно вычисляться по формуле

$$C_{\Sigma} = \Delta C_{\text{разр}} + \Delta C_{\text{дор}} + \Delta C_{\text{изг}} + \Delta C_{\text{экспл}},$$

где $\Delta C_{\text{разр}}$ — стоимость первоначальной разработки проекта; $\Delta C_{\text{дор}}$ — стоимость доработок проекта; $\Delta C_{\text{изг}}$ — стоимость изготовления и отработки; $\Delta C_{\text{экспл}}$ — стоимость эксплуатации.

Стоимость первоначальной разработки в первом приближении зависит от массы агрегатов конструкции, бортовых систем и определяется зависимостями такого типа:

$$\Delta C_{\text{разр}} \approx \sum_i a_i M_i^{k_i},$$

где M_i — масса i -х систем или агрегатов конструкции; a_i — коэффициент, определяющий удельные затраты труда на проектирование и конструирование типовых блоков и узлов i -й бортовой системы или конструктивного узла; k_i — коэффициент чувствительности удельной стоимости разработки к масштабу и размерности элементов конструкции ($k_i \approx 1$).

Стоимость изготовления и эксплуатации примерно коррелируются со стоимостью первоначальной разработки, причем в стоимости эксплуатации появляются дополнительные составляющие, зависящие линейно от массы топлива, т. е. от массы конструкции; бортовых систем и полезного груза.

При увеличении резерва массы стоимость разработки, изготовления и эксплуатации будет возрастать, что отмечено на графике, показанном на рис. 5.

Иначе обстоит дело со стоимостью доработок проекта. Мероприятия по улучшению уже разработанных конструкций и систем с целью снижения массы сопровождаются, как правило, любой процесс проектирования летательного аппарата, но каждый килограмм снижения массы обходится значительной трудоемкостью. Затраты на снижение массы приближенно оцениваются по таким зависимостям:

$$\Delta C_{\text{констр}}^{(g)} = A_k (-\Delta M_k)$$

(для снижения на ΔM_k массы конструкции агрегатов корпуса);

$$\Delta C_{\text{д.у}}^{(g)} = A_{\text{д.у}} \Delta I_{\text{ду}}$$

(для двигательных установок, причем увеличение импульса эквивалентно значительному снижению резерва массы); $\Delta C_{\text{б.с}}^{(g)} = A_{\text{б.с}} (-\Delta M_{\text{б.с}})$; (для снижения на $\Delta M_{\text{б.с}}$ массы бортовых систем).

Удельные затраты на снижение массы более чем на порядок превышают удельные затраты на первоначальную разработку. Поэтому экономия затрат на доработку за счет первоначального резерва массы существенна при приемлемых резервах массы и мала при отсутствии резервирования. Это также отражено на рис. 5.

Увеличивая резерв массы, мы тем самым снижаем риск срыва проектного задания, т. е. вероятность невыполнения утвержденных затрат на проект.

Для каждого дискретного значения резерва массы (см. точки на рис. 5) приходится, решая задачу линейного программирования, оптимально распределять ресурсы, выбирая минимальные по стоимости пути доработки конструкции при заданных требованиях к снижению общей массы. Требования определяются ограничениями на величину резерва массы.

Если применяются сложные нелинейные модели для расчета стоимости доработок, то задача поиска наилучших путей доработки сводится к рассмотрению задачи нелинейного дискретного программирования (см. гл. 4).

Результаты решения нескольких оптимизационных задач формируют картину, показанную на рис. 5, где приведены также предельные оценки стоимости разработки и создания ЛА.

Результаты подтверждают известное положение о том, что отсутствие резерва массы приводит к неоправданным затратам на доработку. Оптимальная точка с 10%-ным резервом неопределена и неприменима из-за большой дисперсии оценок стоимости. Разумное увеличение резерва снижает разброс значений стоимости и не приводит к увеличению номинальных оценок.

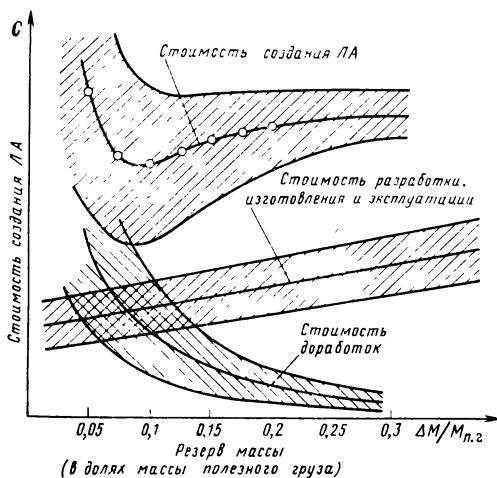


Рис. 5.

3.4. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ПОИСКА КОНФИГУРАЦИИ И РЕЖИМА ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрим общие принципы постановки задач поиска облика и траекторий движения разных типов ЛА. Приводимые примеры намеренно упрощены, причем задачи оптимизации формулируются в детерминированной постановке без применения многоуровневой декомпозиции проектно-поисковых исследований. Предполагается, что вероятностный подход применяется после широкого поиска при окончательном выборе вариантов с помощью критериев технического риска.

Подразумевается, что существуют и соединены информационно программы расчета аэродинамических характеристик при разных углах атаки и скоростях полета, а также расчета траекторий движения центра масс с определением расходов топлива и последующей оценкой массы конструкции, топлива и силовых установок. Масса агрегатов конструкции определяется с учетом размеров сечений и шага установки силовых подкрепляющих элементов.

Несущие и тормозные характеристики аэродинамической формы, а также энергетика двигателей влияют на характеристики траектории, определяя только вместе с ними весовые и целевые показатели. Поэтому приведенные далее примеры автоматизированного поиска облика совместно с режимом движения характерны для САПр летательных аппаратов.

Первый пример — планетный комплекс, совершающий спуск в атмосферу и посадку на поверхность Марса. Оптимизируемый критерий — масса средств спуска и посадки. Антагонистические критерии, используемые в задаче как предельные

характеристики, это — дальность траектории спуска и посадки по условиям радиовидимости и радиус предпосадочного маневра. Одна группа проектных параметров, варьируемых при оптимизации, формирует размеры и конфигурацию несимметричного конического лобового щита, используемого в качестве аэродинамического тормозного устройства и теплозащитного экрана. В той же группе толщины пакетов стеклосотовой оболочки и теплозащиты экрана, а также параметры, отражающие тяговооруженность двигателя предпосадочного торможения и степень расширения (высотность) его сопла. В другой группе проектные параметры управления траекторией спуска, в числе которых балансировочный угол атаки и коэффициенты переключений, позволяющие построить программы управления углом крена на спуске и углом тангажа на участке активного предпосадочного торможения. Программа управления креном задается в скоростной шкале набором переключений или узловыми моментами перехода с режима на режим. Режимы программного управления варьируются по длительности, но чередуются в такой последовательности: вход в атмосферу с постоянным эффективным качеством (угол крена близок к нулю), движение с изовысотным управлением, движение по изоперегрузке и предпосадочный маневр с постоянным эффективным качеством. Высота включения двигателя зависит от его тяговооруженности и определяется посредством последовательных приближений. Управление посадочным торможением состоит в выборе момента переключения с режима гравитационного разворота на торможение с постоянным углом тангажа.

Ход оптимизации иллюстрирует взаимное влияние параметров двух систем: лобового щита, рост размеров которого уменьшает скорость подлета к поверхности в условиях разреженной атмосферы, но увеличивает массу конструкции, теплозащиты и двигателя с запасом топлива, масса и размерность которых зависят от скорости в конце участка аэродинамического торможения.

Исходные данные, периодически изменяемые после каждого цикла поиска очередного оптимального сочетания конфигурации и управления траекторией, отражают: условия входа в атмосферу (скорость и угол входа на подлетной траектории); сведения о изменении плотности атмосферы с высотой; изменения высоты на участке посадки. При переходе к очередному циклу оптимизации меняются также предельные характеристики.

Цель каждого цикла поиска формулируется так:

$$M_{с.п.}^{(opt)} = \min_{\{x_j\}} \sum_i M_i(\bar{x}, \bar{q}) \begin{cases} L < L_0 \\ R > R_0 \\ H > H_0 \\ n < n_0 \end{cases}$$

где M_i — масса средств спуска и посадки; $\bar{x}$ — параметры конфигурации и движения; $\bar{q}$ — исходные данные; L и L_0 — текущая и предельная дальность полета от точки входа в атмосферу до точки посадки; R и R_0 — текущий и наименьший радиус предпосадочного маневра; H и H_0 — минимально реализуемая при входах в атмосферу и предельно минимальная высота полета; n и n_0 — максимальная на траектории и предельная на спуске перегрузка.

Детально задачи оптимизации облика ЛА такого типа рассмотрены в работах [6 и 26].

Варьируемые при поиске параметры непрерывны, целевая функция, используемая для определения критерия и ограничений, нелинейна, и, хотя существует только в операторном виде как результат работы алгоритма расчета характеристик и режима движения, неразрывна. При поиске оптимума необходимо соблюдать условие непревышения значений отдельных характеристик.

Второй пример — совместная оптимизация размеров, энергетических показателей и траектории двухступенчатой баллистической ракеты. Задачи такого типа, а также конструктивные схемы ракет рассмотрены, например, в [34 и 39]).

Оптимизируемый критерий — масса конструкции двигателей и топлива. Антагонистический критерий, назначаемый в каждом цикле оптимизации, как предельная характеристика — это дальность доставки полезного груза или высота орбиты.

Проектные параметры: диаметры разгонных блоков, шаг установки шпангоутов в баках, толщина оболочки каждого бака и межбакового отсека, угловой шаг установки стрингеров; тяги и степень расширения сопла двигателей; отношение

топлива разгонных блоков, а также три коэффициента, определяющие параболический закон изменения угла тангажа в период работы первого блока. Программа изменения угла тангажа во время работы второго блока выбирается посредством итераций в процессе приближенного решения краевой задачи, поскольку необходимо обеспечить заданные конечные условия (скорость и угол наклона ее к горизонту на определенной высоте). Опорная программа представляет собой линейную зависимость угла тангажа от времени.

Исходные данные, неизменные в процессе оптимизации, но периодически варьируемые в ходе поисковых исследований, определяют: боковые перегрузки и скоростной напор в момент старта и при транспортировке, удельный импульс и плотность топлива, массу полезного груза.

В числе предельных характеристик, на которые накладываются ограничения в ходе оптимизации, следующие: продольная перегрузка n_x (стабилизируется дросселированием двигателя); скоростной напор q ; максимальный диаметр или длина; поперечная перегрузка; дальность полета первого блока L_1 ; конечные условия разгона (θ_k, V_k, H_k).

Цель оптимизации выглядит так:

$$M_{\Sigma}^{(opt)} = \min_{\{x_j\}} \sum_i M_i(\bar{x}, \bar{q}), \left| \begin{array}{l} n_x < n_{x,0} \\ q < q_0 \\ n_y < n_{y,0} \\ L_1 < L_{1,0} \\ \theta_k = \theta_{k,0} \\ H_k = H_{k,0} \\ V_k = V_{k,0} \end{array} \right.$$

где M_i — массы конструкции, теплоизоляции, двигателей и топлива.

Все параметры при оптимизации непрерывны; целевая функция нелинейна, но не имеет оврагов и непрерывна.

Для третьего примера выбрана проблема оптимизации формы и траектории спуска возвращаемого космического аппарата, входящего в атмосферу Земли с гиперболической скоростью после межпланетной экспедиции. Минимизируемый критерий: масса конструкции и теплозащита. Антагонистический критерий, составляемый при оптимизации в качестве предельной характеристики — это мера интегрального воздействия перегрузки на экипажа.

Варируемые в ходе оптимизации параметры отображают конфигурацию ЛА биконической формы (углы полураствора, эллиптичности, радиусы затуплений, удлинения, поперечные размеры); толщины многослойной сотовой оболочки лобового щита и заднего обтекателя, а также толщины пакетов теплозащиты лобового щита и пакетов теплоизоляции донного обтекателя герметической кабины. В числе параметров также балансировочный угол атаки, безразмерные коэффициенты, формирующие в скоростной шкале переключения с режима полета с постоянным эффективным качеством на изовысотный режим управления по крену, и затем на изоперегрузочный режим.

Ограничения накладываются на температуру конструкции T_k . В числе исходных данных: угол и скорость входа в атмосферу, показатель в экспоненциальном законе изменения плотности с высотой, эффективная энтальпия и плотность уносимой теплозащиты, плотность и температуропроводность теплоизоляции.

Условия оптимизации формулируются следующим образом:

$$M_{BCA}^{(opt)} = \min [M_k(\bar{x}, \bar{q}) + M_T(\bar{x}, \bar{q})], \left| \begin{array}{l} M < 1 \\ n < 10 \\ T_k < T_0 \end{array} \right.$$

где M_k — масса конструкции; M_T — масса теплозащиты; M — интегральная мера переносимости перегрузки; n — максимальная перегрузка.

Подробное описание и особенности решения такой задачи содержатся в работах [6, 26].

Так же, как и в предыдущих примерах, все параметры непрерывны, целевая функция не имеет разрывов, площадок и оврагов, а критерий нелинейно зависит от параметров.

Четвертый пример — задача оптимизации аэродинамической схемы и режима полета транспортного самолета. Задача рассматривается в идеализированной, упрощенной постановке, применяемой для технико-экономического анализа.

Необходимая для расчета стоимости эксплуатации, проектирования и изготовления масса планера топлива и двигателей является минимизируемым критерием в задаче определения конфигурации и режимов полета.

Параметры описывают размах, удлинение, сужение и стреловидность крыльев, тягу воздушно-реактивных двигателей, высоту крейсерского полета.

Исходные данные, неизменные при определении оптимальной массы планера и топлива, но варьируемые в ходе технико-экономических исследований включают в себя массу полезного груза, диаметр фюзеляжа, широтные и высотные условия взлета и посадки, эксплуатационную перегрузку.

Предельные характеристики, сохраняемые при оптимизации аэродинамической схемы и режима полета, но переменные в экономических расчетах — это дальность и время перелета.

Ограничения накладываются также на взлетную и посадочную скорость и длину разбега. Параметры непрерывны, целевая функция нелинейна и непрерывна.

Все приведенные ранее примеры демонстрируют связь между описанием конфигурации и режима движения при поиске облика ЛА. Параметры, описывающие форму, энергетiku и траекторию, варьируются совместно в процессе оптимизации, которая заключается в целенаправленном изменении геометрии, тяговооруженности, закона управления движением для достижения минимальной массы конструкции, топлива и бортовых систем при ограниченных на отдельные проектные характеристики.

Таким образом, поиск лучших решений по одному критерию происходит на фоне одного или нескольких функциональных ограничений типа неравенств или даже равенств, т. е. приходится решать задачи условной оптимизации. Задачи эти решаются многократно с периодическим изменением ограничений, чтобы провести всестороннее исследование зависимости оптимума по одному критерию от предельных значений других критериев и характеристик. Примеры объединяются общей постановкой и сводятся к типовой задаче нелинейного программирования, для решения которой используются различные численные методы оптимизации. Математическая формулировка такой задачи и описание наиболее распространенных методов содержатся в следующей главе.

3.5. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ СИНТЕЗА СТРУКТУРЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В отличие от задач оптимизации конфигурации и режимов движения задачи синтеза структуры с помощью ЭВМ менее освоены, хотя в инженерной практике встречаются на всех этапах от проектирования до конструирования и изготовления. Методы и алгоритмы их решения только разрабатываются.

Рассмотрим общие принципы постановки таких задач на примерах выбора состава, компоновки, конструктивно-силовых схем различных летательных аппаратов, их агрегатов и узлов.

Первый пример — задача оптимизации состава бортовых систем. Задача является модельной: с нее началась разработка терминологии, инженерных приемов и синтеза структуры ЛА [3, 4, 26]. Бортовые системы навигации и управления движением, радиосвязи, кондиционирования, регенерации атмосферы, обеспечения пищей и водой, терморегулирования, энергопитания, управления бортовыми системами, силовые установки и т. д. могут исполняться в разных вариантах, разными разработчиками с использованием различных физических принципов, режимов функционирования и запасов рабочего тела. В период завязки проекта необходимо выбрать из всего многообразия комбинаций наиболее выгодные по ряду количественных и качественных критериев. Расчет критериев (например, массы) насыщен обратными связями, поскольку характеристики одних систем не могут быть определены без знания характеристик других систем (энергопотребления, тепловыделения, объемов, расходов вещества и материалов, требований к установке на борту и т. д.). Вызывая поочередно программы расчета отдельных систем, мы не имеем права выбирать наилучшие сочетания для дальнейшего сопоставления, поскольку забракованные предлучшие варианты системы могут неожиданно оказаться оптимальными в соединении с еще не рассмотренными вариантами систем другого функционального назначения. Специфика проектного расчета бортовых систем прослеживается на примере, помещенном в гл. 6. Пронумеровав системы разного назначения в последовательности их расчета и присвоив порядковые номера разным вариантам систем одного назначения, получим двумерный целочисленный массив, который отражает все множество возможных вариантов решения. Задача дискретна, поэтому целевые функции дискретны, причем не прослеживается явная связь между порядковыми номерами систем и значениями критериев.

Второй пример подобен первому и в нем рассматривается задача оптимального резервирования систем ЛА. Приборы, агрегаты, блоки и подсистемы могут быть задублированы в горячем или холодном режиме. Возможно также дублирование всей системы того же назначения, но работающей на других принципах с большей автономией и меньшими связями с системами другого назначения. Все многообразие уровней и путей резервирования отображается тем же двумерным целочисленным массивом, поэтому поиск организуется в дискретном множестве сочетаний уровней резервирования. Целевые функции дискретны и при расчете массы четко не прослеживается связь между путями резервирования и величиной критерия. Критериев несколько, причем для предельных лучших вариантов существует противоречие между массой и вероятностью безотказной работы.

В третьем примере — игровая задача распределения нарядов сил для определенного набора целей. Задача присуща этапу внешнего проектирования и связана с моделированием взаимодействия групп ЛА. Достижение каждой частной цели возможно при разных затратах, причем на несколько целей выделяется один наряд сил и оптимальное распределение ресурсов по всем целям выявляется в результате рассмотрения всего многообразия путей решения с сортировкой малоэффективных вариантов. Дискретность задачи, неупорядоченность целевых функций, а также отображение всего множества решений целочисленным массивом номеров целей с вариантами нарядов сил здесь те же, что и в предыдущих примерах.

Четвертый пример — поиск оптимальных направлений унификации систем и узлов ЛА. Критерии — стоимость программы создания ЛА данного типа, а также масса его конструкции и систем. Каждый ЛА разделяется на элементы разной степени детализации от агрегатов конструкции и функциональных блоков подсистем до подборок, деталей и приборов. Насыщенность унифицированными техническими решениями может быть разной. Рассматриваются работы по прототипам, наличие отработанных или апробированных схемных исполнений, применение заимствованных изделий, установка стандартизированных деталей. Иерархическая структура членения отображается целочисленным массивом номеров ветвей и уровней иерархии. Массив превращается в двумерный после систематизации путей унификации на каждом уровне.

Задача дискретна, причем один из критериев — масса систем — не всегда коррелируется со степенью насыщения унифицированными элементами.

Выбор состава многоцелевых ЛА может служить пятым примером задач структурного синтеза. Многоцелевыми могут быть средства исследования плане-

ты, комплектуемые типовыми блоками, общие посадочные платформы, единые ракетные модули взлета и посадки, унифицированные приборные отсеки, однотипные агрегаты двигателей ориентации и передвижные средства. Орбитальные аппараты тоже могут быть ориентированы на ряд целевых задач, исполнение которых требует смены полезного груза, но оставляя неизменными ряд обслуживающих систем (узлов стыковки, двигателей, систем навигации, управления, радиосвязи, ориентации, жизнеобеспечения, энергоснабжения).

Имеется номенклатура программ функционирования и ограничения по размерности и массе для любого ЛА. Требуется найти такое сочетание приспособленных для всех программ обслуживающих систем, чтобы обеспечить минимум массы ЛА или при заданном наборе ограничений на массу и размеры добиться минимальной стоимости всего семейства многоцелевых ЛА.

Перебор вариантов компоновочных схем — шестой пример задачи синтеза структуры. Верхний иерархический уровень перебора — аэродинамические и поагрегатные схемы. Второй уровень — конфигурации и модификации агрегатов (крыльев, двигателей, трактов воздухозаборников, топливных баков, оперения шасси, приборных и межбаковых отсеков). Третий уровень — типы применяемых топлив. Четвертый уровень — материалы конструкции и теплозащиты. Пятый уровень — варианты систем специального назначения. Шестой уровень — модификации обслуживающих систем. И так далее до силовых схем и схем членения агрегатов. Пронумеровав уровни и вариации на каждом уровне, получим тот же двумерный массив целых чисел, отражающий весь диапазон возможных реализаций общего вида и состава ЛА. Различные и противоречивые критерии выбора (стоимость или масса, рекордные траекторные характеристики) зависят от вариантов компоновочных схем, требуя обстоятельного изучения почти всех приемлемых вариантов.

Седьмой пример характерен для этапов эскизного и рабочего проектирования, поэтому детально рассмотрен в гл. 9, посвященной автоматизированному выбору оптимальных конструктивно-силовых схем агрегатов. Целочисленным множеством описывается параллельно подчиненная иерархическая структура, на верхних уровнях которой типы силовых схем с разной ориентацией и шагом продольных и поперечных силовых элементов, на средних уровнях — принципы конструктивного исполнения, материалы и типы сечений силовых элементов, а на нижних уровнях — варианты конструкции соединительных узлов, подкрепляющих элементов, распорок, стенок и панелей. Критерии — масса и жесткость. Причем заранее неизвестно направление изменения критериев при трансформации силовой схемы.

Восьмой пример, применимый для автоматизированного распределения резервов массы по системам — формирование дискретного множества вариантов, причем резервируемые системы нумеруются по порядку, образуя одну размерность целочисленного массива. Вторую размерность этого массива формируют уровни резервирования каждой системы. Критерии: масса систем и вероятность превышения лимитов массы.

Девятый пример из области математического описания обводов агрегатов. Интервалы между базовыми точками, фиксирующими будущую поверхность ЛА, нумеруются и на этих интервалах используются различные опорные функции, варианты которых также пронумерованы. Одновременно нумеруются сами точки, причем для каждой точки прослеживаются порядковыми номерами несколько дискретных ее положений со смещением по нормали к поверхности. Дискретное множество вариаций обводообразующих каркасных кривых рассматривается для выбора по ряду критериев приемлемой обводообразующей поверхности (см. гл. 4).

Для десятого примера выбрана задача трассировки кабельных сетей. Каждая кабель соединяет несколько приборов в разных зонах ЛА и может прокладываться разными способами, объединяясь в жгуты с другими кабелями. Порядковые номера кабелей и вариантов прокладки каждого кабеля образуют двумерный массив возможных вариантов. Критерий — масса кабелей, жгутов и средств деталей крепления.

Одиннадцатый пример — это выбор типоразмеров деталей конструктивного узла или отсека корпуса. Для каждой детали (панели проушины, компенсатора, кронштейна, болтового соединения, стенки, стойки) имеется дискретный ряд

предпочтительных размеров, толщин, диаметров, длин или несколько форм сечений, рекомендуемых отраслевыми нормами или ограничителями предприятий. Для конструкции минимальной массы и максимальной жесткости подбираются близкие к оптимальным размеры деталей с учетом ограничительных документов. Некоторые размеры сечений, ребер, стенок, полок и подкосов выбираются без учета рекомендаций ограничителя, но шаг перебора также дискретен. Основные типоразмеры пронумерованы, введена также нумерация вариантов их исполнения. Все множество возможных сочетаний размеров отображается полученным двумерным целочисленным массивом, в котором следует искать оптимальные по массе сочетания при ограничениях на жесткость. Задачи такого типа рассмотрены в гл. 10.

Двенадцатый пример — задача аппроксимации сложной поверхности двойной кривизны аналитической биполиномиальной функцией. Такая процедура применяется при описании пространственной эпюры воздушных нагрузок (см. гл. 8) или для зонального формирования обводов участка поверхности агрегата или обводообразующей детали (см. гл. 10). Узловые точки, подготовленные к вводу в программу аппроксимации, нумеруются по порядку и нумеруется дискретный набор их возможных отклонений по нормали к поверхности. Целью автоматизированного поиска является выбор наилучших представителей из всего множества узловых точек — так называемых базовых точек, через которые искомая поверхность проходит точно при условии, что изменения координат этих точек будут минимальны, а сумма квадратов отклонения от поверхности в оставшихся узловых (опорных) точках будет тоже минимальна. Множество возможных вариантов дискретно, целевая функция многоэкстремальная.

В конце книги рассмотрена задача выбора оптимального парка заготовок по условиям минимального расхода материала и наименьшей номенклатуры и типажа заготовок. Задача служит тринадцатым примером применения методов структурного синтеза. Номенклатура заготовок обозначается и нумеруется сначала, типы размеров внутри номенклатуры (набор толщин и диаметров) обозначается и нумеруется потом, образуя двумерный целочисленный массив, отображающий множество сочетаний, среди которых производится выбор рациональных вариантов по условию минимального расхода материала при оптимальном вписывании каждой детали в свою заготовку.

Четырнадцатым примером может служить процедура автоматизированного выбора значений коэффициентов в приближенных статистических зависимостях, аппроксимирующих результаты трудоемких точных расчетов или экспериментов. Критерий — сумма квадратов отклонений ординат исходных точек искомой гиперповерхности, описываемой сложной аналитической формой, зависящей от нескольких переменных и включающей в себя логарифмические, степенные, показательные, тригонометрические и другие функции. Задача, как правило, многоэкстремальна, поэтому применение известных численных методов оптимизации дает успех только при назначении хорошего начального приближения. Выбор такого приближения производится совместным варьированием в широком диапазоне с дискретным шагом значений подбираемых коэффициентов. Дискретное множество вариантов и неупорядоченность критерия в этой задаче те же, что и в предыдущих примерах.

Существует еще множество задач, подобных рассмотренным. Они характеризуются дискретным набором сочетаний вариантов с нелинейными и неупорядоченными целевыми функциями, используемыми для расчета критериев и характеристик, на которые накладываются ограничения. Здесь и некоторые задачи оптимизации сетевых планов, задачи компоновки приборов в отсеках и даже задачи автоматизированного синтеза алгоритма из отдельных расчетных зависимостей и операторов.

При упрощенной постановке некоторых задач синтеза состава систем ЛА (например, систем управления) возможно представление целевых функций в аддитивном и сепарабельном виде с линей-

ной комбинацией независимых переменных. Зависимостями такого типа описываются также целевые функции во многих моделях стоимости создания ЛА.

Задачи линейного программирования, подобные «задачам о ранце» решаются с помощью методов отсечений, симплекс-метода, метода ветвей и границ, и других приемов и способов, подробно описанных в многочисленных работах [19, 20, 45].

Отметим основные отличительные особенности таких задач.

Оптимизируемая структура состоит из отдельных частей и комплектуется в математической модели итерационно и циклически. Этапам описания структуры или уровням детализации или членений может быть поставлен в соответствие числовой массив из порядковых номеров этапов. Этим массивом формально отображается два возможных вида структур: равноправная, представляющая собой соединение отдельных зависимых друг от друга элементов, или иерархическая с последовательной детализацией входящих элементов (агрегатов, систем, подсистем, узлов, подборок, деталей). И в том и в другом случае механизму моделирования и проектного расчета структуры присуща поэтапность, причем характеристики, описываемые на каждом последующем этапе зависят от характеристик, определенных на предыдущих этапах. На каждом этапе описания структуры при рассмотрении модификаций элементов или ветвлений на очередном иерархическом уровне приходится уже в другом измерении перечислять возможные качественные признаки исполнения, отображая их также порядковыми номерами.

Таким образом, двумерным целочисленным массивом описывается все множество исполнений структуры, и при этом отображается как принцип комплектации проектируемого объекта из отдельных зависимых, но равноправных элементов, так и качественно-иерархическая классификация с декомпозицией по подчиненным уровням.

Каждому типу элемента (системы, отдельной операции) или каждому уровню иерархического дерева детализации ставится в соответствие очередной формальный параметр. Общее число n таких параметров или оптимизируемых переменных (вектор состояния структур) отражает число комплектуемых элементов, количество иерархических уровней или то и другое одновременно. В последнем случае оптимизируемая структура описывается по принципу параллельно подчиненной классификации с выделением равноправных элементов и их последующей детализации на подэлементы.

Целочисленные значения каждого формального параметра соответствуют номерам рассматриваемых вариантов каждого i -го элемента или каждого пути ветвления на i -м иерархическом уровне классификации. Изменения значений i -го параметра (от 1 до k_i) связаны в алгоритме моделирования или проектного расчета со сменой расчетных процедур или даже с заменой логики определения проектных характеристик.

Подчеркнем следующие особенности задачи синтеза структуры,

отличающие ее от рассмотренных в предыдущем разделе традиционных задач оптимизации проектных параметров:

1. Дискретность параметров (оптимизируемых переменных), а следовательно, дискретность и разрывность целевых функций.

2. Неупорядоченность целевых функций. Смена значений i -й переменной с j -го до $(j+1)$ -го порядкового номера при неизменности прочих переменных приводит к ступенчатому изменению значений критериев и в общем случае нет закономерности в характере изменения и даже в знаке приращения критерия. Последнее обстоятельство делает область решения многоэкстремальной.

3. Неизбежная последовательность опроса переменных в соответствии с порядком вызова на расчет отдельных алгоритмов определения характеристик систем или других элементов, комплекующих структуру, поскольку выходные характеристики одних систем или элементов являются исходными данными для расчета других систем. Приходится считаться также не только с определенным порядком начального просмотра, но также с необходимостью повторных опросов переменных при итерации проектного расчета.

4. Корреляция переменных. Это означает, что приращения значений критерия, получаемые при учете значений очередного параметра, могут быть определены только как результат рассмотрения параметров, стоящих раньше в последовательности проектного расчета. Например, целевая функция для расчета массы ЛА в первом приближении (без учета обратных связей) имеет вид

$$\Phi(x) = f_1(x_1) + f_2(x_1, x_2) + f_3(x_1, x_2, x_3) + f_4(x_1, x_2, x_3, x_4) + \dots \\ \dots + f_n(x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n),$$

где $x_1, x_2, \dots, x_n$ — формальные параметры, отображающие возможные качественные изменения каждой системы (модификации). Параметры пронумерованы в соответствии с последовательностью расчета систем. Таким образом, механизм расчета целевых функций свидетельствует об их несепарабельности и неаддитивности.

5. Наличие обратных связей в алгоритме определения значений критериев, что не позволяет надеяться на использование аналитических зависимостей и заставляет ориентироваться на операторный способ вычислений.

6. Учет условно-логических ограничений, формирующих сложным образом допустимую область существования решений в пространстве параметров. Такие ограничения отражают, например, принципиальные изменения в конструкции из-за применения общих для разных систем запасов рабочего тела, агрегатов энергоснабжения, или совмещения в одной из систем функций соседних систем, или несовместимости отдельных вариантов систем с некоторыми вариантами систем другого целевого назначения.

В свете изложенных особенностей задач структурного синтеза теряет смысл понятие гиперповерхности целевой функции, на моде-

лировании которой построена вся тактика известных шаговых поисковых методов.

От того, насколько успешно будут разработаны и освоены новые способы исследования и построения с помощью ЭВМ оптимальных структур, зависит во многом дальнейшее развитие систем автоматизированного проектирования и конструирования. Именно поэтому в книге особое внимание уделено приемам и примерам автоматизированного синтеза состава и структуры систем, агрегатов и узлов летательных аппаратов.

Глава 4. ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПОИСКА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

4.1. ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ ОПТИМИЗАЦИИ

Прежде чем перейти к рассмотрению возможностей и приемов решения задач структурного синтеза, попытаемся извлечь опыт из решения классических задач нелинейного программирования, описанных в разд. 3.4.

Математическая формулировка задачи нелинейного программирования выглядит следующим образом.

Оптимизируемый объект (ЛА, его система, процесс функционирования) отображается набором непрерывных параметров $x_1, x_2, \dots, x_n$, переменных и варьируемых при оптимизации. Отдельные сочетания этих переменных, составляющих вектор состояния оптимизируемого объекта $\bar{x}$, формируют облик объекта и режима работы, причем фиксированному k -му значению параметров $x_1^{(k)}, x_2^{(k)}, \dots, x_i^{(k)}, x_n^{(k)}$ соответствует определенное значение $F^{(k)}$ критерия, вычисляемое с помощью целевой функции $\Phi(\bar{x})$. С применением других целевых функций: $Y_1(\bar{x}), Y_2(\bar{x}), \dots, Y_m(\bar{x})$ вычисляются значения предельных характеристик, которые для того же текущего k -го набора величин параметров принимают значения: $y_1^{(k)}, y_2^{(k)}, \dots, y_m^{(k)}$. На каждую из предельных характеристик наложено ограничение. Предположим, что эти ограничения есть: $y_1, 0; y_2, 0; \dots, y_m, 0$. Вектор состояния оптимизируемого объекта принадлежит множеству R^n размерности n . В этом множестве находятся как допустимые решения, так и недопустимые по значениям некоторых проектных характеристик. Множество R , включающее в себя только допустимые решения, определяется сложным образом. Прежде всего оно ограничено как R^n за счет пределов изменения самих параметров, т. е. за счет неравенств типа $b_i \leq x_i \leq a_i$ (ограничение первого рода). Затем множество R формируется с помощью функциональных ограничений, вводящих запрет на значения отдельных характеристик. Это могут быть соотношения типа неравенств: $Y_j(\bar{x}) \leq y_{j, 0}$ (ограничения второго рода). В некоторых случаях приходится учитывать ограничения типа равенств $Y_j(\bar{x}) = y_{j, 0}$.

Цель оптимизации заключается в отыскании экстремального значения критерия $F^{(opt)}$ при $\bar{x} \in R$ и соответствующих значений параметров $\bar{x}^{(opt)}$.

Численные методы оптимизации, пригодные для решения задач нелинейного программирования, хорошо освоены и применяются на практике уже в течение двадцати лет для поиска с помощью ЭВМ оптимальных параметров ЛА. Эти методы не требуют высокой математической квалификации пользователя, некоторые из них снабжены программными средствами настройки на чувствительность критерия к переменным. Для большинства таких методов не имеет принципиального значения количество переменных и решение задач большой размерности связано только со значительными затратами машинного времени. Целевые функции, с которыми приходится работать численным методом, могут определяться неявным образом в результате пооперационного расчета с учетом логических условий, видоизменяющих сложным образом гиперповерхности функций. Многие численные поисковые методы не налагают на целевые функции особых условий (дифференцируемости, гладкости, выпуклости).

Большинство наиболее употребительных методов реализовано в виде алгоритмов на языках «Алгол», «Фортран», «PL-1», снабжено описаниями, тестами и находятся в Госфонде алгоритмов и программ, отраслевых фондах программ, а также входят в прикладное матобеспечение большинства современных вычислительных центров.

Многие из этих методов являются прямыми, поскольку информацию о путях продвижения к оптимуму они получают периодическим прямым вычислением значений критериев. Такой прямой опрос состояния оптимизируемого объекта сопровождается прогнозированием возможного положения гиперповерхности целевой функции, называемой также поверхностью отклика. Как правило, методы эти шаговые, т. е. продвижение в направлении поднятия или опускания гиперповерхности целевой функции совершается от одной точки этой поверхности к другой точке. Величина и направление очередного шага зависят от принципа и условий сбора информации о просмотренных в процессе поиска точках и способов прогнозирования поведения целевой функции в направлении возможного продвижения.

Описание наиболее употребительных методов и алгоритмов содержится в ряде известных работ, например, [31, 35, 37, 43]. В работах [31 и 35] сделана попытка классификации методов по принципу опроса состояний оптимизируемой системы с разделением всех методов на две группы: группу регулярных методов и множество нерегулярных методов, использующих стохастическое воздействие на процесс поиска.

Следует отметить, что любой жестко детерминированный метод поиска использует невольно случайную компоненту в стратегии и тактике нахождения оптимума, поскольку начальная точка выбирается наугад, исходные показатели настройки шага по чувствительности критерия и параметров также назначаются интуитивно и количество пробных проходов в предполагаемую зону оптимума определяется пользователем.

В последние годы разработано немало так называемых комбинированных алгоритмов, использующих регулярные приемы прогноза будущего движения одновременно со случайными отклонениями от выбранных начальных направлений.

Преимущество случайных методов поиска становится явным в задачах большой размерности. Осмотрительное совершение очередного шага заставляет регулярные алгоритмы упорядоченно произвести пробы по большинству параметров и только после этого выработать рекомендации о величине и направлении прира-

щений параметров. Движение наугад на поверхности отклика, близкой к линейной, гарантирует удачу с 50%-ной вероятностью в первой же пробе, построенной по случайным приращениям значений параметров.

Комбинация нерегулярного и регулярного принципов поиска реализуется часто сочетанием числа случайных шагов и шагов, ориентируемых на точный учет поверхности отклика. При таком учете используется линейная тактика или просто совершается движение с увеличением шага в направлении, найденном при предыдущей случайной или регулярной попытке (методы наискорейшего спуска).

Регулярные методы поиска различаются приемами моделирования гиперповерхности целевой функции. Наибольшее количество методов использует линейную тактику. Это группа разнообразных градиентных методов, метод касательных, метод хорд (методы первого порядка).

Существуют методы второго порядка, аппроксимирующие поверхность целевой функции квадратичными формами. Для задач с большим количеством переменных, отсутствием функциональных ограничений, оврагов на гиперповерхности целевой функции эффективным может оказаться метод параболического программирования, при котором по результатам нескольких проб строится аппроксимационная аналитическая поверхность, зона оптимума которой вычисляется с использованием необходимых условий существования экстремума. Очередной шаг делается в эту зону, после чего в ее окрестности повторяется процедура аппроксимации.

Особую группу регулярных методов поиска представляют покординатные методы, наиболее распространенным из которых является алгоритм последовательного одномерного пошагового поиска (метод Гаусса—Зейделя). Примечательно, что при диалоговых методах продвижения к оптимуму человек, оказавшись в роли выбирающего пошаговый путь улучшения вариантов, как правило, придерживается покоординатного принципа с поочередным варьированием переменных, хотя этот путь не всегда приводит к успеху, а при наличии оврагов может вывести в зоны, удаленные от оптимума. Простые примеры, иллюстрирующие такие ситуации, приведены в [35]. Выходом из заиклиниваний при дроблении шага поиска на дне оврагов чаще всего служит поворот осей координат или преобразование некоторых переменных с временным перестроением их масштаба.

Покординатное изменение параметров сводит поиск к одномерному и наибольшими возможностями в однопараметрическом поиске обладают известные итерационные приемы, такие, например, как методы дихотомии, метод золотого сечения, сходимость которых проверена на многих задачах, что более эффективно, чем поочередное однонаправленное шаговое изменение значений каждой переменной. Позиционные геометрические расчеты на обводообразующих поверхностях, описываемые в гл. 11, используют покоординатный поиск.

Несмотря на многообразие численных методов поиска ни один из них не гарантирует нахождение абсолютного экстремума. При доказательстве сходимости исходят из некоторых допущений о поведении целевых функций, а значит пригодны только для ограниченного класса задач. Сходимость по вероятности, доказываемая для нерегулярных методов поиска, не означает, что можно получить за конечное число попыток наилучшее решение с высокой степенью достоверности в любой оптимизационной задаче.

Чтобы избежать попадания в зоны локальных оптимумов и повысить шансы выхода в район абсолютного экстремума, практикуется повторение поисковых проходов из разных начальных точек, или одновременный поиск из отдельных зон по разным путям, бракуемым по мере достижения успехов на лучших из них (метод конкурирующих направлений).

Наибольшую уверенность дает получение одного результата применением разных алгоритмов при различных начальных условиях. Пакеты программ оптимизации, разработанные в ряде ведущих научных организаций и вычислительных центрах, дают возможность пользователю менять в режиме диалога алгоритмы поиска, сравнивая их результаты и прерывая счет при попадании в кризисные ситуации с ошибочной остановкой поиска, блужданием или дроблением шага на краю допустимой зоны.

