

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

**В. И. Куренков, А. С. Кучеров**

**Методы исследования эффективности ракетно-  
космических систем. Проблемно-ориентированные  
системы автоматизированного проектирования**

Электронное учебное пособие

САМАРА

2012

УДК 629.192 (035)

Авторы: **Куренков Владимир Иванович,**  
**Кучеров Александр Степанович**

**Куренков, В. И. Методы исследования эффективности ракетно-космических систем. Проблемно-ориентированные системы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В. И. Куренков, А.С.Кучеров; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (2,47 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).**

Рассматриваются методы выбора основных характеристик и проектного облика космических аппаратов и ракет-носителей с помощью проблемно-ориентированных систем автоматизированного проектирования.

Рассмотрены теоретические вопросы создания проблемно-ориентированных систем, описан программный комплекс для реализации проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования в среде программирования DELPHI, позволяющий осуществлять выбор основных проектных характеристик летательных аппаратов с учетом показателей их целевой эффективности.

Подготовлено на кафедре летательных аппаратов.

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет, 2012

## ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>ВВЕДЕНИЕ</b> .....	5
<b>1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С УЧЕТОМ ЭФФЕКТИВНОСТИ</b> .....	6
1.1. Проектирование и стадии разработки .....	6
1.2. Характеристики космических аппаратов наблюдения и ракет-носителей и проектные параметры .....	7
1.3. Критерии эффективности космической системы наблюдения .....	9
1.3.1. <i>Обобщенные критерии эффективности</i> .....	10
1.3.2. <i>Основные критерии эффективности</i> .....	10
1.3.3. <i>Частные критерии эффективности</i> .....	10
1.3.4. <i>Выбор частных критериев эффективности космических аппаратов наблюдения</i> .....	12
1.4. Методы синтеза основных проектных характеристик изделий ракетно-космической техники .....	13
1.4.1. Метод синтеза на базе эвристических алгоритмов .....	13
1.4.2. Метод выбора основных проектных характеристик и синтеза конструктивного облика изделий ракетно-космической техники на основе последовательного "наращивания" составных частей "вокруг" блоков большой массы и габаритов .....	15
1.4.3. Синтез основных проектных характеристик изделий ракетно-космической техники на основе метода квазиматриц .....	17
1.4.4. Метод выбора основных проектных характеристик изделий ракетно-космической техники на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования .....	20
<b>2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ СОЗДАНИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ</b> .....	23
2.1. Основные понятия непроцедурного программирования .....	23
2.2. Планирование вычислений на неявных моделях .....	27
2.2.1. Постановка задачи .....	27
2.2.2. Задача построения максимального паросочетания .....	30
2.2.3. Нахождение минимальной разрешающей системы .....	36
2.2.4. Нахождение сильно связанных компонент графа .....	38
2.2.5. Нахождение блочно-треугольного разбиения .....	39
<b>3. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ</b> .....	41
<b>4. ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ</b> .....	48
4.1. Целевая аппаратура .....	48
4.1.1. Оптико-электронный телескопический комплекс .....	48
4.1.2. Система приема и преобразования информации .....	56
4.1.3. Высокоскоростная радиолиния .....	57
4.1.4. Прочие элементы целевой аппаратуры .....	58

4.1.5. Целевая аппаратура в целом .....	58
4.2. Бортовой комплекс управления .....	59
4.2.1 Силовой гироскопический комплекс .....	59
4.2.2. Система сброса кинетического момента и другие .....	61
составные части бортового комплекса управления .....	61
4.3. Система обеспечения теплового режима .....	62
4.3.1.Пассивная часть системы обеспечения теплового режима..	63
4.3.2. Система терморегулирования.....	64
4.4. Система электропитания .....	70
4.5. Комплексная двигательная установка .....	73
4.6. Конструкция космического аппарата .....	79
4.7. Антенно-фидерные устройства, кабельная сеть и .....	80
бортовой радиокомплекс .....	80
5. ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННАЯ СИСТЕМА .....	83
АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ	
ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ .....	83
5.1. Схема с последовательным соединением .....	83
ракетных блоков .....	83
5.2. Схема с параллельным соединением ракетных блоков типа	
"пакет без перелива" .....	90
5.3. Схема с параллельным соединением ракетных блоков типа	
"пакет с переливом" .....	95
5.4. Схема "трехступенчатый пакет".....	97
6. СИНТЕЗ КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ	
КА НАБЛЮДЕНИЯ И РН НА ОСНОВЕ ИНТЕГРАЦИИ	
ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ И	
СИСТЕМЫ ТВЁРДОТЕЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ .....	101
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	105
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ .....	106

## **ВВЕДЕНИЕ**

Учебное пособие является составной частью образовательного контента, предназначенного для подготовки аспирантов по специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов». Первой частью указанного контента является учебное пособие «Методы исследования эффективности ракетно-космических систем. Методические вопросы». Его целью является сформировать у аспирантов концептуальные и методологические основы исследования эффективности целенаправленных процессов (операций) в сложных технических и организационно-технических системах, к числу которых относятся ракетно-космические системы.

Настоящее учебное пособие посвящено вопросам использования проблемно-ориентированных систем, предназначенных для автоматизации проектирования космических аппаратов наблюдения и ракет-носителей с учетом заданных показателей целевой эффективности.

Рассмотрены теоретические вопросы создания проблемно-ориентированных систем, показано, что в основе лежат методы не-процедурного программирования с проверкой корректности поставленных задач и определением последовательности выполнения расчётов.

Описан программный комплекс, разработанный в среде программирования DELPHI и позволяющий осуществлять выбор основных проектных характеристик летательных аппаратов широкого назначения при условии наличия математических моделей для выбора массогабаритных, инерционных и энергетических характеристик соответствующих летательных аппаратов из условия обеспечения целевых задач их функционирования.

Учебное пособие может быть полезно молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

# 1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ С УЧЕТОМ ЭФФЕКТИВНОСТИ

## 1.1. Проектирование и стадии разработки ракетно-космической техники

Проектирование – один из начальных этапов создания современных технических систем и объектов и, в частности, ракет-носителей.

Применительно к изделиям ракетно-космической техники используется 9 стадий разработки.

I. Разработка тактико-технического задания.

ТТЗ разрабатывает Головной институт Заказчика и выдаёт его Головному конструкторскому бюро (КБ). В ТТЗ устанавливаются основные тактико-технические требования (ТТТ) к разработке.

II. Выпуск аванпроекта (технического проекта, инженерной записки).

Разработка аванпроекта выполняется Главным конструкторским бюро совместно с основными предполагаемыми соисполнителями.

В материалах аванпроекта приводятся основные тактико-технические характеристики (ТТХ), которые планируется реализовать при разработке. Материалы аванпроекта содержат сведения о том, какова предполагаемая кооперация, сколько потребуется времени и средств до момента сдачи изделия на серийное производство, план отработки надежности функционирования изделия, а также сведения по наземному комплексу.

После проведения экспертизы в Главном институте отрасли и Заказчика и устранения замечаний принимается решение о продолжении или остановке работ.

Основные этапы разработки аванпроекта, связанные с выбором проектного облика изделия РКТ, следующие:

- 1) выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика (компоновочной схемы) изделия;
- 2) поверочный расчет;
- 3) уточнение проектных характеристик.

III. Выпуск эскизного проекта.

Эскизный проект по сравнению с аванпроектом отличается более подробной проработкой вопросов.

В части проработки проектного облика изделия эскизный проект включает в себя следующие этапы:

- 1) выбор состава бортовых систем, принципов их работы;
- 2) разработка конструктивно-компоновочной схемы;
- 3) разработка технических заданий на составные части изделия (на полезную нагрузку или целевую аппаратуру, конструкцию, отдельные блоки и бортовые системы).
- 4) согласование характеристик отдельных агрегатов с основными проектными характеристиками изделия;
- 5) расчетно-теоретические работы и выполнение эскизных проектов по основным составным частям летательного аппарата и бортовым системам.

IV. Разработка конструкторской документации.

V. Наземная экспериментальная отработка.

VI. Комплексная наземная экспериментальная отработка.

VII. Летные (или летно-конструкторские) испытания.

VIII. Подготовка к серийному производству.

IX. Авторский надзор над серийным изготовлением изделия РКТ.

## **1.2. Характеристики космических аппаратов наблюдения и ракет-носителей и проектные параметры**

Характеристики космических аппаратов наблюдения и ракет-носителей можно условно разделить на следующие группы:

- целевые;
- летно-технические;
- массогабаритные и энергетические;
- критериальные.
- К *основным целевым* характеристикам *космических аппаратов* относят:
  - показатели детальности;
  - показатели периодичности наблюдения объектов;
  - показатели оперативности получения видеоинформации;
  - показатели производительности КА наблюдения;

- размеры ширины полосы захвата;
- размеры ширины полосы обзора;
- срок активного существования и др.

К *основным целевым* характеристикам *ракет-носителей* относят:

- массу полезной нагрузки;
- высоты орбит;
- точность выведения полезной нагрузки в заданную точку пространства по высотам, вектору скорости и времени;
- время для подготовки и осуществления запуска.

Более подробно эти и другие характеристики космических аппаратов наблюдения и ракет-носителей рассмотрены в учебных пособиях [1-3].

• К *основным летно-техническим* характеристикам *космических аппаратов наблюдения* относят:

- параметры орбиты;
- координаты нахождения КА (на орбите) в любой заданный момент времени;
- характеристики стабильности орбиты (изменения ее параметров во времени).

В этой связи предъявляются особые требования к точности выведения КА ракетой-носителем в заданную точку пространства по высотам, вектору скорости и времени.

К *основным летно-техническим* характеристикам *ракет-носителей* относят:

- программу угла наклона траектории;
- углы тангажа и углы атаки в процессе полета;
- скорость полета ракеты в произвольный момент времени;
- значение массы ракеты-носителя в произвольный момент времени;
- значения коэффициентов перегрузок и др.

• К *основным массогабаритным и энергетическим* характеристикам *космических аппаратов* относят:

- массу космических аппаратов;
- габариты космического аппарата;
- мощность системы электропитания;

- массогабаритные и энергетические характеристики других составных частей космического аппарата наблюдения.

- тягу корректирующего двигателя комплексной двигательной установки и др.

К *основным массогабаритным и энергетическим* характеристикам *ракет-носителей* относят:

- стартовую массу ракеты и ее габариты;
- количество ступеней;
- схему соединения ступеней (тандем, пакет или смешанная схема);
- массы и габариты составных частей ракеты (отдельных ступеней или ракетных блоков);
- тягу двигателей каждой ступени;
- тип разделения ракетных блоков (холодное, горячее, смешанное);
- тип старта (со стационарных космодромов, плавучих платформ, с тяжелых самолетов).

- В качестве *критериальных* рассматриваются показатели, позволяющие осуществлять целенаправленный выбор стратегии поведения согласно установленным критериям эффективности.

Применительно к ракетно-космическим системам принято рассматривать следующие критерии эффективности:

- обобщенные критерии;
- основные критерии;
- частные критерии.

Рассмотрим данные критерии эффективности на примере космической системы наблюдения [3].

### **1.3. Критерии эффективности космической системы наблюдения**

Для космических систем и аппаратов наблюдения существуют свои критерии для каждого уровня иерархии рассматриваемой системы.

На рис. 1.1 приведена схема декомпозиции некоторых показателей качества и эффективности типовой космической системы детального глобального наблюдения с оперативной доставкой информации потребителю.

### 1.3.1. Обобщенные критерии эффективности

Если разрабатывается *космическая система* наблюдения в целом, то в качестве *обобщенного критерия эффективности* космической системы наблюдения, как правило, принимается *экономическая эффективность*, то есть

$$\Theta \rightarrow \min$$

при ограничениях на показатели детальности, точности, производительности, оперативности и т.п.

Показатель экономической эффективности КСН подсчитывается как разница между *доходом* от эксплуатации КСН и *затратами*, включающими затраты на разработку КСН, изготовление и установку составных частей КСН, выведение КА на рабочие орбиты и эксплуатацию составных частей КСН:

$$\Theta = D_{КСН} - C_{\Sigma}.$$

### 1.3.2. Основные критерии эффективности

Если разрабатывается *космический аппарат* (как элемент космической системы наблюдения), то в качестве основных критериев эффективности могут быть приняты минимизация стоимости (разработки и производства КА)

$$C_{КА} \rightarrow \min$$

и стоимости его вывода на орбиту

$$C_{\text{Выв КА}} \rightarrow \min$$

и другие критерии.

В качестве показателей качества (ограничений) используются детальность, производительность, оперативность, стоимость и т.п.

### 1.3.3. Частные критерии эффективности

Проектирование КА по приведенным критериям на практике наталкивается на трудности, связанные с разработкой моделей стоимости в зависимости от проектных характеристик.

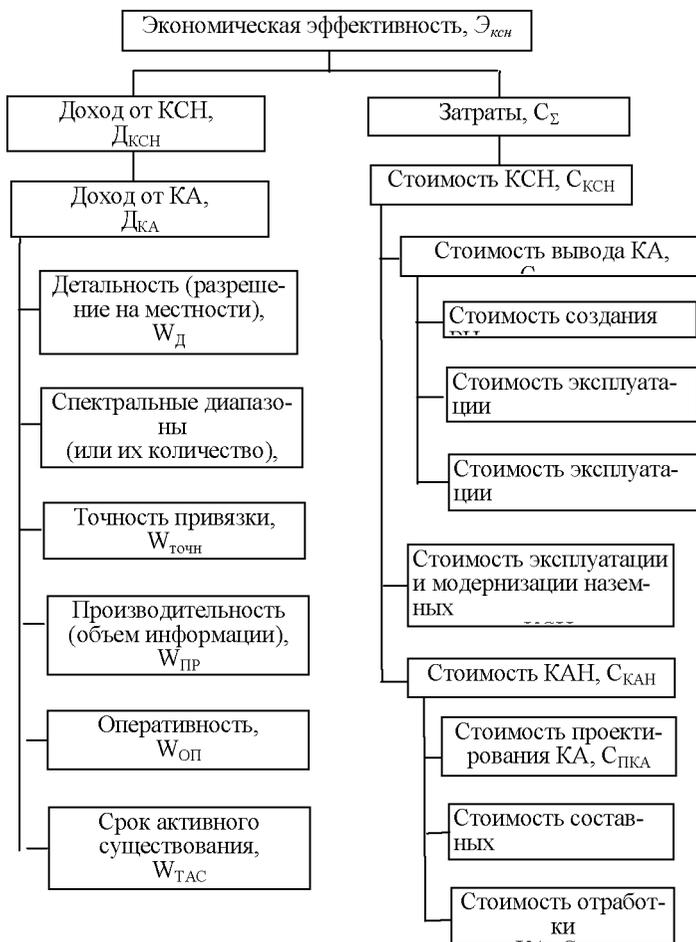


Рис. 1.1. Дерево показателей эффективности космической системы наблюдения

В некоторых случаях составить функциональную связь между основными показателями эффективности и проектными характеристиками КА или КС трудно. Выход из этого положения находят за счет использования удачно подобранных частных критериев эффективности вместо основных критериев эффективности.

### 1.3.4. Выбор частных критериев эффективности космических аппаратов наблюдения

Подбор частных критериев, заменяющих основные критерии, возможен в тех случаях, когда, например, известно, что с возрастанием (или убыванием) частного показателя эффективности также монотонно возрастает (или убывает) основной показатель эффективности. Например, с уменьшением массы космического аппарата, как правило, уменьшается его стоимость. Поэтому вместо критерия  $C_{КА} \rightarrow \min$ , где  $C_{КА}$  - стоимость КА, можно использовать критерий

$$m_{КА} \rightarrow \min,$$

где  $m_{КА}$  - масса КА.

С уменьшением массы и моментов инерции КА можно также повысить скорость поворота КА при отработке программы полета (усовершенствовать динамические характеристики КА), что, в свою очередь, может привести к увеличению производительности КА  $W_{КА}$ .

Действительно, поскольку угловое ускорение  $\varepsilon_{КА}$  космического аппарата связано с управляющим моментом  $M_{УПР}$  и моментом инерции КА  $J_{КА}$  следующим соотношением

$$\varepsilon_{КА} = \frac{M_{УПР}}{J_{КА}},$$

то усовершенствование динамических характеристик КА возможно также за счет уменьшения моментов инерции КА.

Следовательно, в качестве критерия выбора проектных решений можно использовать критерий минимума моментов инерции КА

$$J_{КА} \rightarrow \min.$$

Уменьшение моментов инерции КА осуществляется за счет грамотной компоновки (облика) КА, когда массивные составные части устанавливаются вблизи центра масс КА.

Относительные массы бортовых систем и конструкции КА также можно рассматривать в качестве частных критериев эффективности

$$\xi_{BC} \rightarrow \min ,$$

так как очевидно, что с их уменьшением масса КА в целом и моменты инерции уменьшаются.

Введение частных критериев позволяет находить локальные экстремумы эффективности проектируемой системы с наименьшими затратами труда и времени.

## **1.4. Методы синтеза основных проектных характеристик изделий ракетно-космической техники**

В настоящее время существуют методы синтеза основных проектных характеристик изделий ракетно-космической техники, построенные:

- на базе эвристических алгоритмов;
- на основе последовательного наращивания бортовых систем и конструкции изделия "вокруг" основного блока с большими габаритами (оптико-электронного телескопического комплекса – для высокоточных КА наблюдения, центрального блока – для составной ракеты-носителя) с последующей итерацией по массе КА или РН;
- на основе метода квазиматриц;
- на основе построения проблемно-ориентированных систем автоматизированного проектирования.

### **1.4.1.Метод синтеза на базе эвристических алгоритмов**

Этот метод базируется на опыте и интуиции разработчиков космических аппаратов и, по сути дела, отражает практику работы конструкторского бюро.

На начальном этапе проектирования нового КА или РН с характеристиками, отличными от существующих изделий, проектант выбирает какой-либо прототип с наиболее близкими характеристиками и пытается его усовершенствовать с целью удовлетворения новым тактико-техническим требованиям. При этом проектант выбирает свою стратегию проектирования, варьируя (на основе своего опыта) вначале те факторы, которые в наибольшей степени влияют на облик

и характеристики КА и космической системы или РН, а затем – влияющие в меньшей степени.

На последующих этапах проектирования составляются технические задания соисполнителям проекта для его более подробной проработки и уточнения состава бортовых систем, принципов их работы, массогабаритных, энергетических, баллистических и других характеристик изделия, а также уточнения показателей эффективности системы.

Как правило, после выполнения работ соисполнителями проекта по данным техническим заданиям возникают различного рода "неувязки", обусловленные тем, что соисполнителями используется различное программное обеспечение, не включенное в единый программный комплекс. После рассмотрения результатов головным исполнителем и выявлением возникших "неувязок" принимается решение об изменении тех или иных характеристик изделия и показателей эффективности системы. Далее расчет характеристик бортовых систем и конструкции изделия с измененными исходными данными исполнителями повторяется. В результате "увязка" проекта получается в результате нескольких итерационных циклов проектирования соисполнителей, разделенных организационно, территориально и работающих в отдельных "информационных пространствах".