Главные неприятности алгоритмам поиска доставляют овраги, разрывы, ступеньки, площадки и зубцы на гиперповерхности целевых функций и, особенно функциональные ограничения, преграждающие путь к абсолютному экстремуму.

Среди всего многообразия численных методов и алгоритмов едва ли найдется два-три десятка пригодных для работы с одним-двумя функциональными ограничениями в реальных проектных задачах условной оптимизации.

Цель исследований всегда шире, чем цель одной задачи оптимизации. В ходе таких исследований меняются значения предельных характеристик и производится циклический дрейф оптимума в пространстве по гиперповерхности ограничения. В большинстве реальных проектных задач предельно возможные наилучшие проектные варианты реализуются на границах допустимой области. Именно поэтому условная оптимизация опирается на проблему ориентации поискового пути вдоль условно воображаемой границы, формируемой функциональными ограничениями. Существуют специализированные методы, настраиваемые на движение по искусственному оврагу, отображающему действие функции ограничения. В их числе: методы проектирования градиента на гиперповерхность ограничения, обучаемый метод статистического градиента, накапливающий информацию об удачных предыдущих попытках.

Обычно для работы с функциональными ограничениями вводятся приемы штрафования целевых функций. Гиперповерхность их искажается и намеренно портится в запретных зонах. Возможен внешний штраф (с введением ухудшающих воздействий на значения критерия вне допустимой области) или внутренний штраф (с добавлением все более неприятных приращений значений критерия по мере приближения к границе, задаваемый функциональным ограничением). Если, например, мы обеспокоены поиском минимума, то в случае внутреннего штрафа оштрафованный критерий может вычисляться через истинное его значений F_0 следующим образом:

$$F = F_0 + \sum_j \frac{\alpha_j}{[\Delta y_j(\bar{x})]^{\beta_j}},$$

где α_j — коэффициент, учитывающий относительную важность данного j -го ограничения; β_j — показатель «чувствительности» ограничивающих условий к ходу поиска при уточнении положения предельного решения: $\Delta y_j(\bar{x})$ — текущая мера удаления от ограничения.

При этом $\Delta y_j(\bar{x}) = y_{j,0} - Y_j(\bar{x})$. Если $\Delta y_j(\bar{x}) \leq 0$, то попытка должна считаться неудачной. Каждый выход за допустимую зону может учитываться по соотношению удачных и неудачных попыток в процедуре расчета масштаба приращений переменных на очередном шаге опроса состояний оптимизируемого объекта.

Существует особый вид поисковых задач с ориентацией на выявление не лучших, а всего лишь допустимых вариантов. Эти задачи возникают в начале поисковых исследований. Условия полета, требования эксплуатации и производства, задания на отдельные системы и результаты по взаимодействиям, определяемые рядом регламентирующих документов, включая ТТЗ на объект, образуют целый ряд ограничений, определяющих рамки, в которые должны попасть характеристики ЛА. В последующих проектных работах многие ограничения будут расширены, а некоторые просто сняты,

но в начальной фазе необходимо выявить как можно больше допустимых решений, максимально изучив будущую область оптимизации. Один из приемов, переводящий задачу поиска множества возможных решений в типовую задачу оптимизации, состоит в следующем:

1. Формируются признаки, соответствующие степени удовлетворения каждого ограничения, и назначаются весовые коэффициенты c_i , которыми штрафуются выход за пределы ограничения в соответствии с приоритетной шкалой признаков.

2. Составляется единый критерий F_c , в качестве которого может быть принята сумма:

$$F_c = \sum_i c_i$$

или другая аддитивная или мультипликативная функция, представляющая собой комбинацию штрафных коэффициентов.

В полученном после поиска наборе лучших решений могут оказаться «лишние» варианты, близкие к допустимым, снабжающие проектанта новой информацией, но не удовлетворяющие некоторым требованиям задания. Задачи такого типа обычно имеют множество частных экстремумов, поэтому для их решения более пригодны численные методы, разрабатываемые для структурного синтеза.

4.2. ПРИНЦИПЫ ОРГАНИЗАЦИИ ПОИСКА В ЗАДАЧАХ СТРУКТУРНОГО СИНТЕЗА

Специфика задач структурного синтеза — дискретность переменных и наличие условно-логических ограничений приводит к необходимости создания инженерных методов, базирующихся на новых принципах поиска таких решений, которые могут устроить проектировщика.

Ведь по существу речь идет о задачах, в которых к целевым функциям не предъявляется никаких требований, кроме однозначности. К этому следует добавить необходимость работать с несколькими противоречивыми критериями.

Отсутствие теоретических методов, обосновывающих поиск экстремума и наличие на практике результатов действительного успешного решения проектных комбинаторных задач с помощью эвристических приемов означает, что основным назначением автоматизированных систем проектирования должна быть помощь инженеру в классификации структурных признаков, а также в сборе и накоплении информации о самых различных сочетаниях элементов проектируемого объекта.

Приемы поиска, изложенные далее, разрабатывались с ограниченной, но конкретной установкой: дать возможность проектанту или конструктору обоснованно ориентироваться во всем структурном многообразии возможных комбинаций элементов объекта и приобрести уверенность (или сомнение) в том, что выбранная им

структурная комбинация действительно близка по ряду показателей к наилучшим из всех возможных.

Основным принципом разработки численных методов структурного синтеза поэтому является ориентация на человеко-машинные приемы сравнения проектных решений, коррекции хода поиска и формирования допустимой области возможных решений с помощью лиц, принимающих решение.

Из этого основополагающего принципа вытекают многие требования к алгоритмам и ряд принципов, сформулированных далее.

Второй принцип, положенный в основу методов структурного синтеза, основан на обязательных приемах оценки уровня предельных значений проектных критериев. Надеяться на точное нахождение положения абсолютного экстремума по каждому критерию с выявлением соответствующих строго оптимальных значений проектных параметров нереально, но приближенная оценка теоретически достижимых границ для значений критериев является вполне выполнимой, хотя и сложной проблемой.

Третий принцип звучит не совсем обычно. Он означает принципиальный отказ от погони за строго оптимальными вариантами по каждому критерию. Взамен предлагается сосредоточиться на выявлении как можно большего количества предоптимальных вариантов, близких по значениям критерия к теоретически наилучшим. В задаче структурного синтеза имеет смысл говорить всего лишь о возможности продвинуться по величине критериев к уровням абсолютных экстремумов, не надеясь определить их положение, но приобретая целое семейство приемлемых вариантов с несколько худшими значениями критериев.

Следующий, четвертый, принцип касается стратегии поиска, определяя организацию процедур сбора информации обо всей области допустимых решений. Прежде чем начать сортировку вариантов, необходимо понять, что такое лучшие, худшие или посредственные варианты по каждому критерию. Таким образом, синтез оптимальных структур сопровождается анализом всего множества возможных многообразий структуры. Просмотр возможных вариантов структуры дает возможность получить статистические функции распределения значений критериев для суждения о результативности работ и о целесообразности дальнейшего поиска. В простейшем случае формируются вероятностные функции распределения значений критериев.

Пятый принцип является дальнейшей конкретизацией и логическим следствием второго и четвертого принципов. Он заключается в организации стохастического воздействия на процесс опроса возможных состояний оптимизируемого объекта. Необходимо, чтобы логика выбора вариантов с целенаправленным улучшением структуры имела случайную компоненту, не мешающую сбору и сортировке предоптимальных вариантов. Случайное воздействие необходимо, во-первых, для того, чтобы построить приближенные модели поведения критерия; во-вторых, для использования теории статис-

тики экстремальных значений в оценках предельных уровней критериев и, в-третьих, для оценки сходимости алгоритмов поиска по вероятностным показателям.

Шестой принцип продиктован невозможностью аналитически моделировать гиперповерхность целевых функций и прогнозировать их изменение на шаге приращений переменных. Вместо шагового продвижения в пространстве параметров предлагается зональный опрос, который в разных методах выражается то в приемах наброса и случайной выборки, то в поэтапной комплектации с частичным учетом всех элементов структуры, то в последовательном покоординатном направленном переборе с поочередным учетом всех значений каждого параметра.

Седьмой принцип утверждает прием работы с функциональными ограничениями. Традиционные способы штрафования значений критериев неприемлемы из-за неупорядоченного поведения воображаемой поверхности отклика, соединяющей дискретные точки реализации структурных композиций, а также из-за условно-логических ограничений, диктующих произвольные резервы и пустоты в пространстве параметров. Учет «невязок», определяющих «расстояние» до границ допустимой зоны, не помогает в условиях единичных «дефектов» поля возможных решений. Обучение алгоритмов поиска производится с помощью ЛПР путем штрафования значений самих параметров. «Замораживание» или наоборот выделение «лидирующих» параметров по данным о чувствительности к ним критериев или предельных характеристик дает возможность периодически сужать или расширять область поиска, стягиваясь к наилучшим решениям или обстоятельно исследуя и сортируя предоптимальные варианты с достоверной оценкой уровней абсолютных экстремумов.

Восьмой принцип требует, чтобы пользователю были предоставлены средства оценки результативности хода поиска, достоверности выявленных сведений о предельных или близких к ним вариантов структуры с оценкой возможных затрат машинного времени на дальнейшее улучшение решений.

Эффективность автоматизированных методов структурного синтеза зависит от сбалансированного сочетания машинных способов опроса и перебора вариантов с эвристическими приемами распознавания лучших и худших решений и интуитивной оценкой перспективности отдельных путей трансформации структуры.

Перечислим основные требования к алгоритмам поиска в задачах структурного синтеза:

1. Простота и освоение алгоритма инженером, не владеющим специальной математической подготовкой в области теории оптимальных решений.

2. Универсальность и гибкость поискового алгоритма по отношению к свойствам оптимизируемой структуры. С помощью специальных показателей настройки должна быть обеспечена адаптация блока поиска с минимальным временем тестирования и подготовки пользователя к работе.

3. Должна быть предусмотрена возможность применения алгоритма поиска как в полностью автономном (пакетном) режиме, так и в интерактивном режиме с прерыванием и коррекцией хода поиска ЛПР.

4. Во всех алгоритмах следует предусмотреть типовую процедуру статистической оценки предельных значений критериев.

5. Если принцип опроса состояний структуры позволяет применить сбор информации

обо всем множестве проектных решений, то необходимо снабдить пользователя статистической информацией о закономерностях изменения критериев в ходе поиска.

6. Следует предусмотреть показатели результативности поиска, соотносящие затраты машинного времени на достижение посредственных решений и решений, лучших, чем выявленные в ходе поиска.

4.3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ ФОРМУЛИРОВКА ЗАДАЧИ СТРУКТУРНОГО СИНТЕЗА

На рис. 6 показана типовая матрица множества вариантов структуры (матрица стратегий целей или матрица качественно-морфологических признаков структуры). Горизонтальному делению соответствует многообразие элементов состава, или распределение по порядку целевых задач в режимах функционирования, или перечень иерархических уровней структуры. Вертикальному членению соответствует набор качественных признаков каждого элемента или перечень стратегий достижения любой цели, или совокупность средств реализации на всяком иерархическом уровне.

Для простоты показана прямоугольная матрица, отображаемая двумерным целочисленным массивом.

Нетрудно понять, что общее число возможных комбинаций состава, структуры или процесса составит величину $W = k^n$.

Даже задачи небольшой размерности характеризуются множеством вариантов. Например, в типовой задаче синтеза состава бортовых систем ЛА для семи систем с семью возможными вариациями каждой системы число возможных сочетаний вариантов

			Уровни иерархии в классификации структуры									
			Порядковые номера целей									
			Элементы структуры или состава									
			x_1	x_2	x_3	...	...	x_i	...	...	x_n	
Пути реализации на иерархических уровнях	Стратегии для каждой цели	Качественные признаки элементов структуры	1	Π_{11}	Π_{21}	..	..	..	Π_{i1}	..	..	Π_{n1}
			2	Π_{21}	Π_{22}				Π_{i2}			Π_{n2}
			:	..	..				..			..
			:	..	..				..			..
			j	Π_{1j}	Π_{2j}				Π_{ij}			Π_{nj}
			:	..	..				..			..
			k	Π_{1k}	Π_{2k}	..	..	..	Π_{ik}	..	..	Π_{nk}

Матрица качественно-морфологических признаков

Рис. 6.

систем превышает $8 \cdot 10^5$ исполнений, каждое из которых рассчитывается несколько минут на ЭВМ. Задача выбора наряда сил для десяти целей с числом стратегий от 3 до 10 по каждой цели имеет емкость более десяти миллионов возможных решений. Перебор посредством унификации и стандартизации для пятиуровневой задачи типизации узлов и деталей одного агрегата корпуса ЛА требует ориентации в трех тысячах вариантов состава агрегата.

Каждому i -му элементу, цели или уровню детализации ставится в соответствие формальная переменная x_i . Качественное описание путей реализации одного элемента, цели или уровня отображается порядковым значением i -й переменной, причем число таких значений меняется от 1 до k_i . Одна из возможных j -ых реализаций, соответствующая i -му значению переменной, выбирается для комплектации структуры в ходе поочередного опроса параметров. После опроса всех параметров формируются целевые структуры, которые описываются вектором дискретных переменных $\bar{x}^{(k)}$, которому соответствуют значения критериев $\bar{F}^{(k)}$, определяемые целевыми функциями $\Phi_1(\bar{x})$, ..., $\Phi_c(\bar{x})$, а также значения предельных характеристик $\bar{y}^{(k)}$, вычисляемых с помощью граничных функций $Y_1(\bar{x})$, ..., $Y_m(\bar{x})$.

При одной и той же максимальной размерности переменных k_0 вектор состояния оптимизируемого объекта x имеет n -ю декартову степень и представляет собой декартово произведение векторов, т. е.:

$$\bar{x}^{(k_0)} = x_1^{(k_0)} \times x_2^{(k_0)} \times \dots \times x_i^{(k_0)} \times \dots \times x_n^{(k_0)},$$

где каждое $x_i^{(k_0)}$ представляет собой совокупность целых чисел от 1 до k_0 .

При этом $\bar{x} \in J^n$, где J^n дискретное целочисленное множество порядка n . Размерность W множества J^n определяется произведением

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

На функции $\Phi(\bar{x})$ и $Y(\bar{x})$ не накладывается никаких требований, кроме однозначности. Следует принять во внимание, что в проектных задачах обратные функциональные преобразования $\bar{F}^{(k)}$ или $\bar{y}^{(k)}$ в $\bar{x}^{(k)}$ неоднозначны, либо функций вида $\Phi^{-1}(\bar{F})$ или $Y^{-1}(\bar{y})$ вообще не существует.

Областью существования решения в пространстве параметров $J_n \subset J^n$ и ее внешними границами, так же как и J^n , являются пределы изменения формальных переменных, т. е. неравенства типа $1 \leq x_i \leq k_i$.

Внутренние (зональные) или внешние границы допустимой области определяются также функциональными ограничениями разного вида.

Прежде всего есть ограничения типа неравенств $Y_z(\bar{x}) \leq y_{z,0}$.

Кроме того, имеются особые условно-логические ограничения, представляющие собой неравенства, связанные логическими соот-

ношениями, означающими наличие или отсутствие решения, например, такие:

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

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 критериев для возможных решений $\bar{F}$ образуют дискретное множество Q_p , являющееся отображением целочисленного множества J^{n_p} .

В ходе оптимизации необходимо оценить величины оптимальных значений критериев:

$$F_1^{(\text{opt})} = \text{opt } \Phi_1(\bar{x}); F_2^{(\text{opt})} = \text{opt } \Phi_2(\bar{x}), \dots, F_c^{(\text{opt})} = \text{opt } \Phi_c(\bar{x})$$

при заданных ограничениях $y_{1,0}, y_{2,0}, \dots, y_{m,0}$, а также желательно определить значения параметров $\bar{x}$, соответствующие нескольким вариантам структуры со значениями критериев, близкими к оптимальным.

Цель поиска состоит в нахождении субоптимальных решений, т. е. решений, близких к наилучшим по каждому критерию при фиксированных ограничениях на значения других критериев. Множество значений критерия Q_p можно упорядочить и получить, например множество $Q_p^{(F_1)}$, представляющее собой последовательность отобранных значений критерия F_1 .

В случае поиска минимума имеем

$$F_1^{(1)} = F_1^{(\text{opt})} \leq F_1^{(2)} \leq F_1^{(3)} \leq \dots \leq F_1^{(\xi)} \leq \dots \leq F_1^{(l)} \leq \dots \leq F_1^{(W)}.$$

Введем понятие субоптимальных или предоптимальных решений. Введем понятие упорядоченного множества $Q_L^{(F_1)}$ размерностью l , принадлежащее $Q_p^{(F_1)}$ и включающее в себя ряд решений из приведенной ранее последовательности, таким образом, чтобы любое ξ -е решение обладало значением критерия $F_1^{(\xi)}$, меньшим чем значение критерия для l -го решения $F_1^{(l)}$. При этом $\xi=1, 2, \dots, l$. Величину $F_1^{(l)}$ можно назвать верхней границей зоны существования предоптимального решения.

В большинстве задач структурного синтеза проектант может устраивать нахождение хотя бы одного из ξ -х решений из множества $Q_L^{(F_1)}$ предоптимальных решений по критерию F_1 .

Цель поисковых исследований шире, чем цель одной поисковой операции и она состоит, во-первых, в нахождении предоптимальных решений по всем критериям при фиксированных значениях других параметров и при определенных ограничениях на значения проектных характеристик. Во-вторых, обобщением поисковых исследований является нахождение зависимостей предоптимальных решений от ограничений на критерии и проектные характеристики.

Каждое значение $F_1^{(\xi)}$ будет одним из субоптимальных решений порядка l , а величина l определяет степень близости группы предоптимальных решений к действительному оптимуму.

Можно определить относительную размерность предоптимальной зоны по критерию F_1 . Эта размерность $\bar{l}$ определяется так: $\bar{l} = l/W$.

Она показывает мощность множества предоптимальных решений во всем многообразии реализаций структуры.

Размерность $\bar{l}$ косвенно отражает степень приближения результатов к наилучшим значениям критериев и позволяет определить вероятность нахождения предоптимального решения при некоторых допущениях на оценку точности приближения к абсолютному экстремуму.

4.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТАТИСТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ КРИТЕРИЕВ

Осуществляя опрос вариантов и сортировку проектных решений, можно прогнозировать статистическое поведение критерия по шкале его значений, сопоставляя тот или иной уровень критерия и частоту появления значений лучше принятого уровня. Особенно важны такие прогнозы в областях, удаленных от наибольшей частоты появления значений критерия, на краях распределений в области максимума или минимума.

Однако в зонах шкалы критериев, удаленных от генеральной совокупности значений, вероятностные оценки связаны с большим числом проб. Предположим, что мы выявляем варианты, далеко отстоящие по величине от математического ожидания. Пусть вероятность P появления таких вариантов при обычной схеме случайных испытаний оценивается величиной 0,001. Будем считать, что действительная частота P^* появления одного из таких вариантов должна отличаться на 10% от планируемой вероятности P . Тогда, задавшись уровнем доверительной вероятности P_d , равным, например, 0,9, получим, что потребное число попыток N будет приближенно определяться по формуле

$$N \approx \frac{P(1-P)}{(P-P^*)^2} \left[\Phi^{-1} \left(\frac{1}{2} P_d \right) \right]^2$$

и составит свыше двухсот тысяч проб.

Приведенная оценка базируется на центральной предельной теореме теории вероятностей, в соответствии с которой при большом числе независимых опытов N их средний результат распределяется приближенно по нормальному закону.

В приведенных оценках Φ^{-1} есть функция, обратная функции Лапласа [11].

Значения проектных параметров, замеренные при осмотре посредственных вариантов, могут распределяться по законам, близким к нормальному, однако, являясь величинами физически огра-

ниченными, они не будут следовать нормальному закону на краях распределений, т. е. там, где наиболее интересно исследовать их появление.

Для вероятностной оценки трудно обнаруживаемых экстремальных явлений целесообразно применить качественно новый принцип сбора и обработки информации о случайных событиях.

Большинство случайно наблюдаемых ограниченных величин, существующих в природе или технике, группируется вблизи своих физически обусловленных границ по общим законам, которые исследуются специальным разделом математической статистики — статистикой экстремальных значений. Одно из основных положений теории статистики экстремальных значений свидетельствует о том, что для ограниченных величин частные экстремумы, выявленные при периодических наблюдениях за случайными явлениями, подчиняются особым типам распределений — асимптотическим распределениям.

Таковы явления, в которых отражается неизвестный случайный фактор: разливы рек, порывы ветра, амплитуды волн, уровни осадков, предельные размеры для данного вида животных или растений.

Функции распределения экстремальных значений в общем случае несимметричны: они описываются экспоненциальными зависимостями, причем одним из параметров в таких законах распределения является прогнозируемый уровень предельно возможных значений для частных экстремумов, т. е. уровень абсолютного экстремума.

Положения статистики экстремальных значений имеет смысл применять к обобщению отдельных реализаций процесса, имеющего стохастическую природу и стремящегося к улучшению своих показателей. Применительно к традиционным численным методам оптимизации, имеющим стохастическое воздействие на процесс поиска, эта идея рассмотрена в ряде отечественных и зарубежных работ. В работах, посвященных структурному синтезу ЛА, автором были введены методы асимптотической оценки абсолютного экстремума [3, 4, 26].

Проведение таких оценок требует, чтобы осуществлялась статистическая обработка результатов попыток продвижения к экстремуму и чтобы алгоритм формирования структуры или алгоритм опроса состояний оптимизируемого объекта подвергался случайному воздействию, меняющемуся в каждой частной попытке оптимизации. Моделирование предельных отклонений массы, стоимости, нагрузок, показателей рекордных траекторий в задачах перебора сочетаний проектных параметров показало, что совокупность случайно полученных значений частных экстремумов достаточно точно аппроксимируется третьим асимптотическим законом.

В соответствии с положениями статистики экстремальных значений [15] распределение крайних значений выборки ограничений случайной величины не зависит от конкретного вида распределений этой величины, а принадлежит области притяжения третьего типа асимптотического распределения.

Предположим, что на множестве Q генерируются независимые случайные выборки $\{F_i\}$ и для каждой группы выборок отбираются максимальные значения в группах $\{F_{m,i}\}$.

Случайная величина F_m имеет некоторое распределение $\Phi(F_m)$. При этом $\Phi(\omega) = 1$, где ω — значение абсолютного максимума.

Если функция распределения удовлетворяет условию

$$\lim_{F \rightarrow -\infty} \frac{1 - \Phi(cF + \omega)}{1 - \Phi(F + \omega)} = C^k$$

при $F \rightarrow -\infty$, то распределение максимальных значений $F_{m,i}$, полученных группировкой исходной выборки в группы размером n при достаточно больших n будет принадлежать третьему типу асимптотических распределений экстремальных значений, описываемому следующей формулой:

$$\Phi_3(F_m) = \exp \left\{ - \left(\frac{\omega - F_m}{\sigma} \right)^k \right\},$$

где ω — параметр расположения (предельный уровень абсолютного максимума); σ — параметр масштаба; k — коэффициент, определяющий форму закона распределения.

Условие, приведенное ранее, характерно для широкого класса распределений. В частности, оно присуще распределениям случайных величин $\{F_i\}$, описываемым в генеральной совокупности нормальным законом.

В общем случае третьи предельные распределения имеют вид:

а) для наименьших значений:

$$\Phi_3(F_m) = \begin{cases} 1 - \exp \left\{ - \left(\frac{F_m - \varepsilon}{\sigma} \right)^\eta \right\} & \text{для } F_m \geq \varepsilon, \\ 0 & \text{для } F_m < \varepsilon; \end{cases}$$

б) для наибольших значений:

$$\Phi_3(F_m) = \begin{cases} \exp \left\{ - \left(\frac{\omega - F_m}{\sigma} \right)^\eta \right\} & \text{для } F_m \leq \omega, \\ 1 & \text{для } F_m > \omega. \end{cases}$$

Вычисление параметров распределения может производиться по методу моментов, методу максимального правдоподобия и методу квантилей [15].

Преимуществом оценок по методу моментов является наглядность процесса сходимости оценок, возможность текущего вычисления моментных характеристик в ходе самой процедуры поиска, возможность графического построения функций распределения.

4.5. ТИПОВЫЕ АЛГОРИТМЫ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ НЕЛИНЕЙНОГО ДИСКРЕТНОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯ

Процесс группового случайного опроса состояний оптимизируемого объекта с выделением лучших вариантов в отдельных группах и циклический процесс, использующий стохастические возмущаемые регулярные процедуры формирования или выявления луч-

ших решений, могут рассматриваться как марковские случайные процессы с дискретными состояниями и непрерывным временем. Оптимизируемая структура в таком случае характеризуется конечным рядом дискретных состояний.

Процесс поиска представляется непрерывной цепью Маркова, в которой очередные результирующие дискретные состояния оптимизируемого объекта отображаются графом состояний с односторонне направленными переходами от худших состояний к лучшим. Представим, что процессу направленного движения к оптимуму соответствует упорядоченная последовательность возможных состояний $S_1, \dots, S_j, \dots, S_m$, такая, что каждое последующее состояние S_j является поглощающим для всех предыдущих состояний $S_\xi (\xi = 1, 2, \dots, j-1)$. Значение критерия для состояния S_j будет лучшим, чем значения критерия для всех предыдущих состояний.

Будем полагать, что марковский процесс является однородным и плотности вероятностных переходов одинаковы и равны λ .

Дифференциальные уравнения Колмогорова для определения вероятностей P_j состояний системы, граф которой характеризуется направленными переходами к поглощающим состояниям, будут иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{dP_1}{dt} &= -\lambda(m-1)P_1; \\ \frac{dP_2}{dt} &= -\lambda(m-2)P_2 + \lambda P_1; \\ \frac{dP_3}{dt} &= -\lambda(m-3)P_3 + \lambda(P_1 + P_2); \\ &\dots\dots\dots \\ \frac{dP_j}{dt} &= -\lambda(m-j)P_j + \lambda \sum_{i=1}^{j-1} P_i, \\ &\dots\dots\dots \\ \frac{dP_{m-1}}{dt} &= -\lambda P_{m-1} + \lambda \sum_{i=1}^{m-2} P_i; \\ \frac{dP_m}{dt} &= \lambda \sum_{i=1}^{m-1} P_i, \end{aligned}$$

где λ — плотность вероятности перехода из состояния в состояние.

При любом времени t будет справедливо условие связи:

$$\sum_{j=1}^m P_j = 1.$$

В случае, когда $t \rightarrow \infty$, вероятности состояний будут стремиться к пределам, свойственным установившемуся режиму [15]. При этом в обычной марковской цепи без поглощающих состояний вероятности пребывания системы в каждом из состояний при стационарном режиме равны среднему относительному времени пребывания системы в одном состоянии.

В пределе при установившемся режиме все вероятности постоянны и поэтому все производные в уравнениях Колмогорова равны нулю. Приравняв для уравнений, описывающих состояние данной системы, левые части нулю, получим линейные алгебраические уравнения, из решения которых следует, что в пределе последовательно выполняются условия

$$P_1=0, P_2=0, \dots, P_j=0, \dots, P_{m-1}=0.$$

По условию связи получаем, что $P_m=1$.

Таким образом, при $t \rightarrow \infty$ данная система с вероятностью, равной единице перейдет в конечное поглощающее состояние, соответствующее лучшему значению критерия.

Сходимость процесса по вероятности еще не означает, что за конечное ограниченное время с высокой вероятностью будет произведен переход к предельному наилучшему решению. Можно всего лишь утверждать, что процедура поиска постепенно продвигается все к более лучшим вариантам структуры.

Единственным методом, гарантирующим получение наилучшего решения по каждому критерию за конечное время, является метод полного перебора. После одного такого перебора выявляются абсолютные экстремумы всех целевых функций и получаются все рекордные и Парето-оптимальные варианты. Поэтому, если память ЭВМ и резервы машинного времени позволяют осуществить полный перебор, т. е. рассмотреть k^n вариантов структуры, то необходимо просмотреть все многообразие проектных вариантов. К сожалению, для реальных размерностей проектных задач надежды на возможный просмотр всех сочетаний элементов структур ЛА не могут приниматься во внимание. Приходится создавать алгоритмы перебора вариантов структуры, которые всего лишь помогают ориентироваться во всем многообразии комбинаций типов комплектуемых элементов и продвигаться с помощью ЛПР к лучшим проектным решениям.

Методов такого рода, построенных по изложенным принципам и с учетом сформулированных ранее требований, может быть довольно много. Все эти методы и алгоритмы можно условно разделить на группы, используя классификацию по способам опроса переменных и приемам сортировки выявленных вариантов.

Существует группа методов, ориентированных на предварительное упорядочение целевых функций. При таком упорядочении после кропотливой подготовительной работы добиваются знакопостоянного приращения критериев при направленном изменении значений каждой переменной. Попутно исследуется чувствительность критериев к отдельным переменным и делается не всегда достовер-

ный прогноз о возможности решения в качестве начального приближения модельной задачи линейного или динамического программирования. Для модельной задачи вводятся линеаризованные изменения в целевые функции: упрощается механизм проектного расчета, отсекаются обратные связи в процессе комплектации структуры. Результаты решения модельной задачи подвергаются улучшению благодаря варьированию переменными в ограниченном диапазоне методом полного перебора.

Для проектантов-пользователей, приступающих каждый раз к новой задаче комплектации состава или структуры, алгоритмы структурного синтеза должны быть инструментом не только поиска лучших вариантов, но также изучения всего множества структурного многообразия.

Универсальные методы могут классифицироваться по принципам опроса вариантов структуры, образуя две большие группы: методы, использующие принцип случайной выборки, и методы, применяющие регулярные приемы обзора и продвижения во множестве вариантов наряду со стохастическим воздействием на процесс опроса или сортировки сочетаний элементов структуры.

Методы, включающие процедуры случайной выборки, обладают одним из достоинств, важным для пользователя. Для них характерна простота оценки вероятности получения вариантов из множеств предоптимальных решений.

Методы, включающие в логику поиска регулярные приемы целенаправленного осмотра и трансформации структурных признаков, имеет смысл разделить также на две большие группы, отличающиеся набором информации, используемой для сортировки вариантов. Одна группа методов ориентирована на сравнение вариантов по значениям критериев. В этой группе методы последовательного покоординатного перебора (аналог метода Гаусса — Зейделя в задачах с непрерывными переменными); методы зонального опроса, улучшающие начальные приближения; методы, включающие алгоритмы полного перебора в отдельных подструктурах.

Вторая совокупность методов с обоснованной логикой поиска пользуется информацией о приращениях критериев в самом процессе комплектации структуры. Отсев бесперспективных вариантов в этих методах происходит поэтапно, по мере составления проектируемого объекта из отдельных элементов или по пути уточнения вариантов исполнения исследуемого процесса, или при переходах к нижним иерархическим уровням, детализирующим состав объекта.

В таких методах можно использовать принцип динамического программирования, идеи алгоритмов отсечений, ветвлений, известные из задач линейного программирования.

Поскольку ни один из методов, кроме метода полного перебора, не дает гарантий нахождения абсолютных экстремумов, эффективность разных методов можно оценивать только на реальных проектных задачах, сопоставляя точность оценки предельных значений критериев; затраты времени на поиск; количество полученных пред-

оптимальных вариантов, отличающихся от рекордных на заданную меру значений критериев; количество Парето-оптимальных вариантов; качество информации обо всей области допустимых решений с учетом наихудших сочетаний структурных элементов. Не последнюю роль при сравнении алгоритмов играет время подготовки пользователя к работе; удобство представления данных для ЛПР; гибкость по отношению к изменениям в проектной задаче; возможность перенастройки и обучения в момент учета функциональных и условно-логических ограничений; пригодность к прерываниям и возобновлениям процессов комплектации структуры и обзора множества возможных решений.

Методы, в которых используется случайная выборка, приспособлены к упрощенным оценкам вероятности выявления вариантов из множества предоптимальных решений. Причем такая оценка связывается с затратами времени на поиск. Метод с оценкой случайной выборки результативен для любых задач большой размерности. Поэтому целесообразно сравнивать затраты времени применяемого метода поиска с затратами, присущими эталонному методу, принимая в качестве последнего слепую случайную выборку.

Эталонный метод может существовать реально в виде обучаемого алгоритма нерегулярной выборки без возвращения, имеющего конкретные результаты решения, или в виде слепого метода выборочных проб, приспособленного к модельной задаче. Модельная задача строится на допущениях о характерных статистических закономерностях распределения значений критериев (прямоугольная матрица состояний структуры; равное время расчета критериев для всех композиций структуры; отсутствие функциональных ограничений; равномерное распределение предоптимальных вариантов в пространстве параметров).

Показатели эффективности идеализированного эталонного метода на модельной задаче большой размерности, как правило, лучше, чем у исследуемого алгоритма на реальной задаче и коэффициент метода при таком сопоставлении становится меньше единицы, приобретая смысл КПД применяемого метода.

Рассмотрим детально закономерности, свойственные процессу случайной выборки. Отметим простоту метода и возможность выявить статистические функции распределения значений критерия (как правило, используется нормальный закон). Метод не оперирует понятием направления улучшения вариантов, подобно традиционному шаговому случайному поиску, использующему стохастическое воздействие на величину приращения параметров. Случайная выборка не зависит от перехода в лучшее состояние, она практикует методические пробы во всем допустимом множестве вариантов. Приведем оценочную формулу для расчета степени уменьшения допустимой области, если число параметров равно n , первоначальный диапазон их изменения одинаков и исключает k значений, а исключается из рассмотрения t значений каждого параметра. Вероятность попадания в новую допустимую зону при пробах во всем множестве структурных вариаций или отношение числа

вариантов в новой зоне по всему количеству первоначальных сочетаний композиций структуры равно

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

Например, в задаче синтеза состава ЛА с семью бортовыми системами и с количеством типов каждой системы также равным семи, исключение всего одного типа каждой системы снижает в три раза число возможных реализаций борта.

Пусть размерность множества предоптимальных решений будет l , а общее число возможных вариантов W . Если производится N попыток случайной выборки, но при каждой попытке изученный вариант возвращается обратно и может быть подвергнут повторно вызову, то вероятность P получения хотя бы одного предоптимального варианта будет

$$P \approx 1 - \left(1 - \frac{l}{W}\right)^N.$$

Формула является приближенной, поскольку она отражает мало встречающееся на практике обстоятельство, что все предоптимальные варианты равномерно распределены в пространстве параметров.

Если предположить к тому же, что мы имеем дело с равномерным законом распределения случайных значений критерия и обеспечены поиском максимума, то возможна упрощенная оценка вероятности получения хотя бы одного из решений, отличающихся от статистически оцененного предельно лучшего уровня $k_{\max}$ на величину Δk . Такая вероятность будет

$$P \approx 1 - \left(1 - \frac{\Delta k}{k_{\max} - k_{\min}}\right)^N,$$

где $k_{\min}$ — уровень предельно худших значений критерия.

Предположение о равномерном распределении случайных значений по шкале величин критерия очень оптимистично. Ближе к истине будет нормальный закон или треугольная симметричная эпюра, отражающая плотность вероятности обнаружения значения критерия между $k_{\min}$ и $k_{\max}$. В последнем случае оценка вероятности приобретения хотя бы одного предоптимального варианта уровня Δk при N случайных пробах будет определяться по формуле

$$P = 1 - \left(1 - \frac{2\Delta k^2}{(k_{\max} - k_{\min})^2}\right)^N.$$

На практике иногда используется безвозвратная выборка, при которой полученные варианты исключаются из множества допустимых решений. В этом случае оценка вероятности нахождения хотя бы одного предоптимального решения при N попытках слу-

чайного опроса с сортировкой может оцениваться по следующей зависимости:

$$P \approx \left[1 - \left(1 - \frac{l}{W} \right) \left(1 - \frac{l}{W-1} \right) \dots \left(1 - \frac{l}{W-N+1} \right) \right]$$

Если время расчета одного варианта структуры равно T , то приближенное определение времени T_{Σ} , затраченного на первый цикл случайной выборки для обнаружения хотя бы одного предоптимального решения в зависимости от вероятности удаи P и в зависимости от степени приближения к оптимуму Δk производится по формулам

$$T_{\Sigma} \approx \frac{T \ln(1-P)}{\ln \left(1 - \frac{l}{W} \right)} ;$$

$$T_{\Sigma} \approx \frac{T \ln(1-P)}{\ln \left[1 - \frac{2\Delta k^2}{(k_{\max} - k_{\min})^2} \right]} .$$

Для задачи синтеза состава бортовых систем орбитальной станции с мощностью множества допустимых вариантов свыше $8 \cdot 10^5$ нахождение одного предоптимального варианта, отличающегося по массе от предельно лучшего на 5% (при превосходстве над худшим в 40%) требует всего порядка 350...400 попыток, производимых одновременно для процедуры групповой выборочной оценки уровней абсолютных экстремумов.

На модельной задаче с подобными характеристиками необходимы 370 попыток опроса для «отлова» хотя бы одного варианта из субоптимального множества при относительной мощности множества $\bar{l}$, равной 0,05 и вероятности удаи, оцениваемой в 95%.

Алгоритмы поиска, использующие случайную выборку, наиболее универсальны и легко адаптируются под тип задачи. Они безразличны к размерности вектора переменных. Неупорядоченность целевых функций также не является помехой для большинства алгоритмов, основывающихся на стохастическом опросе множества структурных композиций. Наибольшими преимуществами эти методы обладают в задачах большой размерности с несколькими критериями и рядом ограничений на проектные характеристики. Следует отметить, что затраты машинного времени при неизменной относительной мощности множества предоптимальных решений практически не зависят от размерности задачи. Единственный и очень важный недостаток этих методов — их невысокая точность приближения к абсолютному экстремуму. Выявленные предоптимальные варианты могут оказаться по совокупности проектных параметров далеко не похожими на рекордный вариант по какому-либо показателю качества. Поэтому использование этих методов часто ограничено требованиями предварительной оценки, широкого обзора или получения хорошего начального приближения в новой проект-

вой задаче для последующего улучшения оптимизируемой структуры.

Одна из реализаций алгоритма случайной выборки, выполненная на языке ФОРТРАН для ЕС ЭВМ, выглядит следующим образом.

Поисковая задача разделена на два этапа, между которыми направление поиска корректируется ЛПР. Общее число переменных 24, причем среди них находятся также непрерывные переменные, которым придаются дискретные значения с заданным шагом. На первом этапе производится слепая выборка без учета ограничений во всем диапазоне изменения параметров. Пробы производятся квантами по 20 проб в группе. Группы чередуются и по методу моментов оцениваются наилучшие и наихудшие значения для двух критериев. На втором этапе используют обучаемую случайную выборку с сужением зоны поиска введением запретов на значения переменных.

Рассмотрим методы и алгоритмы, в наибольшей степени оправдывающие название «структурный синтез», поскольку они базируются на ориентированную поэтапную комплектацию структуры из отдельных ее элементов. Эта группа методов отличается тем, что информацией для сортировки критериев служат приращения значений критериев, полученные после каждого цикла присоединения к части структуры одного из ее элементов. В ходе такого присоединения рассматриваются вариации этого элемента и оставляется для дальнейшего наращивания части структуры только несколько наиболее перспективных сочетаний элементов.

Наиболее распространен в задачах синтеза состава проектируемых объектов принцип поэтапной сортировки.

Предполагается, что если процесс вычисления критерия состоит из нескольких независимых итераций и если для любого значения целочисленного параметра $x_{i,j}$, отражающего цепь итераций, и выбранного на i -м шаге итераций, значений критерия не является оптимальным для предыдущих $(i-1)$ шагов, то оно не оптимально и для рассматриваемого очередного i -го шага итерации.

Слово «независимых» является принципиальным. Поэтапная оптимизация не дает уверенности в результативности метода в реальных задачах с неаддитивными и неупорядоченными целевыми функциями, произвольными, условно-логическими ограничениями, отображающими итерации структурного синтеза.

Типовой технической задачей, приспособленной больше других к описываемому методу, является задача синтеза состава бортовых систем ЛА при изучении проблем оптимального резервирования, унификации, выбора типоразмеров конструктивных узлов.

Синтез наилучшего состава осуществляется поочередно с наращиванием бортового комплекса введением в рассмотрение очередной системы одного функционального назначения. Подключение этой системы преобразует бортовой комплекс. Все допустимые вариации рассматриваются в сочетании с уже сформированным ранее комплексом, а точнее, отсортированным на предыдущем шаге ком-

плектации, связанном с присоединением системы другого функционального назначения. Каждое i -е наращивание комплекса означает введение новой формальной переменной и сопровождается расчетом приращений критериев, предельных характеристик и пересчетом их значений, соответствующих i -му уровню комплектации. Пересчет совершается чаще всего по рекуррентным соотношениям, формирующим текущий уровень, достигнутый критериями и характеристиками. Этот уровень является эталоном для сравнения сочетаний состава и назначений перспективных композиций с целью их проверки на последующих наращиваниях комплекса. В рекуррентных соотношениях приращения могут суммироваться (при учете показателей массы бортовых систем) или перемножаться (в случае оценок вероятности безотказной работы), или приводить к возведению в степень (для показательных функций, учитывающих расход массы на отдельных этапах полета).

Выявляя и оставляя на каждом этапе комплектации состава только лучшие варианты частей собираемого комплекса, нельзя быть уверенным, что будет найдено конечное оптимальное решение. Уверенность в успехе можно повысить, запоминая для каждого последующего этапа комплектации не только одно наилучшее частное решение предыдущего этапа, но и ряд предоптимальных решений.

Для развития принципа последовательного соединения частных оптимальных решений, принятого в классических задачах, предлагается наращивать последовательно частные предоптимальные решения по мере сбора структуры из элементов разного назначения. Конечный этап такого наращивания приводит к совокупности предоптимальных вариантов. Среди них может быть и не быть наилучшего, но его уровень значений критерия для этого варианта известен и оценивается статистически. Стохастическое воздействие на процесс сбора предоптимальных вариантов может заключаться в случайном выборе количества предоптимальных частных решений, запоминаемых на каждом этапе наращивания структуры. Совокупность частных экстремумов получается после группы пробных комплектаций с использованием стохастического моделирования компонент целочисленного вектора, отражающего вектор проектных параметров. Каждая компонента такого вектора меняется от 1 до k_i и регламентирует количество запоминаемых частных предоптимальных решений.

Значительную трудность в рассматриваемых методах представляет учет ограничений на значения проектных характеристик. Способ учета зависит от особенностей конкретной задачи и от умения спрогнозировать по требуемому изменению величины в конце поэтапного ее расчета возможные пределы приращений этой величины при поэтапном наращивании структуры.

Затраты времени на поиск с поэтапной сортировкой частей комплектуемой структуры могут быть различными в зависимости от внутренних связей и необходимости повторного пересчета уже рассчитанных ранее систем.

Среди методов перебора с единичными расчетами структуры

выделяется покоординатный поиск, поскольку он отвечает устремлениям ЛПР и чаще всего используется в диалоговых процедурах выбора лучших решений.

Исходный вариант структуры выбирается случайно, поэтому после 20...30 полных реализаций покоординатного перебора выявляются уровни предельных значений критерия.

Интересен метод зонального опроса, который также использует сортировку по значениям критериев. Метод применим для улучшения выбранных предоптимальных вариантов и проверки решений на Парето-оптимальность. Размер окрестности осмотра в пространстве параметров удобно определять расстоянием Хеминга [45 и 46]. Для двух точек: базовой $\bar{X}^{(6)}$ с координатами $X_1^{(6)}, X_2^{(6)}, \dots, X_n^{(6)}$ и некоторой соседней $\bar{X}^{(r)}$ с координатами $X_1^{(r)}, X_2^{(r)}, \dots, X_n^{(r)}$ расстоянием Хеминга, как известно, считается величина:

$$d_H(X^{(6)}, X^{(r)}) = \sum_{i=1}^n |X_i^{(6)} - X_i^{(r)}|.$$

Окрестность Хеминга определяется радиусом r_H . Для каждой точки, принадлежащей этой окрестности, локализованной вокруг базовой точки $\bar{X}^{(6)}$, расстояние Хеминга от базовой точки будет меньше r_H .

Перебор всех точек в окрестности Хеминга эффективен, поскольку в этом случае сочетаются пробы с единичным масштабным зондированием только по отдельным параметрам и попытки обстоятельного осмотра ближайшей области с незначительным варьированием сразу всех переменных.

Возможен упрощенный алгоритм проверки перспективности точки, близкой к рекордной или к Парето-оптимальной. Он заключается в следующем:

1. Задается гиперкуб или трубка в пространстве параметров, охватывающая окрестность Хеминга.

2. Производится случайная выборка, генерируемая в трубке.

3. Случайные пробы проверяются на принадлежность окрестности Хеминга.

4. По точкам окрестности Хеминга вычисляются критерии и сами точки проверяются на Парето-оптимальность.

5. В случае работы с двумя антагонистическими критериями результаты отображаются графически на плоскости значений критериев.

6. При работе с одним критерием определяется перспективность выбранной окрестности. Для этого формируются усредненные показатели, свидетельствующие о результативности опросов в окрестности Хеминга. Одним из таких показателей служит усредненное среднеквадратическое значение величины относительных отклонений критерия (КПД зонального поиска). Вычисляется этот показатель в ходе расчета точек по формуле

$$\eta = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \left(\frac{F_{\max} - F_j}{F_{\max} - F_{\min}} \right)^2,$$

где $F_{\max}$ — статистически оцененный уровень наихудших значений критерия; F_j — значение критерия в одной из рассчитываемых точек; N — число точек. Показатель η — безразмерный и в перспективной окрестности приближается к единице.

Формула показывает, насколько близки по величине минимизируемого критерия рассмотренные точки к наилучшему уровню значений $F_{\min}$.

Глава 5. МЕТОДЫ ФОРМИРОВАНИЯ И МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОПИСАНИЯ КОНФИГУРАЦИИ И СТРУКТУРЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

5.1. ПРИНЦИПЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОПИСАНИЯ КОНФИГУРАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Математическое описание обводов ЛА, применяемое уже в течение десятилетий, переживает второе рождение. Причиной этого являются практикуемые в подсистемах автоматизированного проектирования приемы объединения геометрических расчетов обводообразующих поверхностей и внутренних деталей конструкции. Раньше для аэродинамических и газодинамических расчетов, а также для изготовления моделей и плазовых работ при увязке каркаса планера с узлами стапелей было достаточно теоретического чертежа с описанием контура в отдельных сечениях. Сейчас необходимо иметь единую геометрическую, математическую и информационную модель конфигурации и структуры, используемую для:

- подготовки расчетов силового каркаса с использованием метода конечных элементов;

- размещения приборов и агрегатов при компоновке отсеков с помощью средств машинной графики;

- расчета поверхностей, центровочных характеристик и объемов агрегатов, топливных баков, герметических кабин;

- построения поля течений и расчета газодинамических параметров и теплообмена в пограничном слое;

- определения геометрических параметров при автоматизированном черчении узлов и деталей оболочки корпуса и элементов конструкции внутри отсеков;

- моделирования на ЭВМ движений упругой конструкции при учете динамических процессов нагружения и искажения внешних обводов;

- автоматизированного изготовления деталей, формирующих обводы.

Приемы описания внутренней конфигурации и структуры отсеков ориентированы на общие строительные оси, строительные плоскости и обводообразующие поверхности с использованием их в качестве базовых.

До недавнего времени методы описания обводов были специализированы по целевому назначению. Существовали три разобщенные направления математического моделирования обводов, а именно:

1. Кусочная аппроксимация формы ЛА на начальном этапе проектирования набором простых тел. Для самолетов с плавными криволинейными обводами иногда применялись спецфункции, приближенно описывающие контур типового сечения единым уравнением. Описание было привязано к системе координат ЛА.

2. Каркасно-параметрическое описание на этапе эскизного и рабочего проектирования. Набор сечений по дистанции фюзеляжа или по размаху нелинейчатой части крыла (в зоне наплыва) предполагается состыкованным по первому порядку гладкости. Контур каждого сечения комплектуется из стыкуемых с изломом или без излома (но с разрывом в кривизне) отдельных дуг окружностей, кривых второго порядка и отрезков прямых. Линейчатое крыло задается типовыми сечениями с таблицей относительных ординат точек выбранного профиля. Плавность обводов при движении от сечения к сечению считается обеспеченной, если подобраны наборы стыкуемых между собой кривых, описывающих координаты центров окружностей и точек стыка кривых, формирующих контуры сечений. Расчеты проводятся в строительных осях.

3. Описание отдельных элементов обводов сетками лекальных кривых, стыкуемых по второму порядку гладкости. Чаще всего это кубические сплайны, широко используемые для перезадания криволинейных поверхностей деталей при их обработке на станках с программным управлением. Исходные данные задаются в системах координат агрегатов или в местной системе координат деталей и узлов.

Такое раздельное описание обводов на каждом этапе проектирования, конструирования и изготовления имеет свои достоинства и недостатки в приемах подготовки данных, способах расчета сечений, методах оценки точности аппроксимации обводов и способствует увеличению погрешностей при переходе от одной стадии детализации проекта к другой.

САПр требует единства приемов моделирования с помощью ЭВМ обводов агрегатов и деталей ЛА. Это единство возникает на новой основе. Прежде всего реализуется типовой кибернетический подход к программам формирования обводообразующих поверхностей. Все позиционные расчеты строятся на универсальных итерационных процедурах, использующих модули для определения одной из координат точек, принадлежащих обводам, по двум другим координатам. Алгоритм для получения третьей координаты может использовать разные типы уравнений и разные способы интерполя-

ции. Важно только, чтобы его реакция была однозначной, быстрой и стандартной. Создаваемые при этом комплексы программ и наборы данных строятся по общим принципам и на каждом этапе проектирования работают с типовой информационной моделью. Эта модель не использует математических зависимостей, оперируя только массивами точек. Убедившись в нерациональности и невозможности проведения кривых, описывающих контуры сечений через все точки без значительных отклонений (для методов радиусографии и кривых второго порядка) или без осцилляции (у стыкуемых полиномов и сплайнов), разработчики программ описания обводов в САПр сочли необходимым выделять часть точек в качестве базовых, оставляя остальные свободными (опорные точки). Таким образом, предпочтение все больше отдается приемам построения кривых, аппроксимирующих контур обводов сечений, вместо вычисления интерполяционных кривых. Контурные кривые, проведенные точно через базовые точки, проходят между опорными с использованием различных приемов усреднения. Предметом автоматизированного выглаживания обводов и является выбор параметров или типов уравнений контурных кривых, выбор номенклатуры базовых точек и варьирование их координатами в незначительных пределах.

Сквозная подсистема формирования обводов, объединяющая все направления и подсистемы САПр и поставляющая для них исходные данные, базируется на общих понятиях, единой информационной базе, близких принципах построения расчетных алгоритмов, методах формообразования и выглаживания обводов. Эта подсистема использует одни библиотеки программ и однотипные комплекты программ для позиционных геометрических расчетов.

В этой сквозной подсистеме существуют и чередуются три уровня математических и информационных моделей.

По своей сути каждый уровень отличается только степенью детализации формообразования и объемом информации. Основу информационной модели каждого уровня составляют массивы базовых и опорных точек. Увеличение количества точек, производимое при переходе к последующему уровню, позволяет повысить гладкость контурных кривых (при переходе ко второму уровню до первого порядка и при переходе к третьему — до второго).

Кусочно-линейная математическая модель начального этапа проектирования используется для оценки объемов, поверхностей, приближенных расчетов аэродинамических характеристик, первых компоновочных увязок и отображения конфигурации ЛА средствами машинной графики. Эти работы сопровождаются первичной информационной моделью, по которой в дальнейшем делается теоретический чертеж.

На начальном этапе проектирования нет необходимости точно описывать и выглаживать контур сечений. Важно, чтобы при частой трансформации конфигурации в процессе поиска и выбора проектных решений обеспечивалась оперативность ввода данных и ото-

бражения облика ЛА, сопровождаемая расчетами основных размеров и интегральных характеристик.

Математическая модель второго уровня формирует обводы агрегатов на этапе эскизного и рабочего проектирования. Ее отправной документ — теоретический чертеж. Она сопровождается информационной моделью, на базе которой получают данные для прочностных расчетов, определения аэродинамических характеристик и конструктивно компоновочных проработок. Математическая модель третьего уровня используется для описания элементов конструкции при их изготовлении. Ее информационная модель — банк данных, хранящий сведения о деталях ЛА и технологической оснастки. Основа этих сведений — цифровые модели деталей (см. гл. 10).

5.2. МЕТОДЫ ОПИСАНИЯ КОНФИГУРАЦИИ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ОБЛИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрим два направления кусочного описания конфигурации ЛА:

описание совокупностью простых геометрических тел и кусочное описание набором стыкуемых типовых элементов.

Первое направление характерно для построения и расчета конфигурации ЛА конических форм (с осесимметричными отсеками или отсеками, поверхности которых допускают описание одной аналитической формой).

Проводимое далее описание охватывает один из самых общих случаев математического моделирования, свойственного первому направлению. Это описание имело прикладное применение при определении конфигурации перспективных спускаемых космических аппаратов биконических форм. Аппарат биконической формы представляет собой состыкованные основаниями с уступом или без него два эллиптических затупленных конуса. К классу биконических конфигураций относятся аппараты затупленных и умеренно заостренных форм. В их числе применяемые сегментально-конические формы (СА «Союз», «Аполлон»), зонтичные формы, полуконические формы и т. д. Передний конус аппарата биконической формы используется в качестве тормозного лобового щита и обтекает под углом атаки. Его основание образуется плоскостью, срезающей конус под углом к оси.

Объемно-центровочные преимущества таких тел, так же как и ряд конструктивных достоинств (минимум массы теплозащиты, простота расчета обтекания и теплообмена) описаны в работах [6 и 26].

Эллиптический конус описывается следующими уравнениями в системе координат с продольной осью, направленной по оси конуса и осью y , проведенной из вершины конуса в плоскости его симметрии:

а) для участка затупления

$$\begin{aligned}x &= x_0 + a\varepsilon_x \cos \theta, \\y &= a \sin \theta \cos \Phi, \\z &= a\varepsilon_z \sin \theta \sin \Phi;\end{aligned}$$

б) для конического участка:

$$\begin{aligned}x &= x, \\y &= k_0 \cos \Phi, \\z &= \varepsilon_z k_0 \sin \Phi,\end{aligned}$$

где x_0 — координата центра эллипсоида затупления, $k_0 = y_1 + (x - x_1) \operatorname{tg} \theta_k$; ε_x — отношения полуосей эллипсоида; y_1 и x_1 — координаты начала конического участка (при $\Phi \neq 0$); θ_k — угол полураствора конуса в плоскости xy .

Для эллиптического конуса размер элементарной площадки при интегрированной по меридиональному Φ и азимутальному θ углу для эллипсоида затупления определяется так:

$$dS = a^2 \sin \theta \sqrt{\varepsilon_z^2 \cos^2 \theta + \varepsilon_x^2 \sin^2 \theta \cos^2 \Phi + \varepsilon_z^2 \sin^2 \theta \sin^2 \Phi} d\Phi d\theta.$$

Размер элементарной площадки при интегрировании по продольной координате x и меридиональному углу Φ для конического участка с углом полураствора конуса θ_k вычисляется так:

$$dS = \sqrt{2\varepsilon_z^2 k_0^2 \operatorname{tg}^2 \theta_k + 2\varepsilon_z^2 k_0^2 \cos^2 \Phi + 2k_0^2 \sin^2 \Phi} d\Phi dx.$$

Пределы интегрирования по меридиональному углу кососрезанного эллиптического конуса в сечении $x-x_i$ выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned}\Phi_n &= \frac{\pi}{2} - \arcsin \frac{1}{k_0} y_i, \\ \Phi_k &= 2\pi - \Phi_n.\end{aligned}$$

Интегральные выражения, используемые для расчета характеристик, распределенных по поверхности биконических тел, приведены в следующей главе.

Рассмотрим один из типовых методов, свойственных второму направлению кусочного описания формы ЛА на начальном этапе проектирования. Этот метод применим и опробован для математического описания конфигурации несущих тел произвольной формы типа крыло — фюзеляж. При таком описании форма ЛА комплектуется из отдельных частей, стыкуемых между собой по координатам с незначительным изломом по первой производной.

Несущие плоскости (крылья, оперение, щитки) предполагаются линейчатыми и задаются набором стыкуемых плоскостей. В наиболее распространенном случае профиль принимается ромбическим

и для координирования каждой из четырех плоскостей используются две точки в корневом и одна в концевом сечении крыла.

Фюзеляж комплектуется набором тел с поперечным сечением, представляющим собой два полуэллипса, состыкованных по общему основанию. Эллиптичность меняется линейно по длине каждого тела от сечения к сечению. Полуоси эллипсов на поперечных стыках тел определяются положением линий батокса и средней линии. Осевая линия каждого тела, соединяющая центры эллипсов крайних поперечных сечений, имеет в общем случае наклон к строительной горизонтали фюзеляжа.

Уравнение поверхности такого тела имеет вид:

а) в декартовых координатах

$$\frac{y^2}{b^2(x)} + \frac{z^2}{c^2(x)} = 1;$$

б) в полярных (цилиндрических) координатах

$$\rho^2 \left(\frac{\cos^2 \varphi}{b^2(x)} + \frac{\sin^2 \varphi}{c^2(x)} \right) = 1,$$

при этом

$$b(x) = b_0 + \frac{b_k - b_n}{l} x,$$

$$c(x) = c_0 + \frac{c_k - c_n}{l} x,$$

где b_n и c_n — значения полуосей эллипсов в начальном сечении; b_k и c_k — значения тех же полуосей в конечном сечении; l — длина тела.

В каждом сечении эллиптичность ϵ_{yz} каждого эллипса определяется через $b(x)$ и $c(x)$, т. е.

$$\epsilon_{yz} = \frac{b(x)}{c(x)}.$$

При численном интегрировании распределенных по поверхности характеристик (давлений, массы, тепловых потоков) переход от тела к телу производится с пересчетом из местной системы координат в систему координат ЛА.

Для расчета объемов, поверхностей и аэродинамических характеристик тел произвольной формы при сверхзвуковом и гиперзвуковом режимах обтекания применялся описанный способ кусочно-линейной аппроксимации (см. гл. 6).

5.3. СПОСОБЫ ОПИСАНИЯ ОБВОДОВ И СТРУКТУРЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И КОНСТРУИРОВАНИИ ОТСЕКОВ, АГРЕГАТОВ, УЗЛОВ И ДЕТАЛЕЙ

При детальном рассмотрении конфигурации ЛА, аэродинамика которых ориентирована на планирующий полет в атмосфере с использованием значительной подъемной силы, можно установить,

что обводообразующая поверхность основных агрегатов (крыло, секция крыло — фюзеляж, фюзеляж) имеет сложную пространственную кривизну с плавными переходами от одного поперечного сечения к другому. Обычно применяется топологический принцип представления обводов, в соответствии с которым фиксируется контур ряда отстоящих друг от друга сечений, в предположении плавного «перетекания» обводоформирующих линий, связывающих контуры сечений по дистанции фюзеляжа или по размаху крыла. В числе этих линий: линии батокса, средние линии и процентные линии, соединяющие подобные по относительным угловым или линейным координатам точки контуров соседних сечений. Трансформация дуги контура одного сечения в подобную дугу контура близкого сечения совершается в самом простом случае каркасно-кинематическим способом с плавным изменением по дистанции параметров, характеризующих кривизну, а также координаты и ориентацию дуг контура в граничных точках. Поверхность образуется непрерывным перемещением в пространстве дуги кривой. Поскольку набор дуг каждого контура задается совокупностью базовых и опорных точек, то таким образом совершается переход от двумерного точечного каркаса сечений к кинематической модели непрерывной поверхности. Обводы сечений могут отражать выступы, изломы и плоские участки, поэтому плавная трансформация контура в контур представляют собой сложную и не всегда разрешимую задачу. Трудность состоит в том, что почти всегда требуется обеспечить гладкость первого порядка (непрерывность по первой производной), а иногда и гладкость второго порядка (непрерывность по второй производной) вдоль линий, связывающих контуры, так как направление этих линий близко к направлению линий тока при газодинамическом обтекании набегающим потоком. Желательно также обеспечение знакопостоянства кривизны и отсутствие осцилляций вдоль связывающих линий. Все эти требования выдвигаются в условиях, когдагибающая некоторых контуров поперечного сечения терпит разрывы (в местах соединения с трактами воздухозаборников, двигателей, гаргротов и оперения) или имеет изломы (на стыке с фонарем кабины, наплывом крыла, обтекателями пилонов двигателей и полезного груза). Типовой контур сечения фюзеляжа строится по принципу сочленения различных окружностей и прямых линий. Положение в пространстве точек стыка и центров кривизны дуг соседних сечений не соответствует условиям гладкости линий, связывающих несколько контуров, поэтому часто при выглаживании обводов снимаются требования гладкости второго, а иногда и первого порядка вдоль линий тока.

Наиболее распространенным методом математического описания обводов ЛА на этапе эскизного и рабочего проектирования является метод кривых второго порядка. Этот метод применяют для формирования и расчета обводов агрегатов сложных форм (фюзеляжа, гондолы двигателя, наплывов крыла, каналов воздухозаборников и трактов двигателей). Метод основан на комплектации контура сечения из стыкуемых отрезков прямых и дуг второго

порядка. Координаты стыков и значения параметров дуг меняются по дистанции от сечения к сечению. Функции, аппроксимирующие изменение этих параметров и координат по дистанции (функции-параметроносители), также задаются стыкуемыми отрезками прямых и кривых второго порядка.

Достоинством метода кривых второго порядка является его геометрическая наглядность, простота, близость к чертежно-компоновочным и плазовым работам, отсутствие осцилляций, плавность кривой между базовыми точками и экономное представление в информационной модели, содержащей коэффициенты уравнений и координаты редко расположенных базовых точек.

Недостатки вытекают из «ручного» предварительного изображения и провязки стыкуемых с погрешностью дуг, комплектовющих контуры сечений, линий батокса, а также линии функций-параметроносителей. Неточности провязки выливаются в изломы контура и разрывы кривизны.

Нарушения плавности обводов (гладкости второго порядка) органически присущи методу кривых второго порядка и близким к нему методам (методу радиусографии, методу опорных лекальных дуг и т. д.).

Типовая кривая второго порядка задается пятью коэффициентами по информации о крайних точках и кривизне дуги, соединяющей эти точки. Параметром кривизны является дискриминант. Дискриминантом называется отношение отрезка, который отсекается кривой от основания медианы, к величине этой медианы. Медиана находится в треугольнике, образованном хордой, двумя касательными и кривой в крайних точках. Представленная в виде явного уравнения кривая второго порядка выглядит следующим каноническим образом:

$$y = P(x - x_0) + Q \pm \sqrt{R(x - x_0)^2 + S(x - x_0) + T},$$

где коэффициенты P , Q , R , S и T определяются через координаты начальной и конечной точек, величину дискриминанта f и координаты точки пересечения касательных, проведенных в концах кривой.

Расчеты упрощаются при переходе к частным случаям представления кривых второго порядка, т. е. к параболам ($f = 0,5$), окружностям и эллипсам ($f < 0,5$). Метод радиусографии, оперирующий с дугами окружностей, подобен методу кривых второго порядка и, как правило, используется одновременно с ним, причем в пакетах прикладных программ, предназначенных для описания обводов, используются процедуры расчета параметров как дискриминантных кривых, так и дуг окружностей.

Функции-параметроносители определяют в методе радиусографии только координаты стыков круговых дуг и значения радиусов. Сопряжения дуг производятся при этом точнее, чем дискриминантных кривых, и производные в местах сопряжений легко вычисляются аналитически в любом сечении. Возможность управляемого изменения и сохранения кривизны, а также автоматизированной под-

готовки данных для метода радиусографии выше, чем при задании обводов дискриминантными кривыми. Не случайно при описании траекторий движения инструмента или чертежного автомата применяется круговая интерполяция.

Альтернативой методу радиусографии и методу кривых второго порядка являются приемы описания контура с помощью сплайн-функций. Приемов описания с помощью сплайн-функций разработано множество. В числе последних: локальные сплайны, параметрические сплайны, аппроксимационные сплайны, управляемые В-сплайны и т. д.

Неоспоримым достоинством метода сплайнов является быстрота подготовки данных без предварительной точной прорисовки кривых, образующих контур сечений. В этой быстроте заключается и основной недостаток — невозможность прогнозирования поведения обводообразующих линий и, в частности, изгибов контура на участке между базовыми точками.

Чаще всего применяются кубические сплайны, представляющие собой многочлены третьей степени, стыкуемые в базовых точках с обеспечением гладкости второго порядка. Контур кубического сплайна повторяет профиль осевой линии воображаемой длинной гибкой рейки, зажатой в базовых точках.

Гладкость сплайнов обеспечивается за счет выбора коэффициентов многочленов, если исходить не только из условия интерполяции в заданном числе узлов самой функции, но и ее производных.

Производные вычисляются конечно-разностным способом через координаты базовых точек. Поэтому вычисления ординат искомой сплайн-функции на заданном интервале производится на базе рекуррентных формул, использующих только координаты граничных базовых точек интервала и соседних базовых точек.

На интервале x_{i-1} , x_i коэффициенты кубического сплайна, имеющего уравнение

$$y(x) = a_i x^3 + b_i x^2 + c_i x + d_i,$$

определяются из условий стыковки производных на краях интервала и выглядят следующим образом:

$$a_i = \frac{1}{h_i^2} \left[y'_i + y'_{i-1} - \frac{2}{h_i} (y_i - y_{i-1}) \right];$$

$$b_i = \frac{3}{h_i^3} [(y_i - y_{i-1})(x_i + x_{i-1})] - \frac{1}{h_i^2} [y'_{i-1}(x_{i-1} + 2x_i) + y'_i(x_i + 2x_{i-1})];$$

$$c_i = \frac{1}{h_i^2} \left[-\frac{6}{h_i} x_{i-1} x_i (y_i - y_{i-1}) + y'_{i-1} x_i (x_i + 2x_{i-1}) + \right. \\ \left. + y'_i x_{i-1} (x_{i-1} + 2x_i) \right];$$

$$d_i = \frac{1}{h_i^2} \left[\frac{2}{h_i} x_{i-1} x_i (x_{i-1} y_i - x_i y_{i-1}) + y_{i-1} x_i^2 + \right.$$

$$+ y_i x_{i-1}^2 - x_{i-1} x_i (y_{i-1} x_i + y_i x_{i-1}) \Big].$$

Если предполагаемая кривая контура не имеет разрывов и значительных изменений кривизны, то при увеличении количества базовых точек резко уменьшается погрешность описания обводов сплайн-функциями.

После автоматизированного задания исходной информации обвода контуров, формируемых сплайн-функциями, требуют визуализации и корректировки из-за наличия незапланированных выгибов, перегибов и даже петель. Особое внимание должно уделяться местам резкого изменения кривизны. В районах стыка кривых и прямых необходимо пересмотреть положение базовых точек в связи с увеличением их числа. Одним из приемов, уменьшающих осцилляцию сплайн-функций, является снижение в зонах малой кривизны количества базовых точек и переназначение их с выделением опорных точек, используемых для построения аппроксимационных сплайнов, описывающих контур с погрешностью, но без колебаний и перегибов. Поскольку выглаживание обводов, задаваемых сплайн-функциями, лишено смысла (порядок гладкости определяется степенью сплайна), то улучшение контура достигается за счет гашения амплитуды и числа волн, т. е. улучшением «наглядности» обводообразующих кривых.

Достигается также улучшение целенаправленным варьированием координат базовых точек. Следует отметить, что из-за взаимосвязанности по производным стыкуемых кривых, выгиб контура в одном месте влечет за собой часто непрогнозируемые волны на соседних участках.

Применяемые в последние годы В-сплайны ориентированы на управление трансформацией контура с помощью наглядных геометрических параметров. Обычно используется огибающая будущего контура (полигон управляющих точек), регламентирующая однозначно положение искомой обводообразующей кривой. В качестве специального приема конструирования обводов с управляемым законом изменения кривизны применяется размещение управляющих точек на огибающей непрерывного семейства соприкасающихся кривых второго порядка.

Область применения сплайн-функции на практике обычно ограничена локальными описаниями обводообразующих поверхностей участков агрегатов с плавно меняющейся кривизной, а также заданием каркасных сеток поверхностей деталей при их обработке на станках с программным управлением. Математическое моделирование сплайн-функциями обводов агрегатов с типовыми сечениями, контур которых состоит из дуг и прямых, является трудной процедурой.

Простота ввода данных и готовность описать аналитически функцию любого вида привлекла к сплайнам внимание инженеров-расчетчиков, использующих сплайн-аппроксимацию для описания различных экспериментальных зависимостей, при графическом ото-

бражении которых несущественны мелкие волны и перегибы между базовыми точками. Сплайн-функции используются также для расчета пространственных сеток, моделирующих поле течений в расчетах газодинамики и теплообмена.

Склонность к осцилляции не позволяет описывать сплайнами криволинейный контур, заданный большим количеством точек с интенсивным изменением значений производных вдоль контура. Интерполяция производных при этом имеет большие погрешности. Именно поэтому не нашли широкого применения приемы описания сплайн-функциями аэродинамических профилей крыльев (особенно в зоне носков профилей).

Специализированные методы, ориентированные на эти задачи, дают лучшие результаты. Наиболее известные из них — методы аэродинамического контура. Успех в применении этих методов сопутствует условиям, при которых совершается аппроксимация с усредненным проведением контура через опорные точки при использовании небольшого числа удачно выбранных базовых точек.

Аналитические выражения, описывающие типовой контур профиля крыла, опираются на известные теоретические положения задачи плоского безвихревого обтекания идеальной несжимаемой жидкостью аэродинамического контура. Группа методов аэродинамического контура разработана рядом сотрудников МАИ и МАТИ под руководством В. А. Осипова [28]. В первых вариантах метода использовалась величина хорды, максимальная толщина и ее дистанция, а также координаты двух любых точек полупрофиля. В качестве функций управления формой используются алгебраические и тригонометрические полиномы.

Параметрическое описание полупрофиля методом аэродинамического контура имеет вид

$$x = \frac{b}{2} \cos \theta + \frac{b}{4} \lambda (\cos 2\theta - 1);$$

$$y = \frac{b}{2} \sin \theta [\mu + \lambda (1 - \cos \theta)],$$

где θ — параметр, увязывающий координаты x и y ; λ и μ — параметры управления формой профиля.

Параметр λ преимущественно влияет на положение и ординату точки максимальных толщин. Область влияния параметра μ — не только максимальная толщина, но и наклоны касательных к контуру на концах профиля.

Алгебраический полином n -й степени, взятый в качестве функции управления формой $[\mu = \mu(x)]$, преобразует второе уравнение параметрического описания профиля следующим образом:

$$a_m x^m + a_{m-1} x^{m-1} + \dots + a_1 x + a_0 = \frac{2y}{\sin \theta} - \lambda (1 - \cos \theta).$$

Коэффициенты $a_m, a_{m-1}, \dots, a_0$ вычисляются решением системы линейных алгебраических уравнений, каждое из которых соответст-

вует одному сочетанию исходных данных x_i, y_i . Количество требуемых базовых точек определяется степенью управляющего полинома и превышает ее на единицу. Функция управления $\mu(x)$ не должна иметь на отрезке в пределах хорды корней, если нежелательно иметь точек пересечения с хордой профиля. Порядок полинома влияет на волнообразность контура и при пяти и более базовых точках (полиномы выше четвертой-пятой степени) искажения обводов значительны, особенно в зоне носков профилей.

Направленное изменение формы профиля, предусмотренное в отдельных местах для поворота и оттягивания носков и хвостиков профиля, может быть обеспечено подбором параметров функции управления профиля, заданной тригонометрическими полиномами. Пример такой задачи рассмотрен в [28].

Одним из немногих методов, свободных от осцилляций и приспособленных к каркасно-кинематическому описанию обводов без разрывов кривизны и с сохранением гладкости первого порядка, является метод спецконтура. Одним из преимуществ метода является возможность отображения замкнутых контуров одним уравнением вида

$$\bar{y} = \pm \sqrt{\frac{1 - \bar{z}^2}{1 - m\bar{z}^2}},$$

где $\bar{y}$ и $\bar{z}$ — единичные безразмерные координаты по осям базового эюрного квадрата, охватывающего контур: m — параметр формы контура, управляющий трансформацией обводов по дистанции. При $m \rightarrow 1$ контур вписывается, почти повторяя эюрный квадрат (за исключением скруглений). Если $m = 0$, то контур вырождается в окружность.

Диапазон изменения $-3 \leq m \leq 1$ соответствует выпуклым контурам. Область значений $m < -3$ соответствует контурам, имеющим вогнутые участки и точки перегиба. Возможно раздельное описание отличающихся друг от друга верхней и нижней частей контура при разных параметрах формы для этих частей.

Требовать точного соответствия кривой спецконтура каждому сечению с индивидуальными изломами и выступами не имеет смысла. Первая область применения методов спецконтура — приближенное описание одной аналитической зависимостью предполагаемой поверхности корпуса по максимальным размерам сечений и по ориентировочному закону трансформации сечений вдоль условной осевой линии. Вторая и более важная область использования методов спецконтура — это формообразование элементов внутренней конфигурации (каналов воздухозаборников, трубопроводов, коробов прокладки магистралей, зон, принадлежащих силовым элементам и т. д.).

Область применения большинства приведенных ранее методов математического описания обводов — это формирование тел типа фюзеляж, крыло-фюзеляж, а также описание каналов воздухозаборников, гондол и трактов двигателей.

Математическое описание обводов крыльев и оперения облегчено тем, что поверхность их, как правило, линейчатая и потому пространственная трансформация контуров сечений не представляет труда. Однако описание типичного сечения профиля до настоящего времени представляет трудную задачу. Обычно контур современного профиля крыла задается базовыми точками, не лежащими на какую-либо аналитическую зависимость. Точность при математическом описании профиля должна быть высокой, особенно вблизи носка профиля. Именно в этих зонах большинство известных методов (метод спецконтура, метод сплайнов, метод радиусографии, метод кривых второго порядка и т. д.) обладает наибольшей погрешностью, поскольку приходится обеспечивать контур со значительно и непрерывно меняющимися первой и второй производными. Как правило, в дугах профиля неприемлемы разрывы в кривизне (по крайней мере до точки максимальных толщин). Неприемлемой является также осцилляция, сопровождающая интерполяцию обводов стыкуемыми полиномами или сплайн-функциями. Стремление увеличить количество базовых точек, как правило, только усугубляет осцилляцию, уменьшая ее амплитуду и увеличивая частоту из-за погрешностей ввода исходных координат точек. Способ, предлагаемый далее, ориентирован на описание дуг профиля одним уравнением, подобно методу спецконтура. Однако в отличие от метода спецконтура он обладает вдвое-вчетверо большей свободой при управлении (от четырех до восьми управляющих параметров). Для сверхкритических профилей и типовых дозвуковых профилей приближение к базовым точкам удовлетворительное (наибольшая погрешность не превышает 50% в долях ординат, 0,5% в долях максимальных толщин и 0,05% в долях хорды).

Применяется раздельное описание верхней и нижней дужек профиля. Носок профиля за счет параметров управления контуром реализуется с затуплением или с заострением, свойственным сверхзвуковым крыльям. Параметрами управления формируется приближенно радиус носка в зоне, близкой к затуплению. Наличие одного или двух уравнений, описывающих контур дужки профиля, гарантирует от осцилляций, но позволяет, однако, реализовать выгиб кончика профиля вверх или вниз, характерный для некоторых профилей.

Гладкость контура до второго порядка обеспечивается также вдоль всего контура (при одном уравнении) или до точки максимальных толщин (при двух уравнениях).

В случае значительных погрешностей предусмотрено выглаживание. При этом к базовой функции, описывающей дужку профиля, добавляется возмущение, представляющее собой линейную комбинацию функций, подобных базовой.

Поверхность нелинейных крыльев с наплывами, постепенно переходящими в крыло и криволинейной передней кромкой, описывается в рассматриваемом случае одной кусочно-аналитической формой. Параметры управления функцией, формирующей дужки

профилей, меняются по размаху, обеспечивая плавное перетекание сечений крыла от корней до концевой нервюры.

Базовая функция в каждом поперечном сечении по нервюре описывает верхнюю или нижнюю дужку профиля следующей формулой:

$$y = a\tilde{x}^b e^{c\tilde{x}},$$

где $\tilde{x} = \frac{x}{x - x_m}$.

В этом случае при $\tilde{x}$, меняющемся от 0 до ∞ , абсцисса профиля x меняется от 0 до x_m , где x_m — длина хорды в данном сечении.

Возможна также стыковка базовой функции в точке максимальных толщин с функцией, обратной ей, описывающей хвостовую часть профиля. В этом случае увеличивается число управляющих параметров, но появляется незначительный разрыв в кривизне по процентной линии максимальных толщин.

Управляющие параметры a , b , c , постоянные для данного сформированного поперечного сечения крыла, вычисляются по размаху с помощью функций-параметроносителей. Эти параметры определяют: положение точки максимальных толщин $\tilde{x}_{\max}$, максимальную относительную толщину относительно средней линии $y_{\max}$ и радиус закругления носка R для одной из дужек профиля на заданном расстоянии от носка x_R .

При этом

$$\tilde{x}_{\max} = -\frac{b}{c},$$

$$y_{\max} = a \left(\frac{\tilde{x}_{\max}}{c} \right)^b.$$

В каждом поперечном сечении базовая функция проходит точно через начало и конец хорды, а также через точку максимальных толщин. Для большинства типов профилей положением этой точки на хорде можно варьировать в широких пределах (в диапазоне 7 ... 10% длины хорды), обеспечивая тем самым наилучшее приближение базовой функции к опорным точкам, удаленным от носка профиля.

Вторым параметром, обеспечивающим наилучшее приближение базовой функции к опорным точкам (особенно в зоне закругления), является радиус носка, определяемый по известной формуле:

$$R = \frac{[1 + (y')^2]^{3/2}}{y''}.$$

Учитывая, что

$$y' = a\tilde{x}^{b-1} e^{c\tilde{x}} (b + c\tilde{x}),$$

$$y'' = a\tilde{x}^{b-2} e^{c\tilde{x}} [(b + c\tilde{x})^2 - b],$$

получим выражение для R :

$$Ra\tilde{x}^{b-2}e^{c\tilde{x}}[(b+c\tilde{x})^2-b]=[1+(a\tilde{x}^{b-1}e^{c\tilde{x}})(b+c\tilde{x})^2]^{3/2}.$$

Значения a , b и c находятся методом итераций при численном решении полученного трансцендентного уравнения с учетом уравнений для определения $\tilde{x}_{\max}$, $y_{\max}$ при заданных x_R и R .

В программе, реализующей выбор управляющих параметров для типового профиля, используется метод Ньютона для решения уравнений, задающих базовые точки и радиус затупления носка.

Первое приближение для значений управляющих параметров получают исходя из прохождения базовой функции через одну из опорных точек на $1/7$ длины профиля.

При выглаживании контура профиля результирующая функция (базовая с возмущением) выглядит следующим образом:

$$y_z(x, z) = y_6(x, z) + k[y_1(x, z) - y_2(x, z)],$$

где $y_6(x, z)$ — базовая функция, представляющая собой рассмотренную ранее показательно-экспоненциальную функцию, управляющие параметры a , b и c которой вычисляются с помощью функций параметроносителей, изменяющихся по размаху z ; $y_1(x, z)$ и $y_2(x, z)$ — возмущающие функции, по значениям управляющих параметров близкие к базовой.

Сглаживание проводится в автоматическом режиме по критерию

$$\delta_{\text{opt}} = \min_i \sum [y_z(x_i, z_i) - y_{0,i}]^2,$$

где $y_{0,i}$ — значения ординат в опорных точках крыла, включая наплыв и нелинейную часть.