Таким образом, указанные итерационные циклы здесь производятся не в рамках оптимизации проектных характеристик, а относятся только к процессу "увязки" проектных характеристик в какой-то одной точке многомерного пространства проектных характеристик, подлежащих в дальнейшем оптимизации. То есть, вместо глобальной оптимизации, происходит неявная оптимизация в рамках совершенствования характеристик отдельных составных частей изделия (локальная оптимизация).

Таким образом, недостатками рассмотренного метода синтеза являются:

- ограниченное количество проработанных вариантов изделия;
- относительно большое время начального этапа проектирования;
- трудность выбора критериев предпочтения;
- трудности в формализации процесса проектирования путем использования ЭВМ для выполнения трудоемких задач;

- отсутствие увязки отдельных программных продуктов, которые используются в различных проектных отделах, в отдельный программный комплекс.

Для устранения указанных недостатков необходимо использовать автоматизацию процесса проектирования на начальных этапах, увязав расчеты по основным проектным характеристикам в один программный комплекс. Это возможно при использовании методов синтеза, рассматриваемых далее.

#### **1.4.2. Метод выбора основных проектных характеристик и синтеза конструктивного облика изделий ракетно-космической техники на основе последовательного "наращивания" составных частей "вокруг" блоков большой массы и габаритов**

Данный метод используется в процессе "ручных" итерационных циклов проектирования, в результате его применения "увязка" проекта достигалась с гарантированным результатом при минимальном количестве итерационных циклов проектирования.

Метод основан на последовательном "наращивании" бортовых систем и конструкции изделия "вокруг" блоков с большими габаритами и массой (для КА сверхдетального оперативного наблюдения – вокруг оптико-электронного телескопического комплекса по критериям минимума массы и минимума моментов инерции КА; для РН – вокруг одного из ракетных блоков, как правило, центрального).

Этот метод использовался ранее и используется сейчас в процессе "ручных" итерационных циклов проектирования. В результате применения этого метода "утряска" проекта достигалась "кратчайшим путем" с "гарантированным результатом" и минимальным количеством итерационных циклов проектирования. В данной работе этот метод совершенствуется с точки зрения формализации проектной задачи и автоматизации процесса проектирования.

Применительно к КА для проведения итерационных циклов расчета в процессе синтеза массогабаритных характеристик бортовых систем вокруг корпуса ОЭТК и контроля за "увязкой" проекта введена так называемая "фиктивная масса КА". Фиктивная масса КА – это текущее (переменное) значение массы КА в процессе последовательного синтеза массогабаритных параметров бортовых систем КА и

"наращивания" конструктивно-компоновочной схемы. Фиктивная масса КА постоянно изменяется также в процессе итерационных циклов проектирования ("увязки" проекта). Стабилизированное значение фиктивной массы КА (после окончания итерационных циклов расчета) принимается за проектную массу КА.

Рассмотрим укрупненные этапы реализации метода синтеза основных проектных характеристик и конструктивно-компоновочной схемы КА наблюдения на основе последовательного "наращивания" бортовых систем и конструкции "вокруг" оптико-электронного телескопического комплекса.

В качестве основной составной части КА наблюдения выбирается оптико-электронный телескопический комплекс (ОЭТК), который для КА детального и оперативного наблюдения занимает наибольший объем КА и имеет наибольшую массу по сравнению с другими бортовыми системами.

Далее КА "наращивается" путем расположения "вокруг" ОЭТК элементов бортовых систем сначала с наибольшими, затем с меньшими массами. Компоновка осуществляется по критерию минимума моментов инерции КА (исходя из необходимости высокой динамичности КА при выполнении программных разворотов). Причем расчет масс, габаритов и энергопотребления каждой "добавляемой" бортовой системы (или какого-либо блока БС) осуществляется исходя из фиктивной массы КА. В первом цикле итерации фиктивная масса КА принимается равной массе ОЭТК, затем к ней добавляются массы других блоков целевой аппаратуры, которые рассчитываются исходя из текущей фиктивной массы КА. Далее к полученной фиктивной массе КА добавляются массы бортовых систем или элементов БС, присоединяющиеся к КА в процессе "наращивания". И так - до окончания процесса "добавления" массы всех бортовых систем КА. Во втором и последующих итерационных циклах проектирования в качестве фиктивной массы КА используют массу, полученную в конце предыдущего итерационного цикла.

Расчет фиктивных объемов и энергопотребления КА производится в процессе расчета масс в той же последовательности.

При таком подходе к "увязке" проекта, во-первых, масса обеспечивающих бортовых систем КА всегда будет минимальна, так как она рассчитывается из "потребностей" в обеспечении теми или ины-

ми свойствами фиктивной массы КА. То есть как бы неявным образом обеспечивается проектирование по критерию минимума массы КА. Во-вторых, результаты расчета стабилизируются (перестают изменяться) уже после нескольких циклов итерации.

Данный метод позволяет автоматизировать процесс проектирования, так как:

- имеются четкие критерии выбора (минимум массы и минимум моментов инерции КА);
- процесс проектирования можно формализовать;
- "схождение" результатов по массам, объемам и энергопотреблению КА обеспечивается сущностью данного метода проектирования и слабо зависит от квалификации исполнителя, производящего итерационные циклы расчета.

#### **1.4.3. Синтеза основных проектных характеристик изделий ракетно-космической техники на основе метода квазиматриц**

При проектировании или модернизации изделий РКТ с высокими показателями целевой эффективности в условиях ограничений по массе конструкции, мощности электропотребления, ограничений по времени отработки тех или иных частных операций и т. п. возникает проблема «увязки» массогабаритных, энергетических, ресурсных, временных и др. характеристик целевой аппаратуры или полезной нагрузки, бортовых обеспечивающих систем и изделия в целом. Дело в том, что проектные характеристики различных составных частей изделия, как правило, связаны между собой множеством уравнений различного типа (в виде линейных и нелинейных функций, дифференциальных и интегральных уравнений, логических функций и т.п.) в явной и неявной форме, в виде алгоритмов и др. В общем виде их называют операторами связи (различной формы).

При этом количество увязываемых характеристик и, следовательно, соответствующих операторов связи может быть очень большим, и при «ручной» увязке подобных характеристик можно просто запутаться. Не всегда ясно, достаточно ли имеющихся операторов связи или имеется их избыток, корректно ли поставлена задача проектирования или нет.

В работе [30] для формализации процесса увязки параметров моделей предложен метод квазиматриц. Пусть выходной параметр модели  $y$  связан с входными параметрами  $x_i, i = \overline{1, n}$  функциональной зависимостью  $y = f(x_i)$ .

Эту связь можно представить в виде квазиматрицы

$$\begin{vmatrix} x_1, x_2, \dots, x_n \\ y \end{vmatrix}.$$

В случае множества выходных параметров  $y_i, i = \overline{1, m}$  связь, описываемую системой уравнений, можно представить в виде квазиматрицы

$$\begin{vmatrix} x_1, x_2, \dots, x_n \\ y_1, y_2, \dots, y_m \end{vmatrix}.$$

Сложная математическая модель системы может быть составлена путем параллельно-последовательного соединения квазиматриц подмоделей (моделей подсистем).

Пусть  $X_1, X_2$  – множества входных параметров двух квазиматриц,  $Y_1, Y_2$  – множества их выходных параметров,  $X, Y$  – множества соответственно входных и выходных параметров результирующей квазиматрицы. Тогда, при параллельном объединении,  $X = X_1 \cup X_2$  и  $Y = Y_1 \cup Y_2$ .

Последовательное соединение квазиматриц возможно в случае, когда множество выходных параметров первой квазиматрицы совпадает с множеством входных параметров второй:  $Y_1 = X_2$ . В этом случае  $Y = Y_2$ .

Квазиматрица, содержащая на выходе единственный параметр, называется нормированной, а содержащая все вычисляемые в модели параметры – полной.

Рассмотрим математическую модель, определяющую скорость РН в конце активного участка [29]:

$$V_K = I_{1П} g_0 \ln \frac{1}{1 - \mu_T}, \quad (1.1)$$

где  $I_{1П}$  – единичный импульс в пустоте;

$g_0$  - ускорение свободного падения на уровне моря;

$\mu_T$  - относительный запас топлива.

Относительная масса полезной нагрузки  $\mu_{ПН}$  выражается формулой

$$\mu_{ПН} = 1 - \mu_T(1 + \mu_K), \quad (1.2)$$

где  $\mu_K$  - относительная масса конструкции.

Соотношениям (1.1), (1.2) соответствуют квазиматрицы

$$\begin{vmatrix} V_K, I_{1П}, g_0 \\ \mu_T \end{vmatrix} \quad (1.3)$$

и

$$\begin{vmatrix} \mu_T, \mu_K \\ \mu_{ПН} \end{vmatrix}. \quad (1.4)$$

Пусть заданы значения параметров  $V_K, I_{1П}, \mu_K$ , в этом случае их связь со значением  $\mu_{ПН}$  может быть выражена следующей нормированной квазиматрицей, полученной последовательным соединением квазиматриц (1.3) и (1.4):

$$\begin{vmatrix} V_K, I_{1П}, g_0, \mu_K \\ \mu_{ПН} \end{vmatrix}.$$

Если же в число выходных параметров модели входит также значение относительного запаса топлива  $\mu_T$ , то используется полная квазиматрица

$$\begin{vmatrix} V_K, I_{1П}, g_0, \mu_K \\ \mu_T, \mu_{ПН} \end{vmatrix}.$$

Связь параметров модели можно наглядно представить в виде графа, показанного на рис. 1.2.

Возможности методики, основанной на использовании квазиматриц, ограничены:

- невозможно проверить корректность математической модели и разрешимость составляющих её уравнений;
- последовательность вычислений параметров определяется «вручную», и при большой размерности модели легко сделать ошибку, т.к. в явном виде соотношения между параметрами здесь не фигурируют.

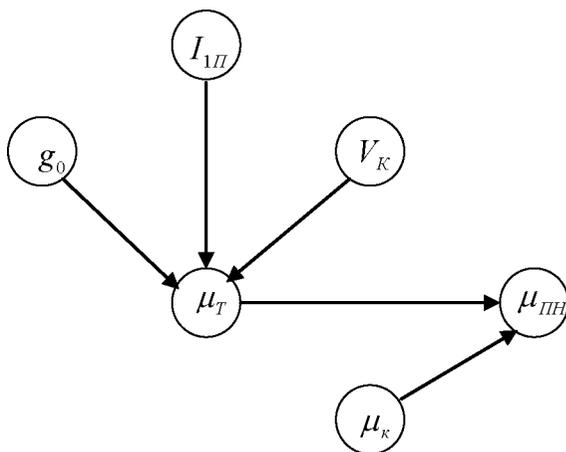


Рис. 1.2. Граф модели скорости РН

Свободными от приведенных ограничений являются методы автоматизированного проектирования, базирующиеся на ПО САПР [1].

#### **1.4.4.Метод выбора основных проектных характеристик изделий ракетно-космической техники на основе создания проблемно-ориентированных автоматизированных систем проектирования**

Разработка проблемно-ориентированных систем проектирования изделий РКТ позволит облегчить главному проектанту задачу проектирования нового изделия или модернизации существующего.

К числу достоинств ПО САПР относятся:

- возможность проектирования изделий РКТ с использованием заимствованных элементов, которые, как правило, не «вписываются» в оптимальную структуру проектируемого изделия, тем не менее их используют по соображениям минимума финансовых затрат и экономии времени;

- возможность автоматической проверки корректности и разрешимости математической модели проектируемого объекта и определения последовательности вычисления искомых параметров;

- значительное расширение номенклатуры варьируемых в процессе проектирования исходных данных и искомых параметров и, как следствие, расширение множества проектных задач с различными критериями эффективности (минимизация стоимости проектируемой сложной технической системы, минимизация массы изделия, повышение целевых показателей эффективности, оптимизация расписания работы целевой и обеспечивающей аппаратуры, бортовой аппаратуры и т.д.).

*Суть работы* таких автоматизированных систем заключается в следующем:

- выбирается задача проектирования (из множества возможных и заранее сформулированных);

- выбирается номенклатура бортовых систем;

- вводятся соответствующие функциональные связи (операторы связи) характеристик составных частей (элементов, узлов, агрегатов, бортовых систем) между отдельными проектными параметрами проектируемого изделия;

- проблемно-ориентированной системой проектирования определяется корректность поставленной задачи с учетом введенных операторов связи и возможность ее решения (при заданных функциональных связях и ограничениях);

- в случае некорректности поставленной задачи система сообщает исполнителю, что именно некорректно (например, количество уравнений меньше, чем количество переменных);

- в случае корректности поставленной задачи ПО САПР в автоматическом режиме предлагает последовательность (алгоритм) решения поставленной задачи;

- система решает задачу проектирования;

- выдаются результаты решения в удобной для пользователя форме.

Итерационные циклы при выборе одного проектного варианта здесь отсутствуют (не считая возможной итерационности процесса численного решения уравнений).

## 2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ СОЗДАНИЯ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

### 2.1. Основные понятия непроцедурного программирования

Непроцедурное программирование является основой для создания алгоритмов функционирования проблемно-ориентированных систем. При создании проблемно-ориентированных систем проектирования ряд проблем сводится к задаче синтеза программ, суть которой в следующем [5].

Дано описание того, что программа должна делать, и требуется автоматически составить программу, удовлетворяющую этому описанию (естественно, предварительно автоматически определив, как это сделать).

В вычислительных задачах, как правило, задаются:

а) набор входных переменных  $U_{\text{вх}}$ , значения которых являются исходными для задачи;

б) набор выходных переменных  $U_{\text{вых}}$ , значения которых ищутся;

в) условия функционирования задачи  $V$ , представленные таким образом, чтобы они могли быть использованы для синтеза программ. Условия функционирования проблемной задачи (т.е. знания по данной проблеме), как правило, представляются в виде отношений (зависимостей) на множестве переменных данной проблемной области и хранятся в ЭВМ в виде пакетов прикладных программ.

*Вычислительную модель* объекта проектирования в общем случае будем рассматривать как *пару*  $(V, U)$ , где  $V = \{v_i\}$ ,  $(i = \overline{1, n})$ ; - *множество отношений* модели;  $U = \{u_i\}$ ,  $(i = \overline{1, m})$ ; - *множество переменных* модели. Будем, как это принято в теории множеств, обозначать мощность множества (число его элементов) знаком модуля символа множества. Тогда  $n = |V|$  - количество отношений модели;

$m = |U|$  - количество переменных модели.

Отношение реализует некоторую зависимость между переменными модели и может представлять собой систему уравнений, функцию, оператор, таблицу и т.д. Множество переменных, связанных отношением  $v_i$ , обозначается  $U(v_i)$ .

Отношение называется *однородным*, если существует возможность определения значений переменных множества  $Y_i \subset U(v_i)$  при известных значениях переменных множества  $X_i = U(v_i) \setminus Y_i$ , т.е. если существует отображение  $\varphi_i : X_i \rightarrow Y_i$  для любых  $X_i, Y_i : X_i \cup Y_i = U(v_i), X_i \cap Y_i = \emptyset$ .

В дальнейшем будем полагать, что все отношения модели однородны.

Число  $r(v_i) = |Y_i|$  называется рангом отношения.

Если рассматривать отношение как некоторую систему уравнений, то ранг данного отношения равен порядку системы уравнений.

Если каждое отношение модели имеет вид следующего оператора  $v_i = X_i \rightarrow Y_i$ , то есть входные и выходные переменные каждого отношения строго разделены, то модель называется *явной*.

Если же входные и выходные переменные не разделены, а для каждого отношения  $v(U(v_i)) = 0$  определен только ранг его,  $r(v_i) > 0$ , то модель называется *неявной*.

*Пример 2.1.* Пусть математическая модель некоторого (гипотетического) объекта проектирования представлена уравнениями вида

$$x + 2y = a,$$

$$x - y + z = b,$$

где  $x, y, z$  – проектные (управляемые) параметры,  $a, b$  – известные величины.

Если значение одного из проектных параметров из каких-либо соображений известно (например, определено экспертным путем), то этот параметр, совместно с величинами  $a, b$ , формирует множество  $X$ , а два остальных – множество  $Y$ . Очевидно, здесь множество  $X$  мо-

жет быть отображено на множество  $Y$ , и отношение, рассматриваемое как системы уравнений, является однородным и имеет ранг, равный двум.

Пусть проектанту известно значение  $x$ , тогда первое отношение модели имеет вид отображения  $v_1 : x \rightarrow y$ , следовательно, во втором отношении параметр  $y$  известен, и оно приобретает вид  $v_2 : x, y \rightarrow z$ . Таким образом, входные и выходные переменные разделены, и рассматриваемая модель является явной.

*Пример 2.2.* Пусть математическая модель объекта проектирования представлена теми же уравнениями, что и в примере 2.1, но проектанту известно значение параметра  $z$  и неизвестно значения  $x, y$ . Очевидно, что в данном случае разделить входные и выходные переменные невозможно, и проектант имеет дело с неявной моделью.

*Задачей* на вычислительной модели  $(V, U)$  называется тройка

$$(U_{\text{вх}}, \bar{U}_{\text{вх}}, U_{\text{вых}}),$$

где  $U_{\text{вх}} \subseteq U$  - множество *входных* переменных задачи;

$\bar{U}_{\text{вх}}$  - множество *значений* входных переменных;

$U_{\text{вых}} \subseteq U$  - множество *переменных*, значения которых необходимо определить по модели  $(V, U)$ .

Задача *разрешима*, если в рамках модели  $(V, U)$  существует алгоритм вычисления значений переменных  $U_{\text{вых}}$ , использующий значения входных переменных  $U_{\text{вх}}$ , т.е. если существует и может быть построено отображение  $\varphi_i : \bar{U}_{\text{вх}} \rightarrow \bar{U}_{\text{вых}}$ . В противном случае задача *неразрешима*.

В тех случаях, когда значения переменных нам безразличны, под термином "задача" будем понимать пару  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$ .

Задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  корректна на модели  $(V, U)$ , если значения всех переменных, вычисляемых на модели  $(V, U)$  по переменным  $U_{\text{вх}}$ , определяются однозначно. Если хотя бы одна переменная моде-

ли может быть определена неоднозначно, то задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  называется некорректной.

*Проблемно-ориентированной системой проектирования* называется комплекс алгоритмов и программ на некоторой ЭВМ, определяющей для каждой задачи  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  на модели  $(V, U)$ :

- корректность задачи;
- разрешимость задачи;
- построение отображения  $\varphi: U_{\text{вх}} \rightarrow U_{\text{вых}}$ .

Для корректной и разрешимой задачи построение отображения  $\varphi_i: \bar{U}_{\text{вх}} \rightarrow \bar{U}_{\text{вых}}$  на базе модели  $(V, U)$  включает:

- определение множества  $V^* \subseteq V$  отношений модели, необходимых для построения отображения  $\varphi$ ;

- нахождение схемы решения задачи, то есть разбиение множества на непересекающиеся подмножества:  $V^* = \{v_i\}, i = \overline{1, n}$  такие, что реализация отображения  $\varphi_i: U_{\text{вх}} \rightarrow U_{\text{вых}}$  сводится к последовательному применению (просчету) множеств отношений  $V_i: X(v_i) \rightarrow Y(v_i)$ . На явных моделях  $V_i$  представляет собой отдельные операторы модели.