Аналитическое представление позволяет оперативно производить позиционные расчеты на поверхности крыла с определением точек пересечения силовых элементов, вычислением омываемых поверхностей, объемов и строительных высот.

Несмотря на общепринятый топологический характер задания обводов ЛА набором сечений с управлением трансформацией сечения специальными функциями — параметроносителями, иногда практикуется зональное описание обводообразующей поверхности одной аналитической формой или набором операторов, увязывающих контуры сечений.

Участки поверхности, не имеющие разрывы кривизны, удобно описывать биполиномиальными функциями вида

$$y = \sum_i a_i x_i^\alpha \sum_j b_j z_j^\beta,$$

где α и β — целые или дробные показатели степени многочленов; a_i и b_j — коэффициенты, подлежащие определению в процедуре подгонки к базовым точкам.

Такой способ удобно применять при нерегулярном расположении узловых точек, задающих моделируемый участок поверхности (на-

пример, после обмера обводов пространственными координатографами). Соответствующей процедурой осуществляется выбор из всего множества узловых точек лучших из них, которые используются в качестве базовых точек.

Число этих точек соответствует количеству коэффициентов биполинома и через них поверхность проходит без отклонений. Для расчета коэффициентов решается система линейных уравнений. Оставшиеся опорные точки расположены вблизи моделирующей поверхности в соответствии с минимумом суммы квадратов отклонений по ординатам. Для поиска наилучшей номенклатуры базовых точек используются численные методы оптимизации, разработанные для задач дискретного программирования. Эти методы рассмотрены в гл. 4.

Старшая степень в биполиноме характеризует члены с перекрестными связями. Поэтому биполиномом можно описать поверхность, соответствующую, например, линейному изменению функции по отдельным ординатам (биполином второй степени). Поверхность, описываемая биполиномом, мало подвержена осцилляции, а точки перегиба легко прогнозируются и устраняются из рабочей зоны.

В матричном виде уравнение биполинома записывается так:

$$y = |z^0, z^1, \dots, z^{n-1}| \begin{vmatrix} A_{00} & A_{01} & \dots & A_{0m} \\ A_{10} & \dots & \dots & \dots \\ \vdots & & & \\ A_{n0} & A_{n1} & \dots & A_{nm} \end{vmatrix} x \begin{vmatrix} x^0 \\ x^1 \\ \vdots \\ x^{m-1} \end{vmatrix}$$

Биполином четвертой степени состоит из следующих членов:

$$y = A_{00} + A_{10}z + A_{20}z^2 + A_{01}x + A_{11}xz + A_{12}zx^2 + \\ + A_{21}xz^2 + A_{22}x^2z^2.$$

Для подбора степени и числа членов биполинома требуется некоторый опыт, который позволяет уверенно прогнозировать вид пространственной обводообразующей поверхности.

Биполиномы с успехом применяются для моделирования граней и ребер отдельных деталей с целью экономного представления информации при автоматизированных геометрических расчетах (см. гл. 11). Удобно описывать биполиномами пространственные эпюры внешних нагрузок, например, эпюру, отражающую распределение суммарных давлений на крыло. При автоматизированном расчете распределения усилий по узлам членения на конечные элементы отсеков крыла (см. гл. 9) применяется аппроксимация биполиномами.

Классическим универсальным приемом зонального описания обводов с помощью набора канонических операторов является метод стыкуемых лекальных поверхностей, привязанных к сетке пространственных кривых. Кривые задаются уравнениями или обозначены точками, через которые проводятся сплайны, лекальные дуги или другие кусочно-состыкованные функции. Наиболее распростра-

ненный вариант известен, как метод Кунтса. Он состоит в подборе на каждом интервале между двумя соседними пространственными кривыми специальной безразмерной переходной функции с весовыми коэффициентами. Чаще всего пространственная сетка кривых преобразуется с интерполяцией и построением набора опорных кривых в ортогональной системе координат агрегата. В этом случае безразмерная переходная функция зависит от одного аргумента и определяется одним уравнением на интервале между опорными кривыми. Принцип построения такой безразмерной функции изложен в следующем разделе.

В большинстве программных комплексов, генерирующих команды на обработку деталей, поверхности двойной кривизны задаются описываемым способом, причем для формирования сетки пространственных кривых используются кубические сплайны.

Практически каждая деталь корпуса, формирующая обвод, имеет связи с деталями каркаса или включает в себя элементы внутреннего силового набора. Математическое моделирование конфигурации узлов конструкции и агрегатов бортового оборудования возможно разными способами. Области применения таких моделей: компоновка с помощью ЭВМ: подготовка информации для расчета массово-центровочных и инерционных характеристик; расчет и выбор конструктивно-силовых схем; трассировка гидropневмомагистралей и кабельных сетей; макетирование с имитацией монтажно-ремонтных работ и другие операции этапов эскизного и рабочего проектирования.

Большинство агрегатов и узлов конструкции имеет протяженную форму, привязано к обводообразующей поверхности и характеризуется контуром типового описанного сечения, меняющегося вдоль условной осевой линии. Таковы агрегаты двигателей; отсеков полезного груза; обитаемые герметичные отсеки и отсеки кабины; ненесущие баки; каналы воздухозаборников; коробки и гаргроты для прокладки магистралей; трубопроводы и вентиляционные каналы; стержни ферменных конструкций; пояса шпангоутов и лонжеронов; бимсы; тяги органов управления; элементы стрингерного набора и т. д.

Каждый такой элемент удобно координировать положением условной осевой линии, набором типовых контуров сечений и параметрами уравнения, трансформирующими сечение вдоль осевой линии. Цифровая модель, соответствующая перечисленным показателям, в виде массивов данных по каждому из геометрических признаков хранится в базе данных, описывающих структуру отсеков.

Наиболее пригодным и экономным по объему информации представляется метод спецконтура, позволяющий описывать однозначно универсальным образом замкнутые и произвольно ориентированные растянутые геометрические объекты с типовым законом трансформации сечений.

Одновременно с элементами конструкции и агрегатами силовых установок в процессе автоматизированной компоновки приходится

решать задачи размещения приборов и оборудования бортовых систем. Форма этих приборов различна, но в большинстве случаев достаточно ограничиться набором типовых конфигураций, стыкуемых друг с другом или существующих отдельно.

Набор состоит из: параллелепипедов (радиоаппаратура, коммутирующие блоки и вычислители, пульта управления); цилиндров (люки, иллюминаторы, агрегаты жизнеобеспечения и терморегулирования, энергопитания); сфер (баллоны, гиropлатформы, емкости с рабочим телом двигателей или систем энергопитания); биконусов и конусов (баки с топливом, датчики, элементы арматуры, антенны радиолокаторов).

Каждая типовая конфигурация описывается каноническим набором абсолютных и относительных размеров и задается центром тяжести.

Позиционными геометрическими расчетами с помощью средств машинной графики или в автоматическом пакетном режиме необходимо осуществить геометрическую и конструктивную привязку компонуемых приборов к силовому каркасу и обводообразующему контуру отсеков. Типовая процедура, на базе которой строится итерационный процесс увязки положения компонуемого прибора в структуре отсека, состоит в проверке сопряжений и взаимного положения характерных и граничных точек конфигурации относительно контура обводов и элементов силового каркаса. Проверка может производиться двумя способами: или на базе специализированных геометрических соотношений, индивидуально подбираемых для типового контура обводов с учетом каждого характерного положения и конфигурации прибора, или на основе обобщенных операторов алгебрологического описания формы взаимодействующих геометрических объектов.

Типичными представителями алгебрологических методов кибернетики, формализующими взаимодействие аналитически заданных геометрических форм, являются R -функции. С помощью R -функций математически описывается принадлежность и ориентация геометрических объектов относительно какой-либо области пространства. R -функции не являются специальными функциями типа функций Бесселя или Матье, они представляют собой своеобразные по описанию элементарные функции, позволяющие работать с обычными средствами написания формул и совершения аналитических операций. Каждой R -функции соответствует определенная функция двузначной логики — Буллева функция. Это позволяет задачу распознавания взаимодействия геометрических объектов свести после ряда геометрических расчетов к операциям над знаками, отражающими положения полупространства, отсекаемых теми поверхностями, которые описываются R -функциями. Операнды взаимодействия объектов, описанных R -функциями, включают в себя логические соотношения пересечения, объединения, исключения и дополнения, известные из Булевой алгебры [36].

Попытки решения задач автоматизированной компоновки отсеков ЛА предпринимались в нескольких направлениях. Совершенству-

ются методы комплектации с помощью ЭВМ аппарата требуемого облика из отдельных его частей (двигателей, баков, несущих агрегатов, разгонных блоков, посадочных органов, отсеков управления, отсеков полезного груза и т. д.). Одновременно развиваются приемы автоматизированного размещения приборов и агрегатов в отсеках. Эти приемы в последнее время получили дальнейшее развитие благодаря внедрению диалоговых приемов работы со средствами машинной графики. Развитие этих приемов, моделирующих действия компоновщика за чертежной доской, не списало в архив программы автоматической расстановки приборов по платам, рамам и стеллажам обитаемых и агрегатных отсеков. В этих программах используются эвристические процедуры корректировки процесса расстановки и заполнения объема. Критериями являются масса потребного балансировочного груза, масса соединительных магистралей (кабелей, трубопроводов), свободный объем (для обитаемых отсеков). В числе компоновочных ограничений: требования к размещению узлов и агрегатов внутри герметичного контура или во внутреннем объеме, ограниченном силовым каркасом корпуса, а также требования доступа к отдельным приборам при ремонтных работах и монтаже в соответствии с последовательностью сборки отсеков. Условия, меняющиеся периодически в ходе компоновочных проработок, соответствуют разным силовым схемам, вариантам компоновки приборов и схем агрегатирования.

Все компоновочные приборы, агрегаты и блоки перед запуском программы размещения сортируются и группируются по следующим признакам: удельного веса, готовности к изменению ориентации относительно вектора перегрузки, необходимости доступа в процессе эксплуатации, чувствительности к внешним электромагнитным, тепловым и акустическим воздействиям.

Перебор вариантов размещаемых элементов в большинстве программ автоматизированной компоновки сводится в математической постановке к типовой задаче структурного синтеза, рассмотренной в гл. 3.

Инженерная ценность процедур компоновки, производимых ЭВМ, не в том, что таким образом можно добиться удачных проектных решений. Результаты автоматического распределения приборов в заданном объеме, полученные с применением методов оптимизации, как правило, не лучше, а хуже, чем результаты работ профессионала-проектанта. Достоинство «машинного» размещения геометрических образов в том, что на этом пути можно проделать без больших усилий много проб, обработав большой объем статистического материала. На основе методов статистики экстремальных значений объективно выявляются предельные уровни проектных характеристик при взятых сочетаниях исходных данных. В числе этих характеристик: отношения заполненных и свободных объемов; координаты центров тяжести; масса магистральных связей и узлов деталей крепления; плотность компоновки в зонах установки приборов; предельная масса балансировочного груза и предельные отклонения моментов инерции отсеков.

Эти предельные значения необходимы проектантам для ориентации на наилучшие и наихудшие достижения по каждому из противоречивых компоновочных критериев.

5.4. МЕТОД ОПОРНЫХ ЛЕКАЛЬНЫХ ДУГ ДЛЯ ОПИСАНИЯ ОБВОДОВ

В настоящее время нет универсального метода, пригодного для всех задач описания форм геометрических объектов.

Множество разнообразных, применяемых на практике специализированных методов, изложенных в данной главе, только подчеркивает это положение. Тем не менее в книге сделана попытка продемонстрировать достоинства одного из разработанных в последнее время приемов построения лекальных дуг и поверхностей, предназначенных для формирования обводов в некоторых задачах этапа эскизного и рабочего проектирования.

Предлагаемый метод опорных лекальных дуг опробован на практике при математическом описании обводов двойной переменной кривизны в зонах нелинейных наплывов крыла, участках поверхности типа крыло-фюзеляж. Показан ряд его преимуществ перед применяемыми до него кривыми второго порядка и сплайн-функциями. Названные преимущества не случайны, а вытекают из основной идеи метода: попытаться «сблизить» метод кривых второго порядка и метод сплайн-функций, взяв от каждого из них все лучшее и попытавшись одновременно избавиться от недостатков. Основные из этих недостатков: с одной стороны, затраты времени и сил на «ручную» подготовку данных с предварительной прорисовкой контура стыкуемых кривых второго порядка, а, с другой стороны — осцилляции контура, описываемого сплайн-функциями. Если бы можно было автоматизировать выбор базовых точек для черногового варианта контура и одновременно ограничить амплитуду колебаний в конечном исполнении контура, то задача создания гибридного метода была бы решена.

Основная идея, положенная в основу описываемого метода, не нова. Она состоит в последовательном проведении через каждые три базовые точки контура опорных кривых, не имеющих перегибов с последующим построением контактной кривой, прилегающей к опорным дугам на каждом промежутке между двумя базовыми точками.

Возможны различные виды задания кривых по описанному принципу, а именно: задание в декартовых координатах, в полярных координатах и в параметрическом виде. Первый способ наиболее нагляден, поэтому остановимся на нем.

Рассмотрим участок плоской кривой, проходящей через четыре базовые точки с порядковыми номерами $i-1$, i , $i+1$, $i+2$. На интервале i , $i+1$ будут взаимодействовать опорная кривая второго порядка (например парабола), подходящая слева и проходящая через три первые точки с ординатами y_{i-1} , y_i , y_{i+1} , и опорная кривая второго порядка (также парабола), уходящая вправо через три

последних точки с ординатами y_i, y_{i+1}, y_{i+2} . В самом простом случае ордината искомой кривой на рассматриваемом интервале вычисляется так:

$$y_2 = (1 - k) y_{i-1, i, i+1}(x) + k y_{i, i+1, i+2}(x),$$

где

$$k = \frac{x - x_i}{x_{i-1} - x_i}.$$

Физически приведенное условие означает, что искомая кривая в интервале $i, i+1$ будет «прижиматься» в зоне i -й точки к кривой, подходящей слева, а в зоне $(i+1)$ -ой точки к кривой, уходящей вправо.

Если опорные дуги — квадратные параболы, то искомая кривая — кубическая парабола. На стыках этих парабол в базовых точках теоретически возможны разрывы кривизны и даже изломы в производных. Однако практически величина этих разрывов и изломов ничтожна и реально исполненная поверхность обшивки заглаживает эти неровности. На практике идеальной гладкости первого и второго рода добиться невозможно ни одним методом. При стыковке кривых второго порядка изломы в контуре неизбежны из-за неточности геометрического построения общих касательных, а разрывы кривизны запланированы при стыковке разных дискриминантных кривых. Работа со сплайн-функциями опирается на вычисление конечно-разностным способом изменений ординат соседних точек, причем погрешность этого вычисления, а также погрешность съема и ввода данных предопределяет неточность положения касательных к контуру в базовых точках.

Идея построения кусочным способом лекальных кривых, опирающихся на опорные несущие второго порядка, дополняется рядом приемов, расширяющих метод с ориентацией на автоматизированное формообразование контура. Во-первых, расширяется вид опорных кривых. В их числе могут быть параболы, или кривые вида $\bar{h} = a \sqrt{x} + bx + c$, и дуги окружностей, или дуги кривых третьего порядка. Во-вторых, перед формированием контура предлагается выбор из всего массива точек ряда наиболее предпочтительных в качестве базовых с обеспечением прохождения искомых кривых между оставшимися опорными точками по критерию минимума суммы квадратов отклонений. В-третьих, производится соответствующей программой целенаправленное варьирование координат базовых точек в незначительных пределах с целью улучшения «наглядности» контура, образуемого лекальными кривыми. Показатели «наглядности» и приемы автоматизированного выглаживания обводов рассмотрены в следующем разделе.

Метод опорных лекальных дуг позволяет формировать контур наиболее сложных зон в интерактивном режиме, оперируя графиками первой и второй производных. Устранение осцилляции первой и второй производных за счет незначительного смещения базовых точек означает сближение исходных опорных дуг, улучшает «наглядность» контура и устраняет осцилляцию.

Одним из достоинств рассматриваемого метода является его гибкость по отношению к способам работы. За счет целенаправленного смещения и выбора координат базовых точек оказывается возможным предельное сближение опорных кривых на отдельных участках с комплектацией контура дугами кривых второго порядка. С другой стороны, оказывается возможным достижение гладкости любого порядка, так же как и у сплайн-функций, той же ценой непрогнозируемых осцилляций, амплитуда которых ограничена опорными кривыми.

Возможно, например, следующее задание коэффициентов k , обеспечивающих прилегание искомым кривых к опорным дугам второго порядка.

Участок между i -ой и $(i+1)$ точкой делится пополам. На первом интервале при $x_i < x < \frac{x_{i+1} - x_i}{2}$ величина функции определяется по формуле

$$y_2 = (1 - k_1^{\eta_1}) y_{i-1, i+1}(\bar{x}) + k_1^{\eta_1} y_{i, i+2}(\bar{x}),$$

где
$$k_1 = \frac{x - x_i}{x_{i+1} - x_i}; \quad \eta_1 = 1 + (\mu_i - 1) \frac{x_i + x_{i+1} - 2x}{x_{i+1} - x_i}.$$

На втором интервале при

$$\frac{x_{i+1} - x_i}{2} < x < x_{i+1}$$

величина той же функции вычисляется как

$$y_2 = k_2^{\eta_2} y_{i-1, i+1}(\bar{x}) + (1 - k_2^{\eta_2}) y_{i, i+2}(\bar{x}),$$

где

$$k_2 = \frac{x_{i+1} - x}{x_{i+1} - x_i}; \quad \eta_2 = 1 + (\mu_{i+1} - 1) \frac{2x - x_{i+1} - x_i}{x_{i+1} - x_i}.$$

Показатели, определяющие прилегание лекальных кривых, могут меняться и по такому закону:

$$\eta_1 = 1 + (\mu_i - 1) \cos \left(6,28 \frac{x - x_i}{x_{i+1} - x_i} \right);$$

$$\eta_2 = 1 + (\mu_{i+1} - 1) \cos \left(6,28 \frac{x - x_i}{x_{i+1} - x_i} \right).$$

При этом μ_i — параметр управления, варьируемый при выборе наилучшего вида искомого контура.

5.5. АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ВЫГЛАЖИВАНИЕ ОБВОДОВ

Критериев при выглаживании обводов с помощью ЭВМ может быть множество. Следует обеспечить такой неопределенный показатель как «наглядность» обводообразующих кривых. Формализа-

ция цели поиска производится с участием человека, назначающего по конкретным примерам степень влажности критериев, свидетельствующих о гладкости, ровном положении, экономном размещении базовых точек, отсутствии выгибов и осцилляций.

В методе опорных лекальных дуг начальный этап поиска состоит в выборе номенклатуры базовых точек таким образом, чтобы между опорными дугами второго порядка обеспечивалось минимальное рассогласование на всех участках.

Варьируемыми параметрами в задачах автоматизированного выглаживания являются:

1. Порядковые номера тех узловых точек, которые выбираются в качестве базовых, т. е. граничных точек сочленяемых интервалов. Искомые обводообразующие кривые проходят точно через базовые точки, причем оставшиеся опорные точки используются для подгонки контура, который должен проходить между ними по принципам усреднения.

2. Координаты базовых точек (варьируются в незначительных пределах).

3. Типы обводообразующих кривых. Возможно чередовать на разных интервалах виды уравнений, аппроксимирующих контур. Удобно варьировать характером уравнений и коэффициентами, характеризующими порядок уравнений в методе опорных лекальных дуг, повышая гладкость контура на отдельных участках или «ужесточая» инерционность и «жесткость» обводообразующих кривых.

Поскольку варьируемым при поиске переменным свойственна дискретность, а выбор ведется по многим противоречивым критериям, то наиболее пригодными для автоматизированного выглаживания являются алгоритмы, разработанные для задач дискретного программирования, и, в частности, те из них, которые описаны в гл. 4.

Помимо основного критерия — суммы квадратов отклонений в опорных точках, целесообразно использовать следующие противоречивые критерии, влияние которых выявляется на опыте для каждого типа обводообразующей поверхности:

1. Критерий жесткости контура:

$$\min \int_{x_n}^{x_k} [y']^2 dx.$$

2. Критерий устойчивости контура:

$$\min \int_{x_n}^{x_k} [y'']^2 dx.$$

3. Критерий экономного пути, минимизирующий длину контура.

4. Критерии точности аппроксимации:

$$\min \max_i \left| \frac{\Delta y}{x_i - x_{i-1}} \right|,$$

где Δy — отклонение ординаты опорной точки от обводообразующей кривой.

5. Количество точек перегиба или зон перемены знака на графике второй производной.

Отлаженная процедура автоматизированного выбора «наглядных» обводообразующих кривых в характерных сечениях может быть положена в основу метода автоматизированного выглаживания пространственной обводообразующей поверхности.

В основе такого метода лежит поочередное выглаживание контуров поперечных сечений и линий — параметроносителей, увязывающих переходы между сечениями. Как правило, для этих линий требования к гладкости выше, чем для дуг сечений, поэтому оценки относительной важности перечисленных ранее критериев пересматриваются в зависимости от целевого назначения и характера обтекания обводообразующей поверхности (наплыв крыла, участок «крыло — фюзеляж», блистер фонаря, зализ гондолы двигателя, отсек шасси, обтекатель антенны и т. д.).

Глава 6. МЕТОДЫ ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

6.1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АЛГОРИТМОВ ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА

Проектный расчет ЛА подчинен целям поиска, поэтому его отличает потребность определения таких значений проектных параметров, которые соответствуют величинам проектных характеристик и возможности завязки проекта.

Обычный поверочный или моделирующий расчет, используемый, например, для определения аэродинамических характеристик, или несущей способности конструкции, или показателей энергетики бортовых систем, дает ответ на следующий вопрос: каковы будут значения характеристик ЛА, его систем или процессов функционирования при фиксированных исходных данных и для принятых значений конструктивных параметров?

Для проведения такого поверочного расчета достаточно грамотно применить моделирующий или вычислительный алгоритм и обработать результаты вычислений.

Проектный расчет является более сложной операционной процедурой, чем простой поверочный расчет; он подчинен задачам синтеза и в ходе его совершается увязка проектных характеристик с целью сбалансировать размерно-массовые показатели проектируемого ЛА.

Проектный расчет отвечает на вопрос: какие должны быть значения проектных параметров и соответствующие им значения характеристик, чтобы ЛА был возможным при заданных ограничениях на параметры и характеристики, а также при всех допустимых сочетаниях исходных данных?

Как правило, алгоритмы поверочных расчетов входят в виде отдельных процедур в сводную программу проектного расчета.

Назовем и рассмотрим три основные особенности проектного расчета ЛА. Это поисковая направленность, итерационный характер и блочная организация из модулей, соответствующих отдельным проектным дисциплинам.

Поисковая направленность объясняется потребностью выявить наихудшие сочетания исходных данных для уверенного назначения тех значений характеристик и параметров, которые обеспечат выполнение целевых задач.

Выявление предельных размеров несущих конструктивных элементов есть результат оптимального распределения масс по сечениям равнопрочной конструкции. Нахождение предельных толщин пакетов теплозащиты производится поэтапным расчетом распределения температур по толщине пакета в различные моменты времени с выходом на предельно допустимую температуру конструкции или с учетом заданных потерь массы уносимого теплозащитного покрытия.

Как правило, оптимальные размеры конструктивных элементов находятся вне допустимой области, поэтому реализуется выход из ограничения по технологии (толщины листов и профилей), по температуре и по устойчивости силовых элементов.

Поиск оптимального распределения масс по силовым или защитным элементам равнопрочной конструкции является одной из ключевых проблем автоматизированного проектирования, поэтому ему посвящены отдельные главы книги.

Для выявления наихудших сочетаний исходных данных, диктующих предельные нагрузки, необходимо алгоритмы проектного расчета снабжать процедурами оценки экстремальных условий полета.

Основным инструментом выявления экстремальных условий функционирования ЛА новых типов является имитационное моделирование, принципы организаций которых рассмотрены в следующей главе.

Итерационный характер проектных расчетов объясняется рядом причин. Во-первых, для нахождения предельных значений параметров необходимо в условиях последовательных приближений периодически совершать поверочные расчеты, во-вторых, в результате расчета необходимо увязать и сбалансировать размерно-массовые характеристики, решив методом последовательных приближений уравнения существования ЛА. Таких уравнений обычно две группы. В первой группе — уравнения баланса масс, объединяющие массы полезного груза двигателей, конструкции, топлива (весовое уравнение). Для расчета масс обычно нужно задаться размерами ЛА.

В другой группе объемно-размерные уравнения и зависимости.

Возрастание потребных размеров и объемов приводит к увеличению массы топлива и конструкции, что, в свою очередь, требует увеличения размеров ЛА.

В задачах оптимизации характеристик ЛА приходится многократно совершать проектный расчет для каждого вновь сформированного в ходе поиска сочетания проектных параметров. Затраты машинного времени на каждый такой расчет можно уменьшить, если в качестве критерия взять не суммарную массу ЛА, а массу полезного груза или систем, обеспечивающих выполнение целевой задачи. При этом не минимизируется общая масса ЛА, а сохраняется условно неизменной для всех рассматриваемых вариантов конфигурации, состава и структуры. Минимизируется масса обеспечивающих систем (конструкции, теплозащиты, двигательных установок, бортовых систем) или максимизируется масса полезной нагрузки и тех систем, характеристики которых не зависят от параметров, варьируемых в процессе оптимизации. Сохранение неизменной общей массы ЛА есть лишь искусственный прием, ускоряющий работу при применении численных методов оптимизации, поскольку в этом случае для любого из перебираемых вариантов облика и типа управления каждая из подлежащих определению траекторий рассчитывается всего один раз с выявлением предельных общих нагрузок без уточнения удельных нагрузок на несущие поверхности методом последовательных приближений.

Разумеется, при детальном анализе отобранных после оптимизации вариантов каждый из них подвергается полной процедуре проектного расчета с использованием уравнений существования ЛА.

Перейдем к рассмотрению третьей из названных выше особенностей проектного расчета. Эта особенность — блочное построение, которое определяется практикой составления сводных алгоритмов из различных программ, отражающих разрозненные методики расчетов по отдельным проектным дисциплинам.

В реальных проектных задачах нет возможности составить развернутое аналитическое выражение для функционала, определяющего значение массы и других характеристик ЛА.

Не только итерационный механизм проектного расчета мешает получить аналитические соотношения. Основная помеха заключается в операторной записи составного алгоритма, комплектуемого из отдельных блоков, отвечающих за расчет массы отдельных систем или расчет тех процессов функционирования нагружения и взаимодействия, без которых невозможно определение основных проектных характеристик. В таких отдельных блоках производится обмен с базами данных на внешних носителях (банки данных аэродинамических характеристик или внешних нагрузок). В некоторых блоках задействованы самостоятельные итерационные процедуры уточняющего расчета бортовых систем с оптимизацией внутренних параметров. В ряде блоков применяются численные методы интегрирования или решения краевых задач.

Примерами последних могут быть модули расчета аэродинамических характеристик, или определения траекторий движений центра масс, или расчета пакетов теплозащитного покрытия, или приведения к узлам конструктивно-силовой схемы нагрузок от внешнего или внутреннего давления.

Опыт применения различных комплектов программ и анализ зарубежных работ в этом направлении позволили выработать общие требования к набору специализированных модулей, обеспечивающих проектные расчеты ЛА. Эти требования могут быть также предъявлены к типовым пакетам прикладных программ и не связаны условностями работы с известными операционными системами, управляющими программами и базами данных.

Основные из этих требований следующие:

1. Комплект программ должен иметь блочную структуру. Каждый блок или модуль представляет собой самостоятельную программу, используемую для расчета отдельных систем или реализующую метод расчета по отдельной проектной дисциплине.

Не следует упрощенно рассматривать каждый модуль как что-то неизменное. Такой модуль может быть сформирован прямо в ходе проектного расчета или расчленен в процессе расчета на отдельные процедуры или операторы, используемые в составе других модулей.

Главное отличие таких модулей — их независимость от рассматриваемого варианта конфигурации, структуры и режимов функционирования ЛА.

Модули оформляются в виде процедур на алгоритмических языках высшего уровня (ФОРТРАН, PL-1, иногда АЛГОЛ). Каждый модуль должен без значительных доработок переделываться под различные ЭВМ, операционные системы которых имеют трансляторы с данного алгоритмического языка. При адаптации к типу ЭВМ основные изменения в новой модификации модулей заключаются в переделке операторов ввода и вывода информации и препроцессоров для работы с базой данных. Примером таких модулей могут служить модули формирования конфигурации ЛА, блоки расчета аэродинамических характеристик, модули определения взлетно-посадочных характеристик, блоки отображения конфигурации средствами машинной графики, модули расчета характеристик и синтеза состава бортовых систем, блоки расчета режимов функционирования (траекторий движения, процессов обтекания и тепло-массообмена), модули определения характеристик двигательных установок, блоки расчета нагрузок, модули проектных расчетов. Необходимо обеспечить минимальную трудоемкость работы с модулями и наименьшее время подготовки пользователей к работе. Программная реализация и инструкции для пользования модулей должны удовлетворять всем требованиям программного продукта. Потери времени при проектных расчетах зачастую определяются не столько затратами процессорного времени, сколько трудоемкостью освоения и отработки многопрограммных комплексов, состоящих из уже разработанных и разрозненно существующих алгоритмов и подпрограмм.

Сформулированный ранее блочный принцип построения не означает, что отлаженная методика проектного расчета, рассчитанная на массового пользователя, не может быть оформлена в виде единой сводной процедуры (макромодуля) с четко определенным

интерфейсом, предназначенным для стыковки с алгоритмами численной оптимизации или имитационного моделирования.

2. Условия соединения прикладных программ, обмен данными при проектном расчете между проблемно ориентированными модулями, так же как и последовательность вызова и логика итерационных циклов, регламентируются специальной управляющей программой. Эта программа может быть ядром построения названного ранее макромодуля, вызываемого многократно для автоматического сводного проектного расчета в ходе задач поиска или моделирования разброса значений характеристик.

Управляющая программа может представлять собой процедуру, написанную на алгоритмическом языке высшего уровня, например на PL-1 (при соединении модулей, написанных на ФОРТРАНЕ и PL-1). Возможно использование управляющей программы с привлечением операторов языка управления заданиями операционной системы ЭВМ (при соединении модулей, написанных на PL-1, ФОРТРАНЕ, АЛГОЛЕ и АССЕМБЛЕРЕ).

В составе управляющей программы может быть подпрограмма-решатель, предназначенная для сборки расчетной цепочки из отдельных типовых модулей. Такая автоматизированная сборка применяется в случае последовательного соединения модулей с использованием информации об их интерфейсе.

Очередность вызова модулей определяется, как правило, номенклатурой выходных данных и составом исходной информации.

Программные средства для макрогенерации сводного алгоритма на базе набора отдельных расчетных процедур ориентированы в основном на поверочные расчеты. Для их применения на практике в сводных проектных расчетах необходимо найти пути формализации итерационных циклов и обратных связей, а также разработать программные средства для диагностики и устранения информационной недостаточности или неоднозначности в исходных данных.

3. Комплекс программ для проектных расчетов должен быть гибким и обладать возможностью приспособиться к изменениям, продиктованным процессом проектирования.

Адаптация программного комплекса ко всему диапазону проектных задач осуществляется нелегко, поэтому основные цели пользователей должны быть выявлены заранее.

Обычным явлением реального процесса проектирования является замена самих модулей или отдельных подпрограмм, входящих в состав модулей, или усложнение управляющих программ с изменением итерационных циклов. Возможно включение в расчет новых модулей или изменение общей расчетной схемы с заменой результатов расчетных процедур результатами экспериментальных исследований.

Чтобы обеспечить гибкость программного комплекса проектных расчетов и повысить его адаптацию к возможной смене постановок проектных задач, предлагается создать семейства типовых прикладных программ для каждой проектной дисциплины. Программ-

мы одного семейства обеспечивают расчеты по отдельным бортовым системам и по тематике заданного общего проектного направления. Они максимально унифицированы по входным данным и выходной информации, но отличаются друг от друга трудоемкостью и степенью детализации расчетов. У них разные затраты процессорного времени и поэтому разная точность и достоверность результатов.

Например, расчет массы конструкции может производиться по оценочным статистическим формулам или с детальным распределением массы по силовым элементам равнопрочной конструкции. Характеристики бортовых систем имеет смысл определять ускоренно по приближенным зависимостям или поблочной оценкой энергопотребления, тепловыделения, объемов, запасов рабочего тела, с внутренней оптимизацией и моделированием балансировочных режимов работы промежуточных накопителей и агрегатов, расходующих рабочее тело. Описание режимов движения в атмосфере возможно без затрат времени с помощью обобщенных зависимостей, полученных по результатам интегрирования уравнений движения для некоторых предельных условий полета. Вместе с тем для точных расчетов применяется занимающее десятки секунд и минуты процессорного времени численное интегрирование дифференциальных уравнений движения центра масс и вокруг центра масс.

Для расчетов высокой точности и детализации, ориентированных на десятки минут машинного времени, траектории полета моделируются с учетом движения вокруг центра масс с приемами прогнозирования конечного состояния и с решением краевых задач терминального управления и тепломассообмена.

Аэродинамические характеристики могут определяться упрощенно и ускоренно по формулам, аппроксимирующим результаты расчетов и продувок тел сходной формы. Минуты машинного времени занимают программы с численным интегрированием давления по поверхности ЛА при сверхзвуковом и гиперзвуковом режимах обтекания или программы расчета конечно-разностным способом подъемной силы при дозвуковом режиме полета методом элементарных присоединенных вихрей.

Десятки минут и часы процессорного времени приходится выделять на газодинамические расчеты полей течений с учетом физико-химических превращений в пограничном слое.

Приближенная оценка потребной толщины пакета теплозащиты или теплоизоляции с помощью упрощенных формул дает погрешность до 30%, но практически не требует затрат машинного времени. Точный поверочный расчет опирается на интегрирование дифференциальных уравнений уносимой массы и прогреваемого теплозащитного материала при заданных граничных условиях и сводится к решению краевых задач методом сеток или методом прогонки.

Проектный расчет с определением предельных толщин с учетом ограничений на допустимую температуру конструкции требует десятков минут машинного времени, поскольку он состоит из серии итераций, в каждой из которых совершается поверочный расчет.

В зависимости от единичного или массового характера сводных проектных расчетов предъявляются требования к точности и выполняется та или иная комбинация из прикладных программ. Время расчета одного варианта может меняться при этом на 2...3 порядка от нескольких десятков секунд (с затратами около часа на оптимизацию) до нескольких часов с обстоятельным расчетом бортовых систем, аэродинамики, тепломассообмена, динамики управляемого движения и потребных размеров сечений силовых и защитных элементов.

Рассмотрим методику алгоритмов сводного проектного расчета. На подготовительном этапе выявляются цели расчета и основные исходные данные.

Как правило, основной целью является определение размеров, массы, энергетических характеристик при наличии ограничений по нагрузкам, температурам

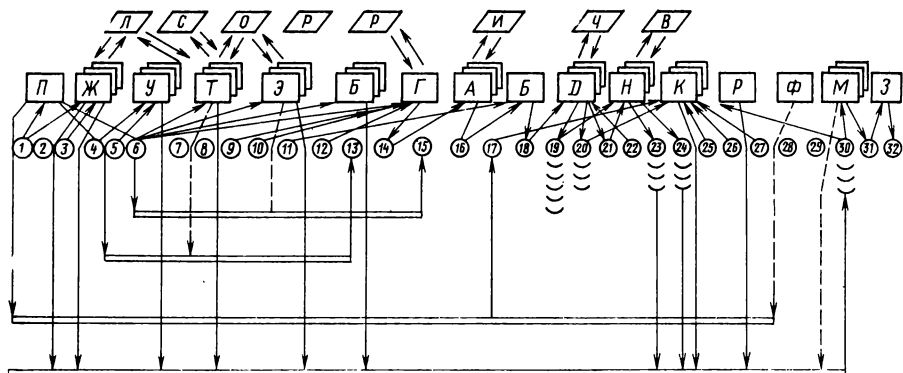


Рис. 7.

и габаритам отдельных аппаратов. Сопутствующими целями могут быть: проверка пригодности отдельных систем или оценка точности применяемых расчетных моделей. После того, как задача определена, выявляется номенклатура расчетных модулей и составляется перечень данных обмена (информационный список предметной области). Одновременно заполняется информационная карта каждого модуля, являющаяся сертификатом интерфейса, с описанием входных данных и выходных характеристик. По каждой величине фиксируются ее идентификаторы и размерность в описываемом модуле и в других программах, а также пределы изменений значений и вид представления в оперативной памяти ЭВМ (одинарная или двойная точность, одномерный или двумерный массив данных).

По данным в информационных картах модулей составляется граф предметной области, который отображает информационные потоки при соединении прикладных программ. На рис. 7 показан типовой граф предметной области, составленный для проектного расчета гипотетического ЛА, предназначенного для возвращения на Землю из межпланетной экспедиции.

Прямые связи показаны на графе сплошными стрелками, обратные — пунктиром. Буквами в прямоугольниках помечены прикладные программы; буквами в скошенных четырехугольниках — сервисные процедуры (верхний ряд позиций); цифрами в кружках отмечены данные обмена.

Модуль полезного груза *П* выдает данные об энергопотреблении *15*, тепловыделении *13*, потребном объеме *17* и массе *30*. Модуль расчета систем жизнеобеспечения *Ж* формирует те же характеристики по подсистемам кондиционирования, регенерации атмосферы, питания, водоснабжения и медицинского обслуживания. Исходными данными в этих расчетах служат: число членов экипажа *1*, ресурс автономного полета *2*, количество человека-выходов в шлюзовую камеру *3*. Модуль расчета систем управления *У* использует условия подлетной траектории: скорость входа в атмосферу *4* и размеры коридора входа *5*. Модуль расчета характеристик подсистемы терморегулирования *Т* сообщает объемы массы и энергетические характеристики, производя балансировку с оптимальным перераспределением функций между испарительным блоком и компрессорной установкой. Циклограмма работы бортовых систем *6* используется для работы этого модуля и следующего по порядку модуля расчета системы энергоснабжения *Э*. Расчет подсистемы управления бортом *Б* замыкает цепочку определения характеристик бортовых систем. Модуль под индексом *Г* формирует конфигурацию аппарата, получая сведения о форме *9*, потребных объемах *17* и объемных ограничениях *10*. Расчеты аэродинамических характеристик исполняет модуль *А*, получив информационную модель конфигурации *14*. Сформированные сведения о несущих и тормозных характеристиках *16* поступают в модуль расчета проектно-баллистических данных *Б*, использующий определенные заранее приближенные оценки массы аппарата *11* и его размеров *12*. Расчет режимов движения и внеш-

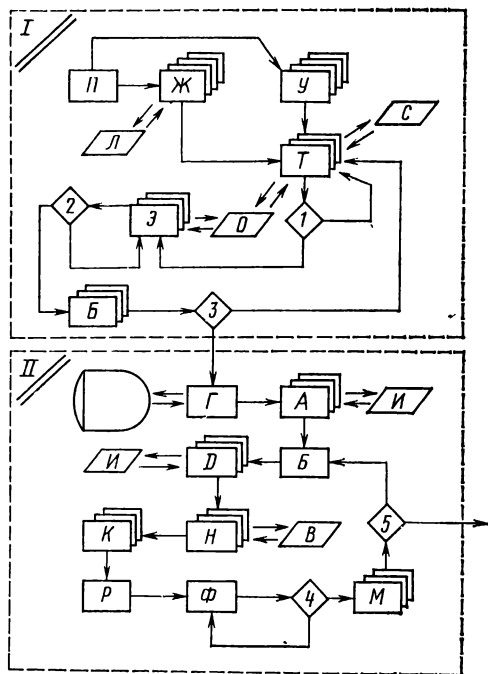


Рис. 8.