*Схемой отношений* вычислительной модели  $(V, U)$  называется неориентированный граф  $G = (W, E)$ , где множество вершин графа  $W = V \cup U$ , множество дуг (или ребер) графа  $E = \{(v, u) : u \in U(v)\}$ .

Тем самым, граф  $G$  определен как *двудольный* [6], множество вершин которого разбито на два непересекающихся множества  $U$  и  $V$ , таких, что для любого ребра  $e = (u, v) \in E$  справедливо:  $u \in U, v \in V$ .

*Операторная схема* модели представляет собой ориентированный граф  $G = (W, D)$ , где множество вершин графа  $W = V \cup U$ , множество дуг графа определяется следующим образом:

$$D = \begin{cases} d = (u, v_i), & \text{если } u \in X(v_i); \\ d = (v_i, u), & \text{если } u \in Y(v_i). \end{cases}$$

*Пример 2.3.* Построим вычислительную модель для математической модели, приведенной в примере 2.1. Для этого, следуя введенным определениям, переобозначим использованные в математической модели переменные как элементы множества

$U : u_1 = x, u_2 = y, u_3 = z$ . Вычислительная модель будет иметь следующий вид:

$$u_2 = f_1(u_1);$$

$$u_3 = f_2(u_1, u_2).$$

Схема отношений для данной вычислительной модели представлена на рис. 2.1-а, операторная схема – на рис. 2.1-б.

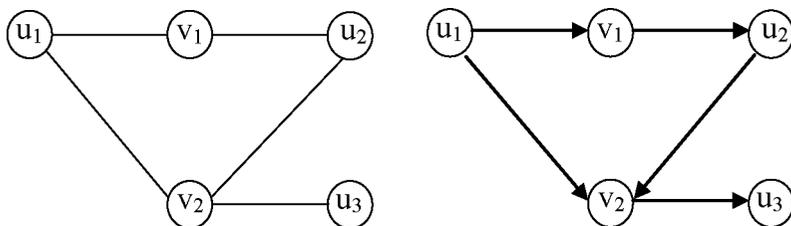


Рис. 2.1. Графическое представление вычислительной схемы  
а – схема отношений; б – операторная схема

Алгоритм планирования вычислений для задачи  $(U_{ex}, U_{vnyx})$  на явной модели  $(V, U)$  подробно рассмотрен в работе [5].

Как правило, достаточно сложные объекты проектирования не допускают описания с помощью явных математических моделей, поэтому далее рассматривается задача планирование вычислений на неявных моделях.

## 2.2. Планирование вычислений на неявных моделях

### 2.2.1. Постановка задачи

Пусть дана модель  $(V, U)$  объекта проектирования, где

$V$  - множество отношений модели,  $U$  - множество переменных модели.

Неявное отношение  $v_i$  с рангом отношения  $r(v_i)$ , связывающее  $U(v_i)$  переменных, позволяет вычислить значения любых  $r(v_i)$  переменных, если известны числовые значения остальных  $|U(v_i)| - r(v_i)$  переменных.

Таким образом, в отличие от явного отношения, в котором жестко разделены входные и выходные переменные, для неявного отношения выходными переменными могут быть любые  $r(v_i)$  из  $U(v_i)$  переменных. Неявным отношением может быть уравнение ( $r = 1$ ) или система уравнений (тогда  $r$  - порядок системы уравнений). Например, уравнение  $\chi - 5x + 2y = 0$  является неявным отношением ранга 1.

Заметим, что в виде неявного отношения можно рассматривать и явное отношение в том случае, если проблемно-ориентированная система обладает возможностью "обращения" явного отношения относительно любой переменной, входящей в это отношение.

Например, используя явное отношение (оператор)  $\chi = 5x - 2y$ , в котором  $\chi$  - выходная, а  $x, y$  - входные переменные, можно определить значение переменной  $x$  по значениям переменных  $y, \chi$ . Для этого можно воспользоваться методом итераций.

Поэтому проблемно-ориентированную систему автоматизированного проектирования целесообразно строить с использованием методологии решения задач на неявных моделях, так как класс подобных задач существенно шире, чем класс задач на явных моделях, и обладает полиморфизмом: на одном и том же множестве переменных и отношений можно, в зависимости от постановки задачи, задаваться различными исходными данными и находить различные подмножества параметров.

Поясним сказанное следующим примером.

*Пример 2.4.* Идеальная, или располагаемая, характеристическая скорость одноступенчатой ракеты, определяемая формулой Циолковского, может быть записана в виде неявного отношения  $V_X^{расч} = f(w, m_0, m_T)$ , выражающего ее связь с эффективной скоростью

истечения газов из сопла двигателя  $w$ , начальной массы ракеты  $m_0$  и массы топлива  $m_T$ . Если значения характеристической скорости и начальной массы ракеты заданы, то это же самое отношение позволяет найти необходимый запас топлива.

Рассмотрим задачу  $(U_{ex}, U_{вых})$  на модели  $(V, U)$ , где  $U_{ex} \subseteq U$  - исходные переменные задачи,  $U_{вых} \subseteq U$  - переменные задачи, значения которых необходимо определить. Рассмотрим множество переменных  $U' = U \setminus U_{ex}$  и множество отношений  $V'$ , состоящее из тех отношений  $v$ , для которых  $U(v) \not\subseteq U_{ex}$ . Совокупность  $K = (V', U')$  будем называть *классом задач* на модели  $(V, U)$ . В дальнейшем будем опускать верхний символ у обозначений  $V'$  и  $U'$ .

Для любого подмножества  $F \subseteq V$  примем обозначение  $U(F) = \bigcup_{v \in F} U(v)$ . Класс задач  $K$  является *корректно определенным*, если для любого  $F \subseteq V$  выполняется условие

$$|U(F)| - |F| \geq 0. \quad (2.1)$$

Непустое множество  $F \subseteq V$ , для которого выполняется условие

$$|U(F)| - |F| = 0, \quad (2.2)$$

называется *критическим*.

Смысл определений (2.1), (2.2) заключается в следующем:

- если число отношений *превышает* число связанных ими переменных, это означает, что какие-либо из переменных определяются неоднозначно, следовательно, класс задач определен некорректно;

- если число отношений *не превышает* числа переменных, то класс задач определен корректно, но однозначно определить значение каждой переменной возможно лишь в том случае, когда число отношений *равно* числу переменных.

*Корректно определенная задача*  $Z$  формулируется как совокупность корректно определенного класса  $K$  и множества переменных  $U_{вых} \subset U$ , значения которых необходимо определить, то есть  $Z = (K, U_{вых})$ .

Критическое множество отношений  $F \subseteq V$  называется *разрешающей системой* для задачи  $Z = (K, U_{\text{вых}})$ , если  $U_{\text{вых}} \subseteq U(F)$ .

Таким образом, проблемная задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$  *разрешима* (т.е. существует алгоритм вычисления значений вычислений  $U_{\text{вых}}$ ), если для нее существует хотя бы одна разрешающая система.

После нахождения разрешающей системы отношений  $F$  целесообразно свести процедуру решения этой системы к последовательности решения системы отношений меньшего размера с последовательной подстановкой определившихся переменных в остальные отношения.

Рассмотрим разбиение  $\{F_i\}$  системы, такое, что  $F = \bigcup_i F_i$ ;  $F_i \cap F_j = \emptyset$  при  $i \neq j$ . Обозначим  $\Phi_j = \bigcup_{1 \leq i \leq j} F_i$ . Разбиение  $\{F_i\}$  называется *блочно-треугольным*, если для всех  $\Phi_j$  выполняется условие (2.2).

Разбиение  $\{F_i\}$  называется *максимальным*, если оно является подразбиением любого другого разбиения, т.е. если для любого другого разбиения  $\{F'_j\}$  и любого  $F_i$  всегда существует  $F'_k \in \{F'_j\}$  такое что  $F'_i \subseteq F'_k$ .

Для построения проблемно-ориентированной системы необходимо рассмотреть следующие две задачи планирования вычислений:

1. Определение разрешимости задачи и нахождение для разрешимой задачи разрешающей системы минимального размера.
2. Нахождение максимального блочно-треугольного разбиения разрешающей системы отношений.

Эти задачи сводятся к задаче построения максимального паросочетания в двудольном графе.

### 2.2.2. Задача построения максимального паросочетания

Подмножество  $M$  ребер графа  $G = (V, E)$  называется паросочетанием, если никакие два ребра из  $M$  не имеют общей вершины.

Паросочетание, имеющее наибольшее число ребер, называется

максимальным паросочетанием.

Задача о паросочетании заключается в нахождении в заданном графе  $G = (V, E)$  максимального паросочетания.

Если мощность паросочетания равна наибольшему возможному значению в графе с  $|V|$  вершинами, то паросочетание называется полным.

Рассмотрим граф  $G = (V, E)$ , в котором фиксировано некоторое паросочетание  $M$ . Ребра, входящие в  $M$ , называются *ребрами паросочетания*, остальные ребра называются *свободными* относительно  $M$ . Вершины, не инцидентные никакому ребру паросочетания  $M$ , называются свободными относительно  $M$ . Остальные вершины объединены в пары и называются *напарниками*.

Путь  $p = [v_1, v_2, \dots, v_k]$  в графе  $G$  называется *чередующимся*, если ребра этого пути поочередно не принадлежат и принадлежат паросочетанию, т.е. если ребра  $(v_1, v_2)$ ,  $(v_3, v_4) \dots (v_{2j-1}, v_{2j}) \dots$  свободны, а ребра  $(v_2, v_3)$ ,  $(v_4, v_5) \dots (v_{2j}, v_{2j+1}) \dots$  входят в  $M$ .

Чередующийся путь  $p = [v_1, v_2, \dots, v_k]$  называется *увеличивающим* относительно паросочетания  $M$ , если вершины  $v_1$  и  $v_k$  свободны относительно  $M$ .

Можно показать [5], что если  $P$  - множество ребер увеличивающего пути  $p = [v_1, v_2, \dots, v_k]$  в графе  $G$  относительно паросочетания  $M$ , то в графе  $G$  существует паросочетание  $M' = M \oplus P$ , причем  $|M'| = |M| + 1$ . Символ  $\oplus$  обозначает симметрическую разность  $M$  и  $P$ , т.е.  $M' = (M \cup P) \setminus (M \cap P)$ .

Можно также показать, что если паросочетание  $M$  в графе  $G$  максимально тогда и только тогда, когда в  $G$  не существует увеличивающего пути относительно  $M$ .

На основе этих утверждений можно составить следующий укрупненный алгоритм нахождения максимального паросочетания [5]:

1. Выбирают произвольное паросочетание (например, пустое).
2. Определяются последовательно увеличивающие пути  $P$  в графе  $G$  относительно текущего паросочетания  $M$ .
3. Текущее паросочетание увеличивается до  $M \oplus P$ .
4. Работа алгоритма заканчивается тогда, когда в  $G$  не существует увеличивающего пути относительно  $M$ .

В анализируемых задачах проектирования граф  $G = (V, U, E)$  вычислительной модели является двудольным, где  $V$  - множество отношений модели;  $U$  - множество переменных модели;  $E$  - множество ребер  $\{e\}$ ,  $e = (v, u)$ , если переменная  $u$  связана отношением  $v$ .

Без ограничения общности положим, что  $|V| \leq |U|$  и будем искать увеличивающие пути, начинающиеся в  $V$ . Тогда, если  $M^*$  - максимальное паросочетание, то очевидно, что  $|M^*| \leq |V|$ .

Алгоритм построения паросочетания состоит из  $j$  этапов. На каждом этапе из множества  $V$  выбирается очередная свободная вершина (т.е. вершина, не являющаяся инцидентной ни одному ребру текущего паросочетания  $M$ ). Из свободной вершины строятся все возможные (и разумные) чередующиеся пути. Если на некотором шаге этапа достигается хотя бы одна свободная вершина из  $U$ , то это означает, что найден увеличивающий путь относительно  $M$ . Далее из множества чередующихся путей извлекается увеличивающий путь ( $P$ ), производится пометка ребер нового паросочетания и строится новое, расширенное, паросочетание (т.е. производится операция  $M \oplus P$ ). Далее этап повторяется.

### **Алгоритм 5.**

*Вход:* двудольный граф  $G = (V, U, E)$ .

*Выход:* множество ребер максимального паросочетания  $M$ .

*Использует:*  $V_0$  - множество начальных вершин увеличивающих путей;  $U_0$  - множество конечных вершин увеличивавших путей;  $V_M$  - множество просмотренных вершин на каждом этапе алгоритма;

$p(a)$  - пометка вершины  $a \in V \cup U$ :  $b = p(a)$  - вершина, предыдущая вершине  $a$  на чередующемся пути;  $M = \phi$ ,  $V_0 = V$ ,  $U_0 = U$  - начальные данные.

1. Обнулить пометки у всех вершин графа. Если  $V_0 = \phi$ , то перейти на п. 10. Выбрать и удалить  $v$  из  $V_0$  ( $V_0 = V_0 \setminus v$ ). Запомнить  $v$ : ( $v'' = v$ ).

2. Обнулить множество просмотренных вершин ( $V_M = \phi$ ).

3. Выбрать вершину  $u$ , смежную с  $v$  и непросмотренную: ( $u : \exists (v, u) \in E \wedge p(u) = 0$ ). Если вершина  $u$  существует, то перейти на п.4. Иначе (все вершины, смежные с  $u$ , просмотрены) перейти на п.6.

4. Если  $u$  свободная ( $u \in U_0$ ), то перейти на п.7.

5. Вершина  $u$  принадлежит ребру текущего паросочетания ( $\exists v' : (v', u) \in M$ ).

5.1. Расставить пометку:  $p(v') = u$ .

5.2. Дополнить множество просмотренных вершин вершиной, смежной с  $u$  по ребру паросочетания ( $V_M = V_M \cup v'$ , где  $(v', u) \in M$ ).

5.3. Расставить пометку  $p(v') = u$ .

5.4. Перейти на п.3.

6. Выбрать и удалить  $v$  из  $V_M$  ( $V_M = V_M \setminus v$ ); если  $V_M = \phi$  (увеличивающего пути относительно начального  $v$  нет), то переход на п. 1. Иначе переход на п.3.

7. Внести ребро  $(v, u)$  в паросочетание ( $M = M \cup (v, u)$ ). Убрать  $u$  (свободную вершину) из списка свободных ( $U_0 = U_0 \setminus u$ ). Если  $p(v) = 0$  (вершина  $v$  свободная), то перейти на п. 1.

8. Убрать ребро  $(p(v), v)$  из паросочетания ( $M = M \setminus (p(v), v)$ ).

9. Взять предыдущее ребро чередующегося пути ( $u = p(v), v = p(u)$ ). Перейти на п.7.

10. Максимальное паросочетание  $M$  построено (нет ни одного увеличивающего относительно  $M$  пути ни для одной из свободных вершин).

11. Конец алгоритма.

*Пример 2.5.* Математическая модель представлена следующей системой уравнений:

$$\begin{cases} 2u_1 + u_2 = a \\ u_1 - u_2 + u_3 = b \\ u_2 + u_4 + 3u_3 = c, \end{cases}$$

где  $a, b, c$  – известные константы. Задано значение  $u_3$ , найти  $u_4$ .

Схема отношений, соответствующая данной модели, и схема класса задач, полученная удалением известной величины  $u_3$  и инцидентных ей ребер, приведена на рис. 2.3.

Построим в графе, показанном на рис. 2.3-б, максимальное паросочетание, используя алгоритм 6.

Начальные данные:  $V_0 = \{v_1, v_2, v_3\}, U_0 = \{u_1, u_2, u_4\}$ .

1. Пометки всех вершин обнуляются. Выбирается вершина  $v'' = v_1$ , тогда  $V_0 / v_1 = \{v_2, v_3\}$

2.  $V_M = \emptyset$ .

3. Выбирается смежная с вершиной  $v_1$  и непросмотренная еще вершина  $u_1$ :  $u = u_1$ .

4. Поскольку  $u_1$  свободна ( $u_1 \in U_0$ ), то осуществляется переход к пункту 7.

7. В паросочетание включается первое ребро:  $M = \{(v_1, u_1)\}$ . Из множества свободных вершин-переменных удаляется  $u_1$ :  $U_0 = \{u_2, u_4\}$ . Поскольку вершина  $v_1$  не помечена ( $p(v_1) = 0$ ), переходим к п. 1.

1.  $v'' = v_2, V_0 = \{v_3\}$

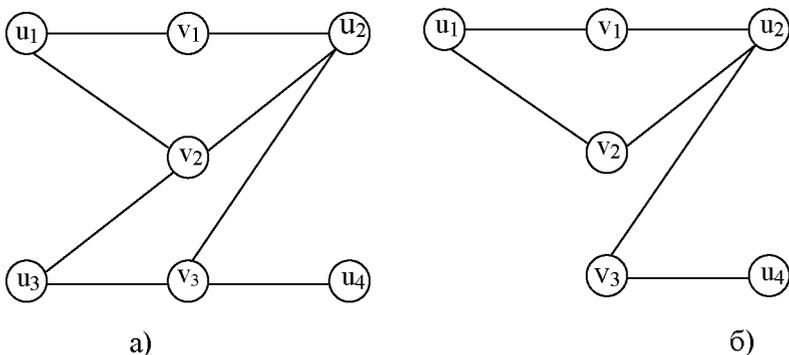


Рис. 2.3. Схема отношений задачи (а) и схема класса задач (б) для примера 2.6

2.  $V_M = \emptyset$ .
  3.  $u = u_2$ .
  4.  $u \in U_0 \Rightarrow$  переходим к п. 7.
  7.  $M = \{(v_1, u_1), (v_2, u_2)\}$ ,  $U_0 = \{u_4\}$ ,  $p(v_2) = 0 \Rightarrow$  происходит переход к п. 1.
    1.  $v'' = v_3$ ,  $V_0 = \emptyset$ .
    2.  $V_M = \emptyset$ .
    3.  $u = u_4$ .
    4.  $u \in U_0 \Rightarrow$  переходим к п. 7.
    7.  $M = \{(v_1, u_1), (v_2, u_2), (v_3, u_4)\}$ ,  $U_0 = \emptyset$ ,  $p(v_3) = 0 \Rightarrow$  происходит переход к п. 1.
      1. Поскольку  $V_0 = \emptyset$ , то переходим к п. 10.
      10. Максимальное паросочетание:  $M = \{(v_1, u_1), (v_2, u_2), (v_3, u_4)\}$ .  
 Построенное максимальное паросочетание показано на рис. 2.4.  
 Доказано, что класс задач  $K = (V, U_{\text{вып}})$  корректно определен тогда и только тогда, когда в его графе существует полное паросочетание.
- Применительно к задачам планирования вычислений на моделях

это полнота паросочетания означает, что число его ребер равно числу вершин-отношений графа, т.е.  $|M| = |V|$ .

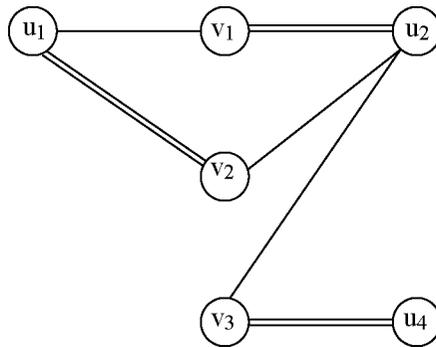


Рис. 2.4. Максимальное паросочетание для примера 2.6

Для задачи, рассматриваемой в примере 2.6, паросочетание является полным, т.к.  $|M| = |V| = 3$ . Это означает, что рассматриваемая задача нахождения переменных  $u_1, u_2, u_4$  по заданной системе уравнений и известной величине  $u_3$  является корректной: все искомые переменные определяются однозначно.

### 2.2.3. Нахождение минимальной разрешающей системы отношений

После того, как рассматриваемая задача определена как корректная, необходимо установить, является ли она разрешимой, и построить для нее разрешающую систему отношений  $F \subseteq V$  (см. п. 2.2.1).

Построение разрешающей системы выполняет следующий алгоритм [5].

#### Алгоритм 6.

*Вход:* двудольный граф  $G = (V, U, E)$  и поставленная на нем задача  $(U_{\text{вх}}, U_{\text{вых}})$ .

*Выход:*  $V^*$  - множество отношений минимальной разрешающей системы отношений.

1. Убрать из  $U$  вершины  $U_{ex}$  и инцидентные им ребра:

$$U = U \setminus U_{ex},$$

$$E = E \setminus E_{ex}, \text{ где } E_{ex} = \{e = (v, u); u \in U_{ex}\}$$

2. Если существует  $v \in V: U(x) = \emptyset$ , то класс задач определен некорректно; переход на п. 9.

3. Найти максимальное паросочетание  $M$  (алгоритм 6).

4. Если  $|M| < |V|$ , то класс задач определен некорректно; переход на п. 9.

5. Если  $U_{облх} \notin M(V)$ , то задача неразрешима; переход на п. 9.

6. Построить орграф  $G_p = (V, U, D)$ , где

$$D = \begin{cases} d = (u, v), & \text{если } (v, u) \in M, \\ d = (v, u), & \text{если } (v, u) \in E \setminus M. \end{cases}$$

7. Построить множества  $C_U(U_{облх})$ ,  $C_V(U_{облх})$ , где  $C_U(U_{облх})$  - множество вершин-переменных, достижимых из  $U_{облх}$ ,  $C_V(U_{облх})$  - множество вершин-отношений, достижимых из  $U_{облх}$ . Для построения указанных множеств может использоваться известный алгоритм «поиска в ширину» [5].

8. Если  $C_U(U_{облх}) \in M(V)$ , то  $C_V(U_{облх})$  - минимальная разрешающая система отношений:  $V^* = C_V(U_{облх})$ , иначе задача неразрешима.

9. Конец алгоритма.

*Пример 2.6.* Построим минимальную разрешающую систему для задачи, рассмотренной в примере 2.5.

Пункты 1...4 алгоритма 7 выполнены ранее, при построении максимального паросочетания (см. рис. 2.4) установлено, что класс задач определен корректно.

5.  $(U_{облх}) = \{u_4\} \in M(V) \Rightarrow$  задача разрешима.

6. Строится орграф  $G_p = (V, U, D)$  (рис. 2.5-а).

7.  $C_U(U_{облх}) = \{u_1, u_2\}$ ,  $C_V(U_{облх}) = \{v_1, v_2, v_3\}$ .

8. Поскольку  $C_U(U_{\text{вых}}) \in M(V)$ , то построена минимальная разрешающая системы отношений  $V^* = \{v_1, v_2, v_3\}$ .

9. Конец алгоритма.

### 2.2.4. Нахождение сильно связанных компонент графа

Как указывалось в п. 2.3.1., решение задачи с найденной минимальной разрешающей системой отношений  $F$  может быть разделено на решение ряда задач меньшей размерности путем построения блочно-треугольного разбиения. В свою очередь, построение блочно-треугольного разбиения сводится к отысканию компонент сильной связности [5,6].

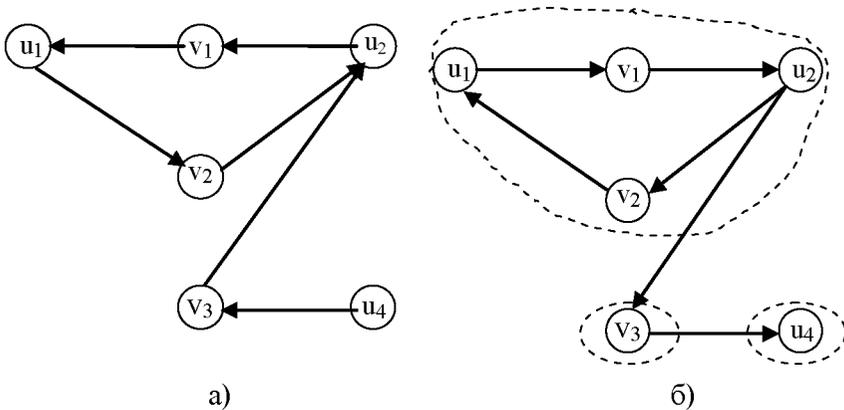


Рис. 2.5. Орграфы  $G_p$  (а) и  $G_D$  (б) к примеру 2.7.

Ориентированный граф сильно связан, если для каждой пары вершин  $v_i, v_j$  существует по крайней мере одна цепь из  $v_i$  в  $v_j$  и по крайней мере одна цепь из  $v_j$  в  $v_i$ . Максимальный сильно связный подграф ориентированного графа называется сильно связной компонентой. Каждая вершина, не входящая ни в какую сильно связную компоненту, образует отдельную тривиальную компоненту.

**Алгоритм 7.** Построение сильно связанных компонент осуществляется следующим образом. Из некоторой вершины строится цепь (т.е. последовательность таких дуг, что начало каждой следующей дуги совпадает с концом предыдущей). Если при просмотре очередной вершины  $v'$  обнаруживается дуга, конечная вершина которой  $v''$

уже принадлежит цепи, это значит, что обнаружен простой *цикл* (цепь, конечная вершина которой совпадает с начальной, причем никакие дуги не повторяются), и все его вершины относятся к одной сильно связной компоненте.

Таким образом, просмотрев все дуги (например, с помощью алгоритма «поиска в глубину»), можно найти в графе все компоненты сильной связности.

Для примера 2.5 компоненты сильной связности имеют следующий вид:  $K_1 = \{u_1, v_1, u_2, v_2\}$ ,  $K_2 = \{v_3\}$ ,  $K_3 = \{u_4\}$  (см. рис. 2.5-б).

### 2.2.5. Нахождение блочно-треугольного разбиения разрешающей системы отношений

Пусть  $V^*$  - множество отношений минимальной разрешающей системы,  $U^* = U(V^*)$ , т.е. множество неизвестных переменных (вершины известных переменных были удалены из двудольного графа при построении схемы класса задач). Тем самым определен граф  $G^* = (V^*, U^*, E^*)$ , где  $E^* = \{(v, u) : v \in V^*, u \in U^*\}$ .

По графу  $G^*$  построим ориентированный двудольный граф  $G_D = (V^*, U^*, D)$  следующим образом.

1. Ребро  $(v, u) \in M^*$  графа  $G^*$  переходит в дугу  $(v, u) \in D$  графа  $G_D$ .
2. Ребро  $(v, u) \in E^* \setminus M^*$  графа  $G^*$  переходит в дугу  $(u, v) \in D$  графа  $G_D$ .

Граф  $G_D$  для примера 2.5 приведен на рис. 2.5-б.

Блочно-треугольное разбиение разрешающей системы отношений строится по графу  $G_D$  следующим образом.

Пусть  $\{W_i\}, i = \overline{1, n}$  - разбиение графа  $G_D$  на компоненты сильной связности. Построим для  $\{W_i\}$  отношение частичного порядка: для каждой двух компонент сильной связности  $W_j \neq W_k$ ,  $W_j \in \{W_i\}, W_k \in \{W_i\}$  условие  $j < k$  выполняется тогда, когда существует цепь из множества вершин  $W_j$  в множество вершин  $W_k$  на графе  $G_D$ . Если же не суще-

ствует ни цепи из  $W_j$  в  $W_k$ , ни цепи из  $W_k$  в  $W_j$ , то порядок безразличен.

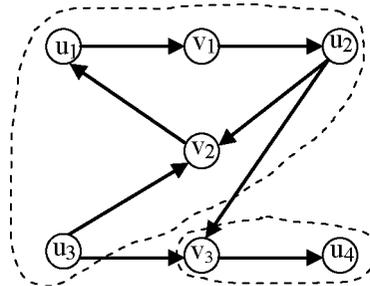


Рис. 2.6. Схема решения задачи

Элементы разбиения  $\{W_i\}$ , упорядоченные указанным образом, представляют собой блочно-треугольное разбиение разрешающей системы.

С целью получения алгоритма решения задачи производится объединение тривиальных компонент сильной связности и добавление к их элементам вершин входных переменных.

Для примера 2.6 производится объединение тривиальных компонент  $K_2, K_3$ , а к элементам компоненты  $K_1$  добавляется входной параметр  $u_3$ . В результате получаем структуру подсистем уравнений разрешающей системы, представленную на рис. 2.6.

Решение задачи сводится к последовательности шагов:

- 1) подставить известное значение  $u_3$  переменной в уравнение  $v_2$  и разрешить систему уравнений  $v_1$  и  $v_2$  относительно переменных  $u_1, u_2$ ;
- 2) подставить значения переменных  $u_2$  и  $u_3$  в уравнение  $v_3$  и решить его относительно переменной  $u_4$ .

### 3. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ<sup>1</sup>

Программное обеспечение (ПО) проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования было разработано в среде программирования DELPHI XE. ПО позволяет выполнять следующие задачи:

- расчет параметров КАН, его систем и ракет-носителей;
- оптимизация проектных параметров изделий РКТ;
- создание новых проблемно-ориентированных систем и работа с ними.

При запуске программы появляется стартовое окно программы, из которого пользователь может перейти либо к исполнительной части программы, либо к одному из разделов справки.

После нажатия кнопки «Перейти к программе» появится стартовое окно программы (рис.3.1). Пользователю предлагается выбор – работать с уже существующими моделями или создать новую. Выбрать модель можно из выпадающего списка, расположенного напротив переключателя «Готовая модель» (рис.3.2).

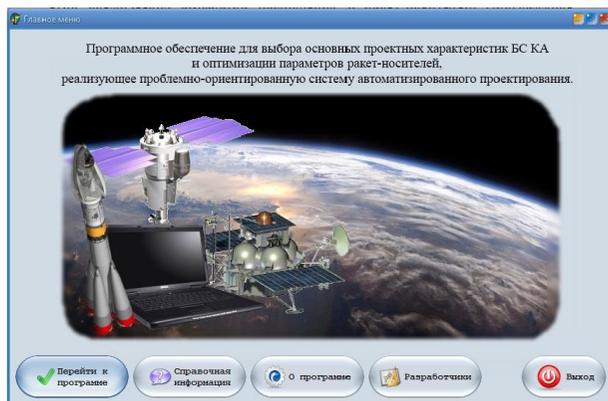


Рис. 3.1. Стартовое окно программы

<sup>1</sup> В разработке программного обеспечения приняли участие студенты и аспиранты Фомичёв С.Г., Белкин В.Б., Якицик А.А.

Редактирование и добавление моделей осуществляется через соответствующие пункты меню «Работа с моделями». Пункты «Добавить модель» и «Редактировать модель» становятся активными только при выборе соответствующего переключателя в главном окне.

Редактирование готовых моделей, как и создание новых, происходит в текстовом поле «Математическая модель» окна «Управление моделями». В данной версии программы для ввода модели в окно программного комплекса необходимо использовать стандартные идентификаторы. Каждый идентификатор должен иметь формат  $u_i$ , где  $u$ -буква латинского алфавита (прописная или строчная),  $i$ - уникальный числовой индекс.

В дальнейшем предполагается модифицировать ПО для предоставления пользователю возможности создания моделей с использованием параметров в «естественной» форме.

После создания/изменения модели необходимо перейти к соответствующему пункту меню «Работа с моделями». В появившемся окне (рис. 3.3) пользователь должен заполнить все необходимые поля:

- 1) «Выходные переменные» - вводятся индексы выходных (искомых) параметров.
- 2) «Входные переменные» - вводятся индексы входных (известных) параметров.
- 3) «Значения» - вводятся значения входных параметров.
- 4) «Ограничения на переменные» - вводятся предполагаемые интервалы изменения всех параметров.
- 5) «Требуемая точность» - задается для всех параметров.
- 6) «Описание системы» - поле не обязательно для заполнения, но в нем рекомендуется описать все используемые идентификаторы для облегчения пользователю работы с моделью.
- 7) Если введенная модель описывает бортовую систему КА и в ней фигурируют параметры, для которых имеются индивидуальные поля в правом нижнем углу окна, необходимо указать индексы этих параметров. Это позволит использовать данную модель для расчета массогабаритных характеристик КА в целом.

- 8) Поля для автозаполнения ограничений на переменные и точности вычислений.

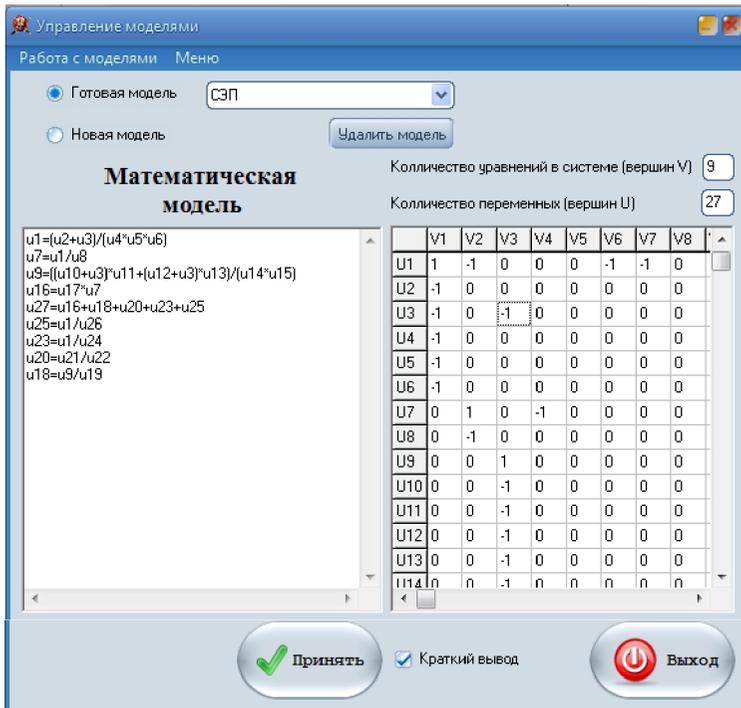


Рис. 3.2. Окно ввода математической модели

При нажатии кнопки «Сохранить изменения» модель будет сохранена на жестком диске. При наличии синтаксических ошибок программа прервет процесс сохранения модели и выдаст сообщение с информацией о некорректности введенных данных.

После записи информации на жесткий диск снова откроется главное окно программы. При нажатии на кнопку «Принять» работа программы может пойти двумя путями – в зависимости от того, установлен ли флажок «Краткий вывод».

Если этот пункт не выбран, программа продемонстрирует все этапы поиска решения с построением соответствующего графа для каждого этапа (см. пример в разделе 4.1). Если же выбран краткий

вывод, программа сразу отобразит окно с результатами (рис. 3.4). В нем будет отображена последовательность решения уравнений модели, если задача корректна и разрешима. В противном случае будет выведено соответствующее сообщение.

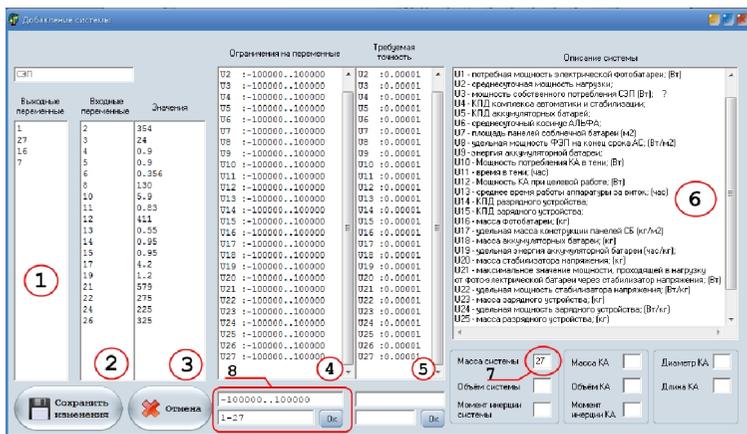


Рис. 3.3. Окно редактирования/добавления модели

Если система корректна и разрешима, она может быть решена численно после нажатия соответствующей кнопки. Пользователю будет показано окно, содержащее информацию о результатах вычисления (рис. 3.5).

В случае, если значение одной или нескольких переменных найти не удалось, программа укажет это в результатах. В этом случае рекомендуется проверить указанный для данной переменной диапазон поиска – возможно, искомое значение не попадет в указанный интервал. Подобная ситуация может возникнуть также из-за кратности корней, в этом случае тоже рекомендуется варьировать диапазон поиска.

Для увязки параметров КА в целом необходимо в окне «Управление моделями» войти в меню «Работа с моделями» и выполнить команду «Увязка массогабаритных параметров КА»; в результате появляется одноименное окно (рис. 3.6). В поле «Системы» отображены все имеющиеся в наличии математические модели. В расположенное

под ним поле пользователь может добавить модели бортовых систем, которые должны быть учтены при расчете характеристик КАН.

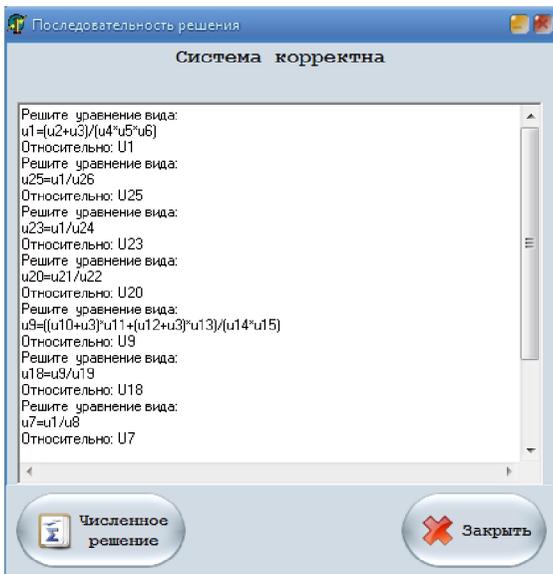


Рис. 3.4. Окно с результатами анализа модели.