него теплообмена производится модулем Д, получающим баллистические данные, данные о модели атмосферы 22 и выдающим кинематические характеристики траекторий 19, перегрузки 20 и тепловые потоки 21. Теплообмен моделируется программой Н, производящей оценку массы уносимого теплозащитного материала 23, и проектный расчет потребной толщины пакетов прогреваемой теплозащиты 24 с использованием ограничений на максимальную температуру конструкции агрегатного отсека и герметической кабины 25. Данные о материалах 26 и силовых схемах конструкции 27 используются для оценки массы конструкции в модуле К. Расход рабочего тела и масса двигателей определяется модулем Р. Масса и потребный объем посадочных систем оцениваются отдельной программой Ф, после чего окончательный расчет массы аппарата производится в размерно-массовом блоке М. Сведения о суммарной массе 31 поступают во внешний итерационный цикл в блок Б обновляя предыдущие данные 11 для повторения траекторно-тепловых расчетов.

При необходимости реализуется блоком 3 расчет стоимости проектирования, изготовления и отработки аппарата и формируется сводка статей затрат 32.

Основные обращения к вспомогательным программам аппроксимации Л и С, численной оптимизации О, отображения средствами машинной графики Р, интегрирования дифференциальных уравнений 4 и решения краевых задач методом прогонки показаны отдельно в верхней части рис. 7.

Приведенный пример иллюстрирует сложность связей между прикладными программами. Для упрощения графа предметной области намеренно не показаны вводимые обычно в отдельные информационные массивы компоненты исходных данных, подверженных разбросу их значений.

Определение отклонений значений этих данных, производимое в ходе имитационного моделирования, преследует цель определить критерии технического риска.

Рассмотрим на примере того же гипотетического возвращаемого опускаемого космического аппарата логическую схему соединения прикладных программ в сводный алгоритм проектного расчета. Упрощенная схема такого алгоритма приведена на рис. 8. Обозначения расчетных блоков те же, что и на рис. 7. Приведенная схема является укрупненной и каждый из модулей разбивается в действительности на ряд программ. Например, модуль расчета траектории движения и тепломассообмена состоит из девятнадцати отдельных процедур, оформленных на языке ФОРТРАН. На схеме показаны обратные связи, уточняющие проектный расчет по характеристикам: тепловыделения 1, 3, энергопотребления 2, посадочному весу 4 и суммарным объемно-массовым характеристикам, определяющим баллистические параметры и реальные размеры, соответствующие области существования ЛА 5. Последняя из итераций может быть отменена в серии оптимизационных расчетов по критерию массы полезного груза.

Специфика определения проектных характеристик ЛА, рассмотренных в данном примере, детально описана в работах [5 и 26].

Обращаем внимание читателя на то, что ряд модулей на приводимых схемах показан во множественном числе. В макроблоке I (см. рис. 8), ориентированном на расчет характеристик борта, множество вариантов расчета отдельных подсистем используется в задаче синтеза состава ЛА.

При решении этой задачи макроблок I соединяется с алгоритмами структурного синтеза, описанными в гл. 3.

В макроблоке II, используемом для определения конфигурации и режимов движения, каждый из вариантов модуля одного назначения отличается от другого варианта степенью детализации расчетов, а следовательно, затратами машинного времени и точностью оценки проектных характеристик. С помощью специальной подпрограммы, соединяемой с макроблоком II, производится периодическое переключение модулей в процессе автоматизированного поиска с постепенным усложнением расчетов по мере сужения области просмотра проектных параметров.

На приведенных схемах не показаны специальные массивы исходных данных, относящиеся к интерфейсу модулей, используемых в проектных расчетах. Речь идет о показателях внешней среды, теплофизических характеристиках материалов и топлив, константах в уравнениях движения и тепломассообмена, статистических коэффициентах в формулах оценки массы конструкции и агрегатов бортовых систем. Поскольку одной из областей применения проектных расчетов является исследование точности и анализ возможных отклонений значений проектных характеристик, то необходимо при составлении сводного алгоритма заранее выделить те исходные данные, колебания значений которых будут моделироваться в соответствующие группы, хранимые отдельно в базе данных.

База данных, используемая для проектного расчета, должна удовлетворять ряду специфических требований, основные из которых следующие:

1. Максимальная простота и удобство для пользователя.
2. Возможность работы базы данных с прикладными программами.
3. Минимальный объем, отводимый к оперативной памяти для сервисного программного обеспечения.
4. Гибкость логической структуры с целью адаптации ее к смене постановок проектных задач и к изменению номенклатуры данных обмена между модулями.
5. Возможность приспособления к неоднозначности размерности одних и тех же данных, выдаваемых в виде результатов и запрашиваемых для расчета прикладными программами, разрабатываемыми разными пользователями.
6. Иерархическая структура данных в соответствии со схемой членения ЛА на подсистемы и в соответствии с последовательностью проведения расчетов по разным проектным дисциплинам.

Известные базы данных (ОКА, КАМА, ИНЕС и др.), созданные для задач АСУ, малопригодны для специфических проектных расчетов ЛА из-за сложности пользования, перегруженности операционно-справочными программами, больших потребных резервов памяти и отсутствия средств, позволяющих обращаться к данным из прикладных программ, написанных на языке ФОРТРАН и PL-1, с целью перенастраивания структуры данных в ходе проектного расчета.

Одним из важных атрибутов программного обеспечения рассматриваемых баз данных являются алгоритмы распознавания информационной недостаточности с последующей эффективной

диагностикой и выработкой рекомендаций для пользователя по устранению дефектов в комплектации данных для расчетов по каждой проектной дисциплине.

Простой и распространенный прием, позволяющий увязывать между собой разрозненные программы, заключается в заблаговременной разработке специальных индивидуальных стыковочных подпрограмм, сопровождающих вход и выход каждого модуля. Это своеобразные препроцессоры, которые переформируют результаты и начальные сведения в соответствии с единой индексацией, размерностью и способом представления информации в базе данных.

Подвижная структура данных требует гибкого способа периодического обновления архивов баз данных. Примером осуществления такого приема может служить метод управляемого пространственного заполнения, корректировки и возобновления базы данных, используемый в специализированной базе данных, разработанной ИК АН УССР для обеспечения проектных расчетов на этапе поиска облика ЛА. Программное обеспечение данной базы данных ориентировано на динамическое страничное распределение памяти (принцип ДРМ-процессора) и реализовано для ЭВМ единой системы в соответствии с техническим заданием на подсистему управляемого обмена данными в ходе проектного поиска. В отдельных страницах файла ДРМ-процессор размещает как сами записи, так и некоторую служебную информацию, необходимую для поиска записей в файле.

Структура этой служебной информации отражается так называемым В-деревом, фиксирующим распределение данных по страницам и обеспечивающим доступ в условиях динамично меняющихся данных.

Аналогичным образом организуется управляемый доступ к данным в СУБД ИНЕС. Единицами информации, хранимыми в базе данных, являются записи и иерархии. Каждая иерархия представляет собой информационную структуру, состоящую из узлов и связей между ними. Таким образом наряду с ветвящейся структурой базы данных обеспечиваются элементы реляционного подхода. Средствами СУБД обеспечивается возможность одновременной обработки нескольких иерархий из одной прикладной программы. Динамическое постраничное возобновление данных позволяет избегать присущие многим типовым СУБД подсистем АСУ резкого ухудшения характеристик методов доступа при частой реорганизации данных, практикуемой при проектных расчетах. Одним из важных достоинств СУБД является одновременное обслуживание нескольких одновременно протекающих вычислительных процессов.

При постраничной организации памяти появляется возможность квантованного вызова информации в оперативную память.

Динамичное распределение ресурсов ЭВМ с перезагрузкой необходимых сведений в ходе расчета в оперативную память является основным условием применения баз данных в проектных расчетах.

Одно из важных требований к базе данных, обеспечивающей проектные расчеты — это минимальное количество обращений к внешней памяти для сокращения машинного времени на расчет каждого варианта в процессе проектного поиска.

6.2. МЕТОДЫ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Бортовые системы ЛА квалифицируются по наличию и степени сложности связей между собой и соответственно по очередности их расчета в процессе определения характеристик ЛА.

Среди бортовых систем имеются такие, чьи функции являются первичными. Эти системы выполняют целевую задачу. В их числе системы полезного груза, научных и специальных наблюдений, измерений.

Выделив эти системы в специальную группу (группу целевых систем), отметим их особое место в алгоритме проектного расчета. Характеристики этих систем определяются практически независимо от других систем и друг от друга, а требования к ним обусловлены проектным заданием и определяются в период «внешнего» проектирования. Группа целевых систем формирует ограничения при выборе характеристик других систем и совместно с перечнем задач и программами функционирования определяет общие требования к облику ЛА. Для обитаемых или пилотируемых ЛА часть функций экипажа следует причислять к функции целевых систем.

Целевые системы обслуживаются группой вспомогательных систем, характеристики которых зависят от целевых систем и друг от друга. В их числе системы управления, радиосвязи, системы обеспечения жизнедеятельности экипажа, системы терморегулирования и энергоснабжения. Вспомогательные системы существуют практически независимо от размерно-массовых характеристик и мало влияют на конфигурацию ЛА и его структуру.

Как правило, для одинаковых условий полета на этапе выбора состава аппарата в распоряжении проектанта имеется много вариантов вспомогательных систем. Эти варианты соответствуют сочетаниям разных типов систем каждого назначения. Разнообразие типов возможного использования каждой системы есть следствие конкурирующих между собой разработок систем и подсистем. Каждая из разработок основывается на своих физических принципах функционирования агрегатов и подсистем или на применении одного типа рабочего тела; отличие разработок может состоять в разной насыщенности унифицированными узлами.

В задачах оптимального резервирования конкурирующие разработки различаются средствами и уровнями дублирования агрегатов и подсистем.

Исполнение летательным аппаратом функции движения в атмосфере или вне ее обеспечивается группой служебных систем, для

которых целевые и вспомогательные системы являются полезным грузом. Размерно-массовые характеристики, конфигурация и структура ЛА формируются в процессе выбора характеристик служебных систем, в числе которых: конструкция, двигательные установки с запасом топлива, посадочные системы, теплозащита.

Характерной ошибкой технологии проектирования ЛА следует считать чрезмерное увлечение исследованием параметров служебных систем. Почему-то внешняя форма, конструкции и силовые установки считаются наиболее достойным предметом, для того чтобы делать вывод о проекте, принимая во внимание лишь внешний вид, размеры, запасы топлива и типовой профиль полета. Современные задачи автоматизированного проектирования опираются на комплексный подход к проблеме выбора состава и структуры и выдвигают на первый план при завязке проекта его целевую эффективность, обеспечение которой основывается на грамотном и обстоятельном синтезе состава и оптимизации характеристик внутренних вспомогательных систем.

Как правило, при синтезе состава бортовых систем проектант не решает задачи оптимизации параметров агрегатов и приборов. Он обобщенно представляет эти системы, как отдельные элементы объекта, анализируя связи между ними на верхнем иерархическом уровне и сравнивая возможные варианты исполнения систем по ряду общих показателей. В некоторых случаях производится выбор оптимальных размерно-массовых характеристик систем энергоснабжения, терморегулирования и жизнеобеспечения, если эти системы связаны общими запасами рабочего тела и имеют возможность менять мощность своих установок посредством варьирования соотношений массы расходуемых компонентов и энергоемких агрегатов, обеспечивающих пиковые режимы работы. Например, при синтезе состава космического аппарата производится выбор компромиссного сочетания между массой, мощностью и расходом топлива электромеханических или турбомеханических генераторов тока и соответственно массой буферных батарей, ориентированных на пиковые режимы энергопотребления.

Расчет систем терморегулирования такого ЛА сопровождается нахождением выгоднейшего сочетания расходов испарительных агрегатов и мощности компрессионных и теплообменных радиаторных устройств. Система электроснабжения некоторых самолетов рассчитывается с выбором оптимального распределения мощностей между вспомогательными и основными силовыми установками.

Общими критериями верхнего уровня при синтезе состава системы являются весовые характеристики и показатели безотказности работы (при исследовании модели надежности). Сопутствующими критериями низшего ранга служат энергопотребление, тепловыделение, запасы рабочего тела, объемы, максимальные размеры. Через эти показатели осуществляется связь характеристик систем, причем на определенных этапах вычислительного процесса каждый из названных промежуточных критериев переводится (если это возможно) в весовые характеристики элементов или агрегатов, ге-

нерирующих энергию, удаляющих тепло, обеспечивающих размещение в гермоотсеках и прокладку коммуникаций.

Обратная связь в механизме проектного расчета при решении уравнений существования ЛА определяется в основном динамикой изменения запаса топлива и несоответствием между планируемым располагаемым объемом баковых отсеков и потребным объемом, полученным из расчетов расхода массы топлива для ЛА с выбранными двигателями и режимом полета. Кроме баковых отсеков и обитаемого объема остальные компоненты объемной формулы, как правило, постоянны, известны из проектного задания или выбираются по статистическим зависимостям, занимая от 10 до 30% внутреннего пространства ЛА.

В предыдущей главе были рассмотрены методы описания конфигурации ЛА кусочно-аналитическими формами на начальном этапе проектирования. Моделирование обводов с помощью стыкуемых конечных элементов дает возможность рассчитать на ЭВМ аэродинамические характеристики численным интегрированием давления по поверхности ЛА. Алгоритмы интегрирования по поверхности давлений применяются одновременно для вычисления площадей поверхностей, омываемых потоком, и поверхностей в зоне затенения, для расчета массы несущей оболочки, а также для суммирования тепловых потоков и массы теплозащиты.

При дозвуковых скоростях обтекания для определения подъемной силы самолетов используется метод присоединенных элементарных вихрей, позволяющий оценить давление на элементарной площадке по форме в плане, с учетом местного угла атаки, кривизны и толщины профиля. Необходимо только состыковать эти площадки и получить подъемную силу крыла и других несущих агрегатов.

Программы расчета подъемной силы по вихревой теории обтекания при оптимизации распределения масс по силовым элементам крыла разработаны ЦАГИ и другими организациями.

Значительный интерес для задач автоматизированного проектирования высокоскоростных ЛА новых типов представляют численные методы расчета аэродинамических характеристик тел произвольной формы.

При больших сверхзвуковых скоростях полета расчет аэродинамических характеристик тел основывается на модифицированной теории Ньютона, а также на расчетных схемах, описывающих сжатие потока за косым скачком уплотнения.

Область у поверхности тела представляется состоящей из системы касательных конусов или клиньев, моделирующих систему косых скачков. Давление на поверхность при таких моделях сверхзвукового обтекания вычисляется как функция угла между вектором набегающего потока и нормали к поверхности (угол θ).

При $0 < \theta < \theta_0$ реализуется на лобовом затуплении зона дозвуковых течений за ударной волной. Величина θ_0 определяется по справочным материалам, основанным на экспериментальных данных. Безразмерное давление на элементарной площадке (давление, от-

несенное к скоростному напору), определяется по известной формуле:

$$p = \frac{2}{kM_\infty^2} \left[\frac{k+1}{2} M_\infty^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2kM_\infty^2 - k + 1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cos^2 \vartheta.$$

В зоне сверхзвуковых течений на наветренной образующей может быть рекомендован способ аппроксимации давлений с обеспечением непрерывности производной по углу наклона поверхности и с использованием расчетных соотношений, характерных для сжатия за косым скачком уплотнения.

В одном из алгоритмов для моделирования обводов и расчетов аэродинамических характеристик базразмерное давление аппроксимируется кривой типа:

$$p(\vartheta) = A_1 \vartheta^3 + A_2 \vartheta^2 + A_3 \vartheta + A_4,$$

коэффициенты которой определяются из следующих условий:

$$p_n = p(\vartheta_0);$$

$$p_k = p \Big|_{\vartheta = \frac{\pi}{2}} = \frac{2}{kM_\infty^2};$$

$$\frac{\partial p}{\partial \vartheta} \Big|_{\vartheta_0} = - \frac{2}{kM_\infty^2} \left[\frac{k+1}{2} M_\infty^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} \left(\frac{k+1}{2kM_\infty^2 - k + 1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sin 2\vartheta_0;$$

$$\frac{\partial p}{\partial \vartheta} \Big|_{\frac{\pi}{2}} = \frac{6}{\pi k M_\infty^2}.$$

Итоговая зависимость имеет вид

$$\begin{aligned} p(\vartheta) = & - \left\{ p_0 \sin 2\vartheta_0 \left(\frac{\pi}{2} - \vartheta_0 \right) - 2 \left[p(\vartheta_0) - \frac{2}{kM_\infty^2} \right] + \right. \\ & \left. + \frac{6}{\pi k M_\infty^2} \left[\frac{\pi}{2} - \vartheta_0 \right] \right\} \left(\frac{\vartheta - \vartheta_0}{\frac{\pi}{2} - \vartheta_0} \right) + \left[2p_0 \sin 2\vartheta_0 \left(\frac{\pi}{2} - \vartheta_0 \right) - \right. \\ & \left. - 3 \left(p_0 - \frac{2}{kM_\infty^2} \right) \left(\frac{\pi}{2} - \vartheta_0 \right) \right] \left(\frac{\vartheta - \vartheta_0}{\frac{\pi}{2} - \vartheta_0} \right)^2 - p_0 \sin 2\vartheta_0 (\vartheta - \vartheta_0) + p(\vartheta_0), \end{aligned}$$

где p_0 — полное безразмерное давление за прямым скачком уплотнения.

В зоне течения на подветренной образующей и в зоне затенения безразмерное давление аппроксимируется кривой второго порядка

$$p(\vartheta) = A_1 \vartheta^2 + A_2 \vartheta + A_3.$$

Для этой кривой коэффициенты вычисляют, используя такие условия:

$$p_n \Big|_{\vartheta = \frac{\pi}{2}} = \frac{2}{kM_\infty^2} ;$$

$$p_k \Big|_{\vartheta = \pi} = p_{\text{дон}} ;$$

$$\frac{\partial p}{\partial \vartheta} \Big|_{\vartheta = \pi} = 0 ,$$

где $p_{\text{дон}}$ — донное давление.

$$\text{При } \frac{p_{\text{дон}}}{\frac{2}{kM_\infty^2}} \approx 0,25 ,$$

что характерно для ряда экспериментальных данных, получим итоговую зависимость для давления в зоне подветренной образующей:

$$p\vartheta = \frac{2}{kM_\infty^2} \left[3 \left(\frac{\vartheta - \frac{\pi}{2}}{\pi} \right)^2 - 3 \left(\frac{\vartheta - \frac{\pi}{2}}{\pi} + 1 \right) \right] .$$

В предыдущей главе приведен метод кусочно-аналитического описания конфигурации ЛА произвольной формы контуром поперечных сечений, состоящих из дуг эллипсов. Форма ЛА расчленяется по этому методу по длине на ряд элементарных тел, стыкуемых с незначительным изломом в контуре. В процессе интегрирования давления по поверхности такого тела необходимо вычислять для элементарной площадки угол между местной нормалью и вектором скорости набегающего потока (угол ϑ). При обтекании с углом атаки α без скольжения и крена рассматриваемого тела, описанного в полярных координатах, данный угол определяется из выражения

$$\vartheta = \frac{\pi}{2} - \arcsin \times \\ \times \frac{\left(\frac{b_k - b_n}{l} \cos^2 \varphi + \frac{c_k - c_n}{l} \varepsilon_z^3 \sin^2 \varphi \right) \cos \alpha - \sqrt{\cos^2 \varphi + \varepsilon_z \cos^2 \varphi \cos \varphi \sin \alpha}}{\sqrt{\left(\frac{b_k - b_n}{l} \cos^2 \varphi + \frac{c_k - c_n}{l} \varepsilon_z^3 \sin^2 \varphi \right)^2 + (\cos^2 \varphi + \varepsilon_z^2 \sin^2 \varphi) (\cos^2 \varphi + \varepsilon_z^4 \sin \varphi)}} .$$

Компоненты аэродинамической силы в связанных с ЛА осях, а также значения безразмерных моментных характеристик вычисляются по методу Симпсона интегрированием давления по поверхности каждого тела с учетом угла наклона местной площадки к осям тела и последующим учетом углов наклона осей тела к осям ЛА.

В общем случае, помимо угла атаки α , приходится учитывать угол крена β и угол рыскания γ . Для эллиптических конусов ЛА биконической формы оказывается возможным получить выражение для расчета суммарных аэродинамических характеристик при гиперзвуковом обтекании.

Выражения для компонент аэродинамической силы с учетом уравнений описания поверхности кососрезанных эллиптических ко-

нусов и при условии деления на характерные размеры, имеют следующий вид:

$$c_{\tau} = \frac{c_p^*}{s} \iint \frac{[2\varepsilon_z k_0 \operatorname{tg} \vartheta_1 (\sin \alpha \cos \beta - \cos \alpha \sin \varepsilon \sin \beta) - 2\varepsilon_z k_0 \cos \Phi]}{4\varepsilon_z^2 k_0^2 \operatorname{tg}^2 \vartheta_1 + 4\varepsilon_z k_0 \cos^2 \Phi + 4k_0 \sin^2 \Phi} \times \\ \times \frac{(\sin \alpha \cos \beta - \cos \alpha \sin \varepsilon \sin \beta) + 2k_0 \sin \Phi (\sin \alpha \sin \beta + \\ + \cos \alpha \sin \varepsilon \cos \beta)]^2 \varepsilon_z k_0 + \operatorname{tg} \vartheta_1 d\Phi dx}{1} ;$$

$$c_n = \frac{c_p^*}{s'} \iint \frac{[2\varepsilon_z k_0 \operatorname{tg} \vartheta_1 (\sin \alpha \cos \beta - \cos \alpha \sin \varepsilon \sin \beta) - 2\varepsilon_z k_0 \cos \Phi]}{4\varepsilon_z^2 k_0^2 \operatorname{tg}^2 \vartheta_1 + 4\varepsilon_z k_0 \cos^2 \Phi + 4k_0 \sin^2 \Phi} \times \\ \times \frac{(\sin \alpha \cos \beta - \cos \alpha \sin \varepsilon \sin \beta) + 2k_0 \sin \Phi (\sin \alpha \sin \beta + \\ + \cos \alpha \sin \varepsilon \cos \beta)]^2 \cos \Phi \varepsilon_z k_0 d\Phi dx}{1} .$$

Глава 7. ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ЗАДАЧАХ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

7.1. ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

Место имитационного моделирования — завершающие стадии процесса выбора проектных решений. После того как проектное решение выбрано и начата детальная разработка проекта с экспериментальным исследованием (продувками, копровыми испытаниями, испытаниями двигателей и пилотажно-навигационных средств), имитационное моделирование уступает место полунатурному моделированию, ориентированному на применение электрических, радиоэлектронных и механических аналогов действующих приборов и оборудования.

Основная идея имитационного моделирования: предположив, что ЛА уже разработан, проследить возможные процессы его функционирования для внесения корректировки в уже оформившийся проект с целью уточнения технических заданий на бортовые системы и дальнейшего совершенствования проектных параметров, влияющих на выполнение целевых задач.

Отсутствие общепринятых методических рекомендаций по организации имитационного моделирования неслучайно. Оно отражает тот факт, что из всех работ по САПр имитационное моделирование наименее формализовано (узко ориентировано на тип ЛА) и представляет собой область инженерной деятельности, в которой от уме-

ния предвидеть будущие полетные ситуации зависит объективность рекомендаций по переработке проекта.

Для ЛА, создаваемых для необычных условий полета с ориентацией на перспективные конструкторские решения, задачи имитационного моделирования направлены в основном на отображение неожиданных ситуаций.

Специфика применения ЛА делает такие модели совершенно различными. Назовем некоторые из них.

Расчеты и анализ циклов массового обслуживания при эксплуатации парка пассажирских или транспортных самолетов.

Систематизация работ по замене, ремонту и восстановлению оборудования в процессе длительного полета орбитальной станции или межпланетного комплекса.

Исследование транспортных операций снабжения орбитальных станций при разной интенсивности грузопотоков.

Изучение возможных ситуаций аварийного возвращения на землю спускаемых аппаратов.

Отслеживание протекания во времени процессов динамического нагружения тяжелого самолета при взлете, предпосадочных маневрах и посадке в различных погодных условиях.

Получение расчетным путем при разных сочетаниях высот, скоростей и режимов балансировки скоростного самолета газодинамических картин обтекания и теплообмена с учетом реальных факторов (сжимаемости, пространственного характера обтекания, возмущений и физико-химических превращений в пограничном слое).

Расчеты с визуализацией на экранах средств машинной графики кинематики и динамики процессов взаимодействия во времени элементов конструкции (разделения и стыковки отсеков и блоков; передвижения по поверхности при разных характеристиках рельефа; перекачки или колебаний в баках топлива для жесткой конструкции; движения опорной кинематики посадочных устройств; деформации крыльев от динамических нагрузок с изучением отличий «полетной» формы обводов от «стапельной» и «стояночной» и т. д.).

По-видимому, невозможно на сегодняшнем уровне применения ЭВМ обобщить все многообразие перечисленных задач и объединить их общей постановкой.

Если $\bar{l}_c$ — это совокупность исходных данных, отражающих воздействия внешней среды, а $\bar{l}_b$ — это вектор внутренних факторов, свидетельствующих о неоднозначности прогнозируемых реакций конструкции, то для проекта ЛА, описываемого параметрами $\bar{X}$ с характеристиками $\bar{K}$, очередная i -я реализация на имитационной модели эквивалентна действию оператора: $\Phi(\bar{X}, \bar{l}_c, \bar{l}_b)$. Результатом действия является вычисление значений характеристик $\bar{K}$ и результатов воздействия внешней среды $\bar{V}$. Оператор реализуется комплексом программ расчета траекторий, статической и динамической прочности, газодинамики, тепломассообмена и текущих характеристик бортовых систем в соответствии с циклограммой полета. Целью имитационного моделирования, как правило, является исследование зависимости $\Phi(\bar{x}, \bar{l}_c, \bar{l}_b)$ при разных сочетаниях значений $\bar{l}_c$ и $\bar{l}_b$. Чаше всего это достигается многократным опробыванием реакций:

$$\bar{l}_c^{(i)}, \bar{l}_b^{(i)} \rightarrow \bar{K}^{(i)}, \bar{V}^{(i)}.$$

В ряде случаев реакция на изменение $\bar{l}_c$ и $\bar{l}_b$ рассматривается раздельно. К сожалению, только прямое преобразование допускает функция $\Phi(\bar{x}, \bar{l}_c, \bar{l}_b)$, поэтому невозможно однозначно восстановить по планируемому результату $\bar{K}^{(n)}$, $\bar{V}^{(n)}$ картину моделируемого процесса с исходными воздействиями $\bar{l}_c$ и $\bar{l}_b$, применив обратный оператор $\Phi^{-1}(\bar{K}^{(n)}, \bar{V}^{(n)})$.

Несмотря на показанную ранее на примерах разноплановость задач имитационного моделирования, их объединяет общность методов исследования и единые требования проектирования.

Прежде всего отметим большие затраты времени на каждую реализацию исследуемого процесса или явления и необходимость, несмотря на сложность и количество уравнений, вести расчеты с точным интегрированием во времени и пространстве.

Во-вторых, обстоятельность всестороннего анализа возможной картины протекания процесса диктует большое количество расчетных экспериментов с разными сочетаниями исходных данных. Ведь наша цель — не только описать возможное поведение объекта в неожиданной ситуации, но и построить гипотезы и теории, объясняющие поведение объекта, а также выработать рекомендации по структуре и принципам управления, обеспечивающим наилучший выход из положения во всевозможных версиях режима функционирования.

Известен пример аварийного полета лунного комплекса «Аполлон-13», когда при отказах энергопитания и жизнеобеспечения (взрыв бака с кислородом) наземный расчетный моделирующий комплекс службы управления полетом сопровождал действия космонавтов по генерации и изучению возможных мероприятий, позволяющих выйти из кризисного положения за счет бортовых ресурсов и благополучно возвратиться на Землю, пусть ценой отказа от выполнения целевой задачи и штатной программы полета.

Имитационное моделирование применяется в следующих случаях:

1. Анализе ситуаций, сопровождающих реальный процесс полета.

2. Профессиональном обучении инженеров-исследователей, а также персонала, управляющего испытаниями и эксплуатацией ЛА.

3. Прогнозировании поведения проектируемых объектов.

Последнее направление является основным в подсистемах САПр.

Этот метод завоевывает все большую популярность благодаря возможности построения сложных логических моделей структурных связей и процессов функционирования.

Сходство имитационной модели с реальным исполнением функций ЛА в значительной степени влияет на достоверность рекомендаций по переделке проекта. Поэтому понятно стремление проектировщиков не допустить упрощений в функциональных схемах бортовых систем и в итерационных методах решения дифференциальных уравнений, сохранив тем самым максимальную близость модели физическому явлению, пусть даже ценой значительных затрат машинного времени.

В организации имитационного моделирования чаще всего используется кибернетический подход, когда проектируемый ЛА с внутренними связями и реакциями на воздействие среды описывается в виде «черного ящика» и при этом путем проб создаются различные условия взаимодействия со средой, систематизируются все ответные реакции бортовых систем и показатели выполнения полетных задач.

Преимущества имитационного моделирования перед полунатурными следующие:

1. Возможность повторения и точного воспроизведения условий полета.

2. Легкость прерывания и возобновления эксперимента.

3. Возможность планомерного управления условиям эксперимента (задания разных свойств внешней среды и показателей работы бортовых систем).

4. Простота и многократность повторения предельных условий с доведением эксперимента до «разрушения» проектируемого объекта.

5. Быстрота реализации эксперимента на мощных ЭВМ из-за отсутствия подготовительной фазы для настройки оборудования и развертывания средств сопровождения летного эксперимента.

Основным инструментом имитационного моделирования остается метод статистических испытаний, поэтому в узком смысле имитационное моделирование понимается как организация игровых ситуаций со стохастическим воздействием на условия функционирования ЛА.

Преимущество метода статистических испытаний в том, что анализ бесконечного множества допустимых ситуаций производится за конечное время с обобщением (хотя и приближенным) предельно возможных воздействий и вероятностной оценкой экспериментальных условий.

Одним из мощных инструментов оценки предельных отклонений действующих внешних факторов или характеристик режима движения являются методы статистики экстремальных значений (см. гл. 4).

Недостаток метода статистических испытаний не только в большом машинном времени, но и в невозможности построить точную обобщающую зависимость с доверительной вероятностью, равной единице. К этому следует добавить недостаток алгоритмов, моделирующих случайные факторы. Большинство процедур генерации случайных чисел подвержено автокорреляции в цепочке возобновляемых попыток. Периодически через некоторое количество реализаций происходит возвращение к исходным последовательностям, поэтому в общем случае колебания исходных данных не являются независимыми, что не соответствует физической картине моделируемых процессов.

Компоненты вектора выходных характеристик взаимоувязаны в модели и в действительности. Это обстоятельство не позволяет пользоваться гистограммами, отражающими плотность распределения значений каждой из характеристик, оставляя, однако, возмож-

ность моделировать предельные отклонения компонент и плотность распределения значений всего вектора характеристик.

Важное место среди проблем имитационного моделирования занимают задачи анализа несущей способности конструкций. Такой анализ проводится, как правило, в условиях дефицита исходной информации. Стохастическая модель надежности элементов конструкции исследуется методом статистических испытаний. Под надежностью силовых элементов конструкции понимается ее способность противостоять предельным факторам внешнего нагружения ($\bar{I}_c$) в условиях неоднозначности факторов ($\bar{I}_в$), свидетельствующих о несущей способности.

В общепринятом подходе к назначению предельных нагрузок используются коэффициенты безопасности, отражающие запас на неопределенность внешних нагрузок и несущей способности конструкции. Неопределенность колеблется от 20% для простых случаев нагружения и до 60...70% для сложных конструкций с длительным ресурсом работы.

Альтернативой детерминированному подходу с опорой на коэффициенты безопасности является учет вероятности неразрушения в различных условиях функционирования.

В модели жизненного цикла нагружаемой конструкции исследуются для определенного i -го узла или агрегата ЛА в течение времени τ функции несущей способности $\Phi_i(\tau)$ и функции внешнего нагружения $H_i(\tau)$. Предполагается, что имеются полные и всесторонние результаты испытаний типовых узлов или агрегатов, близких по конструкции к исследуемым.

Функция несущей способности элементов конструкции формируется на основе байесовского подхода к анализу результатов статистических и динамических испытаний.

Для каждого возможного значения фактора нагружения x_k определяется вероятность его появления в процессе полета и вероятность разрушения элемента конструкции при x_k . Оценка вероятности неразрушения для одного цикла эксплуатации определяется следующим образом с помощью статистических испытаний:

$$P_{i,H} = \int_0^{\infty} F_H(x) f(x) dx,$$

где $F_H(x)$ — интегральная функция распределения значения внешних нагрузок; $f(x)$ — дифференциальная функция распределения значений, определяющих несущую способность (плотность распределения значений, отражающих несущую способность).

За все время эксплуатации вероятность разрушения i -го элемента конструкции будет

$$P_i \approx 1 - P_{i,H}^N,$$

где N — число полетов многоразового ЛА.

Применение имитационного моделирования для вероятностно-статистического обоснования расчетных условий прочности перспективных ЛА не всегда возможно из-за следующих причин:

1. Идеализированного подхода к проблеме многоразового нагружения без учета зависимости несущей способности от накапливаемых во времени разрушающих воздействий.

2. Недостатка фактических экспериментальных данных по испытаниям в натурных условиях агрегатов ЛА. Обычно имеются достоверные и полные результаты испытаний отдельных простых узлов и отсеков.

3. Упрощенного суждения о надежности сложных конструкций только по вероятности их сопротивления внешним разрушающим нагрузкам.

4. Независимого рассмотрения потерь несущей способности отдельных элементов без учета корреляции воздействия различных разрушающих факторов и взаимовлияния нагрузок в соседних узлах конструкции при потере ими несущих способностей.

Большинство ЛА проектируется многоцелевыми, а это означает почти всегда многорежимность их эксплуатации. Для многоразовых и многоцелевых ЛА проблема имитационного моделирования становится одной из важнейших при обосновании возможностей выполнения ими всех программ полета.

Управление таких ЛА ориентировано на применение гибких алгоритмов автоматического воздействия на меняющиеся внешние условия. Такие алгоритмы ориентируются на адаптацию к смене целевых задач на разных этапах движения и обеспечивают полет по постоянно перестраиваемой траектории с использованием принципов терминального управления. Управление основано на прогнозировании конечного состояния с одновременным учетом и парированием всех возмущений, которые могут привести к выходу за допустимые пределы перегрузок, скоростных напоров, углов атаки, температур высот полета, ракурсов радиовидимости цели, возможностей связи с другими ЛА. Траектория движения при этом состоит из отдельных участков, на каждом из которых одновременно с решением главной задачи решается частная подзадача, соответствующая сложившейся ситуации при выходе на очередное ограничение (ситуационное управление).

Имитационное моделирование в таких условиях должно наиболее полно отображать логику ситуационного управления с формализацией действий человека в контуре управления, учитывающей операционное и информационное запаздывания, переходные процессы в звене человек — контур управления, а также случайные компоненты в реакциях пилотов.

Особого внимания в задачах статистического моделирования процессов функционирования ЛА заслуживает проблема корректорного описания возмущений.

Отдельные случайные факторы допускается задавать исходя из равномерного распределения значений на возможном интервале их появления. К ним относятся данные, отражающие многообразие

программ работы многоцелевых ЛА, сведения о начальных и конечных условиях полета.

В большинстве случаев используются канонические законы распределения или назначаются границы изменения и моделируется нормальный или усеченный нормальный закон распределения с математическим ожиданием в районе среднего значения и размером допустимого интервала, равным $\pm 2,7 \sigma$ или $\pm 3 \sigma$.

Как правило, возмущения, влияющие на выходные характеристики процесса больше всего, имеют предположительно несимметричный закон распределения плотности вероятности. К ним относятся: значения удельных импульсов перспективных топлив; значения тяги новых двигателей; показатели точности радиолокационных средств. На практике редко удается получить достоверные сведения о функциях распределения значений таких величин. Чаще всего приходится привлекать экспертные оценки.

Обычно мнения экспертов подвергают уточнению и корректировке с помощью самих же экспертов. В самом простом случае шкала значений моделируемой величины делится на равные интервалы и фиксируется количество оценок, попавшее в каждый интервал. По результатам строится гистограмма, предъявляемая экспертам с сообщением, как соотносятся их оценки с усредненными данными. Например, в коррекции по методу Дельфы [51] определяется математическое ожидание Q_2 и два значения квартилей Q_1 и Q_3 . Квартили вычисляются из условия, что их значения совместно с Q_2 делят шкалу на четыре части с равным количеством оценок в каждой части. Каждому члену группы экспертов в очередном туре уточнений сообщаются квартили с просьбой пересмотреть свою оценку, и так до сходимости оценок через несколько туров.

Если есть необходимость, то производится расчет характеристик распределения, моделирующего вероятность появления значений исследуемого возмущения.

7.2. ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ РАБОТЫ БОРТОВЫХ СИСТЕМ

Оптимальное резервирование систем ЛА невозможно без решения задач моделирования их работоспособности с учетом отказов, восстановлений, замены и возможных переключений на другие программы полета.

Особо важным представляется исследование динамических режимов работы резервируемых бортовых систем для длительно функционирующих в автономном цикле космических и орбитальных межпланетных объектов.

Полная имитация аварийных ситуаций предполагает не только учет аппаратного резервирования, но и анализ функционального резервирования, при котором за счет смены программы и условий полета достигается выполнение тех же целевых задач в результате подключения или перегрузки других систем ЛА. По результатам

имитационного моделирования выдаются рекомендации для совершенствования проекта.

Критериями в рассматриваемых задачах являются: вероятность выполнения целевых задач, вероятность выполнения программ полета, вероятность благополучного завершения полета, вероятность выполнения части целевых функций с допущением возможных потерь.

Обстоятельный анализ альтернатив, обеспечивающих выход из аварийных положений, опирается на функционально-логические схемы, описывающие различные последствия отказов агрегатов или подсистем.

При таком рассмотрении надежно-весовой модели ЛА, к сожалению, нельзя избежать идеализации в оценках показателей безотказности приборов и оборудования. Условно считается, что среднее время наработки на отказ всех элементов систем, а также средняя длительность циклов восстановительных работ для отдельных приборов гарантируется разработчиками с высоким уровнем доверительной вероятности и обеспечивается длительной экспериментальной обработкой. Предполагается также, что все работающие и резервные блоки построены на одной элементной базе. При таком подходе ЛА комплектуется из готовых макроэлементов и вопрос о «внутреннем» резервировании такого укрупненного элемента не рассматривается.

Для каждого прибора, агрегата, блока или узла конструкции известны и объединены в отдельные массивы сведения о весовых и объемных характеристиках, энергопотреблениях и тепловыделениях, среднем времени наработки на отказ $T_{ср, i}$ с частотой отказов λ_i , среднем времени восстановления $\tau_{ср, i}$ с частотой восстановления ν_i .

Одновременно для всех бортовых систем и агрегатов задаются предпочтительные способы резервирования. Например, для отдельных приборов систем управления, систем радиосвязи, для некоторых типов двигательных установок, для бортовых вычислительных систем предпочтительно горячее резервирование. Холодное резервирование применяется для буферных батарей и источников тока систем энергоснабжения, агрегатов терморегулирования, отдельных приборов радиосистем.

Горячее резервирование систем космических аппаратов объясняется требованиями работы в короткие и жестко регламентированные интервалы времени, привязанные к корреляциям траекторий, сеансам радиосвязи с Землей или другими аппаратами.

Из баллистических расчетов известны и применяются величины математических ожиданий и среднеквадратичных отклонений для значений компонент характеристических скоростей, свойственных циклам ориентации, операциям разгона, торможения и коррекции траектории. Используются также упомянутые ранее функционально-логические схемы типовых последствий отказов агрегатов или подсистем, а также набор возможных программ полета с циклограммами включений основных приборов и агрегатов.

Задачи оптимального резервирования с ориентацией на автоматическое отключение аварийных и подключение запасных элементов в условиях высокой или абсолютной надежности переключателей и без учета возможностей восстановления функций отказавших приборов могут решаться с использованием аналитических соотношений.