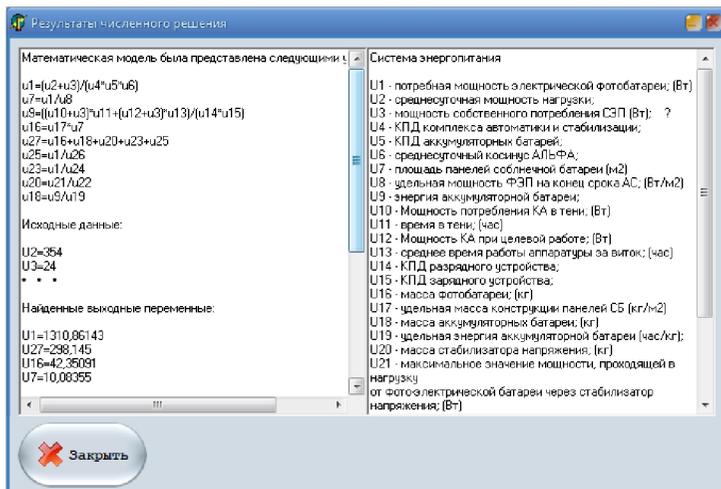


Рис. 3.5. Результаты численного решения

Первой в список моделей должна быть помещена модель ОЭТК, поскольку увязка характеристик КА осуществляется на основе данной бортовой системы.

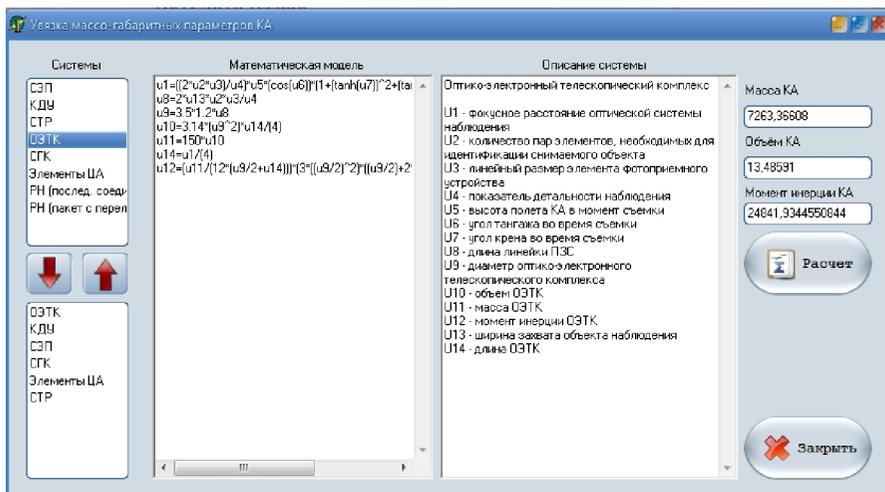


Рис. 3.6. Модуль увязки массогабаритных характеристик КА

Наполнение нижнего списка моделями осуществляется либо с помощью кнопок-стрелок, либо с помощью двойного щелчка мыши по названию модели. При нажатии кнопки «Расчет» программа ищет приближенное значение массы, объема и момента инерции КА. При использовании этого модуля необходимо предварительно убедиться, что все ранее сохраненные модели рассчитываются корректно.

Для оптимизации проектных параметров РН используется модуль «Оптимизация параметров модели», который также вызывается из меню «Работа с моделями».

В правой части открывшегося окна (рис. 3.7), в поле «Оптимизируемая величина», необходимо указать индекс параметра, являющегося целевой функцией, и вид оптимизации (max/min), а в окне «Ограничение на параметр:» - вид основного ограничения (</>). Изменение вида оптимизации и вида ограничения осуществляется нажатием на соответствующую кнопку. Имеется также возможность ввести дополнительные ограничения (не более 5) на значение какой-

либо из переменных. Для этого необходимо нажать кнопку «+» в нижней части окна и заполнить открывшиеся поля. Удаление ограничения осуществляется кнопкой «-».

После заполнения всех полей необходимо нажать кнопку «Расчет» вверху окна. В качестве результата программа выдает полученные значения ограничений, значение целевой функции и значения варьируемых величин, при которых был получен оптимальный результат.

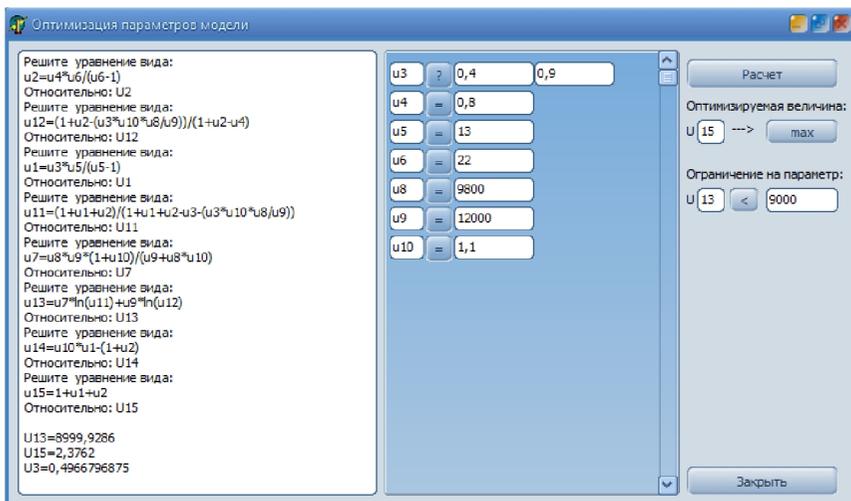


Рис. 3.7. Окно оптимизации параметров модели.

С помощью данного модуля можно решать также задачи оптимизации для любых ранее сохраненных моделей.

## 4. ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАБЛЮДЕНИЯ

Для построения конструктивно-компоновочной схемы проектируемого космического аппарата, расчета моментов инерции КА и составления предварительной массовой сводки прежде всего следует рассчитать массогабаритные, объемные и энергетические характеристики целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, которые необходимы и достаточны для их реализации в конструкции.

В состав математических моделей, используемых программным комплексом, реализующим проблемно-ориентированную систему автоматизированного выбора проектных параметров КАН, включены модели тех элементов целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем, которые требуют для своей реализации относительно больших затрат массы [1]. В то же время, поскольку программное обеспечение является открытым, при необходимости могут быть введены дополнительные модели, что обеспечит более точное решение поставленной проектной задачи.

### 4.1. Целевая аппаратура

#### 4.1.1. Оптико-электронный телескопический комплекс

Модель оптико-электронного телескопического комплекса (ОЭТК), построенная на основе геометрических законов оптики, имеет следующий вид.

Необходимое фокусное расстояние оптической системы наблюдения

$$f = \frac{n \cdot 2 \cdot \Delta l}{D} \cdot H \cdot \cos \vartheta (1 + \operatorname{tg}^2 \gamma + \operatorname{tg}^2 \vartheta),$$

где:  $H$  - высота полета КА в момент съемки;

$D$  - заданный показатель детальности наблюдения;

$\vartheta$  и  $\gamma$  - соответственно углы тангажа и крена КА во время проведения съемки;

$\Delta l$  - линейный размер элемента фотоприемного устройства - линейки или матрицы прибора с зарядовой связью (ПЗС);

$n$  - количество пар элементов, необходимых для идентификации снимаемого объекта.

Необходимая длина линейки ПЗС

$$l = \frac{B \cdot f}{H \cdot \cos \vartheta (1 + \operatorname{tg}^2 \gamma + \operatorname{tg}^2 \vartheta)},$$

где  $B$  - заданная ширина захвата объекта наблюдения.

Диаметр главного зеркала

$$D_{ГЗ} = k_{ГЗ} \cdot l,$$

где  $k_{ГЗ}$  - коэффициентом превышения диаметра главного зеркала оптико-электронного телескопического комплекса над длиной фотоприемного устройства (линейки ПЗС). По статистике, для лучших современных оптических систем,  $k_{ГЗ} = 3...4$  и выбирается исходя из условий минимизации искажений.

Диаметр ОЭТК

$$D_{ОЭТК} = k_D \cdot D_{ГЗ},$$

где  $k_D$  - коэффициент превышения диаметра корпуса оптико-электронного телескопического комплекса над диаметром главного зеркала. Для современных оптических систем  $k_D \approx 1,17$ .

Длина ОЭТК

$$L_{ОЭТК} = \frac{f}{k_f},$$

где  $k_f$  - коэффициент превышения фокусного расстояния оптико-электронного телескопического комплекса над его длиной  $k_f$  исходя из возможности уменьшения длины ОЭТК за счет установки вторичных зеркал и линзовых корректоров. Для лучших современных оптических систем  $k_f = 3...4$ . Исключение составляют четырехлинзовые зеркальные системы, у которых этот коэффициент может быть больше.

Объем ОЭТК

$$V_{ОЭТК} = \frac{\pi \cdot D_{ОЭТК}^2}{4} \cdot L_{ОЭТК}.$$

Масса ОЭТК определяется по данным статистики или по приближенным зависимостям:

$$m_{\text{ОЭТК}} = \text{um}_{\text{ОЭТК}} \cdot V_{\text{ОЭТК}},$$

где  $\text{um}_{\text{ОЭТК}}$  - удельная масса ОЭТК (масса, приходящаяся на единицу объема), которая по данным статистики составляет 130...180 кг/м<sup>3</sup>.

Следует заметить, что удельная масса ОЭТК представляет собой не что иное, как среднюю плотность компоновки ОЭТК.

Приведенный момент инерции ОЭТК относительно поперечной оси, проходящей через геометрический центр этого цилиндра,

$$J = \frac{m_{\text{ОЭТК}}}{12 \left( \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right)} \times \left[ 3 \left( \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} \right)^2 \left( \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + 2L_{\text{ОЭТК}} \right) + L_{\text{ОЭТК}}^2 \left( 3 \frac{D_{\text{ОЭТК}}}{2} + L_{\text{ОЭТК}} \right) \right].$$

Под приведенным моментом инерции понимается момент инерции цилиндра относительно поперечной оси, проходящей через геометрический центр этого цилиндра. При этом масса цилиндра принимается равной массе анализируемого элемента, а диаметр и длина цилиндра - равными соответственно среднему диаметру и средней длине КА. В данном случае считается, что масса ОЭТК как бы "размазана" по поверхности цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата.

Таблица 4.1 – Соответствие параметров модели ОЭТК идентификаторам программы

Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели
u1	$f$	u6	$g$	u11	$m_{\text{ОЭТК}}$
u2	$n$	u7	$\gamma$	u12	$J$
u3	$\Delta l$	u8	$l$	u13	$B$
u4	$D$	u9	$D_{\text{ОЭТК}}$	u14	$L_{\text{ОЭТК}}$
u5	$H$	u10	$V_{\text{ОЭТК}}$		

Воспользуемся для расчета параметров ОЭТК проблемно-ориентированной системой автоматизированного проектирования. Для ввода уравнений математической модели в диалоговое окно про-

граммного обеспечения всем ее параметрам ставятся в соответствие стандартные идентификаторы согласно табл. 4.1.

Соответственно в диалоговое окно программного комплекса уравнения вводятся в следующем стандартизованном виде:

$$\begin{aligned}
 u1 &= ((2 * u2 * u3) / u4) * u5 * (\cos(u6)) * (1 + (\tanh(u7))^2 + (\tanh(u6))^2) \\
 u8 &= 2 * u13 * u2 * u3 / u4 \\
 u9 &= 3.5 * 1.2 * u8 \\
 u10 &= 3.14 * (u9^2) * u14 / (4) \\
 u11 &= 150 * u10 \\
 u14 &= u1 / (4) \\
 u12 &= (u11 / (12 * (u9/2 + u14))) * (3 * ((u9/2)^2) * ((u9/2) + 2 * u14) + (u14^2) * (1.5 * u9 + u14))
 \end{aligned}$$

Табл. 4.2 содержит значения исходных данных, вводимых в программу.

Таблица 4.2- Исходные данные для ОЭТК

Идентификатор	Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Идентификатор	Численное значение
u2	$n$	1	u6	$\vartheta$	0
u3	$\Delta l$	$6 \cdot 10^{-6}$ м	u7	$\gamma$	0
u4	$D$	0,4 м	u13	$B$	13000 м
u5	$H$	$7 \cdot 10^5$ м			

На рис. 4.1 приведен двудольный граф связей уравнений и переменных, представляющий собой операторную схему модели ОЭТК.

На рис. 4.2 показано диалоговое окно с введенной математической моделью системы и матрицей связей между уравнениями модели и ее параметрами, построенной программой.

На рис.4.3-а приведен двудольный граф связей уравнений и переменных модели, построенный программным комплексом; можно видеть, что структурно он идентичен графу, построенному «вручную» (см. рис.4.1).

На рис. 4.3-б показан двудольный граф с удаленными из него входными вершинами, соответствующими заданным параметрам модели (см. табл. 4.2).

На рис. 4.4-а приведено максимальное паросочетание, устанавливающее связь искомых переменных с уравнениями, из которых они могут быть выражены.

Граф достижимых вершин, показанный на рис. 4.4-б, позволяет проследить последовательность решения уравнений модели. На этом графе темным цветом показаны связи каждой искомой переменной с уравнением, из которого она может быть выражена, а белым – связи с другими переменными, которые необходимо подставить в соответствующее уравнение.

Диалоговое окно, содержащее фрагмент последовательности вычислений по введенной модели, которая была определена программным комплексом, приведено на рис. 4.5.

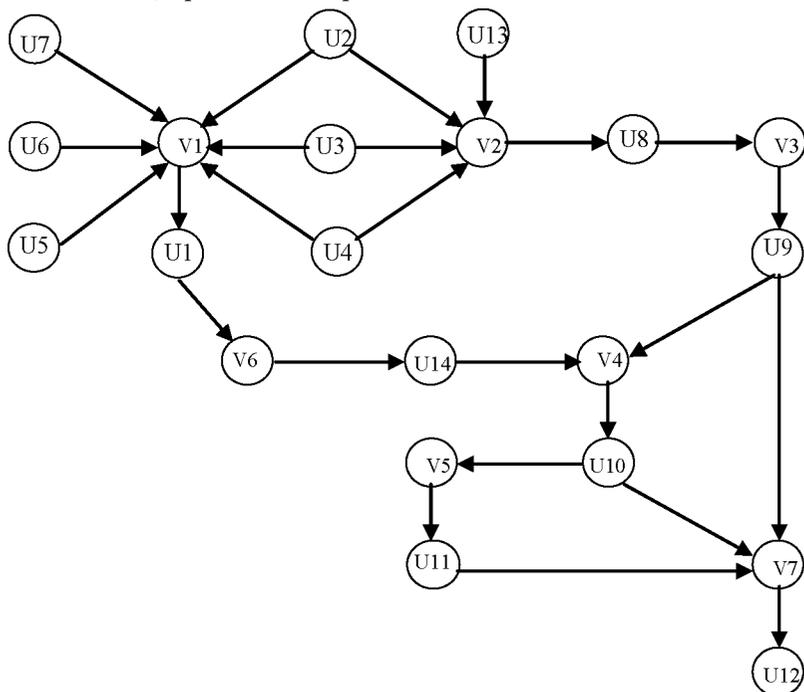


Рис.4.1. Операторная схема модели ОЭТК

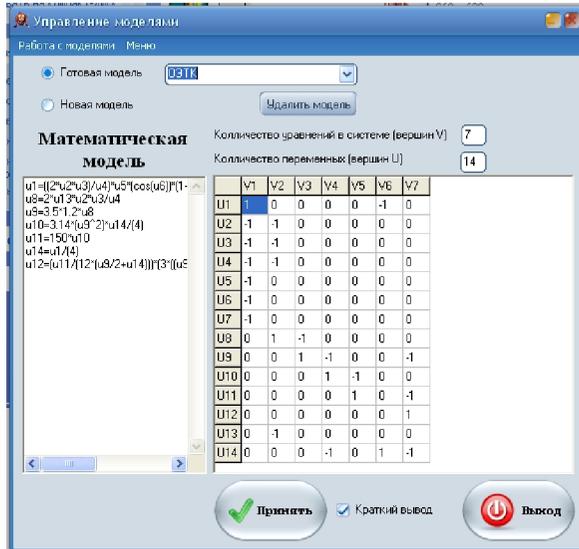


Рис. 4.2. Диалоговое окно ввода модели ОЭТК

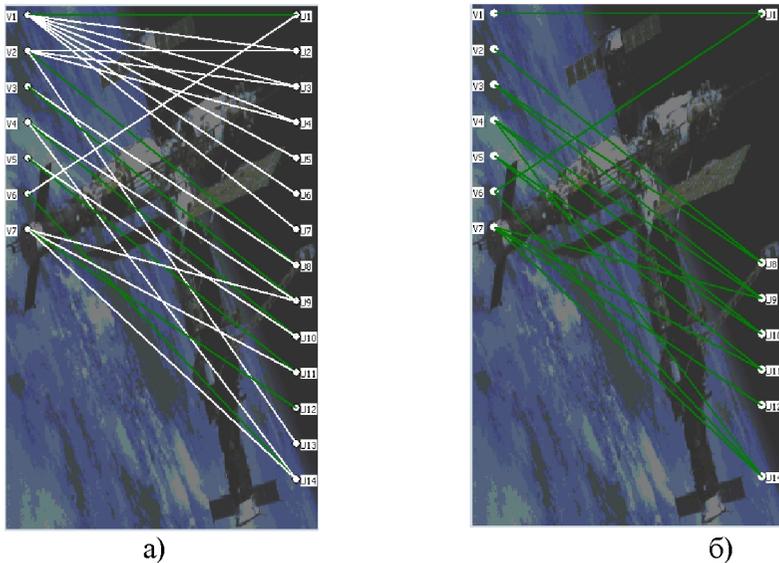
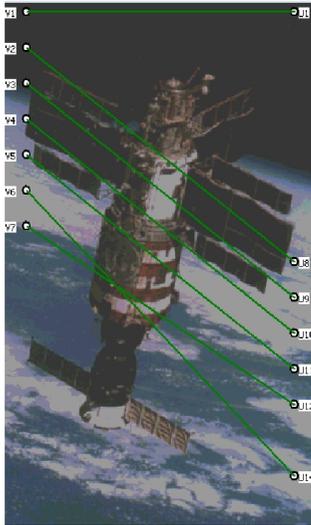
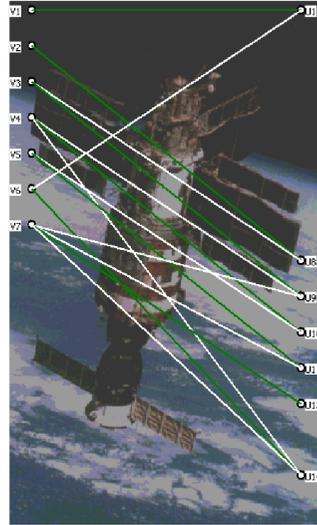


Рис. 4.3. Исходный граф связей (а) и граф с удаленными входными вершинами (б)



а)



б)

Рис. 4.4. Максимальное паросочетание (а) и граф достижимых вершин (б)

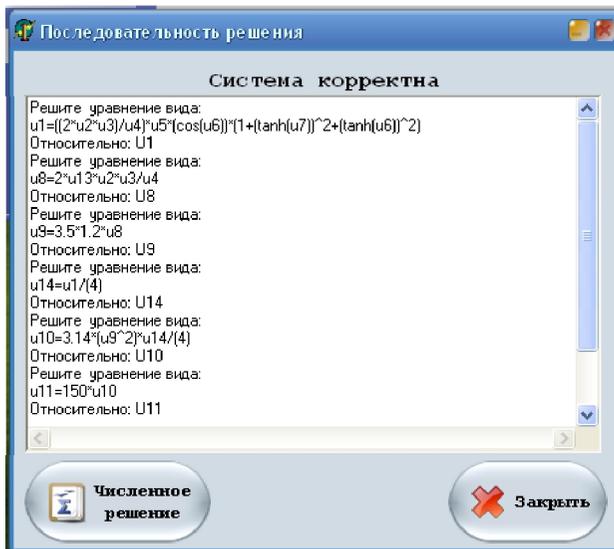


Рис. 4.5. Диалоговое окно вывода решения для ОЭТК

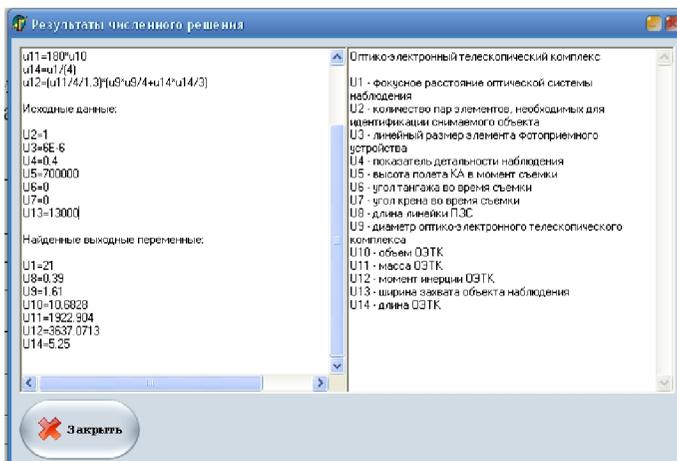


Рис. 4.6. Диалоговое окно вывода численных результатов решения

Полностью найденная последовательность вычислений выглядит следующим образом:

Решите уравнение вида:

$$u1 = ((2 \cdot u2 \cdot u3) / u4) \cdot u5 \cdot (\cos(u6)) \cdot (1 + (\tanh(u7))^2 + (\tanh(u6))^2)$$

Относительно:  $U1$

Решите уравнение вида:

$$u8 = 2 \cdot u13 \cdot u2 \cdot u3 / u4$$

Относительно:  $U8$

Решите уравнение вида:

$$u9 = 3.5 \cdot 1.2 \cdot u8$$

Относительно:  $U9$

Решите уравнение вида:

$$u14 = u1 / (4)$$

Относительно:  $U14$

Решите уравнение вида:

$$u10 = 3.14 \cdot (u9^2) \cdot u14 / (4)$$

Относительно:  $U10$

Решите уравнение вида:

$$u11 = 150 \cdot u10$$

Относительно:  $U11$

Решите уравнение вида:

$$u12 = (u11 / (12 * (u9/2 + u14))) * (3 * ((u9/2)^2) * ((u9/2) + 2 * u14) + (u14^2) * (1.5 * u9 + u14))$$

Относительно: U12

На рис. 4.6 и в табл.4.3 приведены найденные значения выходных данных.

Таблица 4.3 - Рассчитанные параметры ОЭТК

Идентификатор	Параметр модели	Численное значение
u1	$f$	21 м
u8	$l$	0,39 м
u9	$D_{ОЭТК}$	1,61 м
u10	$V_{ОЭТК}$	10,6828 м <sup>3</sup>
u11	$m_{ОЭТК}$	1922,904 кг
u12	$J$	3637,071 кг·м <sup>2</sup>
u14	$L_{ОЭТК}$	5,25 м

#### 4.1.2. Система приема и преобразования информации

Масса системы приема и преобразования информации (СППИ) рассчитывается следующим образом.

1. Задается скорость передачи информации. Она должна быть достаточной для работы КА в режиме почти реального времени.

2. Масса СППИ рассчитывается по формуле

$$m_{СППИ} = \mu m_{СППИ} \cdot v_{СППИ}$$

где  $\mu m_{СППИ}$  - удельная масса СППИ (масса СППИ, необходимая для передачи единицы информации);

$v_{СППИ}$  - скорость передачи информации.

В настоящее время удельная масса СППИ продолжает уменьшаться, поскольку ее аппаратура постоянно совершенствуется вместе с совершенствованием информационных технологий.

3. Объем аппаратуры СППИ рассчитывается по зависимости

$$V_{СППИ} = m_{СППИ} / \rho_{СППИ},$$

где  $\rho_{СППИ}$  - средняя плотность компоновки приборов СППИ.

По статистике для относительно больших космических аппаратов наблюдения она с учетом неплотной компоновки в среднем составляет  $\rho_{СППИ} \approx 300 \text{ кг} / \text{м}^3$ .

4. Приведенный момент инерции системы приема и преобразования информации рассчитывается по зависимости

$$J_{СППИ} = m_{СППИ} \left( \frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right),$$

где  $D_{КА}$  и  $L_{КА}$  - средний диаметр и средняя длина КА.

В данном случае считается, что масса системы приема и преобразования информации как бы "размазана" по объему цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата.

### 4.1.3. Высокоскоростная радиолиния

1. Масса высокоскоростной радиолинии (ВРЛ) рассчитывается по зависимостям, аналогичным зависимостям для массы системы приема и преобразования информации, но удельная масса ВРЛ будет иметь другое значение:

$$m_{ВРЛ} = im_{ВРЛ} \cdot V_{ВРЛ},$$

где  $im_{ВРЛ}$  - удельная масса ВРЛ (масса ВРЛ, необходимая для передачи единицы информации);

$v_{ВРЛ}$  - скорость передачи информации.

2. Объем аппаратуры ВРЛ рассчитывается по следующей зависимости:

$$V_{ВРЛ} = m_{ВРЛ} / \rho_{ВРЛ},$$

где  $\rho_{ВРЛ}$  - средняя плотность компоновки приборов ВРЛ. По статистике она в среднем составляет также  $\rho_{ВРЛ} \approx 300 \text{ кг} / \text{м}^3$ .

3. Приведенный момент инерции высокоскоростной радиолинии рассчитывается по формуле

$$J_{ВРЛ} = m_{ВРЛ} \left( \frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right).$$

При расчете характеристик СППИ и ВРЛ с помощью проблемно-ориентированной системы всем параметрам систем ставятся в соответствие стандартные идентификаторы, как показано выше. После этого модели систем вводятся в программный комплекс. Значения исходных данных для расчета массогабаритных характеристик СППИ и ВРЛ с помощью ПО САПР приведены в табл. 4.4.

Таблица 4.4- Исходные данные для СППИ и ВРЛ

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$mt_{СППИ}$	0,01 кг/МГц	$mt_{ВРЛ}$	0,01 кг·с/Мбит
$V_{СППИ}$	500 МГц	$V_{ВРЛ}$	500 Мбит/с
$\rho_{СППИ}$	0,3 кг/м <sup>3</sup>	$\rho_{ВРЛ}$	0,3 кг/м <sup>3</sup>

#### 4.1.4. Прочие элементы целевой аппаратуры

Масса прочих элементов принимается в процентах от массы целевой аппаратуры. По статистике она примерно равна 2%. Расчет объема производится по расчетным зависимостям, аналогичным расчетным зависимостям для ВРЛ. Расчет приведенного момента инерции также проводится по зависимости, аналогичной расчетной зависимости приведенного момента инерции высокоскоростной радиопередачи.

Ввиду того, что масса и объем прочих элементов целевой аппаратуры весьма малы, на начальной стадии проектирования КА эти элементы можно не учитывать.

#### 4.1.5. Целевая аппаратура в целом

Массогабаритные, энергетические и инерционные характеристики всей целевой аппаратуры рассчитываются путем суммирования по отдельным составным частям целевой аппаратуры.

Результаты расчета параметров целевой аппаратуры приведены в табл. 4.5.

Таблица 4.5 – Рассчитанные массогабаритные параметры целевой аппаратуры

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$m_{ЦА}$	138 кг	$V_{ЦА}$	0,46 м <sup>3</sup>

## 4.2. Бортовой комплекс управления

### 4.2.1 Силовой гироскопический комплекс

Максимальное значение момента силы, который необходим для поворота КА с максимальным ускорением,

$$M_{КА} = J_{КА} \varepsilon_{КА},$$

где  $J_{КА}$  - момент инерции КА,

$\varepsilon_{КА}$  - максимальное угловое ускорение КА.

Момент силы, прикладываемый к внешней рамке двухстепенного гироскопа, принимается равным моменту силы, который необходим для поворота космического аппарата (трением в узлах подвески внешней рамки гироскопа пренебрегаем):

$$M_{СГП} = M_{КА}.$$

Потребный кинетический момент ротора гироскопа

$$K_{СГП} = \frac{M_{СГП}}{\omega_{ПРЕЦ}},$$

где  $\omega_{ПРЕЦ}$  - допустимая угловая скорость прецессии СГП, которая задается по статистическим данным прототипов. По статистике угловая скорость прецессии составляет примерно 8 °/с.

Потребный момент инерции ротора гироскопа

$$J_{РГП} = \frac{K_{СГП}}{\omega_{РГП}},$$

где  $\omega_{РГП}$  - возможная (достижимая) угловая скорость ротора гироскопа  $\omega_{РГП}$ , которая назначается по статистическим данным прототипов. Эта скорость по статистике равна 7200 об/мин. Величина  $J_{РГП}$  определяется по следующей зависимости, полученной в предположении, что ротор гироскопа имеет форму шара радиусом  $R$  с центральным цилиндрическим отверстием радиусом  $0,5R$ :

$$J_{РГП} = \frac{113\pi}{240} \cdot \rho_{РГП} \cdot R^5,$$

где  $\rho_{РГП}$  - плотность материала, из которого сделан ротор гироскопического прибора.

Масса ротора гироскопического прибора

$$m_{РГП} = \frac{5\pi}{6} \cdot \rho_{РГП} \cdot R^3.$$

Масса силового гироскопического прибора определяется из условия, что масса ротора СГП составляет долю  $k_1$  от массы СГП, включающей массу ротора, статора и корпуса СГП:

$$m_{СГП} = \frac{m_{РГП}}{k_1}.$$

Масса электроники силового гироскопического прибора, по аналогии, определяется из условия, что ее масса составляет примерно долю  $k_2$  от массы СГП:

$$m_{ЭлСГП} = k_2 m_{СГП}.$$

Масса одного СГП с блоком электроники

$$m_{СГ1} = m_{СГП} + m_{ЭлСГП}.$$

Масса всего силового гироскопического комплекса, состоящего из четырех силовых гироскопических приборов и четырех блоков электроники,

$$m_{СГК} = 4m_{СГП}$$

Объем силового гироскопического комплекса

$$V = 4 \left( \frac{4\pi}{3} R^3 \right) + 4 \left( \frac{m_{ЭлСГП}}{\rho_{Эл}} \right).$$

Таблица 4.6. Исходные данные для СГК

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$J_{КА}$	20123 Н·м·с <sup>2</sup>	$\omega_{РГП}$	754 рад/с
$\varepsilon_{КА}$	0,15 рад/с <sup>2</sup>	$\rho_{РГП}$	2700 кг/м <sup>3</sup>
$\omega_{нрещ}$	0,139 рад/с	$k_1$	0,92

Численные значения исходных данных и полученных программным комплексом результатов приведены соответственно в табл. 4.6 и табл. 4.7.

Таблица 4.7. Рассчитанные параметры СГК

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$m_{СГК}$	1723,4915 кг	$K_{СГП}$	21715,37 Н·м·с
$V$	1,053912 м <sup>3</sup>		

#### 4.2.2. Система сброса кинетического момента и другие составные части бортового комплекса управления

Характеристики системы сброса кинетического момента (ССКМ) рассчитываются следующим образом.

1. Масса элементов системы сброса кинетического момента задается как доля от массы космического аппарата. По статистике она составляет примерно 1%.

2. Масса аппаратуры системы сброса кинетического момента задается в процентах от массы всей ССКМ. По статистике она составляет примерно 70%.

3. Определяется масса штанг системы сброса кинетического момента как разница между массой системы сброса кинетического момента и массой ее аппаратуры.

4. Объем аппаратуры системы сброса кинетического момента определяется по средней плотности компоновки.

5. Объем штанг системы сброса кинетического момента определяется по плотности конструкционного материала штанг и коэффициента заполнения объема штанг конструкционным материалом (примерно 30%).

6. Расчет приведенного момента инерции системы сброса кинетического момента проводится по формуле:

$$J_{ССКМ} = m_{ССКМ} \left( \frac{D_{КА}^2}{16} + \frac{L_{КА}^2}{12} \right),$$

где  $D_{КА}$  и  $L_{КА}$  - средний диаметр и средняя длина космического аппарата.

Помимо СГК и ССКМ, в состав бортового комплекса управления входят:

- система трансляции команд и распределения питания (СТКРП);
- бортовая аппаратура командно-измерительной системы (КИС);
- бортовая информационно-телеметрическая система (БИТС);
- бортовая вычислительная система (БВС).

Кроме того, отдельно выделяется категория «прочих элементов бортового комплекса управления».

Все характеристики указанных составных частей бортового комплекса управления рассчитываются на основе статистических моделей по методике, представленной для расчета характеристик сброса кинетического момента (ССКМ), с использованием соответствующих значений коэффициентов.

Примерные процентные соотношения масс рассматриваемых составных частей бортового комплекса управления от массы космического аппарата следующие:

- масса элементов системы трансляции команд и распределения питания - 1%;
- масса элементов бортовой аппаратуры командно-измерительной системы - 0,75 %;
- масса элементов бортовой информационно-телеметрической системы - 0,7 %;
- масса прочих элементов бортового комплекса управления - 4% (в состав этих элементов входят все неучтенные составные части).

Массогабаритные характеристики рассмотренных элементов бортового комплекса управления рассчитываются после определения характеристик КА в целом с учетом доли массы указанных элементов в массе космического аппарата.

### **4.3. Система обеспечения теплового режима**

Масса системы обеспечения теплового режима (СОТР) космического аппарата зависит от величины тепловыделения аппаратуры и систем КА. Относительная масса СОТР по статистике составляет от 3 до 12 % от массы КА. Нижнее значение относится к малогабаритным КА с небольшим уровнем тепловыделения и простейшими, как правило, пассивными системами терморегулирования. Верхнее значение

относительной массы системы терморегулирования касается КА с большим тепловыделением и сложной системой терморегулирования с жидкостными контурами, радиаторами и т.п.

В составе системы обеспечения теплового режима можно выделить пассивные средства (маты экранно-вакуумной теплоизоляции - ЭВТИ и специальные покрытия с определенными отражающими и поглощающими характеристиками) и активные средства - систему терморегулирования (СТР).

#### 4.3.1. Пассивная часть системы обеспечения теплового режима

Приблизительно масса экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) рассчитывается по формуле

$$m_{\text{ЭВТИ}} = \mu m_{\text{ЭВТИ}} k_{\text{ЭВТИ}} S_{\text{КА}},$$

где  $\mu m_{\text{ЭВТИ}}$  - удельная масса экранно-вакуумной теплоизоляции, которая по данным статистики составляет примерно  $0,8 \text{ кг/м}^2$ ;

$k_{\text{ЭВТИ}}$  - коэффициент покрытия матами экранно-вакуумной теплоизоляции наружной поверхности космического аппарата, который у современных КА составляет примерно  $0,80$ ;

$S_{\text{КА}}$  - площадь наружной поверхности космического аппарата.

Эту площадь можно оценить, представив космический аппарат в виде цилиндра, диаметр которого равен среднему диаметру КА, а длина цилиндра – средней длине КА. Тогда эта площадь равна сумме площадей боковой поверхности цилиндра и двух торцевых площадей этого цилиндра. Расчетная зависимость имеет следующий вид:

$$S_{\text{КА}} = \pi d_{\text{КА}} l_{\text{КА}} + 2 \frac{\pi \cdot d_{\text{КА}}^2}{4},$$

где  $d_{\text{КА}}$  и  $l_{\text{КА}}$  - соответственно средний диаметр и средняя длина космического аппарата.

Объем, занимаемый экранно-вакуумной теплоизоляцией, можно рассчитать по следующей зависимости:

$$V_{\text{ЭВТИ}} = \delta_{\text{ЭВТИ}} k_{\text{ЭВТИ}} S_{\text{КА}},$$

где  $\delta_{\text{ЭВТИ}}$  - толщина ЭВТИ, которая с учетом ее "взбухания" в вакууме составляет примерно  $20 \text{ мм}$ .

Приведенный момент инерции экранно-вакуумной теплоизоляции рассчитывается по формуле

$$J_{эвти} = \frac{m_{эвти}}{12 \left( \frac{d_{КА}}{2} + l_{КА} \right)} \left[ 3 \left( \frac{d_{КА}}{2} \right)^2 \cdot \left( \frac{d_{КА}}{2} + 2 \cdot l_{КА} \right) + l_{КА}^2 \left( 3 \cdot \frac{d_{КА}}{2} + l_{КА} \right) \right].$$

В данном случае считается, что экранно-вакуумная теплоизоляция как бы "размазана" по поверхности цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата.

Терморегулирующие покрытия для своей реализации не требуют дополнительной массы.

Массогабаритные характеристики пассивной части СОТР рассчитываются после определения характеристик КА в целом с учетом доли массы указанных элементов в массе космического аппарата.

### 4.3.2. Система терморегулирования

Систему терморегулирования условно можно разбить на три основные подсистемы или конструктивные части:

- радиаторы-излучатели, сбрасывающие тепло в окружающее пространство;

- теплообменники (контактные теплообменники-термоплаты для отвода тепла от электропотребляющего оборудования: газожидкостные теплообменники, обеспечивающие тепловой режим в газонаполненных объемах; корпусные теплообменники, термостабилизирующие элементы конструкции);

- контур циркуляции теплоносителя, объединяющий первую и вторую подсистемы, обеспечивающий их нормальное функционирование, выполнение регулирующих и управляющих функций.

Соответственно модель для оценки массы СТР описывается следующим выражением:

$$M_{СТР} = M_{ТО} + M_{КЦ} + M_{РТО},$$

где  $M_{ТО}$  - масса теплообменников;

$M_{КЦ}$  - масса контура циркуляции;

$M_{РТО}$  - масса радиационного теплообменника.

Масса теплообменников

$$M_{TO} = \mu_{TO} M_{СТР},$$

где  $\mu_{TO}$  - удельная масса теплообменников, задаваемая по статистике.