Точная и обстоятельная оценка возможных аварийных ситуаций производится при моделировании событий, не поддающихся аналитическому расчету. В их числе: отключение нескольких аварийных и включение запасных устройств, находящихся в холодном резерве при определенной вероятности управления аварийным переключением. Невозможно описать аналитически реальную картину ремонта со сложной иерархией очередей на восстановление приборов в условиях, когда производится перераспределение очередности или временный отказ от ремонтных работ в напряженные моменты полета при перегрузке экипажа текущей работой.

При статистическом моделировании ситуаций на борту исходят из следующих предпосылок:

1. Потоки отказов и восстановлений принимаются стационарными пуассоновскими.

2. Прерывание по условиям полета ремонтно-восстановительных работ не влияет на среднее время наработки на отказ и восстановление функций.

3. Отказы элементов одних систем не влияют на работу элементов других систем.

Исходя из изложенного, математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение времени наработки на отказ типовых приборов и агрегатов равны $1/\lambda_i$, а времени восстановления $1/\nu_i$.

Статистическое моделирование процесса ремонтно-восстановительных работ на борту орбитальной станции дает возможность прогнозировать такие трудно поддающиеся точному учету ситуации, как накопление заказов на доставку резервного оборудования, выполнение запасов рабочего тела бортовых систем, пересылка подлежащих ремонту агрегатов в наземные лаборатории, использование в качестве резервных агрегатов и подсистем транспортных кораблей с применением их энергетики для операций орбитального маневрирования.

Глава 8. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

8.1. КОНТРОЛЬ МАССОВО-ЦЕНТРОВОЧНЫХ И ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Автоматизированная система контроля массово-центровочных и инерционных характеристик ЛА предназначена для этапов эскизного и технического проектирования и является частью общей ра-

боты по весовому проектированию, начинающейся с размерно-массовых расчетов при завязке облика ЛА и заканчивающейся контролем исполнения требований к массе деталей и весовой балансировке агрегатов.

Отсюда основные задачи АСВК (автоматизированной системы весового контроля):

1. Проверка достоверностей весовой модели, используемой на начальном этапе проектирования.

2. Обоснованное распределение лимитов массы по элементам в начале проектирования в соответствии со схемой агрегатирования и затем в соответствии с чертежным разбиением на сборочные, подбороочные единицы, узлы и детали.

3. Прогнозирование реальных значений массы элементов ЛА с гибким распределением резервов массы в процессе проектирования и конструирования.

4. Оперативное определение и выдача центровочных и массово-инерционных характеристик подразделениям-пользователям.

5. Анализ текущего распределения массово-центровочных и инерционных характеристик по чертежным данным и данным изготовления и подготовка рекомендаций для мероприятий по облегчению конструкции.

6. Контроль текущего состояния по разработке и доработке чертежей и запуску их в производство.

7. Сбор и обработка информации о фактических массово-инерционных и центровочных характеристиках при изготовлении агрегатов, узлов и деталей ЛА.

Труднее всего организовать применение АСВК на начальном этапе проектирования (для оптимизации по массе агрегатов) и на конечном этапе при контроле производственного процесса (для оценки фактической массы).

В первом случае автоматизация весовых расчетов наталкивается на необходимость сочетать полученные результаты оптимального распределения массы по силовым элементам конструкции с приближенными и мало убедительными оценками массы несильных и технологических деталей и деталей, взятыми по аналогии со сходными конструкциями.

Во втором случае конструктивное распределение массы в соответствии со спецификацией чертежных сборочных единиц, отражающих схему агрегатирования изделия, вступает в противоречие с технологическим распределением деталей, учитывающим способы изготовления, термообработки и наличие типовых деталей, входящих в различные сборочные единицы.

АСВК должна осуществлять первоначальную оценку массово-центровочных и инерционных характеристик, помогать конструкторам в расчете массы деталей и сборок, должна производить сбор, накопление и хранение данных на машинных носителях, обработку и анализ весовой информации, оперативное получение данных по отдельным сборкам и по изделию в целом на всех этапах проектирования, конструирования и изготовления ЛА.

Объем информации, обрабатываемой АСВК в период конструирования и изготовления, достигает десятков мегабайт. Характерно следующее сравнение: чертежи современного автомобиля содержат более 10 тысяч деталей. Типовая современная ЭВМ состоит из 40 тысяч деталей. В среднем по размерам и сложности в самолете порядка 100...300 тыс. деталей.

В чертежах тяжелого самолета содержится около 100 тысяч единиц типоразмеров и до полутора миллионов деталей.

При создании космического комплекса «Сатурн — Аполлон» пришлось контролировать свыше 3 млн. деталей [10].

Производительность труда расчетчиков, использующих систему АСВК для оперативного определения текущих массово-центровочных и инерционных характеристик, повышается на два порядка. Обычный расчет по данным чертежей массы, центровки и моментов инерции большого транспортного или пассажирского самолета типа Ил-62, занимающий около полутора лет, противопоставляется автоматизированной обработке данных, занимающей после их ввода в ЭВМ 10...15 дней.

АСВК, охватывающая деятельность конструкторского бюро, создающего ЛА, оперирует, как правило, информацией о разработке корпусных агрегатов или планера, учитывая весьма укрупненно разработку готовых изделий (двигателей, приборов, оборудования, посадочных средств, элементов обслуживания). Поэтому на очереди стоит создание взаимосвязанных оперативными телекоммуникациями сетей подсистем АСВК, ориентированных на единый тип ЭВМ с централизованной обработкой информации от заводов-изготовителей и предприятий-поставщиков. Одной из перспективных вспомогательных задач АСВК, которая решается совместно с подсистемами выбора оптимальных конструктивно-силовых схем агрегатов и подсистемой конструирования узлов планера, является автоматизированный поиск способов и уровней унификации и стандартизации деталей конструкции, кабельных жгутов и арматуры.

В ходе конструирования информация в АСВК претерпевает изменения, соответствующие уточнениям сведений о проекте. Вначале операции производятся с лимитными массами, которые по мере выпуска конструкторской документации дополняются чертежными массами, фиксируемыми отдельно и в порядке замещения лимитных масс. Затем при изготовлении учитываются фиксируемые отдельно и вместе с чертежными массами фактические массы, а также центровка и моменты инерции по результатам взвешивания и балансировки агрегатов.

В налаженном процессе корректировки периодически производится обновление сведений в банке данных АСВК. Процедура обновления состоит из следующих операций:

1. Подготовки очередной партии информации на специальных бланках АСВК о скорректированных массах деталей и узлов.

2. Перевода информации на машинные носители (перфокарты, перфоленты или магнитные ленты).

3. Ввода данных в ЭВМ с проверкой достоверности информации.
4. Старения предыдущих записей об элементах, подлежащих обновлению, и занесения в банк данных новых сведений.
5. Расчета сводных массово-центровочных и инерционных характеристик на базе новой информации.
6. Анализ результатов, нахождения ошибок с последующим повторением пп. 2, 3, 4, 5 и 6.

Оперативность ввода данных требует применения методов прямого доступа к информации на внешних носителях.

Так же как любая автоматизированная система, управляющая большими массивами информации, АСВК чувствительна к искажению вводимых данных: причем исправление ошибок превращается в трудоемкую процедуру «ручного» анализа итоговой сводной информации.

Для устранения ошибок может быть рекомендовано введение контрольных реквизитов на исходных носителях информации — контрольных сумм по всему объему обновляемой цифровой информации; расчетных значений масс, центровок и моментов инерции по корректируемым деталям и узлам ЛА. Применение контрольных реквизитов в сочетании с дублированием подготавливаемых носителей позволяет выявить значительное количество ошибок перед записью в банк данных.

Итоговые результаты АСВК представляются в единой системе координат ЛА, а вводимые данные приспособлены к существующей практике членения на агрегаты и узлы с использованием более удобных систем координат на уровне агрегатов и деталей.

Ввод информации в АСВК предусмотрен с таблиц, заполняемых по определенной форме, с заглавными листами, оформленными в соответствии с ЕСКД. В таблицы заносятся данные о привязке систем координат сборочных единиц, лимитные и теоретические массы, координаты центров инерции, чертежные и действительные значения массы деталей и узлов.

Выходная информация АСВК представляется также в виде таблиц, выводимых на алфавитно-цифровые печатающие устройства (АЦПУ) с фиксацией сроков выдачи данных.

Цикл обновления информации в настоящее время занимает несколько недель, поэтому основой развития АСВК является повышение ее пропускной способности (при каждом вводе уточненных массово-инерционных характеристик). Одновременно должны быть расширены или сняты ограничения на объем однократно вводимых данных. Каждое обновление информации необходимо контролировать распечатками банков данных по «дереву» вхождения сборочных единиц.

Обновление данных в интерактивном режиме опирается на иерархическую систему программ. Программы верхнего уровня реализованы на входном языке системы с использованием средств диалогового удаленного ввода задач (диалог между пользователями и подсистемой управления базой данных). Программы промежуточного уровня формируют задания операционной системе ЭВМ для

вызова цепочки расчетных модулей. Программы третьего уровня существуют в виде загрузочных модулей расчета и записи данных.

Совершенствование систем весового контроля должно пойти по пути повышения оперативности подготовки данных, а также ввода и получения информации.

Фактическая масса конструкции ЛА по мере конкретизации проекта все больше и больше отличается от планируемых показателей, ибо все уточнения проекта по технологическим, динамическим и теплопрочностным требованиям приводят к утяжелению конструкции. Обоснованное распределение лимитных масс и периодические мероприятия по снижению массы в сочетании с весовым контролем повышают культуру проектирования и обеспечивают создание эффективных конструкций.

8.2. КОНТРОЛЬ ТЕКУЩИХ ЗНАЧЕНИЙ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Подсистема автоматизированного контроля проектных характеристик (АСКТХ) создается для оперативного определения достоверных данных о текущих значениях основных тактико-технических характеристик с учетом всех изменений, которые претерпевает проект с момента формулирования проектного задания до конструирования и изготовления.

В числе функций АСКТХ следующие: прогноз тенденций изменения отдельных показателей проекта; оценка разбросов значений характеристик; анализ возможности выполнения целевых задач в расчете на изменение значения проектных критериев; выявление критических направлений проектирования и маневрирования резервами для ликвидации кризисных положений, связанных с невыполнением заявленных или назначенных показателей, требований и ограничений.

Программный комплекс, используемый в АСКТХ, базируется на комплексах прикладных модулей, разработанных в тематических службах, ответственных за отдельные проектные дисциплины. Одной из первых задач этого программного комплекса является проверка результатов, полученных подсистемой автоматизированного проектного поиска, используемой для определения облика ЛА на начальном этапе проектирования.

Необходимость соединения разнородных программ, созданных независимо друг от друга на различных алгоритмических языках с несогласованным интерфейсом, требует специальной подготовительной работы в масштабе всего конструкторского бюро. В ходе этой работы согласовывается перечень данных обмена с их размерностью и пределами изменения. С использованием графа предметной области устанавливаются связи между проблемно-ориентированными модулями и фиксируются варианты расчетных цепочек соединения прикладных задач, после чего разрабатываются управляющие программы и предпроцессоры для выхода на единую базу данных.

Функция базы данных АСКТХ шире, чем просто соединение раз-

народных программ. По мере подтверждения расчетных данных более достоверными экспериментальными они размещаются в базе данных в виде, преобразованном для информационного обмена между расчетными модулями АСКТХ. Управляющие программы АСКТХ должны обладать средствами диагностики для анализа информационной недостаточности и компенсации недостающих данных посредством проведения дополнительных расчетов или ввода этих данных пользователем в интерактивном режиме.

На базу данных АСКТХ ориентирована информационно-справочная система снабженная директивным проблемно-ориентированным языком, обеспечивающим сборку расчетных последовательностей программ с вводом и выводом сведений, содержащихся в базе данных.

Прогнозирование тенденций изменения летно-технических характеристик требует периодической обработки и фиксации текущего состояния данных проекта с оценкой возможных предельных отклонений расчетных и экспериментальных значений проектных критериев. Методика определения разбросов характеристик по колебаниям исходных данных (см. гл. 3) может быть положена в основу алгоритма моделирования возможных и предельных отклонений критериев по оптимистическим, средним и пессимистическим оценкам. Для работы алгоритма в базе данных предусматриваются организованные в виде отдельных файлов массивы коэффициентов, описывающих внешние условия полета, характеристики материалов и топлива, теплофизические характеристики теплообмена, дальностей действия и разрешающих характеристик радиоаппаратуры, точности ввода уставок и ухода навигационных средств и т. д. Инструментом проверки возможности выполнения целевых задач при ухудшении летно-технических характеристик являются методы и программы имитационного моделирования, описанные в гл. 7.

Достоверность оценки характеристик в АСКТХ зависит от безошибочного выявления предельных режимов работы, не учитываемых на начальном этапе проектирования. Общие положения стратегии поиска в условиях неопределенности, сформулированные в разд. 3.2, преломляются по-новому на этапе детального проектирования, причем минимаксный подход используется для прогноза предельных значений критериев, характерных для сочетаний наихудших случаев воздействия условий полета.

В такой постановке задачи для ЛА выбранного облика и состава реализуется автоматизированный поиск наихудших режимов функционирования с точки зрения критериев оценки. Например, с точки зрения весового критерия достигается следующее условие:

$$M_{\Sigma}^{(np)} = \max_{\{l_j\}} \min_{\{x_k\}} M_{\Sigma}(l, \bar{x}) \Big|_{P_p < P_p^{(0)}},$$

где $M_{\Sigma}^{(np)}$ и M_{Σ} — прогнозируемая возможная и текущая общая масса ЛА или комплекса; P_p и $P_p^{(0)}$ — обеспечиваемое в ходе поиска и заданное значение вероятности реализации наихудшего

расчетного случая; $\bar{l}$ — вектор исходных данных, формирующих начальные условия и параметры атмосферы; $\bar{x}$ — совокупность параметров ситуационного управления траекторией, меняющихся в зависимости от прогнозируемых ограничений по температуре, перегрузке и величине промаха на конечном участке полета.

Тех же целей можно добиться, если руководствоваться таким условием:

$$M_{п.г}^{(up)} = \min_{\{l_j\}} \max_{\{x_k\}} M_{п.г}(\bar{l}, \bar{x}) \Big|_{P_p < P_p^{(0)}},$$

где $M_{п.г}^{(up)}$ и $M_{п.г}$ — предельная и текущая массы полезного груза.

Ввод в АСКТХ информации о скорректированных массово-центровочных показателях конструкции осуществляется посредством обращений к АСВК в интерактивном или автоматическом режиме по программным запросам к банку данных.

АСКТХ контролирует и обобщает наиболее важную информацию проекта, содержащую основные тактико-технические характеристики и сведения о применимости ЛА, поэтому ее информационная база снабжается средствами защиты и специального контроля. Контроль и диагностика необходимы также в связи с ответственностью решений, принимаемых руководством уже реализуемого проекта по прогнозам АСКТХ.

Средства защиты возможны трех видов: аппаратные, программные и осуществляемые с введением соответствующих организационных мероприятий. В числе таких мероприятий: создание особого режима в машинных залах при перегрузке данных на машинные носители; ведение документации в соответствии со специальными инструкциями и положениями; хранение машинных носителей информации в специальных сейфах с регламентируемым доступом; назначение ответственных за ввод и получение данных АСКТХ в математических службах РКБ. Аппаратные средства защиты реализуются труднее и состоят во введении шифраторов и дешифраторов в телекоммуникационных линиях и экранировке устройств получения видеоизображений. Программные средства защиты осуществляют кодирование и декодирование данных при выводе на печать и экраны терминалов; предусматривают запреты и пароли при записи информации и получении сведений из нескольких архивов одновременно или из верхних уровней каталогов банков данных; обеспечивают вывод на печать наиболее важных данных в специальной форме; фиксируют сеансы информации и ведут персональный учет обращений пользователей к библиотекам программ и базам данных АСВК и АСКТХ.

Приведем пример автоматизированной системы Фейм, объединяющей функции АСВК и АСКТХ и направленной на прогнозирование и контроль технических характеристик проекта «Сатурн — Аполлон» [10 и 58]. Система предусматривает контроль целей проекта, требований и характеристик. База данных обрабатывает информацию, поступающую от разных источников и в разные сроки с целью оценки прошлых и текущих сведений для выработки прог-

ноза о выполнении проекта в будущем. Для прогноза используется многократное моделирование во всем диапазоне условий функционирования конструкции. По допустимым пределам изменения общих тактико-технологических характеристик даются рекомендации для отдельных технических заданий (ТЗ), технических условий (ТУ) на подсистемы комплекса и прослеживаются необходимые доработки частных ограничений ТЗ и ТУ при изменениях общего проектного задания. При выработке корректирующих действий принимаются решения о возможности увеличения допуска на одни характеристики в ущерб допускам на значения других характеристик.

Корректирующие действия включают в себя задания конструкторским службам на доработку проекта. Количественная оценка значений характеристик сопровождается сведениями о качественных уровнях отклонений. Рассматриваются следующие четыре качественных уровня отклонений от проектного задания: отсутствие отклонений (нормальное состояние), незначительное отклонение, сильное отклонение и критическое отклонение. Для прогноза тенденций весовых изменений используются линейные и экспоненциальные модели, учитывающие как случайный, так и монотонный характер увеличения массы по мере разработки конструктивного узла. Наряду с информацией о массе узлов и систем комплекса обобщаются сведения о готовности документации, обеспеченности исходными данными и поставками оборудования.

Следующим шагом в задачах контроля хода проектирования является создание автоматизированных подсистем управления сроками разработок и ресурсами проекта.

Глава 9. МЕТОДЫ ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА И СИНТЕЗА ОПТИМАЛЬНЫХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫХ СХЕМ АГРЕГАТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

9.1. МЕТОДЫ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ И СХЕМЫ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА С ОПТИМАЛЬНЫМ РАСПРЕДЕЛЕНИЕМ МАСС И ЖЕСТКОСТЕЙ

Цель методов и алгоритмов — выявить наилучшую силовую схему при условии, что все схемы сравниваются в одинаковых условиях, т. е. при равнопрочной конструкции и при оптимальном распределении масс и жесткостей по силовым элементам крыла.

Критерий — минимум массы конструкции при заданных ограничениях на жесткость. О жесткости свидетельствуют прогибы и углы закрутки концевых нервюр.

Излагаемый метод выгоднее всего применять при оптимизации сечений силовых элементов крыльев малого удлинения. Его пригодность для крыльев большого удлинения не вызывает сомнений, хотя для таких крыльев известны более простые методы автоматизированного выбора размеров силовых элементов при условии

последующих сложных поверочных расчетов динамической прочности и аэроупругости.

Предполагается, что крыло представляет собой сложный много-детальный агрегат с множеством лонжеронов и нервюр, имеющих значительную строительную высоту.

Типичная схема разбиения по методу конечного элемента отражает систему перекрестных балок крыла, причем узлы схемы разбиения привязаны к перекрестиям нервюр и лонжеронов, а конечными элементами являются силовые пояса секций лонжеронов, пояса секций нервюр и панели обшивки, покрывающие каждую коробку.

Типовая программа всего лишь одного поверочного расчета по методу конечного элемента для крыла с десятью лонжеронами и нервюрами требует всех ресурсов такой ЭВМ как БЭСМ-6, причем время одного расчета (время загрузки центрального процессора) составляет 30...60 мин.

Сокращение этого времени до нескольких минут является необходимым условием оптимизации конструктивно-силовой схемы. Перечислим три основных мероприятия, позволивших каждое в отдельности снизить время расчета в 3...4 раза, а в совокупном действии — в 20...50 раз.

1. Применение аналитических решений для оценки напряженного состояния отдельных элементов крыла.

2. Пренебрежение величиной отдельных силовых факторов, действующих в узлах соединения и стенок (отказ от учета перерезывающих сил, а также моментов, действующих из плоскости нервюр и лонжеронов).

3. Применение экономных способов хранения информации при обращении матриц жесткости только к оперативной памяти ЭВМ, при динамическом распределении памяти — минимизация количества обращений ко внешним носителям.

Два первых мероприятия означают ориентацию на новый тип расчетных единиц членения в программах, использующих метод конечного элемента — тип авиационных подконструкций.

Наибольший эффект применение метода членения на авиационные подконструкции дает при оптимизации силовых схем крыльев малого удлинения с наплывами, большой строительной высотой и значительной жесткостью на кручение.

Поскольку наибольшую трудоемкость в традиционных расчетах по методу конечного элемента вызывает ручная подготовка данных, то одной из важных составляющих автоматизированного синтеза является программа рассредоточения внешних аэродинамических нагрузок (давлений) и внутренних инерционных распределенных и сосредоточенных сил (от перегрузки с учетом массы конструкции и топлива) по узлам схемы членения на конечные элементы.

Расчетные случаи просматриваются для каждого типового элемента и соответствуют моментам взлета, предпосадочного маневра, порывов ветра, сочетаниям скоростных напоров и поперечных перегрузок, посадки (с усилием в нише или гондолах шасси) при одно-

временном учете внешних факторов, определяющих возможные перераспределения давления, температур, расхода массы топлива и нагрузок от щитков и элеронов в отдельные моменты полета.

Варианты силовых схем различаются параллельным или лучевым положением лонжеронов, шагом или числом лонжеронов, шагом или числом нервюр, ориентацией нервюр (по потоку, перпендикулярно передней кромке или перпендикулярно лонжеронам), положением отъемной части крыла.

Множество вариантов силовых схем увеличивается при рассмотрении различных материалов для поясов лонжеронов (сталь, титан), для поясов и стенок нервюр (титан, алюминий), для панелей обшивки (композитные ориентированные многослойные панели с сотовым наполнителем, композитные анизотропные системы, подкрепленные панели из алюминиевых сплавов), для стенок лонжеронов и кессонной части, коробок шасси, стенок баков (композитные и подкрепленные панели из алюминиевых и магниевых сплавов).

Время, затрачиваемое на просмотр вариантов с ориентированным оптимальным распределением массы в каждом из подлежащих учету вариантов структуры, составляет несколько недель, поскольку из сотен тысяч возможных сочетаний приходится изучать и систематизировать в интерактивном режиме порядка несколько сотен для оценки предельно достижимых уровней минимальной массы силовых элементов при фиксированных требованиях к жесткости конечных сечений.

Математическая и информационная модель конфигурации крыла соответствует второму уровню детализации геометрических расчетов (см. гл. 5). Требования к точности описания обводов со стороны программ расчета на прочность невысоки и допускают погрешность в строительных высотах сечений порядка нескольких процентов. Поэтому практикуется упрощенное описание с помощью методов спецконтура. В частности, для моделирования дуг профилей применяются рассмотренные в гл. 5 прямые и обратные безразмерные показательно-экспоненциальные функции, стыкуемые в точке максимальных толщин сечений. Параметронесители этих функций трансформируют дуги профилей по размаху на линейчатой части крыла и в зоне наплыва. Наибольшая погрешность при вычислении строительных высот по этому методу наблюдается в районе носков профилей, т. е. в зоне, не охватываемой обычно силовым каркасом крыла.

Значительно большие требования к точности описания обводов предъявляет программный комплекс расчета на динамическую прочность с моделированием аэроупругости. Приходится считаться с разными модификациями обводов, учитывая «стапельную», «стояночную» и «полетную» формы крыла. Искажения обводов, пространственная деформация и поворот сечений приводят к перераспределению давлений и изменению нагрузок в узлах схемы членения на конечные элементы. Уточняющий поверочный расчет с учетом такой трансформации нагрузок в процессе полета должен завершать автоматизированный выбор силовой схемы крыла.

При расчленении крыла основные силовые элементы (лонжероны, нервюры и кесонные коробки) рассматриваются одновременно с уравнениями статического равновесия каждого элемента. Например, типовой k -й лонжерон представляется балкой, упругозаделанной в фюзеляж, нагруженной в узлах соединения с нервюрами силами $Z_{i,k}$ и на концах моментами $M_{1,k}$ и $M_{n,k}$. При этом $y_{i,k}$ — перемещения узлов; $\theta_{1,k}$ — угол наклона упругой линии к строительной плоскости в корневом сечении.

Выражение для прогибов в i -м сечении имеет вид

$$y_{i,k} = y_{1,k} + \theta_{1,k} l_{i,k} + \delta_{i,2}^{(k)} Z_{2,k} + \delta_{i,3}^{(k)} Z_{3,k} + \dots + \delta_{i,n}^{(k)} Z_{n,k} + \gamma_{n,k} M_{n,k},$$

где $\delta_{i,n}^{(k)} \dots \gamma_{n,k}$ относительные коэффициенты.

К системе уравнений, описывающих прогибы в сечениях, стыкуемых с нервюрами, добавляются для лонжерона еще два уравнения сил и моментов:

$$Z_{1,k} + Z_{2,k} + \dots + Z_{i,k} + \dots + Z_{n,k} = 0;$$

$$Z_{2,k} l_{2,k} + Z_{3,k} l_{3,k} + \dots + Z_{n,k} l_{n,k} + M_{1,k} + M_{n,k} = 0,$$

при этом

$$Z_{1,k} = c_{y,k} y_{1,k};$$

$$M_{1,k} = c_{\theta,k} \theta_{1,k},$$

где $c_{y,k}$ — жесткость заделки k -го лонжерона относительно смещения в вертикальном направлении; $c_{\theta,k}$ — жесткость заделки k -го лонжерона при девиации.

Значения прогиба $y_{1,k}$ и угла девиации $\theta_{1,k}$ у заделки подставляем в систему уравнений, описывающих прогибы в сечениях.

В результате имеет в каждом уравнении:

$$y_{i,k} = \lambda_{i,2}^{(k)} Z_{2,k} + \lambda_{i,3}^{(k)} Z_{3,k} + \dots + \lambda_{i,n}^{(k)} Z_{n,k} + \gamma_{n,k} M_{n,k};$$

$$\text{где } \lambda_{i,2}^{(k)} = \delta_{i,2}^{(k)} - \frac{1}{c_{y,k}} + \frac{l_{i,k}}{c_{\theta,k}} l_{2,k};$$

.....

$$\lambda_{i,n}^{(k)} = \delta_{i,n}^{(k)} - \frac{1}{c_{y,k}} + \frac{l_{i,k}}{c_{\theta,k}} l_{n,k}.$$

Сформированная система является линейной относительно прогибов $y_{i,k}$ и сил $Z_{i,k}$. Если за неизвестные принять силы, то, разрешая полученную систему уравнений относительно них, получим их выражения через перемещения

$$Z_{i,k} = a_{i,2}^{(k)} y_{2,k} + a_{i,3}^{(k)} y_{3,k} + \dots + a_{i,n}^{(k)} y_{n,k} + A_{i,k}.$$

Коэффициенты $a_{ij}^{(k)}$ вычисляются при решении системы уравнений методом исключения или способом обращения матриц.

Узловые усилия в нервюрах и в углах шестигранных косых коробок, формируемых перекрестием нервюр и лонжеронов, вычис-

ляются аналогичным образом. Для коробок определяется зависимость внешних нагрузок от вертикальных перемещений в точках приложения сил, а также зависимость потоков касательных усилий в стенках от тех же перемещений. Коробка нагружается в узлах четырьмя самоуравновешенными силами.

Напряженное состояние коробки определяется четырьмя неизвестными. Это потоки касательных усилий по контуру панелей и стенок. Уравнения равновесия для стержней, расположенных по ребрам коробки, связывают усилия в стержнях и потоки касательных усилий в стенках коробки.

Рассмотрим детально, по операциям, что производится в цикле оптимального распределения массы по силовым элементам одного из возможных вариантов конструкции.

Сначала выбираются соответствующие варианту формы сечений силовых поясов и типы подкрепленных или многослойных панелей обшивки. Материал панелей обшивки приводится к сечениям силовых поясов. Как правило, типовое сечение силовых поясов — тавр, а типовое сечение секций нервюр и лонжеронов — двутавр. Назначается первое распределение материала по сечениям.

Затем в автоматическом режиме производится преобразование исходного распределения аэродинамических, массовых нагрузок и сосредоточенных сил в усилия, приведенные к узлам силовой схемы.

Соответствующей программой составляются матрицы жесткости и перемещений для принятого начального распределения материала (с учетом приведенных к поясам толщин обшивки и сечений поясов, взятых с запасом). Помимо силовых факторов, в узлах назначаются потоки касательных напряжений по режимам стенок и панелей обшивки.

Крыло заменяется системой перекрестных балок, к которым приложены сосредоточенные силы и усилия сдвига.

Каждая учитываемая компонента внешней нагрузки, примененной к узлу силовой решетки, распределяется между лонжероном, нервюрой и коробкой кессона. Величины прогибов в узловых сечениях зависят от коэффициентов взаимного влияния силовых элементов и узловых нагрузок. Совместно с уравнениями, определяющими прогибы, решаются уравнения статического равновесия для лонжеронов и нервюр. Лонжерон рассматривается как балка с заделанным концом. Нервюра представляется балкой на опорах.

Уравнения решаются относительно узловых усилий. Узловые нагрузки выражаются через прогибы.

После этой операции проводится для каждого узла суммирование нагрузок, воспринимаемых лонжероном, нервюрой и коробкой кессона. Результирующие нагрузки должны быть приравнены к внешней нагрузке.

Из условия совместимости деформаций лонжеронов, нервюр и коробки кессона в узлах их сочленения формируется система уравнений для определения вертикальных перемещений каждого узла. Вертикальные перемещения определяют узловые усилия.

Действующие в силовых элементах напряжения, полученные после определения силовых факторов в узлах, сравнивают с пределом текучести и допустимыми напряжениями исходя из общей и местной потери устойчивости.

После сравнения делается прогноз на следующую итерацию. Прогноз допустимых напряжений делается по данным Шенли [52].

За счет специально подобранных коэффициентов в зависимостях, прогнозирующих изменение предельных критических напряжений с уменьшением сечений и длины неподкрепленных силовых элементов, можно добиться серией экспериментальных прогоночных расчетов хорошей сходимости итерационного процесса.

Процедура проектного оптимизационного расчета сходится, однако, следует отметить следующую особенность результатов: при практически одинаковой и близкой к минимальной суммарной массе силовых элементов возможны принципиально различные распределения масс силовых элементов. «Перетекание» масс в процессе их оптимального перераспределения с одних элементов на другие сопровождается перераспределением силовых факторов, действующих в узлах силовой схемы.

Всеми описанными методами оптимизируется структура силового каркаса.

Расчет деталей крепления и несиловых элементов, составляющих в крупномасштабных опорных крыльях до 15...30% общей массы, производится по статистическим зависимостям с использованием предварительных эскизов конструктивных узлов установки и заделки носков крыла, корневой нервюры, задних стенок с узлами крепления элеронов и щитков, компенсаторов-переходников от поясов лонжеронов и нервюр к панелям.

Назовем следующие ориентировочные цифры, характеризующие затраты машинного времени на оптимизацию одного варианта по изложенной методике. Для мощных ЭВМ Единой системы типа ЕС1040, ЕС1055 или ЕС1060 с емкостью оперативной памяти не менее одного мегабайта время одного автоматизированного проектного расчета с циклом перераспределения масс до выхода на предоптимальный вариант составляет порядка 20...60 мин для программ, выполненных на PL-1. При этом время загрузки центрального процессора составляет до 70% общей продолжительности сеанса в мультипрограммном режиме с наивысшим приоритетом использования ресурсов машины. Остальное время уходит на подготовку — ввод данных и вывод результатов для визуализации силовых факторов и размеров сечений средствами машинной графики.

В течение одной рабочей смены возможно улучшить от 5 до 15 вариантов конструктивно-силовых схем с автоматизированным формированием аэродинамических нагрузок по эпюрам давлений, с подготовкой данных и фиксацией результатов на экранах дисплеев и получением протокола на АЦПУ для последующих сеансов работы по синтезу оптимальных конструктивно-силовых схем.

9.2. МЕТОДЫ ПРОЕКТНОГО РАСЧЕТА И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОЙ МАССЫ ОТСЕКОВ ФЮЗЕЛЯЖА

Цель методики и алгоритмов та же, что и для крыла — выявить наилучшую конструктивно-силовую схему (ККС), производя для каждого возможного ее варианта оптимальное распределение масс по силовым элементам.

Множество подлежащих перебору вариантов ККС определяется возможными вариациями количества и интервалов установки шпангоутов и продольных бимсов и стрингеров, а также приемлемыми типами материалов для силовых поясов, стенок и панелей обшивки.

Так же как для крыла, методы комплектации приемлемых вариантов отдельных частей ККС ориентированы на человеко-машинные приемы направленного поиска предоптимальных проектных решений (см. гл. 3 и 4).

Как правило, положение силовых шпангоутов, так же как и места вырезов в конструкции и стыков между отсеками, задано.

Каждый комплектуемый из отдельных узлов вариант КСС подлежит оптимизации для нахождения наилучших размеров сечений и толщин силовых элементов.

Постановка задачи схожа с постановкой задачи оптимизации для крыла. Критерием является масса, одно из основных ограничений наложено на жесткость агрегатов. Причина ограничений по жесткости другая, поскольку значительные деформации неприемлемы для установки и юстировки двигателей и приборов управления, а не с точки зрения динамических нагрузок из-за деформации сечений.

В числе характеристик, на которые накладываются ограничения, геометрические параметры сечений шпангоутов, объясняемые требованиями сквозного доступа при установке двигателей, полезной нагрузки, агрегатов кабины, монтажа кабельной сети.

При синтезе КСС учитывается также ряд дополнительных требований, более сложных для отсеков фюзеляжа, чем для крыла. В их числе — привязка шпангоутов к стыкам схемы агрегатирования фюзеляжа, введение специальных вырезов для прокладки коробов электрогидрокоммуникаций, предусмотрение гермоотсеков с мембранными перегородками, включение в силовую схему баков и т. д.

Одновременно появляется необходимость описывать в расчетной схеме двойные контуры из-за каналов воздухозаборников и трактов двигателей, а также подвесные баки.

При разбиении конструкции на конечные элементы из-за симметрии отсеков оказывается возможным работать с половиной узлов прочностной схемы.

В соответствии с классическим методом конечных элементов континуальная конструкция заменяется дискретно-линеаризованной моделью.

Так же как и для крыла, уменьшение времени расчетов достигается за счет применения новых типов конечных элементов — авиа-

ционных подконструкций. Число степеней свободы в каждом типовом узле расчетной схемы уменьшено с шести до четырех.

Второй путь уменьшения времени расчетов — совершенствование вычислительных процедур с размещением всей информации о силовых факторах в оперативной памяти ЭВМ.

При емкости 1 Мбайт и выше оперативной памяти ЭВМ оказывается возможным обращение матриц жесткости без выхода на внешние носители при схеме разбиения фюзеляжа средней сложности с двумя десятками шпангоутов и двадцатью продольными элементами в наиболее нагруженном сечении. Узлы силовой схемы соответствуют членению шпангоутов на два десятка конечных элементов, максимальная размерность силовой схемы 350...400 узлов (1400...1600 переменных).

Процедура каждого прямого поверочного расчета аналогична той, что описана ранее для крыла.

Задача определения напряженно-деформированного состояния решается в форме перемещений. Принимаются следующие допущения:

1. Сечения шпангоутов работают только на изгиб и растяжение-сжатие.

2. Панели обшивки работают на сдвиг и растяжение-сжатие по двум направлениям.

3. Бимсы работают на растяжение-сжатие и изгиб в одной плоскости.

Соотношения, используемые для определения усилий, выведены из условия минимума потенциальной энергии деформации при учете уравнений равновесия каждого элемента.

У шпангоута за конечный элемент принимается отрезок балки постоянного сечения с нагружением на концах продольными силами T_1 и T_2 , поперечными силами N_1 и N_2 и изгибающими моментами M_1 и M_2 в плоскости шпангоута.

На основе принципа минимума потенциальной энергии деформации и уравнений равновесия формируются следующие выражения для условий:

$$N_1 = b_{11}W_1 + b_{12}\vartheta_1 + b_{13}\theta_1 + b_{14}W_2 + b_{15}\vartheta_2 + b_{16}\theta_2;$$

$$T_1 = b_{21}W_1 + b_{22}\vartheta_1 + b_{23}\theta_1 + b_{24}W_2 + b_{25}\vartheta_2 + b_{26}\theta_2;$$

$$\dots\dots\dots$$

$$M_2 = b_{61}W_1 + b_{62}\vartheta_1 + b_{63}\theta_1 + b_{64}W_2 + b_{65}\vartheta_2 + b_{66}\theta_2;$$

где W_1 и W_2 — смещение концов элемента в поперечном направлении; ϑ_1 и ϑ_2 — смещение концов элемента в продольном направлении; θ_1 и θ_2 — повороты сечений на концах элемента.

Коэффициенты b_{ij} определяются через параметры отрезка балки F , I , l и модуль Гука E .

Соединение конечных элементов осуществляется суммированием соответствующих компонентов усилий в каждом узле с учетом взаимных смещений и углов поворота.

В результате получается общая система уравнений относительно неизвестных перемещений $W_i, \vartheta_i, \theta_i$, которая в матричном виде выглядит следующим образом:

$$\begin{pmatrix} N_1 \\ \vdots \\ N_n \\ T_1 \\ \vdots \\ T_n \\ M_1 \\ \vdots \\ M_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} b_{NW} & b_{N\vartheta} & b_{N\theta} \\ & & \\ b_{TW} & b_{T\vartheta} & b_{T\theta} \\ & & \\ b_{MW} & b_{M\vartheta} & b_{M\theta} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} W_1 \\ \vdots \\ W_n \\ \vartheta_1 \\ \vdots \\ \vartheta_n \\ \theta_1 \\ \vdots \\ \theta_n \end{pmatrix}.$$

Подблоки $b_{NW} \dots b_{M\theta}$ являются симметричными ленточными матрицами размерностью $n \times n$.

При составлении матрицы жесткости блока панелей расчетная модель каждой панели включает в себя подкрепленную обшивку, работающую на сдвиг, и продольные элементы, работающие на растяжение-сжатие. Работа обшивки на растяжение-сжатие учитывается редуцированием ее площади к сечениям элементов.

Используя принцип минимума потенциальной энергии деформации, получаем выражение для определения усилий по заданным смещениям угловых точек панели:

$$\begin{pmatrix} S_1 \\ S_2 \\ S_3 \\ S_4 \\ \theta_1 \\ \theta_2 \\ \theta_3 \\ \theta_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14} & c_{15} & c_{16} & c_{17} & c_{18} \\ c_{21} & . & . & . & . & . & . & . \\ c_{31} & . & & & & & & \\ c_{41} & . & & & & & & \\ c_{51} & . & & & & & & \\ c_{61} & . & & & & & & \\ c_{71} & . & & & & & & \\ c_{81} & c_{82} & c_{83} & c_{84} & c_{85} & c_{86} & c_{87} & c_{88} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ \vartheta_1 \\ \vartheta_2 \\ \vartheta_3 \\ \vartheta_4 \end{pmatrix}.$$

Матрица жесткости, состоящая из коэффициентов c_{ij} , симметрична относительно главной диагонали. Значения коэффициентов зависят от параметров панели F, δ, E, G, b, l .

При соединении панелей в единую конструктивно-силовую схему усилия раскладываются по направлениям главных перемещений в узлах. Перемещения в узлах приравниваются, а усилия суммируются. В результате соединения получается матрица жесткостных коэффициентов, охватывающая все узлы соединения панелей.

Стыковка схемы соединения элементов шпангоутов и панелей обеспечивается также приравниванием перемещений и суммированием усилий в общих узлах. Полученная при этом общая матрица жесткости конструкции используется для решения системы линей-

ных уравнений с целью определения перемещений в узлах силовой схемы. В систему уравнений входит вектор внешних нагрузок, определяющий наряду с жесткостными и прочностными характеристиками элементов общее напряженно-деформированное состояние отсеков фюзеляжа. Распределенные по поверхности внешние нагрузки приводятся с помощью соответствующей подпрограммы к узлам расчетной схемы.

В программах, о которых речь пойдет далее, используется для решения системы уравнений метод квадратного корня Холецкого. Программный комплекс реализован на PL-1 с ориентацией на операционные системы версии ОС-4.0 и ОС-4.1 ЭВМ типа ЕС1040, ЕС1055 и ЕС1060. Общий объем программного комплекса свыше 2500 операторов.

Спецификой подготовки данных для синтеза КСС фюзеляжа в отличие от крыла является большая свобода в разбиении на конечные элементы. От искусства правильно и экономно расчленить неразрывные узлы (силовые шпангоуты, бимсы, коробки отсеков) зависит точность и время проверочного расчета. В любом случае расчетная сетка должна совпадать с узлами членения в конструкторской схеме отсеков.

Обводы фюзеляжа могут иметь в поперечном сечении изломы в контуре и, как правило, имеют несколько разрывов в кривизне. Математическое описание контуров и функций-параметроносителей по длине при наличии разрывов гладкости первого и второго порядка удобно производить, используя оперативный при подготовке данных метод локальных опорных дуг, изложенный в гл. 5.

В качестве исходных данных для задачи синтеза вводятся: значения топлива, полезной нагрузки, типовые эпюры распределений внешних аэродинамических и гидродинамических нагрузок, координаты узлов и силовых шпангоутов для передачи нагрузок от крыльев, оперения, двигателей, шасси, устройств заправки и т. д.

Показательными результатами применения программной оптимизации силовых схем для отсеков разной сложности и размерности.

Для сетки размером 8×15 (число переменных 154) потребный объем оперативной памяти составляет 180К, а время загрузки центрального процессора при одной итерации примерно 20 с. Те же цифры для сетки размером 14×11 (810 переменных) составляют 416К и одну минуту, 40 с для ЭВМ ЕС1040. Те же цифры для сетки размером 22×17 (1392 переменных) составляют 750К и 10...25 мин на ЕС1040 и ЕС1060.

Сходимость итерационного процесса идентифицируется по мере изменения суммарного объема силовых элементов конструкции (сумма произведения сечений на длины элементов). Для точности выхода на разницу в 5% достаточно 6...7 итераций.

Сравниваемые варианты конструктивно-силовых схем в большинстве случаев отличаются только числом и положением силовых шпангоутов, шагом несиловых шпангоутов, шагом стрингеров, положением вырезов и узлов крепления крыла. Центропланная часть отсеков фюзеляжа может не выделяться в отдельный агрегат и рас-

сматривается в соединении с другими силовыми элементами и отсеками. Стенки шпангоутов, боковые панели центроплана, стенки силовых коробов заборников, ниш шасси могут иметь мембраны или зашивку стержнями-подкосами. В последнем случае обеспечивается стыковка с подсистемой автоматизированного конструирования, обеспечивающей выбор унифицированных типоразмеров силовых элементов и узлов креплений (см. гл. 10).

Так же как и для крыла, каждый проектный расчет отсеков фюзеляжа состоит из итераций, цель которых добиться равнопрочной конструкции с оптимальным распределением массы по силовым элементам. Исходные толщины и сечения берутся с запасом. Варианты сечений, не приемлемые по деформациям отсеков, фиксируются, и предельно минимальные размеры сечений и толщин могут быть больше потребных по потере текучести, поскольку их уменьшению мешают требования жесткости, или технологические ограничения, или возможность потери общей и местной устойчивости.

По опыту проведения итерационных расчетов подбираются коэффициенты, учитывающие обратную связь между потребными сечениями и длинами элементов, с одной стороны, и критическими напряжениями, с другой.

Прогноз снижения несущей способности элементов в ходе итераций производится по кривым, аналогичным кривым Шенли, полученным для допустимых критических напряжений элементов различной размерности.

В ходе каждой итерации вслед за перераспределением масс происходит перераспределение значения силовых факторов в узлах и линиях стыков силовых элементов.

Расчет деталей крепления отдельных силовых деталей и узлов (мест крепления отсеков, кронштейнов, ступеней и ферм установки бортовых приборов, оборудования, герметической кабины и герметических отсеков, полезной нагрузки, двигателей) производится методом и алгоритмом проектного расчета статически определенных систем.

В этих алгоритмах также посредством итерации подбираются предельные толщины и параметры сечений целенаправленным перераспределением габаритов несущих сечений с поверочным расчетом в ходе каждой итерации.

Оценка массы несиловых элементов (теплоизоляции, коробов и каналов электрожгутов и гидромагистралей, обтекателей, блистеров, шасси, технологических и эксплуатационных люков) производится по статистическим зависимостям.

Проблема автоматизированного синтеза конструктивно-силовой схемы всего планера с оптимальным распределением масс по силовым узлам и деталям объединяет обе рассмотренные задачи.

Стыковка силовой схемы крыла с силовой схемой фюзеляжа производится с помощью особой подпрограммы, производящей методом последовательных приближений уравнение перемещений узлов крепления с учетом большей жесткости центроплана фюзеляжа.

Глава 10. МЕТОДЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНСТРУИРОВАНИЯ УЗЛОВ И ДЕТАЛЕЙ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

10.1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПОДСИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНСТРУИРОВАНИЯ УЗЛОВ И ДЕТАЛЕЙ ПЛАНЕРА

Пути решения проблемы активного внедрения вычислительной техники в повседневную практику конструирования зависят от возможности найти приемы такого взаимодействия с ЭВМ, которое, оставаясь результативным, не потребует от конструктора приобретения знаний системного программиста и позволит, используя посредничество упрощенных проблемно-ориентировочных языков, автоматически проводить расчеты, формировать чертежи и собирать справочные данные, не имея понятия о процессах обработки информации в ЭВМ и средствах машинной графики.

Чертеж является документальной основой производства и выходным продуктом конструкторских бюро. Объем информации, которую приходится перерабатывать при подготовке чертежей, увеличивается у самолета средней сложности на три порядка по сравнению с этапом предварительного проектирования, достигая десятков тысяч мегабайт.

Первый опыт решения задач автоматизированного конструирования позволил выделить три наиболее важные проблемы САПР на этапе рабочего проектирования:

- создание информационно-справочной системы конструктора с ориентацией на разветвленную сеть абонентских пунктов;

- разработка и массовое освоение упрощенных проблемно-ориентированных языков для составления алгоритмов расчета из отдельных готовых программ;

- освоение приемов формирования геометрических образов на экранах средств машинной графики, а также освоение языков описания чертежей.

Проблемно-ориентированный язык разрабатывается в расчете на применение в разных направлениях конструирования от агрегатов планера до узлов гидропневмоарматуры и электрожгутов бортовой кабельной сети. Одновременно охватить все задачи проектных и конструкторских расчетов он не в состоянии. Для таких задач создается структурный набор диалоговых процедур, дорабатываемый под индивидуальные особенности задачи.

Прикладное программное обеспечение типовой подсистемы автоматизированного конструирования состоит из трех основных методических и программных комплексов.

1. Алгоритмов проектного и поверочного расчета на прочность с учетом факторов нагрева и динамических нагрузок. В ходе проектного расчета подбирают предельные или оптимальные размеры силовых элементов исходя из равнопрочности конструкции.

2. Методов и программ синтеза конструктивной схемы детали или узла с выбором унифицированных типоразмеров по сведениям, полученным с помощью информационно-справочной системы.

3. Программ формирования геометрических образов и отображения их средствами машинной графики, включая получение чертежей деталей и сборок на чертежных автоматах.

Эффективность перечисленных программ зависит от того, насколько полно проводится поиск предельных или оптимальных значений конструктивных параметров и анализ наилучших расчетных случаев для каждого узла и агрегата.

Примеры, приведенные в разделах, показывают, что в задачах конструирования находят применение разработанные для систем автоматизированного проектирования (см. гл. 3 и 4) методы структурного синтеза, приемы поиска на фоне наихудших расчетных случаев и способы выбора унифицированных типоразмеров деталей и узлов.

10.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗМЕРОВ И ПОДГОТОВКА ЧЕРТЕЖЕЙ СТЕРЖНЕЙ-ПОДКОСОВ

Большинство силовых элементов фюзеляжа и крыла (шпангоуты, лонжероны, ниш установки шасси, кесонных коробок, нервюр, каркаса приборных отсеков) представляет собой балочные конструкции, состоящие из силовых поясов и стенки. При значительной строительной высоте пояса выгодно соединять не мембранной с просечками, а ферменной зашивкой, состоящей из стержней-подкосов, работающих на растяжение и сжатие. Такие же стержни комплектуют рамы крепления двигателей, узлы установки кабины и полезного груза. Горячие конструкции отсеков основаны на статически определимой конфигурации с шарнирно закрепленными треугольниками и распорками баков. Тяги органов управления и подкосы шасси работают по той же силовой схеме. Опорная кинематика устройств посадки на планеты включает в себя стержни-подкосы. Переходники межбаковых отсеков и рам крепления ракетных ступеней могут состоять из стержней, работающих на растяжение-сжатие. Механизмы штанг раскрытия антенн и измерительных приборов космических аппаратов включают в себя те же стержни-подкосы.

Количество таких стержней-подкосов, включаемых в конструкцию ЛА, может измеряться состояниями и тысячами, и, хотя все они имеют однотипную конструкцию и стандартные узлы крепления, формы и размеры их могут варьироваться, наилучшим образом соответствуя расчетным случаям нагружения — продольному изгибу и растяжению при эксцентричном приложении нагрузок с учетом начального прогиба от действующих поперечных перегрузок.

Критерием при оптимизации размеров может быть масса всей партии стержней-подкосов. Основное ограничение: стоимость комплектующих стандартных элементов и используемого технологиче-

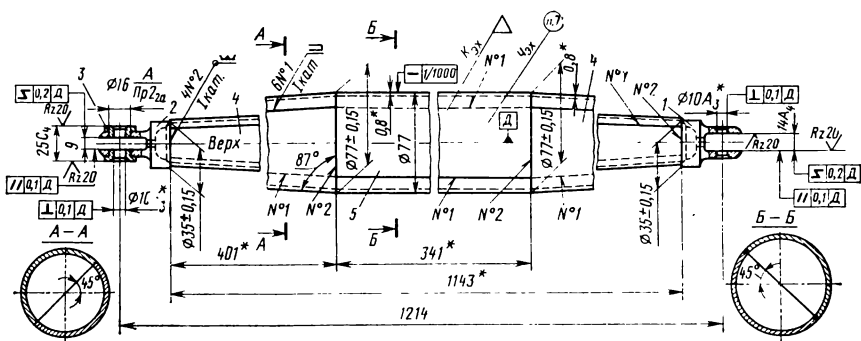


Рис. 9.

ского оборудования (штампов для заготовок труб, намоточных оправок, сварочных приспособлений).

Минимальной массе всей партии подкосов соответствует условие минимизации по массе каждого подкоса, что означает разнотипность элементов деталей крепления и законцовочных вилок, а также широкую номенклатуру технологических приспособлений.

Вместе с тем возможны случаи, когда перетяжеление некоторых экземпляров стержней позволит отказаться от лишних матриц, обойтись ограниченным сортаментом труб и использовать болтовые соединения, применяемые для большинства соседних подкосов. При этом единичные перетяжеления будут незначительно влиять на массу всех деталей конструкции ЛА.

Поэтому целью поисковых работ является контроль увеличения минимальной массы партии в процессе поэтапного поиска при фиксированных на каждом этапе требованиях к стандартизации деталей крепления и типоразмерам агрегатов для изготовления.

Типовой стержень-подкос может представлять конструкцию, показанную на рис. 9, и состоять из проушины и трубы переменного сечения с гладкой криволинейной образующей или с конической образующей. Прουшины имеют однозахватную или вилкообразную конструкцию в зависимости от места установки узла крепления и положения разъемов «ухо — вилка» на наружных и внутренних поясах шпангоутов, лонжеронов и нервюр.

Оптимизируемыми конструктивными параметрами могут быть приняты:

1. Коэффициенты, формирующие закон изменения наружного диаметра по длине трубы. Перебираются варианты с параболической образующей, синусоидальной образующей и коническими законцовками с цилиндрической вставкой. В последнем случае варьируется длина вставки.

2. Максимальный диаметр стержня.

3. Толщина трубы. Возможно варьирование толщиной по длине трубы.

4. Диаметр законцовки трубы. Как правило, минимальный диаметр в реальных случаях чаще всего однозначно определяется размерами проушин, т. е. усилиями в шарнирах и типоразмерами болтов.

5. Типы применяемых материалов.

Конструктивные размеры вилок и законцовок определяются специальной программой, производящей циклы поверочных расчетов сечений втулок, проушин и оснований вилок на изгиб, срез, смятие, отрыв и сжатие. Циклы поверочных расчетов объединены в блок выбора размеров и определения массы из условий равнопрочности с учетом различных конструктивных и геометрических ограничений, а также с расчетом размерных цепей. Программа моделирует возможные действия конструктора при подборе типоразмеров деталей крепления. Исходные данные, вводимые в программу для оптимизации стержня, определяют:

- расстояние между узлами крепления;
- максимальную растягивающую и сжимающую силы;
- коэффициенты запасов прочности и устойчивости;
- поперечную перегрузку;
- угол установки в строительных осях изделия;
- характеристики материалов;
- коэффициент уменьшения прочности сварных швов;
- технологически минимальную толщину трубы;
- предпочтительный ряд угловых размеров конических законцовок, определяемый номенклатурой штампов и оправок;
- ограничение на максимальный диаметр из условий компоновки и установки в агрегат;
- ограничение на длину и минимальный диаметр конической законцовки, соответствующие размерам штампов и оправок;
- точность определения критической нагрузки в абсолютных единицах;
- точность определения прогиба стержня в относительных единицах;
- количество участков разбиения при численном интегрировании вдоль продольной оси при расчете положения упругой линии изгиба;
- шаги изменения параметров, принимающих в ходе оптимизации ряд значений;
- ориентировочно оцениваемую и точно рассчитанную массу законцовок и узлов крепления.

В процессе оптимизации производится направленное покоординатное варьирование значений параметров по дискретной сетке.

На рис. 9 показан вычерченный чертежным автоматом и используемый в производстве сборочный чертеж стержня-подкоса, составленный на базе чертежей отдельных деталей операторами языка конструирования ФАП-КФ.

Особенности применения языков конструирования такого типа рассмотрены в разд. 10.4.

10.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ СЕКЦИЙ НЕРВЮР И ЛОНЖЕРОНОВ

Типовая секция нервюры или лонжерона, показанная на рис. 10, состоит из двух поясов, стенки или ферменной зашивки между поясками и элементов крепления к соседним секциям. Подобным же образом может выглядеть секция шпангоута или рамы для крепления оборудования. К оболочке, состоящей из несущих панелей, пояса крепятся с помощью компенсаторов, причем между компенсаторами и внутри них предусмотрены зазоры для подкрепляющих элементов панелей обшивки.

Размеры силовых элементов выбираются по критерию минимума массы при ограничениях на жесткость секции.

В крыльях или фюзеляже малого удлинения, расчетная схема которых является статически неопределимой, изменение несущих способностей одной из секций нервюр, лонжеронов или шпангоутов влечет за собой перераспределение усилий в узлах разбиения на конечные элементы. Поэтому при значительных трансформациях сечений конструируемой секции необходимо пересматривать и уточнять нагружение и распределение сечений всего агрегата. После серии таких итераций переход к конструированию одной секции является обоснованным, он не требует значительных изменений сечений силовых балок, подкосов, сеток и стенок секции.

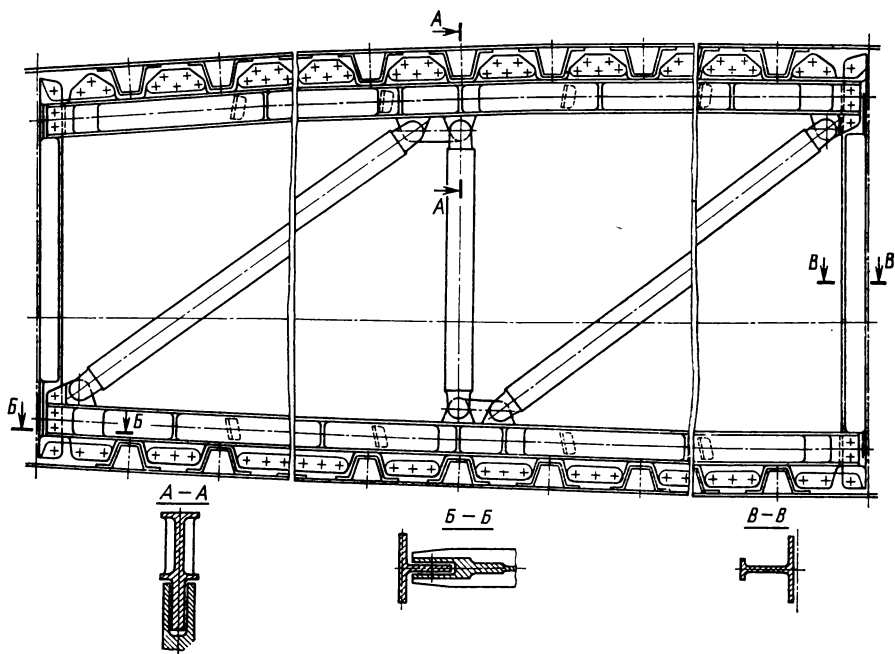


Рис. 10.

В секции нервюры, конфигурация которой показана на рис. 10, предусмотрены стыковочные стойки в местах крепления к лонжеронам. Стойки являются принадлежностью секции и усилия в них определяются в рассматриваемой конструктивной схеме через усилия в подкосах и нагрузки от внутреннего давления в отсеке.

В соответствии с минимаксной стратегией выбора проектных параметров на фоне наихудших случаев функционирования (см. гл. 3) для расчета выбирается максимальное давление в отсеке в сочетании с внешними усилиями на секцию, соответствующими предельным внешним нагрузкам на агрегат.

Косынки компенсаторов для варианта конструкции, показанного на рис. 10, рассчитываются на сдвиг с учетом местного изгиба пояса нервюры, а также на отрыв от сил внутреннего давления в отсеке.

Пояса рассматриваемой секции нервюры должны рассчитываться как балки на упругом основании или упругих опорах. В расчетах должна учитываться также возможность местной потери устойчивости свободной полки балки.

Цель такого поверочного расчета — определить значения критической силы и минимальных критических напряжений, характерных для балки принятой конфигурации с моментами инерции сечений и шагом установки компенсаторов. Одновременно определяются действующие напряжения в поясе от продольных усилий и максимального изгибающего момента, вычисляемого через поток касательных сил от общего изгиба секции.

Методики поверочного расчета и расчетные схемы опираются на справочные рекомендации, поэтому приводить их здесь нецелесообразно. В зависимости от конструктивных особенностей секций, подобных рассматриваемой, эти общепринятые расчетные соотношения корректируются поправочными коэффициентами, полученными в конструкторском бюро по экспериментальным данным.

В процессе перебора размеров силовых элементов с целью минимизации массы варьируется с определенным шагом ряд высот поясов, толщин лапок, стенок и ширина полок. В поверочном расчете, сопровождающим каждое сочетание размеров, одновременно с напряжениями, действующими в поясах, вычисляются напряжения в узлах соединения и выбираются толщины проушин в этих узлах из условия допустимости действующих напряжений с учетом требования фрезерования всех проушин за один проход.

Перебор дискретных сочетаний размеров может производиться по принципам, изложенным в гл. 4, при описании численных методов поиска в задачах структурного синтеза. При этом подвергается окончательному анализу набор нескольких вариантов, близких к наилучшему, чтобы выбрать профили сечений, унифицированные с применяемыми в других конструкциях агрегата или ЛА в целом.

Для каждого способа унификации известна цена потери массы по конструируемому узлу.

Особенностью формирования сборочного чертежа секции нервюры (в отличие от рассмотренного в предыдущем разделе чертежа стержня-подкоса) является большая сложность процесса соедине-

ния изображений сборки из упрощенных чертежных изображений деталей, а также необходимость нанесения обводообразующего контура и эквидистантных ему контуров по информации, полученной ранее от математической модели поверхности агрегата и использованной при вычислении строительных высот секции, размеров подкосов и размеров стенок.

Сборочный чертеж одного из вариантов секции, прорисованный чертежным автоматом по программе, скомпонованной из процедур и операторов языка конструирования ФАП-КФ, приведен на рис. 10.

Показанные на сборочном чертеже типовые детали могут исполняться по обезличенным чертежам с приложением таблиц размеров.

Обводообразующие детали типа цельнофрезерованных секций нервюр с монолитным исполнением полок и стенок могут изготавливаться также по обезличенным чертежам с передачей на производство математической модели, пригодной для получения программ обработки. Особенности такого способа формирования геометрии детали с последующим автоматизированным изготовлением рассматриваются в гл. 11.

10.4. АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ ЯЗЫКИ И ПРОГРАММЫ ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ЧЕРТЕЖЕЙ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ

Рассмотрим основные требования, предъявляемые к средствам машинной графики.

Во-первых, необходимо производить визуализацию и трансформацию пространственных образов при выборе кинематики механизмов, анализе взаимного положения разделяющихся или стыкуемых агрегатов, изучения деформаций конструкции, смещений топлива в баках, расходе массы рабочего топлива и т. д.

Во-вторых, необходимо производить плазовые работы с использованием экранов и планшетов со средствами машинной графики. Если математическая и информационная модель обводов сформированы, то существенной помощью конструкторам являются способы оперативного получения на графопостроителях точных контуров сечений агрегатов плоскостями, ортогональными строительным плоскостям и плоскостям симметрии агрегатов.

В-третьих, требуется простой в общении аппарат взаимодействия с программами, обеспечивающими построение типовых элементов изображений и символов, составляющих чертеж деталей общемашиностроительного профиля.

В развитии программ машинного моделирования геометрии прослеживается периодизация, объясняемая попытками решать перечисленные ранее задачи по отдельности, приспособляясь к возможностям аппаратуры для получения изображений.

С некоторой долей упрощения и условностей можно проследить три поколения программ и языков машинной графики.

Первое поколение программ создавалось для построения графиков, а позднее и для механизации графических работ. Типичным

примером является широко распространенный программный комплекс «ГРАФОР», разработанный в институте прикладной математики АН СССР.

Второе поколение программных средств предназначено для формирования и отображения на чертежных автоматах геометрических параметров деталей машиностроения и специфических контуров обводов агрегатов судостроения и ЛА. Как правило, эти программные комплексы, называемые языками конструирования (или иногда языками описания формы геометрических обводов) используются для практических потребностей плазовых служб и описания поверхностей деталей. Поэтому в их основе программы позиционного расчета с описанием взаимодействий и сопряжений элементарных геометрических объектов.

Третье поколение языковых средств предназначено для интерактивной машинной графики с реализацией диагонального взаимодействия пользователя при управлении трансформацией и передачей геометрических образов с планшетов ввода на экраны, устройства черчения и хранения данных и обратно. Поэтому центр тяжести программного обеспечения перенесен на универсализацию процедур передачи данных, независимо от назначения графического устройства, а также на организацию сеансов взаимодействия пользователя с вычислительной системой, управляющей агрегатами визуализации данных.

Если программные средства первых поколений обеспечивают решение рассмотренных в начале раздела второго и третьего направления конструкторских чертежно-графических работ, то комплексы третьего поколения призваны решить задачи первого, наиболее сложного и нового для конструкторов направления интерактивного взаимодействия со средствами машинной графики.

Основной принципиальной установкой программных языковых графических средств всех поколений является раздельное обеспечение функций расчета геометрических образов и изображения их на конкретных агрегатах машинной графики. Именно поэтому существует инвариантная часть программного обеспечения, независимая от типов дисплеев или чертежных автоматов, и изобразительная компонента, учитывающая постпроцессоры и кодово-символьные преобразователи координатографов, графопостроителей и графических дисплеев.

Перечислим основные операторы ФАП-КФ, считая его типовым представителем языков конструирования для формирования чертежных изображений.

Программы ФАП-КФ, оформленные в виде объектных или загрузочных модулей, позволяют стандартным образом обращаться к ним, как к процедурам языка ФОРТРАН.

Первая часть программ, проверенная на практике при описании различных чертежей деталей ЛА, моделирует геометрические действия на плоскости.

Вторая часть, более сложная, описывает пространственные трансформации геометрических объектов, характерные для конфигурации деталей общемашиностроительного профиля. Элементарные геометрические объекты, определяемые на плоскости — точки, прямые и отрезки прямых, окружности и дуги, кривые второго порядка и т. д.

В отличие от языков первого поколения в ФАП-КФ прослеживается ориентация объектов, позволяющая совершать обходы контуров, идентифицировать принадлежность геометрическому объекту части плоскости, ограниченной контуром. Контур геометрического объекта формируется из стыкуемых отрезков прямых и дуг окружностей.

Помимо вспомогательных операций (поворотов, переносов, масштабирования), используются процедуры вычисления параметров соприкосновения контуров и параметров, показывающих их возможность соприкосновения.

Интересным для конструкторов является набор программ построения и распознавания параметров эквидистантных контуров.

Имеются процедуры топологического анализа (определение принадлежности точек объекту, выявление связности геометрического объекта, оценка взаимного расположения объектов).

Ценность при конструировании представляют программы расчета площадей, статических моментов и моментов инерции для сечений деталей со сформированным контуром.

Программы ввода на чертежные автоматы ориентированы на тип ЭВМ и графопостроители и используют процедуры языка ГРАФОР или применяют подпрограммы на языке АССЕМБЛЕР. Обращение к программам вывода изображений производится из общей программы на языке ФОРТРАН. Предусмотрены стандартные программы проведения параллельных линий, штриховки зон внутри контуров, простановки размерных и выносных линий и нанесения специальной символики и текста.

На рис. 10 показаны примеры чертежей, сформированных программами ФАП-КФ в версии для ЭВМ Единой системы с использованием чертежных автоматов ЕС7064. Автор программ формирования чертежей Марченко Д. Б.

Разработка и отладка комплексной программы специалистом, имеющим опыт работы с процедурами ФАП-КФ, занимает около недели для чертежа средней сложности. По такой программе, составленной один раз для типового узла и хранящейся в библиотеке пользователя на ЭВМ, можно получать различные чертежи, меняя исходную информацию (размеры, масштаб, текст). Ввод этой информации и корректировку ошибок ввода в состоянии производить конструктор, не владеющий приемами программирования.

Недостатком ФАП-КФ для конструкторов ЛА является ограниченный класс обводообразующих кривых и математический аппарат, опирающийся на точные расчеты по классическим канонам аналитической геометрии для описания пространственных форм, самые сложные из которых описываются поверхностями второго порядка.

Поэтому в дополнение к языкам типа ФАП-КФ должны применяться программные комплексы, описывающие сложный обводообразующий контур дугами второго порядка, сплайн-функциями или уравнениями спецконтура. Пространственные геометрические расчеты с позиционированием относительно криволинейных обводов не могут быть построены на базе аналитических соотношений, а требуют итерационных процедур (см. гл. 11).

На примере графпакета «Диспл-2», разработанного ИК АК УССР для комплекса АРМ-М и примененного для формирования в режиме диалога конфигурации обводообразующих деталей, рассмотрим состав и принципы построения языковых средств третьего поколения.

Основной принцип деления на инвариантное множество программ и группу служебных программ прослеживается и здесь, причем достигается минимальное различие условий вывода образов на графический дисплей и чертежный автомат.

Программы моделирования геометрических образов и обмена данными составлены на языках ФОРТРАН и АССЕМБЛЕР и оформлены в виде библиотеки объектных моделей.

Одновременно планируется работа с несколькими устройствами.

В числе основных программных комплексов: программы управления (открытие, передача и завершение), преобразования изображений (с переводом из системы координат пользователя в систему координат устройства), сегментации (модификации частей изображений), вывода примитивов (визуализация отрезков, ломаных линий, текста и т. д.), задания атрибутов (признаков видимости, сохраняемости, цвета, яркости, ширины линий, разнесения символов), ввода данных, установки режимов работы.

Как видно из перечисленных видов программ, основная ориентация принята на графический дисплей, причем основным режимом работы предполагается визуализация, а не генерация геометрических образов.

Особое внимание в графпакете уделено средствами предупреждения, диагностики и устранения ошибок при передаче данных с устройства на устройство. Этой цели служит введение специальных кодов, требующих подтверждения правильности передачи данных, а также предусмотренная заранее возможность останова интерактивного процесса с возвратом к предыдущим операциям и повтором рабочего сеанса. Каждый обмен данными через управляющую ЭВМ сопровождается созданием очередного промежуточного файла для хранения передаваемой информации.

Пользователи графпакета должны быть разделены на ответственных за подготовку к решению графической задачи (пользователи первого рода) и на конструкторов (пользователи второго рода).

Глава 11. МЕТОДИЧЕСКОЕ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЦЕССА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ФОРМИРОВАНИЯ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИХ ОБВОДЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

11.1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРОЦЕССА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ, ФОРМИРУЮЩИХ ОБВОДЫ

У летательных аппаратов, имеющих сложные обводы двойной кривизны, все детали силового и несилового набора корпуса должны иметь контур, определяемый теоретическим чертежом.

Значительное число таких деталей изготавливается на станках с программным управлением. В их числе: секции полок шпангоутов, лонжеронов и нервюр; детали носков и законцовок нервюр, элевонов, рулей; цельнофрезерованные панели оперения и крыльев; панели люков, сотовые пластины лопастей вертолетов, секции крыльев и рулевых поверхностей; фланцы отверстий антенн, иллюминаторов, щитков электрогидропневокоммуникаций; платы приборных отсеков под установку навигационных приборов и блоков управления; рамы фонаря кабины; лопатки турбин, компрессоров и секции сопловых аппаратов двигателей и входных трактов воздухозаборников; агрегаты и детали технологической оснастки (рубельники стапелей, шаблоны, матрицы штампов и т. д.).

Все названные детали могут быть классифицированы по способам обработки, типам технологического оборудования для изготовления и контроля, степени сложности описания конфигурации и типам директивных технологических процессов (последовательности операций базировки, нанесения покрытия и сборки). Количество типовых деталей может измеряться десятками сотен и тысячами, причем каждая деталь одного типа описывается одной номенклатурой размеров, базовых точек или уравнений и отличается от других деталей данного типа кривизной обводообразующей поверхности, т. е. координатами базовых точек и коэффициентами в уравнениях обводов.

Точность изготовления деталей соответствует точности сохранения аэродинамического контура (отклонения — порядка миллиметра).

Точность соблюдения размеров, определяющих взаимное положение деталей, находится в пределах одной — двух десятых миллиметра, поскольку она регламентирует выступы относительно обводообразующей поверхности.

При традиционном чертежном способе конструирования и изготовления деталей необходимо:

1. Провести плазовую провязку геометрии агрегата и детали, затратив порядка 1 чел.-ч на деталь средней сложности.

2. Выпустить чертеж с сеткой базовых точек или обводообразующих линий на каждой поверхности детали с привязкой размеров чертежа к плазу. На выпуск чертежа детали несложной конфигурации тратится около 2 чел.-ч.

3. Выпустить прилагаемую к чертежу таблицу координат базовых точек. Сопроводить, если это необходимо, таблицу координат списком характерных линий с перечнем коэффициентов в уравнениях обводообразующих линий с координатами точек на стыке линий.

Подготовка таблицы и списка с расчетом на микрокалькуляторах и плазовой увязкой занимает от 0,5 до 1 чел.-ч.

4. Размножить чертежи и таблицы.

5. Составить технологические карты кодирования информации для получения управляющих программ обрабатывающего и измерительного оборудования, затратив 1—2 чел.-ч на деталь средней сложности.

6. Изготовить по шаблонам, взятым с плаза, макеты участков поверхности агрегатов со сложными обводами и увязать на макетах конфигурацию деталей пространственной кривизны.

Работа на макетах, включая их изготовление, соответствует трудоемкости порядка 10...30 чел.-ч на один макет.

7. Произвести раскрой и развертку криволинейных панелей с плазовой привязкой и подготовкой чертежей на плоские заготовки. На одну развертку листа оболочки тратится 0,5...1 чел.-ч.

8. Произвести подгонку деталей по месту в стапелях для собранного каркаса корпуса, доработать чертежную документацию и кар-

ты кодирования информации. На доработку может быть затрачено от 1 до 5 чел-ч труда инженера и рабочего.

Процесс автоматизированного определения геометрии и изготовления деталей включает в себя следующую последовательность операций:

1. Определение конфигурации отсеков и агрегатов ЛА (см. гл. 5). Разработка конфигурации документально завершается выпуском теоретических чертежей.

2. Синтез конструктивно-силовых схем с выявлением положений и формы силового набора, люков, стыков и отъемных частей агрегатов (см. гл. 8 и 9). Выбор параметров каркаса агрегатов завершается конструктивными схемами и сборочными чертежами, типовыми обозначенными чертежами на каждый тип детали, формирующей обводы.

3. Разработку математических и информационных моделей обводов с библиотеками программ расчета точек на поверхности агрегатов в системах координат ЛА, его агрегатов и отдельных частей.

4. Создание методов и программных средств для позиционных геометрических расчетов на обводах агрегатов с целью определения ориентированных поверхностей деталей.

5. Проведение позиционных расчетов простых по форме деталей.

6. Определение формы и расчет поверхностей сложных деталей на многомашинном комплексе в диалоговом режиме с использованием средств машинной графики.

7. Создание и заполнение банков данных для хранения и передачи в производство геометрической, конструктивной и технологической информации о деталях и сборках.

8. Создание программных средств для генерации команд обработки и получение управляющих программ для автоматизированного раскроя, разметки, изготовления и контроля деталей и сборок.

Основные требования, предъявляемые к автоматизированному процессу:

1. Полная автоматизация процесса определения и перераспределения геометрии деталей.

2. Обеспечение контроля информации на всех стадиях процесса от выявления конфигурации деталей до обработки и сборки. Для контроля вводятся сквозные контрольные реквизиты, неизменные в агрегатной и станочной системах координат (контрольные суммы массивов геометрической информации, значения объемов деталей и т. д.).

3. Гибкость математического и программного обеспечения с целью адаптации к возможным изменениям обводов, конструктивных схем, технологии обработки и требований точности сборки.

Принципы, положенные в основу разработки процесса, следующие:

1. Единство технических средств, информационного обеспечения и общесистемного программного обеспечения (общие операции

онные системы на всех предприятиях, общие библиотеки программ и базы данных).

2. Единство алгоритмических языков. Базовым языком процесса предпочтительнее выбрать ФОРТРАН, поскольку на него ориентированы языки генерации команд обработки и языковые средства машинной графики. Кроме того, ФОРТРАН широко распространен, прост и доступен большинству расчетчиков обводов и технологических операций.

3. Модульный принцип программного обеспечения с согласованным интерфейсом и гарантированной возможностью замены модулей.

4. Хранение результатов и исходной информации в единых банках данных, передаваемых на машинных носителях из конструкторского бюро на заводы-изготовители.

5. Единый прием описания геометрии типовых деталей каркасно-сеточным способом с алгебрологическим принципом определения ориентации детали в системе координат агрегата. Цифровая модель каждой детали, хранящаяся в банке данных, содержит координаты точек в узлах сеток и граничных линий каждой поверхности детали.

Автоматизированный процесс объединяет две основные системы:

1. Систему автоматизированного определения геометрии и конструктивных параметров деталей.

2. Систему автоматизированного изготовления деталей и оснастки, существующую на заводах.

Системы включают в себя ряд программных комплексов и подсистем для:

расчета основных размеров деталей;

математического описания обводов агрегатов;

раскрытия поверхности агрегатов на зоны, пояса, панели и эквидистантные контурные сетки;

определения линий пересечения с обводообразующей поверхностью проникающих поверхностей, плоскостей и линий общего положения.

получения информации о нормалях в точках пересечения и о сопровождающих трехгранниках на линиях общего положения;

получения на обводообразующих поверхностях триангуляционных линий и линий, эквидистантных заданному контуру;

получения развертки панельных деталей;

моделирования поверхностей и линий на обводах математическими формами и лекальными дугами;

формирования цифровых моделей поверхностей малок;

отображения объемных плазов деталей средствами машинной графики;

формирования в диалоговом интерактивном режиме конфигурации сложных деталей на стыках люков и агрегатов;

генерации команд обработки деталей;

генерации команд контроля геометрии обработанных деталей:

расчета массово-центровочных и инерционных характеристик деталей и сборок;

расчета габаритов и выбора типоразмеров заготовок;

маркировки деталей и оснастки;

формирования банка данных деталей.

Количество отдельных программ в перечисленных подсистемах достигает 350 наименований общим объемом свыше 40 тысяч перфокарт, что соответствует объему библиотеки на внешних носителях порядка 30...340 Мбайт.

11.2. ПОЗИЦИОННЫЕ РАСЧЕТЫ НА ПОВЕРХНОСТИ АГРЕГАТОВ

Цель позиционных геометрических расчетов на поверхности агрегатов — получение информации о геометрии деталей, определяющих обводы ЛА. Для получения информации о поверхностях деталей используются следующие операции:

расчет по двум координатам принадлежащей обводу точки третьей координаты в прямой и обратной постановке задачи (по X и Y — Z и по X и Z — Y).

пересчет точек из систем координат ЛА и агрегата в местные декартовые и полярные системы координат и обратно;

нахождение точек на линиях пересечения обводов с плоскостями и поверхностями общего положения;

вычисление положения точек пересечения следов поверхностей и плоскостей общего положения на обводах агрегатов;

определение координат точек на нормалях или восходящих линиях, пересекающихся с обводообразующей поверхностью на заданном расстоянии от точки, принадлежащей обводам;

расчет положения точек, принадлежащих следам плоскостей и поверхностей общего положения, находящихся на заданном расстоянии от заданных точек (построения хорд на линиях общего положения);

определение кратчайшего расстояния до плоскостей и поверхностей по хордам линий, принадлежащих поверхности обводов агрегатов.

Результатом позиционных расчетов является геометрический образ детали, который используется для генерации команд обработки. Геометрический образ не обязательно точно соответствует обводам будущей детали. Ряд поверхностей и граней деталей может отличаться от соответствующих элементов геометрического образа из-за специфики обработки. Например, в геометрическом образе могут присутствовать дополнительные точки и линии, выходящие за контур детали и используемые для выбега фрезы. И, наоборот, грани геометрического образа могут пересекаться под углом, а на детали по углу между гранями может быть сделана фаска фасонной фрезой. Некоторые поверхности геометрического образа могут быть исполнены по теоретическим обводам без учета толщины покрытия или стыковочных прокладок, а реальные поверхности де-

тали исполняются эквидистантно за счет задания фиктивного диаметра фрезы.

Геометрический образ представляется в виде пространственно ориентированного графа, изображенного на рис. 9. Все точки геометрического образа принадлежат дугам, а те, в свою очередь, поверхностям. Таким образом, процедура формирования геометрического образа складывается из операндов, каждый из которых предназначен для отыскания точки, принадлежащей одновременно поверхности обводов (или эквидистантной ей поверхности) и линиям, пересекающим обводы.

Ряд операндов находят точки на пересечении линий, лежащих на обводах. В процессе нахождения точек проверяется их принадлежность зонам, ограниченным ориентированными поверхностями.

Задачи позиционных расчетов могут быть объединены общей постановкой. В математической формулировке задача определения геометрического образца, принадлежащего нескольким поверхностям и граничным линиям, выглядит следующим образом.

Задано следующее семейство зональных поверхностей, описывающих кусочным способом обводы агрегатов:

$$\Phi_i(x, y, z) = \begin{cases} y_i = f_1(x, z); \\ z_i = f_2(x, y); \end{cases}$$

$$\Phi_i(\alpha, \omega, \rho) = \{\rho = f_3(\alpha, \omega),$$

где $i=1, 2, \dots, l$ (при этом l — число зон с различным математическим описанием обводов); f_1, f_2, f_3 — операторы для вычисления координат.

Как правило, функции заданы каркасно-кинематическим способом с топологическим принципом описания поверхности (см. гл 5.). Однако практикуется также зональное задание обводов кусочно-аналитическими формами (дробными биполиномами, лекальными стыкуемыми поверхностями и т. д.).