В контур циркуляции системы терморегулирования можно включить следующие затратные по массе компоненты:

- теплоноситель;
- конструкция контура (гидромагистралей);
- насосы (гидроблоки), которые обеспечивают прокачку теплоносителя;
- прочие вспомогательные элементы (гидрокомпенсатор, датчики, регуляторы расхода и т. д.).

Масса контура циркуляции равна сумме масс составных частей этого контура:

$$M_{КЦ} = M_{тн} + M_{насос\Sigma} + \delta M,$$

где  $M_{ТН}$  - масса теплоносителя;

$M_{насос\Sigma}$  - суммарная масса насосов;

$\delta M$  - масса прочих элементов контура циркуляции (масса конструкции контура, масса различных датчиков и т. д.).

Для оценки массы контура циркуляции примем, что в системе терморегулирования присутствует только один контур циркуляции теплоносителя. Теплоноситель воспринимает тепло от бортовой аппаратуры и передает на радиационный теплообменник системы обеспечения теплового режима. Считая, что диаметр трубопроводов контура постоянен на всем их протяжении и они полностью заполнены теплоносителем, можно записать:

$$M_{тн} = \rho_m l_{\Sigma} \frac{\pi d_{cp}^2}{4},$$

где  $\rho_m$  - плотность материала теплоносителя;

$l_{\Sigma}$  - суммарная длина трубопровода;

$d_{cp}$  - средний диаметр трубопровода.

Суммарная масса насосов

$$M_{\text{насос}\Sigma} = n_{\text{насос}} M_{\text{насос}},$$

где  $n_{\text{насос}}$  - количество насосов в контуре;

$M_{\text{насос}}$  - масса одного насоса.

Количество насосов определяется мощностью, необходимой для обеспечения прокачки теплоносителя по контуру  $N'_n$ , и располагаемой мощностью одного насоса  $N_n$ :

$$n_{\text{насос}} = \frac{N'_n}{N_n}.$$

Потребная мощность насосов

$$N'_n = \dot{m}_{\text{теплон}} \frac{\Delta p}{\rho_m \eta_n},$$

где  $\dot{m}_{\text{теплон}}$  - секундный расход теплоносителя;

$\Delta p$  - перепад давления в контуре;

$\eta_n$  - коэффициент полезного действия насоса.

Секундный расход теплоносителя

$$\dot{m}_{\text{теплон}} = \frac{Q_{\text{отв}}}{C_p (T_{\text{вх}} - T_{\text{вых}})},$$

где  $Q_{\text{отв}}$  - тепловой поток, отводимый с КА;

$C_p$  - теплоемкость теплоносителя;

$T_{\text{вх}}$  - температура теплоносителя на входе магистралей радиационного теплообменника;

$T_{\text{вых}}$  - температура теплоносителя на выходе из магистралей.

Тепловой поток, отводимый с КА, равен

$$Q_{\text{отв}} = Q_{\text{вн.мах}} + Q_{\text{нар}},$$

где  $Q_{\text{вн.мах}}$  - максимальный тепловой поток от приборов КА;

$Q_{\text{нар}}$  - внешний тепловой поток, поступающий на КА.

Этот последний поток

$$Q_{\text{нар}} = A_s (Q_{\text{СОЛН}} + Q_{\text{ОТР}}) + E_w Q_{\text{ПЛ}},$$

где  $A_s$  - коэффициент поглощения солнечной радиации;

$Q_{\text{СОЛН}}$  - тепловой поток прямой солнечной радиации;

$Q_{\text{ОТР}}$  - тепловой поток отраженной от планеты солнечной радиации;

$E_W$  - степень черноты наружной поверхности;

$Q_{\text{ПЛ}}$  - тепловой поток собственного излучения планеты.

Указанные тепловые потоки определяются следующими зависимостями

$$Q_{\text{СОЛН}} = q_{\text{СОЛН}} S_m,$$

$$Q_{\text{ОТР}} = q_{\text{ОТР}} S_m,$$

$$Q_{\text{ПЛ}} = q_{\text{ПЛ}} S_m,$$

где  $q_{\text{СОЛН}}$ ,  $q_{\text{ОТР}}$ ,  $q_{\text{ПЛ}}$  - соответствующие удельные тепловые потоки, действующие на единицу площади. Эти потоки равны:

$$q_{\text{СОЛН}} = \sigma T_C^4 \left( \frac{R_C}{r} \right),$$

$$q_{\text{ОТР}} = \frac{2}{3} a_{\text{пл}} q_{\text{СОЛН}} B_0 \left[ B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \sqrt{1 - B_0^2} \right] - 1,$$

$$q_{\text{ПЛ}} = 0,5(1 - a_{\text{пл}}) (1 - \sqrt{1 - B_0^2}) q_{\text{СОЛН}},$$

где  $\sigma$  - постоянная Стефана-Больцмана;

$T_C$  - температура поверхности Солнца;

$R_C$  - радиус Солнца;

$r$  - расстояние от Земли до Солнца;

$a_{\text{пл}}$  - альbedo планеты;

$$B_0 = \frac{R}{R + H_{\text{орб}}};$$

$R$  - средний радиус Земли;

$H_{\text{орб}}$  - высота орбиты КА.

Перепад давления в контуре циркуляции теплоносителя

$$\Delta p = \xi_{\text{всп}} \frac{l_{\Sigma} \rho_m V^2}{d_{\text{вп}} 2},$$

где  $\xi_{\text{ср}}$  - усредненный коэффициент гидростатического сопротивления трубопровода;

$V$  - скорость теплоносителя в трубопроводе, которая связана с его секундным расходом соотношением

$$V = \frac{4\dot{m}_{\text{теплон}}}{\rho_m \pi d_{\text{ср}}^2}.$$

Масса вспомогательных элементов контура циркуляции находится как доля от массы контура циркуляции:

$$\delta M = M_{\text{кц}} \mu_{\text{нр}},$$

где  $\mu_{\text{нр}}$  - коэффициент, определяемый по статистическим данным.

Масса радиационного теплообменника

$$M_{\text{РТО}} = \mu_{\text{уд}} S_{\text{РТО}},$$

где  $\mu_{\text{уд}}$  - удельная масса панелей радиационного теплообменника;

$S_{\text{РТО}}$  - площадь панелей.

Эта последняя величина определяется с помощью следующей зависимости:

$$S_{\text{РТО}} = f \frac{Q_{\text{отв}} F}{E_w \sigma T_{\text{вх}}^4},$$

где  $f$  - коэффициент запаса;

$F$  - коэффициент разброса температур;

$E_w$  - степень черноты наружной поверхности.

Коэффициент разброса температур

$$F = \frac{1}{3} \frac{\left( \frac{T_{\text{вх}}}{T_{\text{вх}}} \right)^3}{1 - \frac{T_{\text{вх}}}{T_{\text{вх}}}}.$$

Составные части системы терморегулирования устанавливаются во внутренней части конструкции космического аппарата или на его поверхности. Поэтому для оценки момента инерции принимается, что масса составных частей системы терморегулирования как бы

"размазана" по объему цилиндра, размеры которого соответствуют средним размерам космического аппарата. Соответствующие расчетные формулы (для  $i$ -й составной части рассматриваемой системы) будут следующими:

$$J_i = m_i \left( \frac{D_i^2}{16} + \frac{L_i^2}{12} \right).$$

Общий момент инерции системы терморегулирования рассчитывается как сумма моментов инерции ее составных частей.

Численные значения исходных данных и полученных программным комплексом результатов приведены соответственно в табл. 4.8 и табл. 4.9.

Таблица 4.8. Исходные данные для СТР

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$\mu_{уд}$	2 кг/м <sup>2</sup>	$T_{вых}$	281К
$A_s$	0,22	$\mu_{пр}$	0,5
$E_W$	0,92	$M_{насос}$	5 кг
$T_C$	5755 К	$C_p$	830
$\sigma$	$5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м <sup>2</sup> ·К <sup>4</sup> )	$\rho_m$	2500 кг/м <sup>3</sup>
$R_C$	696000000 м	$l_{\Sigma}$	200 м
$r$	$1,496 \cdot 10^8$ м	$d_{cp}$	0,02 м
$S_M$	1,1 м <sup>2</sup>	$\xi_{уср}$	0,2
$a_{пл}$	0,29	$N_n$	1000 Вт
$R$	6380000 м	$\mu_{ТО}$	0,3
$H_{орб}$	700000 м	$Q_{ВН max}$	2000 Вт
$T_{ex}$	305К		

Таблица 4.9. Рассчитанные массовые параметры СТР

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$M_{СТР}$	157 кг	$V_{СТР}$	0,826 м <sup>3</sup>

#### 4.4. Система электропитания

Масса системы электропитания (СЭП) зависит от типа источника тока. В настоящее время в качестве типичных источников энергоснабжения применяются аккумуляторы, солнечные батареи с аккумуляторами, топливные элементы, солнечные концентраторы и др.

Требуемая мощность фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования определяется выражением

$$P_{\Phi Б} = \frac{P_{н.ср.сут} + P_{СЭП}}{\eta_{КАС} \eta_{АБ} \overline{\cos \alpha}},$$

где  $P_{н.ср.сут}$  – среднесуточная мощность нагрузки;

$P_{СЭП}$  – собственное потребление системы электропитания;

$\eta_{КАС}$  – среднее значение коэффициента полезного действия (КПД) комплекса автоматики и стабилизации напряжения (КАС);

$\eta_{АБ}$  – среднее значение КПД аккумуляторной батареи (АБ);

$\overline{\cos \alpha}$  – средний (интегральный) за виток полета КА косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности фотоэлектрической батареи, который определяется по следующей зависимости:

$$\overline{\cos \alpha} = \frac{\int_0^T \cos \alpha(t) dt}{T}.$$

В последнем выражении  $\cos \alpha(t)$  – текущее значение косинуса угла.

Площадь фотоэлектрической батареи определяется через удельную мощность фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования  $T_{ac}$ :

$$S_{\Phi Б} = \frac{P_{\Phi Б}}{P_{уд}},$$

где  $S_{\Phi Б}$  – площадь фотоэлектрической батареи;

$P_{уд}$  – удельная мощность фотоэлектрической батареи.

Необходимая энергия аккумуляторной батареи определяется по формуле

$$W_{AB} = \frac{(P_n^m + P_{CЭП})\tau_m + (P_n^{AH} + P_{CЭП})\tau_{AH}}{\eta_{py}\eta_{zy}},$$

где  $P_n^m$  – среднее значение мощности нагрузки на теневом участке;

$P_n^{AH}$  – средняя мощность нагрузки на участке работы аппаратуры наблюдения;

$\tau_m$  – длительность теневого участка орбиты;

$\tau_{AH}$  – средняя длительность участка работы аппаратуры наблюдения на одном витке;

$\eta_{py}$  – среднее КПД разрядного устройства;

$\eta_{zy}$  – среднее КПД зарядного устройства.

Масса фотоэлектрической батареи

$$m_{ФБ} = \gamma_{ФБ} S_{ФБ},$$

где  $S_{ФБ}$  - площадь фотоэлектрических преобразователей;

$\gamma_{ФБ}$  – удельная масса фотоэлектрической батареи с учетом элементов конструкции солнечной батареи.

По данным статистики для фотоэлементов с учетом конструкции солнечных батарей  $\gamma = 3...6 \text{ кг/м}^2$ , в частности, для арсенид-галлиевых фотоэлектрических преобразователей  $\gamma_{ФБ} \approx 3,5...4,5 \text{ кг/м}^2$ .

Масса аккумуляторной батареи

$$m_{AB} = \frac{W_{AB}}{\gamma_{AB}},$$

где  $\gamma_{AB}$  – удельная энергия аккумуляторной батареи.

Масса стабилизатора напряжения (СН)

$$m_{СН} = \frac{P_{нагр}}{P_{yo}^{СН}},$$

где  $P_{нагр}$  – максимальное значение мощности, проходящей в нагрузку от фотоэлектрической батареи через стабилизатор напряжения;

$P_{y\delta}^{CH}$  – удельная мощность стабилизатора напряжения.

Масса зарядного устройства (ЗУ)

$$m_{ЗУ} = \frac{P_{ФБ}}{P_{y\delta}^{ЗУ}},$$

где  $P_{ФБ}$  – требуемая мощность фотоэлектрической батареи на конец срока активного существования;

$P_{y\delta}^{ЗУ}$  - удельная мощность зарядного устройства.

Масса разрядного устройства (РУ)

$$m_{РУ} = \frac{P_{ФБ}}{P_{y\delta}^{РУ}},$$

где  $P_{y\delta}^{РУ}$  – удельная мощность разрядного устройства, Вт/кг.

Суммарная масса системы электропитания определяется как сумма масс составных частей:

$$m_{СЭП} = m_{ФБ} + m_{АБ} + m_{СН} + m_{ЗУ} + m_{РУ}.$$

Таблица 4.10. Исходные данные для СЭП

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$P_{н.ср.сут}$	1631 Вт	$\tau_{АН}$	0,33 час
$P_{СЭП}$	51Вт	$\eta_{ру}$	0,95
$\eta_{КАС}$	0,9	$\eta_{зу}$	0,95
$\eta_{АБ}$	0,9	$\gamma_{ФБ}$	1,6 кг/м <sup>2</sup>
$\cos \alpha$	0,356	$\gamma_{АБ}$	11,5 Вт·ч/кг
$P_{y\delta}$	130 Вт/м <sup>2</sup>	$P_{нагр}$	1625 Вт
$P_n^m$	926 Вт	$P_{y\delta}^{CH}$	275 Вт/кг
$\tau_m$	0,83 час	$P_{y\delta}^{ЗУ}$	225 Вт/кг
$P_n^{AH}$	2338 Вт	$P_{y\delta}^{РУ}$	325 Вт/кг

Объем составных элементов системы электропитания

$$V_i = \frac{m_i}{\rho_i},$$

где  $m_i$  и  $\rho_i$  - соответственно масса и плотность компоновки составных частей системы электропитания.

Численные значения исходных данных для расчета характеристик СЭП с использованием ПО САПР, приведены в табл. 4.10, результаты – в табл. 4.11.

Таблица 4.11. Рассчитанные значения параметров СЭП

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$P_{ФБ}$	5832,98654Вт	$m_{ФБ}$	71,7906 кг
$S_{ФБ}$	44,8691 м <sup>2</sup>	$m_{СЭП}$	284,2241 кг

#### 4.5. Комплексная двигательная установка

Масса комплексной двигательной установки существенно зависит от использования в составе бортового комплекса управления силового гироскопического комплекса и от параметров орбит космического аппарата. При наличии силового гироскопического комплекса включение комплексной двигательной установки для поворота КА используется редко. Включение комплексной двигательной установки для корректировки высоты орбиты также происходит редко. Однако чем выше рабочая орбита, тем больше топлива необходимо тратить для довывода КА на эту орбиту и для схода с этой орбиты с целью затопления КА после выработки ресурса. Все эти факторы учитываются при разработке моделей для оценки массогабаритных и инерционных характеристик комплексной двигательной установки.

Исходными данными для расчета являются:

- высота круговой орбиты, на которую ракета-носитель может вывести космический аппарат;
- высота круговой рабочей орбиты космического аппарата;
- углы наклона указанных орбит;

- параметры опорной орбиты, с которой начинается маневр захоронения;

- импульс скорости, который необходимо сообщить КА для его схода с орбиты и захоронения.

Суммарная характеристическая скорость, необходимая для совершения маневров КА, в самом общем случае определяется зависимостью

$$V_x = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 + \Delta V_4 + \Delta V_5 + \Delta V_6 + \Delta V_7,$$

где  $\Delta V_1$  - приращение скорости, которое необходимо для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую орбиту;

$\Delta V_2$  - приращение скорости, необходимое для перевода КА на круговую орбиту с эллиптической в точке апогея;

$\Delta V_3$  - приращение характеристической скорости, необходимое для изменения угла наклона плоскости орбиты (перехода от плоскости орбиты вывода космического аппарата ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА);

$\Delta V_4$  - приращение характеристической скорости, необходимое для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования, (рассчитывается только для относительно низких орбит, высотой до 500 км);

$\Delta V_5$  - приращение характеристической скорости для схода космического аппарата с рабочей круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту с радиусом перигея, равным радиусу круговой опорной орбиты (с которой потом осуществляется переход на орбиту захоронения);

$\Delta V_6$  - приращение характеристической скорости, необходимое для схода КА с переходной эллиптической орбиты на низкую круговую;

$\Delta V_7$  - приращение характеристической скорости, необходимое для схода космического аппарата с низкой (опорной) круговой орбиты для захоронения.

Указанные приращения характеристической скорости определяются по следующим зависимостям.

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{кр1},$$

где  $V_{\pi}$  - скорость в перигее переходной эллиптической орбиты;  
 $V_{kp1}$  - скорость на низкой круговой орбите.

Скорость в перигее переходной эллиптической орбиты определяется по формуле

$$V_{\pi} = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left( \frac{2}{r_{kp1}} - \frac{1}{a_1} \right)},$$

где  $V_I$  - первая космическая скорость;

$R_3$  - радиус Земли;

$r_{kp1}$  - радиус круговой первоначальной орбиты, на которую космический аппарат вывела ракета-носитель, а также радиус перигея переходной эллиптической орбиты;

$a_1$  - большая полуось переходной эллиптической орбиты,

$$a_1 = \frac{r_{kp1} + r_{kp2}}{2},$$

$r_{kp2}$  - радиус апогея переходной эллиптической орбиты, а также радиус круговой рабочей орбиты космического аппарата,

$$V_{kp1} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp1}}}.$$

$$\Delta V_2 = V_{kp2} - V_{\alpha},$$

где скорость космического аппарата на рабочей круговой орбите

$$V_{kp2} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp2}}},$$

скорость в апогея переходной эллиптической орбиты

$$V_a = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left( \frac{2}{r_{kp2}} - \frac{1}{a_1} \right)}.$$

$$\Delta V_3 = 2V_{\alpha} \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right)$$

$$\Delta V_5 = V_{kp2} - V_{\alpha 0},$$

где  $V_{\alpha 0}$  - скорость космического аппарата в апогее переходной эллиптической орбиты:

$$V_{\alpha 0} = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left( \frac{2}{r_{kp2}} - \frac{1}{a_2} \right)},$$

$$a_2 = \frac{r_{kp2} + r_{kp3}}{2},$$

$r_{kp3}$  - радиус перигея переходной эллиптической орбиты, а также радиус круговой орбиты, предназначенной для начала операции захоронения.

$$\Delta V_6 = V_{\pi 0} - V_{kp3},$$

скорость космического аппарата в перигее переходной эллиптической орбиты (переход к орбите для захоронения)

$$V_{\pi 0} = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left( \frac{2}{r_{kp3}} - \frac{1}{a_2} \right)},$$

круговая скорость космического аппарата на опорной орбите, с которой начинается манёвр для захоронения КА,

$$V_{kp3} = V_1 \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp3}}}.$$

$$V_X = J_{y\partial} \ln z,$$

где  $J_{y\partial}$  - удельный импульс топлива и двигателя;

$z$  - число Циолковского, определяемое по формуле

$$z = \frac{m_{KA0}}{m_{KA0} - m_{монлV}},$$

$m_{KA0}$  - масса космического аппарата, полностью заправленного топливом;

$m_{монлV}$  - масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости космического аппарата;

$$m_{монлV} = k_{монл} m_{монл},$$

$k_{монл}$  - коэффициент, учитывающий незабор топлива, производительные выбросы, гарантированный остаток топлива и пр.;

$m_{\text{топл}}$  - масса топлива, которую необходимо иметь в баках комплексной двигательной установки;

Масса заправленной КДУ

$$m_{\text{КДУ}} = \frac{s}{s-1} m_{\text{топл}}$$

где  $s$  - конструктивная характеристика комплексной двигательной установки.