Поскольку способ задания обводов может использовать разные математические модели (от аналитических формул до итерационных процедур, обеспечивающих выход на дуги каркасов сечений через функции-параметроносители), то в основу позиционных расчетов для выхода на искомые узловые точки может быть положен универсальный поисковый численный метод с пошаговым продвижением по обводообразующей поверхности к областям пересечения следов проникающих поверхностей.

На каждом шаге совершается опрос программных модулей, моделирующих обводообразующие и раскройные поверхности. К модулям не предъявляется никаких требований, кроме однозначной реакции: по значениям запрашиваемых координат (X и Y или X и Z) выдать значение третьей координаты (Y или Z).

По результатам делается прогноз на дальнейшее продвижение и проверка на принадлежность к рабочей зоне обводообразующей поверхности.

Такой кибернетический подход с заданием модуля описания обводов в виде «черного ящика» позволяет применять однотипные процедуры раскроя для любого способа математического описания обводов.

В качестве раскройных поверхностей чаще всего берутся плоскости общего положения или цилиндрические линейчатые поверхности (типа «табличный цилиндр»).

В общем случае имеется матрица раскройных поверхностей:

$$R_j(x, y, z) = \begin{cases} y = \varphi_1(x, z); \\ z = \varphi_2(x, y); \end{cases}$$

$$j = 1, 2, \dots, n,$$

где n — число раскройных поверхностей, участвующих в формировании поверхности геометрического образа.

Каждая базовая точка $T_b(x, y, z)$ на дугах $D(T)$ геометрического образа принадлежит в общем случае паре раскройных поверхностей и поверхности обводов.

В соответствии с пространственно-ориентировочным графом смежности поверхностей, дуг и базовых точек геометрического образа (см. рис. 9), формируется следующая иерархическая последовательность геометрических объектов:

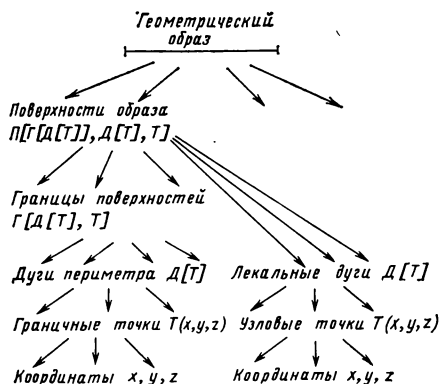


Рис. 11.

1. Обобщающий уровень или уровень формирования геометрического образа: $GO\{P[D[T], T], D[T], T\}$;
2. Уровень описания поверхностей: $P[D[T], T]$;
3. Уровень описания дуг: $D[T]$;
4. Уровень описания базовых точек: $T(x, y, z)$ или $T(\rho, \alpha, \omega)$.

В позиционных расчетах учитываются также граничные поверхности, задающие условия невыхода искомых точек за контур агрегатов и зон описания обводов, в пределах которых действуют уравнения, формирующие обводообразующую поверхность.

Наличие граничных поверхностей позволяет решить задачу многозначности и выйти на одну из двух или нескольких точек пересечения замкнутого контура обводов агрегата с проникающими линиями общего положения.

Матрицу граничных поверхностей обозначим так:

$$\Gamma_k(x, y, z) = \begin{cases} y = \psi_1(x, z); \\ z = \psi_2(x, y); \end{cases}$$

$$k = 1, 2, \dots, m,$$

где m — число границ зоны, в которой совершаются позиционные расчеты.

Позиционные расчеты совершаются, как правило, с отображением геометрического образа на поверхности визирования, в качестве которых выступают: плоскость сборочного чертежа; плоскости симметрии или координатные плоскости изделия или агрегата; строительная плоскость агрегата; касательная плоскость к поверхности обводов в базовых точках (при получении разверток оболочек).

Пусть поверхности визирования заданы следующим образом:

$$P(x, y, z) = \begin{cases} y = p_1(x, z); \\ z = p_2(x, y). \end{cases}$$

Граничные поверхности определяют пространственную зону допустимого положения $D[x, y, z, \Gamma_k(x, y, z)]$ и запретную зону $H[x, y, z, \Gamma_k(x, y, z)]$.

Нахождение точки геометрического образа, принадлежащей одновременно поверхности обводов и проникающей линии пересечения двух раскройных поверхностей с учетом граничных поверхностей, соответствует следующему условию:

$$T(x, y, z) \in ((\Phi_i(x, y, z)) \wedge (R_i(x, y, z)) \wedge R_{j+1}(x, y, z) \wedge \wedge (\bigcap H_k(x, y, z))).$$

Точка геометрического образа на пересечении следов двух раскройных поверхностей на обводах удовлетворяют следующему условию:

$$T(x, y, z) \in ((\Phi_i(x, y, z)) \wedge (R_j(x, y, z)) \wedge (\Phi_i(x, y, z)) \wedge \wedge R_{j+1}(x, y, z) \wedge (\bigcap H_k(x, y, z))).$$

Каждая элементарная операция нахождения точки, принадлежащей нескольким поверхностям или линиям, сводится к итерационной процедуре минимизации невязки по одной из координат в процессе совершения направленных шагов по другим координатам или к процедуре минимизации расстояния между двумя точками, каждая из которых принадлежит обводообразующей поверхности и одной из раскройных поверхностей. Целью итерационной поисковой процедуры является отыскание:

$$\begin{aligned} & \min |\Delta l [T_p(x, y, z), T_q(x, y, z)]|. \\ \min \Delta l \quad & \left\{ \begin{array}{l} T_p(x, y, z) \in \Phi_i(x, y, z) \wedge R_j(x, y, z), \\ T_q(x, y, z) \in \Phi_i(x, y, z) \wedge R_{j+1}(x, y, z) \\ T_p(x, y, z) \not\in H_k(x, y, z); \\ T_q(x, y, z) \not\in H_k(x, y, z), \end{array} \right. \end{aligned}$$

где Δl — расстояние в пространстве между точками T_p и T_q , находящимися на разных линиях на поверхности обводов.

Пошаговые изменения координат в местной декартовой или полярной системах координат могут совершаться в двух циклах

(внешнем и внутреннем) с применением метода дихотомии при дроблении шага и выборе последующей позиционной точки.

Опыт расчета деталей простой формы показал, что при отлаженных программах описания обводов возможен расчет геометрии деталей в пакетном режиме с автоматическим распознаванием попадания за границы зон описания обводов и с автоматическим выбором однозначного решения при итерациях, обеспечивающих нахождение одной из точек пересечения линии с замкнутым контуром агрегата.

В среднем для обеспечения выхода на искомую точку пересечения двух следов плоскостей общего положения на обводах фюзеляжа с точностью 0,05 мм требуется 7...10 итераций. При времени реакции модуля расчета обводов порядка 0,02...0,03 с (время работы центрального процессора при расчете третьей координаты по двум заданным) на деталь средней сложности затрачивается порядка одной минуты.

Расчет обводов детали сложной конфигурации требует коррекции хода расчета и управления процессом формообразования детали. Итеративный диалоговый режим конструирования обводообразующих деталей сложной формы описан в разд. 11.5.

11.3. МЕТОДЫ УНИВЕРСАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ ЦИФРОВОЙ МОДЕЛИ ОБВОДООБРАЗУЮЩЕЙ ДЕТАЛИ

Математическое описание конфигурации детали возможно тремя способами:

1. Методом раздельного описания отдельных поверхностей и границ кусочно-аналитическими зависимостями с хранением в памяти ЭВМ в определенном порядке номеров поверхностей и их границ с константами, отражающими порядок полиномов, и с коэффициентами, определяющими показатели степеней (для дробных полиномов).

2. Каркасно-сеточным методом. При генерации команд обработки и при позиционных расчетах на поверхностях деталей через базовые точки проводятся лекальные дуги и поверхности по методу, описанному в гл. 5.

3. Алгебраическим методом, упомянутым в гл. 5 и описанным в работе [36]. Для описания детали сложной конфигурации требуется значительный опыт, чтобы подобрать типы аналитических функций, аппроксимирующих сразу несколько поверхностей, и составить правильные сочетания объединяющих функциональных соотношений, моделирующих различную ориентацию в пространстве граней геометрического образа. Алгоритм для определения принадлежности искомой точки внутренности или поверхности детали не отработаны и не приспособлены для генерации команд на движение обрабатывающего инструмента и поэтому не могут быть использованы в оценках инцидентности точек контуру детали.

Поэтому третий способ имеет смысл применять для расчета объемов и массы деталей и заготовок, а также для определения вза-

имного положения деталей и ориентации их в системе координат агрегата.

Сравнение на практике первых двух способов в условиях бесчертежной передачи информации из банков данных в программы обработки показало, что второй способ предпочтительнее первого, поскольку он более универсален, прост для пользователей-технологов и удобен для автоматического ввода данных в модули, интерполирующие движение режущего инструмента. Кроме того, каркасно-сеточное задание позволяет с помощью простых программ представить геометрический образ детали на экранах и планшетах средств машинной графики. Точечное задание поверхностей является выгодным также в заданиях переопределения формы деталей из-за погрешностей изготовления каркасов агрегатов. При развертке поверхностей деталей оболочки сеточный способ также обладает преимуществами и хорошо стыкуется с триангуляционным методом разворачивания криволинейных пластин на плоскость.

Сетки базовых точек, принадлежащих поверхностям деталей, выходящим на внешний обвод, могут использоваться для определения базовых точек на поверхностях, эквидистантных и квазиэквидистантных обводам (полки балок нервюр, шпангоутов, лонжеронов, платы люков, фланцев, внутренних поверхностей цельнофрезерных панелей, сотовых пластин многослойных панелей оболочки и т. д.). Каждая из базовых точек находится на нормалях, восстановленных в основных базовых точках. Наличие отрезков нормалей в каркасно-сеточной модели детали позволяет легко формировать поверхности, эквидистантные обводам, увеличивать частоту сетки, измерять и переопределять толщину полок и строительную высоту стенок деталей и обеспечивать оперативный контроль программ обработки.

Для отдельных поверхностей и ребер необходимо доопределить обводы вне контура детали с целью обеспечения выбега фрезы и увязки обводообразующего контура нескольких соседних деталей. С этой целью формируются дополнительные опорные точки со своим набором нормалей.

Для экономного хранения данных в памяти ЭВМ координаты каждой точки детали можно записывать в местной системе координат, сопровождая запись информацией о каждой детали константами для пересчета в систему координат агрегата.

Такая запись является компактной и занимает малый объем оперативной и долговременной памяти ЭВМ, поскольку каждая координата при точности идентификации порядка сотых долей миллиметра описывается числом в два байта. Количество чисел, описывающих координаты базовых и опорных точек на детали средней сложности, составляет несколько сотен, причем только шесть из них (размеры для пересчета в систему координат агрегата) требуют объема памяти в четыре байта, поскольку определяют размеры в десятки метров с точностью до сотых долей миллиметра.

С цифровой моделью детали связаны типовые координаты плоскости визирования, на которые проецируется изображение объем-

ного плаза на экранах и планшетах средств машинной графики. Эти плоскости связаны с местной системой координат и для каждой плоскости должно быть предусмотрено в программах машинной графики проецирование с удалением невидимых линий каркаса и сеток базовых точек.

Для визирования на экранах графических дисплеев может быть предусмотрено формирование центрально-проекционного изображения с задаваемым расстоянием и направлением визирования.

Развертка деталей оболочки корпуса или пластин многослойных панелей производится и использованием сеток базовых точек. Соответствующей программой автоматически выбираются направления наибольшей и наименьшей кривизны обводообразующей поверхности. Предварительно фиксируется и маркируется привязка углов разворачиваемой зоны к системе координат агрегата. После выбора предпочтительных направлений распрямления оболочки производится поэтапная проекция отдельных сигментов ячеек сетки базовых точек на свою касательную плоскость каждой ячейки. Разбиение на сегменты и построение конечно-разностной схемы может производиться двумя способами: методом касательных конусов и методом триангуляции (построением стыкуемых треугольников). Затраты машинного времени и точность получения разверток по этим способам примерно одинаковы.

11.4. ОРГАНИЗАЦИЯ БАНКОВ ДАННЫХ ПРИ МАССОВОМ АВТОМАТИЗИРОВАННОМ ПРОИЗВОДСТВЕ ДЕТАЛЕЙ БЕЗ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ЧЕРТЕЖЕЙ

Банки данных обеспечивают хранение информационной модели детали. Информационная модель детали содержит сведения трех типов: данные о геометрии детали (геометрический образ); конструктивные параметры (тип детали, материала, покрытий, чертежный номер с идентификацией принадлежности узлу, агрегату и изделию) и технологические сведения (типоразмеры заготовок, тип технологического процесса обработки, требования к точности изготовления). Технологические сведения необходимы, поскольку информационная модель заменяет не только чертеж, но и технологическую карту кодирования информации, подготавливаемую для получения программ обработки.

Все данные удобно разделить на два вида — простые и структурные.

Простые данные представляют собой массивы базовых точек, описывающие поверхности и ребра геометрического образа детали.

Структурные данные объединяют в одной записи или совокупности записей разнородные сведения (чертежный номер, набор закодированных показателей технологического процесса и т. д.).

Можно выделить две основные функции банков данных, противоречащие в значительной мере друг другу: функцию передатчика информации на производство и функцию управления в системе ав-

томатизированного конструирования и системах автоматизированного изготовления.

В работах по определению геометрии деталей банк данных рассматривается как обеспечивающая подсистема для функциональных расчетных и диалоговых подсистем, составляя ядро системы конструирования. Поэтому операции оперативного обновления данных, их сортировки и извлечения сведений, потребных для расчета и визуализации геометрических обводов, предъявляют свои требования к структуре банков данных.

С другой стороны, являясь емкостью всех закодированных сведений, необходимых для изготовления, банк данных должен обладать сертификатами хранимых данных, а также средствами защиты в условиях массовой эксплуатации.

Появление нового способа передачи производственной документации на машинных носителях потребовало специальной организации контроля и отразилось на структуре банков данных.

Постоянная корректировка документации, запускаемой в производство, приводит к необходимости одновременного существования нескольких версий банков данных для хранения информации об одних и тех же деталях и агрегатах. Необходимо, во-первых, теоретический эталонный банк данных, постоянно заполняемый и обновляемый в конструкторском бюро. Во-вторых, должен существовать производственный эталонный банк данных, соответствующий состоянию теоретического банка с точностью до предпоследней корректировки, т. е. с информацией, известной в период последней передачи в производство скорректированных сведений. И, в третьих, может понадобиться специальный технологический банк данных, который используется для изготовления деталей с учетом технологических отклонений и особенностей каждого конкретного экземпляра изделия.

Принципы построения банков данных для хранения конструкторско-технологической информации могут быть различными.

Возможны три пути реализации структуры банков данных: создание иерархической структуры; метод построения системы хранения данных по сетевому принципу и способ табличного хранения данных с использованием реляционных соотношений.

Программное обеспечение конструкторско-технологических банков данных должно соответствовать требованиям производства, основные из которых следующие:

1. Простота инструкций и сервисных программных средств, ориентируемых на конструкторов и технологов, как основных пользователей информационных средств.

2. Малые потребные ресурсы сервисных программ для размещения их в оперативной памяти ЭВМ, управляющих технологическими процессами. Как правило, это ЭВМ невысокой производительности и мощности с одновременной загрузкой процессоров программами генерации команд на обработку и программами выборки конструкторско-технологической информации.

Известные системы управления базами данных (СУБД) ОКА, КАМА, ИНЕС и другие, созданные с целью хранения и сортировки разнообразной и часто избыточной информации в системах АСУ, мало пригодны для создания конструкторско-технологических банков данных из-за перегруженности сервисным программным обеспечением, больших потребных ресурсов оперативной памяти и сложности логической структуры для массового пользователя.

Программными средствами языка ФОРТРАН с ориентацией на операционные системы ЕС ЭВМ обеспечивается возможность создания конструкторско-технологических баз данных с файлами прямого доступа на дисковых устройствах внешней памяти и оперативным обновлением копий на магнитных лентах.

Структура записей в банке данных должна учитывать многоуровневую систему чертежей документации. В соответствии со спецификацией чертежных сборочных единиц и схемой агрегатирования изделия необходимо предусмотреть возможность поиска и записи информации по «дереву», каждый уровень ветвления которого соответствует своей степени детализации с разбиением на сборки, под сборки, узлы и детали.

С целью обеспечения гибкости процесса обновления записей, оперативности получения сведений и компактности расположения информации в логической и физической структуре базы данных целесообразно предусмотреть два отдельных набора данных: обслуживающий (каталог) и тематический (архив).

Каталог занимает несколько процентов требуемого объема, имеет иерархическую структуру с уровнями подчиненности, отвечающим кодом вызова информации. В кодах вызова содержатся сведения о чертежном номере.

На каждом уровне каталога можно расположить записи со ссылочными адресами на следующий уровень каталога так, чтобы каждый уровень содержал адреса записей в архиве. Каждая запись в архиве должна представлять кортеж данных и содержать цифровую модель детали и закодированный набор конструктивно-технологических признаков.

При формировании архива адреса записей выбираются из условия плотной упаковки информации. Резервные зоны предусмотрены на каждом уровне каталога. Выход в архив по адресам записей позволяет дозаписывать и корректировать информацию практически без образования пустых зон (с точностью до одной дорожки диска) и без наложения записей друг на друга.

Требование максимальной простоты работы пользователей и минимизации ресурсов памяти заставляет особое внимание уделять проблеме избыточности информации, содержащейся в архиве.

Сервисное программное обеспечение банка данных должно предусматривать запись, обновление, получение копий, считывание, корректировку, контроль содержания, обращение к средствам машинной графики для получения объемных плазов деталей и защиту информации от неавторизованного использования. Протоколы пере-

дачи целесообразно заверять подписями ведущих расчетов и администраторов базы данных.

Работа с банком данных на заводе-изготовителе опирается на ряд инструкций и положений по хранению, контролю и корректировке данных.

11.5. МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОНФИГУРАЦИИ ДЕТАЛЕЙ С УЧЕТОМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ АГРЕГАТОВ

Для деталей относительно сложной конфигурации, изготавливаемых без индивидуальных чертежей на каждую деталь, не всегда удобно и возможно вести расчеты, применяя полностью автоматический пакетный режим для определения геометрического образа.

Диалоговый режим конструирования таких деталей состоит из нескольких этапов и ориентирован на применение многомашинных комплексов с разделением функций между ЭВМ. На ЭВМ большой мощности и производительности, имеющей библиотеки и базы данных для математического моделирования обводов, производятся точные геометрические расчеты. Вторая, менее мощная ЭВМ, с комплексом средств машинной графики служит для формирования образа детали с учетом конструктивных особенностей соседних деталей.

Отправной точкой геометрического конструирования является обезличенный чертеж, показывающий типовую форму и описывающий условия соединения детали с элементами агрегата, имеющими сложный контур. Этот контур может быть описан математически или выведен на плаз, после чего обвод контура вводится в ЭВМ с помощью средств машинной графики, или с перфоленки, или с помощью перфокарт.

После ввода в ЭВМ информация о контуре агрегата обобщается и поступает в периодически заполняемый банк данных конструктивных элементов.

Метод, о котором пойдет речь, опирается на идею создания примитивных прототипов геометрического образа будущей детали с последующим приближенным уточнением и точным расчетом. Определение геометрических параметров примитивного прототипа производится в пакетном режиме на мощной ЭВМ с помощью программ позиционных расчетов, рассмотренных в предыдущем разделе. Примитивный прототип представляет собой упрощенное отображение или своеобразную «полузаготовку» будущей детали. Сложные конструктивные элементы реализуются после уточнения их положения совмещением примитивного прототипа и заранее введенных в память ЭВМ контуров конструктивных элементов агрегата (фланцев люков, уплотнений, прокладок, отверстий под детали крепления, привалочных плоскостей шпангоутов, границ стыка листов обшивки и многослойных сотовых и композитных панелей облочки корпуса).

Банк данных примитивных прототипов создается средствами центрального процессора и просматривается пользователем-конструктором с консоли управления.

Одновременно с визуализацией геометрических образов примитивных прототипов может быть получен результат точных расчетов зоны поверхности агрегата, примыкающей к искомой детали. По запросу на получение сведений об обводообразующей поверхности производится вызов соответствующих процедур библиотеки программ обводообразующих и позиционных расчетов с использованием базы данных, хранящей информационную модель конфигурации агрегата.

Рабочее место пользователя-конструктора у буквенно-цифрового дисплея минимашины комплекса средств машинной графики.

Примером описываемой системы диалогового геометрического конструирования может служить система АСКИД, разработанная для двухмашинного комплекса АРМ-М (с СМ-3) соединенного с ЕС ЭВМ с помощью стандартного интерфейса.

В описываемой подсистеме взаимодействие СМ-3 и ЕС ЭВМ осуществляется через УСВМ, стыкуемый типовым образом с контроллером ЕС-7566.

Связь со стороны СМ-3 программно обеспечивается средствами ДОС СМ, дополненной драйвером УСВМ и макрокомандами обмена.

Связь со стороны ЕС ЭВМ программно обеспечивается средствами операционной системы, дополненными подпрограммами обмена, использующими макрокоманды графического метода доступа — СМ ОС ЕС ЭВМ.

Программное обеспечение системы АСКИД (автоматизированное конструирование и изготовление деталей) включает в себя разработанные ИК АН УССР графпакет, пакет программ связи между базами данных ЕС ЭВМ и СМ-3, а также пакет программ, обеспечивающих режим диалога с фиксированным деревом операционных описаний; оно рассчитано на полный цикл работ по определению конфигурации детали из исходного примитивного прототипа.

В период связи АРМ-М с ЕС ЭВМ реализуется мультипрограммный режим работы с выделением остающих ресурсов процессора для решения других конструкторских задач, рассмотренных в гл. 10.

Профессиональная подготовка конструктора, работающего с системой АСКИД, может быть невысокой, по сути дела это пользователь «второго рода», взаимодействующий с базами данных и средствами машинной графики по заранее разработанным сценариям с использованием проблемно-ориентированных языков средств и диалоговых процедур.

Начало работы в подсистеме и общий контроль производит пользователь «первого рода». В его функции входит ввод с планшета кодирования графической информации о положении контуров конструктивных элементов, визуальный контроль с графического дисплея и заполнение на СМ-3 банка данных конструктивных эле-

ментов. Пользователь первого рода проводит подготовительный цикл работ, формируя с помощью программ описания обводов геометрию примитивных прототипов и заполняя банк данных этих прототипов, хранящийся во внешней памяти ЕС ЭВМ.

Типовая последовательность действий пользователя второго рода с момента инициализации программ связи между ЭВМ и после заполнения банков данных следующая:

1. Вызов примитивных прототипов из банков данных центральной ЭВМ и визуализация их в разных ракурсах на экране графического дисплея и, если необходимо, прочерчивание на графопостроителе в необходимом проекционном положении и при заданном расстоянии визирования.

Директивами соответствующего уровня предусмотрена выдача запросов с сообщениями о принадлежности и индексации банков данных и записей в них.

Вызванные из внешней памяти ЕС ЭВМ геометрические образы примитивных прототипов передаются в оперативную память и записываются отдельным фрагментом в банк данных СМ-3, существующий для обеспечения каждого рабочего сеанса. Фрагмент представляет собой набор файлов, причем каждый файл содержит информацию об одном примитивном прототипе. При ошибочных или повторных попытках создания того же файла выдаются диагностические сообщения и предусмотрена операция удаления файла по запросу пользователя.

2. Формирование конфигурации детали с помощью средств машинной графики. На экране графического дисплея производится совмещение изображения примитивного прототипа (или нескольких примитивных прототипов) с контурами конструктивных элементов агрегата. Производится удаление лишних частей детали. После просмотра с различных ракурсов облика будущей детали определяется область, в которой необходимо пересчитать геометрию детали. Конфигурация будущей детали определяется на экране графического дисплея неточно, поэтому необходимо выдать в центральную ЭВМ информацию о виде номеров базовых точек, ограничивающих область пересчета.

3. Расчет обводов будущей детали и создание ее геометрического образа. Прежде чем передать данные на расчет в центральную ЭВМ, облик будущей детали в виде приближенного геометрического образа засылается в банк данных на СМ-3. После этого из СМ-3 в ЕС ЭВМ пересылаются номера базовых точек, необходимых для пересчета обводов примитивного прототипа. Затем на ЕС ЭВМ производится точное определение геометрического образа детали. Полученная информация засылается в теоретический эталонный банк данных с соответствующим контролем результатов расчета и записи.

Все операции расчета, записи и передачи данных с устройства на устройство контролируются и подтверждаются пользователем после запросов о правильности пересылки данных. В процедурах обмена между ЭВМ протоколами о связях предусмотрены в числе

формальных параметров специальные показатели (коды ошибок), проверяемые при детальной работе в процессе освоения подсистемы. Дальнейшая эксплуатация может происходить с блокировкой кодов ошибок.

Каждое обращение к программам-драйверам целесообразно сопровождать промежуточным сбросом результатов в специальный буферный файл во внешней памяти управляющей минимашины. Это позволяет совершать остановки с возвратами к предыдущим шагам и периодически документально подтверждать этапы формирования геометрического образа детали черчением на графопостроителе.

Все названные ранее операции применимы для задачи переопределения обводов, деталей, устанавливаемых на каркас агрегатов, изготовленный с технологическими отклонениями от теоретических чертежей.

Исходная информация о реальной форме агрегатов получается в этом случае координатными измерительными машинами и преобразовывается в вид, удобный для создания математической модели «стапельной», «стояночной» или «полетной» форм каркаса планера или его частей.

Опыт применения средств машинной графики показал, что определение сложных форм обводообразующих деталей требует значительной подготовительной работы и не дает требуемой точности из-за малых размеров и разрешающей способности экранов графических дисплеев.

Незаслуженно забытыми в этих условиях выглядят традиционные методы макетирования. Возрождение их на новой основе с ориентацией на автоматизированное изготовление макетов агрегатов и обмер их размеров координатными машинами дает возможность получить эффективный инструмент для проведения конструкторских работ с обводообразующими деталями.

Недостатком способа полуавтоматизированного макетирования по сравнению с несуществующими пока перспективными устройствами машинной графики (крупномасштабными стереодисплеями) является невысокая оперативность работ и трудоемкость изготовления.

Преимущества способа окупают этот недостаток, поскольку при макетировании обеспечивается:

1. Документирование и вещественное подтверждение результатов обводноувязочных работ.

2. Массовое применение, практически независимое от времени и места изготовления (в сборочных цехах и на участках обработки).

3. Хранение и отображение большого количества геометрической информации. Точно изготовленный посекционный макет агрегата с обводами двойной кривизны несет в себе до 3...5 Мбайт информации, что не под силу вместить оперативной памяти современной ЭВМ и вывести на экраны перспективных графических дисплеев.

4. Проверка информационной и математической модели обводов при изготовлении секций макетов на станках с программным управлением с последующим уточнением координатно-измерительными машинами.

Отказ от применения индивидуальных чертежей и плазовых увязок означает одновременно отказ от таблиц кодирования графической информации, используемых для получения управляющих программ обработки, и ориентацию на автоматизированное управление производством с подготовкой сменных заданий посредством запросов в банк данных.

Из конструкторского бюро передаются в производство для работы с банками данных пакеты программ позиционных геометрических расчетов, развертки криволинейных панелей, программы описания вокруг конфигурации деталей сложной формы контуров заготовок типовых видов с учетом припусков на обработку и приемов базирования и крепления на станках.

Системы автоматизированного изготовления используют программы оптимального раскроя из листа плоских заготовок и программы вписывания будущей детали в предназначенную для нее заготовку. Размеры и номенклатуру заготовок целесообразно определять средствами автоматизированной системы конструирования, поскольку именно в конструкторском бюро оказывается возможным охватить все типы деталей, подлежащих изготовлению без чертежей, и сформулировать задачу выбора оптимальных типоразмеров заготовок, подгоняя без значительного увеличения массы под эти типоразмеры конструктивные параметры будущих деталей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Авиастроение.** Том 3. Машинное проектирование летательных аппаратов. М.: ВИНТИ, 1976. 215 с.
2. **Автоматизация проектирования.** Современное состояние и перспективы. М.: СЭВ, 1980. 139 с.
3. **Баженов В. И., Болнокин В. Е. Осин М. И.** Задачи и методы целочисленного программирования при автоматизированном синтезе оптимальной структуры. Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1978, с. 191—192.
4. **Баженов В. И., Мишин В. П., Осин М. И.** Автоматизированный синтез структуры летательных аппаратов. Труды одиннадцатых чтений К. Э. Циолковского. Калуга. 1976, с. 20—31.
5. **Баженов В. И. Мишин В. П., Осин М. И.** Стратегия поиска проектных решений в условиях неопределенности. Труды тринадцатых чтений К. Э. Циолковского. Калуга: 1978, с. 12—24.
6. **Баженов В. И., Осин М. И.** Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978. 159 с.
7. **Баллистическая ракета на твердом топливе.** М.: Воениздат, 1972. 515 с.
8. **Белоцерковский С. М.** Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965. 207 с.
9. **Беллман Р., Дрейфус С.** Прикладные задачи динамического программирования. М.: Наука, 1965. 458 с.
10. **Бобрышев Д. Н., Рескин В. Е.** Управление конфигурацией технических систем. М.: Советское радио, 1978. 181 с.
11. **Вентцель Е. С.** Исследование операций. М.: Советское радио, 1972. 551 с.
12. **Верлер К. Х.** Обработка графической информации с помощью вычислительной техники. М.: Машиностроение, 1979. 254 с.
13. **Гилой В.** Интерактивная машинная графика. М.: Мир, 1981. 380 с.
14. **Графор.** Комплекс графических программ на ФОРТРАНе. М.: ИПМ АН СССР, 1974. 87 с.
15. **Гумбель Э.** Статистика экстремальных значений. М.: Мир, 1965. 449 с.
16. **Завьялов Ю. С., Квасов Б. И.** Методы сплайн-функций. М.: Наука, 1980. 350 с.
17. **Исследование операций.** Методологические основы и математические методы. М.: Мир, 1981. 712 с.
18. **Кан С. М., Сverdлов А. И.** Расчет самолетов на прочность. М.: Машиностроение, 1966. 316 с.
19. **Корбут А. А., Финкельштейн Ю. Ю.** Дискретное программирование. М.: Наука, 1972. 378 с.
20. **Кофман А., Лабордер А.** Методы и модели исследования операций. М.: Мир, 1977. 432 с.
21. **Кнут Д.** Искусство программирования для ЭВМ. М.: Мир, 1976. 735 с.
22. **Краснов Н. Ф.** Аэродинамика. М.: Высшая школа, 1976, 383 с.
23. **Левин Г. М., Танаев В. С.** Декомпозиционные методы оптимизации проектных решений. Минск: Наука и техника, 1978. 240 с.
24. **Мартин Д.** Организация баз данных в вычислительных системах. М.: Мир, 1966. 273 с.
25. **Методы автоматизированного проектирования самолета.** М.: Машиностроение, 1979. 214 с.
26. **Мишин В. П., Осин М. И.** Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 128 с.

27. Осин М. И., Тюрин Ю. А. Автоматизированная система — соавтор конструктора. М.: Коммунист 1981, № 3, с. 46.
28. Осипов В. А. Машинные методы проектирования непрерывно-каркасных поверхностей. М.: Машиностроение, 1979. 247 с.
29. Основы теории полета космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1972. 607 с.
30. Пакет прикладных программ для поиска проектных параметров летательных аппаратов. Труды объединенных научных чтений по космонавтике. М.: АН СССР, 1980, с. 63—68.
31. Первозванский К. А. Понск. М.: Наука, 1973. 253 с.
32. Подиновский В. В., Гаврилов В. М. Оптимизация по последовательно применяемым критериям. М.: Советское радио, 1915, 192 с.
33. Принс М. Д. Машинная графика и автоматизация проектирования. М.: Советское радио, 1975. 232 с.
34. Ракеты-носители. М.: Воениздат, 1981. 314 с.
35. Растрингн Л. А. Случайный поиск в задачах оптимизации многопараметрических систем. Рига: Зинатне, 1965. 212 с.
36. Рвачев В. А., Слесаренко А. П. Алгебра логики и интегральные преобразования в краевых задачах. Киев: Наукова думка, 1976. 287 с.
37. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1969. 344 с.
38. Справочная книга по расчету самолета на прочность. М.: Оборонгиз, 1954. 236 с.
39. Тарасов Е. В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата. М.: Машиностроение, 1969. 364 с.
40. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. М.: Наука, 1976. 439 с.
41. Тимошенко С. П. Устойчивость упругих систем. М.: Гостехиздат, 1946, 532 с.
42. Трухачев Р. И. Модели принятия решений в условиях неопределенности. М.: Наука, 1982. 256 с.
43. Уайлд Д. Оптимальное проектирование. М.: Мир, 1982. 280 с.
44. Феодосьев В. И. Соппротивление материалов. М.: ГИФМЛ, 1962. 535 с.
45. Хедли Д. Нелинейное и динамическое программирование. М.: Мир, 1967. 506 с.
46. Хеминг Р. В. Численные методы. М.: Наука, 1968. 400 с.
47. Хилл П. Наука и искусство проектирования. М.: Мир, 1973. 263 с.
48. Химмельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1975. 238 с.
49. Черчмен У., Акоф Р. Введение в исследование операций. М.: Наука, 1968. 486 с.
50. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1977. 226 с.
51. Шеннон Р. Имитационное моделирование систем — искусство и наука. М.: Мир, 1978. 418 с.
52. Шенли Ф. Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций. М.: Оборонгиз, 1957. 406 с.
53. Щуп Т. Решение инженерных задач на ЭВМ. М.: Мир, 1982. 158 с.
54. Эшли Х. Инженерные исследования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 423 с.
55. Юдин И. А. «Союз» и «Аполлон» — корабли для совместного полета. М.: Наука и жизнь, 1975, № 3, с. 7—24.
56. Apollo configuration Management Manual. NASA. January 1970. Washington D. C. 20046. US Government Printing Office. 0 — 342 — 783.
57. Bazhenov V. I., Chembrovsky O. A., Osin M. I., Zakharov Yu. V. Some Problems of Automatic Vehicles Landing at the Planets with Atmospheres. XXX International Astronautical Congress of the I. A. F. Munish, September, 1979.
58. Bartolomew C. S. Risk Appraisal for Program Planning and Management. Annals of Reliability and Maintainability, 1967, vol. 6.
59. Davison I. F. Programming for Digital Computers, 1975.

60. **Dementiev G. P., Petrov B. N., Osin M. I., Mitroshin E. I.** Computer Search of Variants for Vehicle System Composition Synthesis. XXXI Congress of the International Astronautical Federation. Tokyo, Japan, Sept. 1980, p. 21 — 28.
61. **Douglass D. R. and Austin C. R.** Mission Risk-Appraisal. Annals of Reliability and Maintainability, 1967, vol. 6.
62. **Dwyer W., Balders Tand Emerton R.** Optimization Techniques in the Structural Design Process. AIAA Paper 1973, N. 73 — 345.
63. **Fessenden R. D.** Computer Aided Weight/Sizing Program for Entry Spacecraft. McDonnell Douglass Astronautics Company Eastern Division. May, 1969. AIAA Paper, N. 69 — 797.
64. **Forecasts and Appraisals for Management Evaluation Prepared by Apollo Program Office.** NASA. 1968.
65. **Helobentels P. P.** Automating the Design Process Progress, Problems, Potentials. AIAA Paper N. 73 — 410.
66. **Mieller G. E.** The future of data processing in aerospace. The Aeronautical Journal, 1979, Vol. 83. N. 820. p. 149 — 158.
67. **Smith A. M.** Risk Assessment in Complex Unattended Aerospace Systems. Annals of Reliability and Maintainability 1967, vol. 6.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава 1. Состав и основные компоненты САПр	4
1.1. Определение и состав САПр	4
1.2. Принципы построения подсистем САПр	6
1.3. Организационное обеспечение САПр	7
1.4. Техническое обеспечение САПр	8
Глава 2. Процесс проектирования и возможность его автоматизации . . .	11
Глава 3. Методы поиска и выбора проектных решений	16
3.1. Подсистемы поиска облика летательных аппаратов	16
3.2. Методология и стратегия проектного поиска в условиях неопределенности	18
3.3. Применение критериев риска при выборе проектных решений . . .	33
3.4. Постановка задач поиска конфигурации и режима движения летательных аппаратов	41
3.5. Постановка задач синтеза структуры летательных аппаратов . . .	44
Глава 4. Инженерные методы автоматизированного поиска проектных параметров летательных аппаратов	50
4.1. Численные методы оптимизации	50
4.2. Принципы организации поиска в задачах структурного синтеза . . .	54
4.3. Математическая формулировка задачи структурного синтеза . . .	57
4.4. Определение статистическим методом экстремальных значений критериев	60
4.5. Типовые алгоритмы для решения задач нелинейного дискретного программирования	62
Глава 5. Методы формирования и математического описания конфигурации и структуры летательных аппаратов	72
5.1. Принципы математического описания конфигурации летательных аппаратов	72
5.2. Методы описания конфигурации при определении облика летательных аппаратов	75
5.3. Способы описания обводов и структуры летательных аппаратов при проектировании и конструировании отсеков, агрегатов, узлов и деталей	77
5.4. Метод опорных лекальных дуг для описания обводов	91
5.5. Автоматизированное выглаживание обводов	93
Глава 6. Методы проектного расчета характеристик летательных аппаратов . . .	95
6.1. Принципы построения алгоритмов проектного расчета	95
6.2. Методы расчета характеристик летательных аппаратов	105
Глава 7. Имитационное моделирование в задачах автоматизированного проектирования летательных аппаратов	110

	<i>Стр.</i>
7.1. Имитационное моделирование процессов функционирования	110
7.2. Имитационное моделирование при исследовании работы бор- товых систем	116
Глава 8. Автоматизированный контроль проектирования летательных ап- паратов	118
8.1. Контроль массово-центровочных и инерционных характеристик	118
8.2. Контроль текущих значений проектных характеристик	122
Глава 9. Методы проектного расчета и синтеза оптимальных конструктив- но-силовых схем агрегатов летательных аппаратов	125
9.1. Методы выбора параметров и схемы силовых элементов кры- ла с оптимальным распределением масс и жесткостей	125
9.2. Методы проектного расчета и определения оптимальной мас- сы отсеков фюзеляжа	131
Глава 10. Методы автоматизированного конструирования узлов и деталей планера летательных аппаратов	136
10.1. Принципы построения подсистем автоматизированного кон- струирования узлов и деталей планера	136
10.2. Определение размеров и подготовка чертежей стержней- подкосов	137
10.3. Определение конструктивных параметров секций нервюр и лонжеронов	140
10.4. Алгоритмические языки и программы для формирования чер- тежей деталей и узлов	142
Глава 11. Методическое и программное обеспечение процесса автоматизи- рованного формирования и изготовления деталей, определяющих обводы летательных аппаратов	145
11.1. Принципы построения процесса автоматизированного опреде- ления геометрических параметров и изготовления деталей, формирующих обводы	145
11.2. Позиционные расчеты на поверхности агрегатов	149
11.3. Методы универсального построения цифровой модели обво- дообразующей детали	153
11.4. Организация банков данных при массовом автоматизирован- ном производстве деталей без индивидуальных чертежей	155
11.5. Метод определения конфигурации деталей с учетом техно- логических и конструктивных особенностей агрегатов	158
Список литературы	163

Михаил Иванович Осин

**МЕТОДЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Редактор **А. А. Хрусталева**
Художественный редактор **В. И. Лебедев**
Обложка художника **В. В. Кашмина**
Технический редактор **Н. В. Тимофеев**
Корректор **А. А. Снастина**

ИБ № 4165

Сдано в набор 30.05.84.	Подписано в печать 29.08.84.	T-12495.
Формат 60×90 ¹ / ₁₆ .	Бумага типографская № 2.	Гарнитура литературная.
Печать высокая.	Усл. печ. л. 10,5.	Усл. кр.-отт. 10,75.
Уч.-изд. л. 13,88.		
Заказ 630.	Тираж 4070 экз.	Цена 70 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение».
107076, Москва, Стромьинский пер., 4.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
101898, Москва, Центр, Хохловский пер., 7.

70 коп.

Москва
«Машиностроение»
1984