Объем баков с компонентами топлива КДУ

$$W_{\text{б}} = W_{\text{ок}} + W_{\text{г}},$$

где объем окислителя  $W_{\text{ок}} = k_{\text{ок}} \frac{m_{\text{ок}}}{\rho_{\text{ок}}}$ ,

$k_{\text{ок}}$  - коэффициент, учитывающий незаполнение топливного бака окислителя;

$m_{\text{ок}}$  - масса окислителя;

$\rho_{\text{ок}}$  - плотность окислителя;

объем горючего  $W_{\text{г}} = k_{\text{г}} \frac{m_{\text{г}}}{\rho_{\text{г}}}$ ,

$k_{\text{г}}$  - коэффициент, учитывающий незаполнение топливного бака горючего;

$m_{\text{г}}$  - масса горючего;

$\rho_{\text{г}}$  - плотность горючего.

Масса окислителя и горючего определяются по следующим зависимостям:

$$m_{\text{ок}} = m_{\text{топл}} \frac{k}{1+k},$$

$k$  - отношение секундных расходов окислителя и горючего;

$$m_{\text{г}} = m_{\text{топл}} \frac{1}{1+k}.$$

Объем, занимаемый комплексной двигательной установкой, определяется по формуле

$$W_{\text{КДУ}} = k_{\text{КДУ}} W_{\text{б}},$$

где  $k_{КДУ}$  - коэффициент, учитывающий превышение объёма комплексной двигательной установки (включая двигатели и автоматику) над объёмом баков.

Объём, занимаемый отсеком космического аппарата, в котором устанавливается комплексная двигательная установка, определяется по формуле

$$W_{отсКДУ} = k_{отсКДУ} W_{КДУ},$$

где  $k_{отсКДУ}$  - коэффициент, учитывающий превышение объёма отсека космического аппарата, в котором располагается комплексная двигательная установка, над объёмом КДУ.

Длина отсека цилиндрической формы, в котором располагается комплексная двигательная установка

$$L = \frac{4W_{отсКДУ}}{\pi D^2},$$

где  $D$  - диаметр отсека цилиндрической формы, в котором располагается комплексная двигательная установка.

Таблица 4.12. Исходные данные для КДУ

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$V_1$	7910 м/с	$s$	5
$R_3$	6371000 м	$k_{ок}, k_2$	1,25
$r_{кр1}$	6931000 м	$\rho_{ок}$	1590 кг/м <sup>3</sup>
$r_{кр2}$	7101000 м	$\rho_2$	790 кг/м <sup>3</sup>
$r_{кр3}$	7101000 м	$\kappa$	2,68
$\Delta V_7$	100 м/с	$k_{КДУ}$	1,5
$J_{y0}$	3270 м/с	$k_{отсКДУ}$	1,5
$m_{КА0}$	6500 кг	$D$	2 м
$k_{тол}$	1,05		

Приведенные зависимости позволяют определить предварительные габаритные размеры комплексной двигательной установки.

Собственный момент инерции комплексной двигательной установки относительно оси, проходящей через центр масс КДУ и направленной перпендикулярно продольной оси цилиндра, в габаритах которого располагается КДУ, в первом приближении рассчитывается по зависимости

$$J_{КДУ} = m_{КДУ} \left( \frac{D_{КДУ}^2}{16} + \frac{L_{КДУ}^2}{12} \right).$$

Численные значения исходных данных для расчета характеристик КДУ с использованием ПО САПР, приведены в табл. 4.12, результаты – в табл. 4.13.

Таблица 4.13. Рассчитанные значения параметров КДУ

Параметр модели	Численное значение
$m_{КДУ}$	597,5417 кг
$W_{омсКДУ}$	0,80872 м <sup>3</sup>

#### 4.6. Конструкция космического аппарата

Конструкция космического аппарата состоит из корпусов отсеков (целевой аппаратуры, приборного, агрегатного и т. п.), приборных рам, системы установки и отделения КА от носителя, кронштейнов крепления приборов и агрегатов, выносных элементов, механизмов раскрытия антенн, солнечных батарей и др. элементов.

По статистике масса конструкции космического аппарата составляет от 12 до 25 процентов от массы КА в целом, то есть

$$m_{констр} = (0,12...0,25)m_{КА}.$$

Меньшие значения массы конструкции космического аппарата ( $m_{констр} = (0,12...0,15)m_{КА}$ ) относятся к крупногабаритным КА, масса которых определяется нагрузками на участке выведения на орбиту. Большие значения массы конструкции КА ( $m_{констр} = (0,15...0,25)m_{КА}$ )

характерны для КА, в состав которых входят спускаемые аппараты, для которых при расчете конструкции на прочность принимаются нагрузки на участке спуска с орбиты.

В первом приближении для космических аппаратов детального оперативного наблюдения можно принять  $m_{констр} = (0,13...0,14)m_{КА}$ .

Моменты инерции конструкции космического аппарата определяются также с помощью метода «размазывания» массы конструкции по поверхности КА в форме и габаритах приведенного цилиндра (с усредненными размерами по диаметру и длине КА).

#### **4.7. Антенно-фидерные устройства, кабельная сеть и бортовой радиокомплекс**

Ниже приведены приближенные зависимости для вычисления массы антенно-фидерных устройств и кабельной сети, которые получены по результатам обработки соответствующих статистических данных.

Масса антенн и фидерных устройств:  $m_{АФУ} = (0,008...0,025)m_{КА}$ ;

масса кабельной сети:  $m_{БКС} = (0,06...0,10)m_{КА}$ .

Абсолютные значения масс элементов бортового радиокомплекса для крупногабаритных КА составляют:

- аппаратуры радиолинии связи: 30...50 кг;
- аппаратуры радиоконтроля орбиты: 80...150 кг.

Моменты инерции характеристик антенно-фидерных устройств, кабельной сети и радиокомплекса определяются с помощью метода «размазывания» массы по объему космического аппарата в форме и габаритах приведенного цилиндра (с усредненными размерами по диаметру и длине КА).

Энергетические характеристики радиокомплекса также определяются по данным статистики.

#### **4.8. Космический аппарат в целом**

В аспекте учета этапности разработки моделей бортовых систем [1], модели основных систем КАН соответствуют второму-третьему приближению к получению проектного облика КАН, поскольку раз-

работаны с учетом физических принципов функционирования соответствующих систем (с различной степенью детальности).

Наряду с тем, на ранних стадиях проектирования КАН модели ряда его систем и составных систем соответствуют первому уровню приближения, и для оценки их параметров необходимо знать массогабаритные параметры КА в целом.

С учетом сказанного, можно массу КА можно представить следующим образом:

$$m_{КА} = m_{ОЭТК} + m_{СПИИ} + m_{ВРЛ} + m_{СГК} + m_{СТР} + m_{СЭП} + m_{КДУ} + m_I,$$

где  $m_{ОЭТК}$  - масса оптико-электронного телескопического комплекса;

$m_{СПИИ}$  - масса системы преобразования и передачи информации;

$m_{ВРЛ}$  - масса высокоскоростной радиолинии;

$m_{СГК}$  - масса силового гироскопического комплекса;

$m_{СТР}$  - масса системы терморегулирования;

$m_{СЭП}$  - масса системы электропитания;

$m_{КДУ}$  - масса комплексной двигательной установки;

$m_I$  - масса прочих систем КАН, модели которых рассматриваются на уровне первого приближения.

В эту последнюю группу систем входят:

- элементы системы сброса кинетического момента (их масса, по статистике, составляет 1% от массы КА);
- аппаратура системы сброса кинетического момента (0,7%);
- элементы системы трансляции команд и распределения питания (1%);
- элементы бортовой аппаратуры командно-измерительной системы – (0,75 %);
- элементы бортовой информационно-телеметрической системы (0,7 %);
- прочие элементы бортового комплекса управления (4%);
- пассивная часть системы обеспечения теплового режима (1-9%);
- конструкция космического аппарата (13-14%);
- антенны и фидерные устройства (0,8-2,5%);

- кабельная сеть (6-10%).

Таким образом,

$$m_{КА} = m_{ОЭТК} + m_{СПШИ} + m_{ВРЛ} + m_{СГК} + m_{СТР} + m_{СЭП} + m_{КДУ} + \alpha \cdot m_{КА},$$

где  $\alpha$  - суммарная доля массы прочих систем КАН от доли массы космического аппарата.

Разрешая последнее уравнение относительно массы КАН, получим:

$$m_{КА} = \frac{m_{ОЭТК} + m_{СПШИ} + m_{ВРЛ} + m_{СГК} + m_{СТР} + m_{СЭП} + m_{КДУ}}{1 - \alpha}.$$

С учетом данных, полученных при расчете массогабаритных характеристик систем КАН, его характеристики составляют:

- масса КА равна 6215 кг;
- объем КА равен 18,85 м<sup>3</sup>;
- момент инерции КА составляет 20123 кг·м<sup>2</sup>.

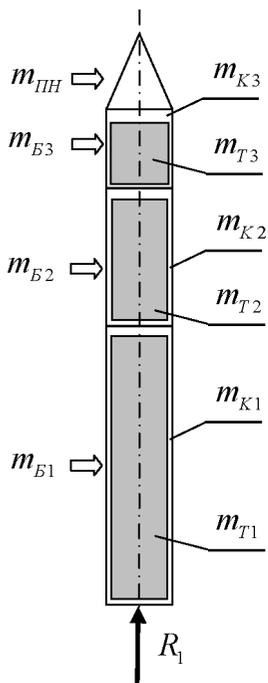
## 5. ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННАЯ СИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРО- ЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

### 5.1. Схема с последовательным соединением ракетных блоков

Как известно, возможности аналитического решения задачи оптимизации распределения масс между ступенями ракеты-носителя ограничены, поэтому в общем случае используется численный метод решения.

Расчетная схема для решения задачи представлена на рис. 5.1.

Необходимо отыскать такое распределение масс по ступеням ракеты-носителя, при которых стартовая масса ракеты является минимальной при заданной массе полезной нагрузки. Такая постановка



задачи будет равносильна следующей постановке: необходимо отыскать такое распределение масс по ступеням ракеты-носителя, при которых обеспечивается минимальное значение относительной массы полезной нагрузки (при заданной массе полезной нагрузки).

Математическая формулировка задачи математического программирования в этом случае записывается следующим образом:

$$p_0 \rightarrow \min_{x \in H}$$

где  $p_0$  - относительная масса полезной нагрузки;

$H$  - множество допустимых значений варьируемых переменных  $x$ .

Множество допустимых значений  $x$  обычно задается в виде:

$$a) \quad x_{j_{\min}} \leq x_j \leq x_{j_{\max}}; \quad j = \overline{1, m}$$

Рис.5.1. Схема "тандем"

и (или) в виде функций ограничений:

$$\text{б) } q_k(x_i) \leq 0 \quad k = \overline{1, p}.$$

Для того чтобы получить целевую функцию и функции ограничений в полной формулировке, проведем некоторые математические выкладки.

В качестве исходной зависимости используем отношение стартовой массы ракеты к массе полезной нагрузки:

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{\text{ПН}}}. \quad (5.1)$$

Стартовую массу ракеты-носителя можно представить в виде следующей суммы

$$m_0 = m_{\text{ПН}} + \sum_{i=1}^N m_{\text{Б}i}, \quad (5.2)$$

где  $m_{\text{ПН}}$  - масса полезной нагрузки;

$m_{\text{Б}i}$  - масса  $i$ -го блока РН;

$N$  - количество ракетных блоков или ступеней РН.

Подставляя выражение (5.2) в (5.1), получим

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{\text{ПН}}} = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{m_{\text{Б}i}}{m_{\text{ПН}}}. \quad (5.3)$$

Массу блока выразим из следующего известного соотношения для конструктивной характеристики ракетных блоков:

$$s_i = \frac{m_{\text{Б}i}}{m_{\text{Б}i} - m_{\text{Т}i}},$$

где  $m_{\text{Т}i}$  - масса топлива  $i$ -го ракетного блока.

Решая это уравнение относительно  $m_{\text{Б}i}$ , получим

$$m_{\text{Б}i} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} m_{\text{Т}i}. \quad (5.4)$$

Подставляя (5.4) в (5.3), получим

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{\text{ПН}}} = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s}{(s-1)} \cdot \frac{m_{\text{Т}i}}{m_{\text{ПН}}}. \quad (5.5)$$

Введем обозначение

$$x_i = \frac{m_{T1}}{m_{PH}} \quad (5.6)$$

и приведем выражение (5.5) к виду

$$p_0 = \frac{m_0}{m_{PH}} = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s}{s-1} x_i \quad (5.7)$$

Таким образом, получено выражение для целевой функции. Математическая формулировка задачи имеет следующий вид:

$$p(x_i) \rightarrow \min; \quad i = \overline{1, n},$$

$$x_j \in H$$

или в развернутом виде

$$1 + \sum_{i=1}^N \frac{s}{s-1} x_i \rightarrow \min; \quad i = \overline{1, n} \quad (5.8)$$

Получим выражения для ограничений на переменные  $x_i \in H$  на основе следующих рассуждений.

Функция ограничений в общем виде выражается формулой

$$V_X^{nomp} - w_1 \ln z_1 - w_2 \ln z_2 - \dots \leq 0 \quad (5.9)$$

Однако числа Циолковского в этой функции необходимо выразить через параметры  $x_i$ . Проведем это.

Поскольку число Циолковского есть отношение начальной массы ступени к массе ступени после выработки топлива, то можно с учетом (5.6) и (5.7) записать:

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{T1}} = \frac{\frac{m_{01}}{m_{PH}}}{\frac{m_{01}}{m_{PH}} - \frac{m_{T1}}{m_{PH}}} = \frac{p_0}{p_0 - \frac{m_{T1}}{m_{PH}}} = \frac{p_0}{p_0 - x_1}$$

Окончательно с учетом (5.7) получаем

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i x_i}{s_i - 1}}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i x_i}{s_i - 1} - x_1}$$

Также можно выразить через параметры  $x_i$  число Циолковского для второй ступени:

$$z_2 = \frac{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)}}{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)} - x_2}.$$

Аналогично можно выразить через параметры  $x_i$  числа Циолковского для третьей и последующих ступеней ракеты, если они имеются.

Подставляя полученные выражения для  $z_1$  и  $z_2$  в (5.9), получаем функцию ограничений в виде:

$$V_X^{\text{норм}} - w_1 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)}}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)} - x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)}}{1 + \sum_{i=2}^N \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)} - x_2} \right) - \dots \leq 0. \quad (5.10)$$

Кроме того, следует составить функции ограничений, исходя из реализуемых в настоящее время значений чисел Циолковского (по статистике) или из физических соображений. Это могут быть, например, следующие ограничения:

$$z_1 > 1,0; \quad z_1 < 10; \quad z_2 > 1; \quad z_2 < 10; \quad Z = z_1 z_2 z_3 < 30. \quad (5.11)$$

Подставляя значения  $z_1$  и  $z_2$  в каждое из выражений (5.10), можно получить несколько функций ограничений (которые здесь приводятся в общем виде):

$$q_2(x_i) \leq 0; \quad q_3(x_i) \leq 0; \quad q_4(x_i) \leq 0; \quad q_5(x_i) \leq 0; \quad q_6(x_i) \leq 0. \quad (5.12)$$

Задача математического программирования (5.8), с учетом ограничений (5.9) и (5.12), решается каким-либо численным методом. В результате определяются оптимальные значения параметров

$$x_i^* (i = \overline{1, N}).$$

Затем рассчитываются следующие массы составных частей ракеты-носителя (в последовательности и по формулам, приведенным ниже):

- масса топлива  $i$ -го ракетного блока (из формулы (5.6)):

$$m_{Ti} = m_{\text{пл}} x_i;$$

- масса  $i$ -го ракетного блока:

$$m_{Ei} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} m_{Ti} ;$$

- масса конструкции  $i$ -го ракетного блока:

$$m_{Ki} = m_{Ei} - m_{Ti} ;$$

- стартовая масса ракеты-носителя:

$$m_0 = m_{PH} + \sum_{i=1}^N m_{Ei} .$$

Полученные массы будут оптимальными.

Для использования ПО САПР применим стандартизованное представление параметров математической модели согласно табл. 5.1.

Таблица 5.1 – Соответствие параметров модели РН схемы «тандем» идентификаторам программы

Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели	Идентификатор	Параметр модели
u1	-	u7	$s_1$	u13	$z_3$
u2	-	u8	$s_2$	u14	$V_X^{nomp}$
u3	-	u9	$s_3$	u15	$w_1$
u4	$x_1$	u10	$p_0$	u16	$w_2$
u5	$x_2$	u11	$z_1$	u17	$w_3$
u6	$x_3$	u12	$z_2$		

Идентификаторы u1, u2, u3 соответствуют промежуточным (служебным) переменным, для которых нет соответствия в математической модели.

На совмещенном рис. 5.2 приведен исходный ориентированный граф связей (операторная схема модели) и граф достижимых вершин.

Определенная программным комплексом последовательность решения задачи имеет следующий вид:

*Решите уравнение вида:*

$$u3 = u9 * u6 / (u9 - 1)$$

*Относительно: U3*

*Решите уравнение вида:*

$$u2 = u8 * u5 / (u8 - 1)$$

Относительно:  $U_2$   
 Решите уравнение вида:  
 $u_1 = u_7 * u_4 / (u_7 - 1)$   
 Относительно:  $U_1$   
 Решите уравнение вида:  
 $u_{10} = (1 + u_1 + u_2 + u_3)$   
 Относительно:  $U_{10}$   
 Решите уравнение вида:  
 $u_{13} = (1 + u_3) / (1 + u_3 - u_6)$   
 Относительно:  $U_{13}$   
 Решите уравнение вида:  
 $u_{12} = (1 + u_1 + u_2) / (1 + u_1 + u_2 - u_5)$   
 Относительно:  $U_{12}$   
 Решите уравнение вида:  
 $u_{11} = u_{10} / (u_{10} - u_4)$   
 Относительно:  $U_{11}$   
 Решите уравнение вида:  
 $u_{14} = u_{15} * \ln(u_{11}) + u_{16} * \ln(u_{12}) + u_{17} * \ln(u_{13})$   
 Относительно:  $U_{14}$

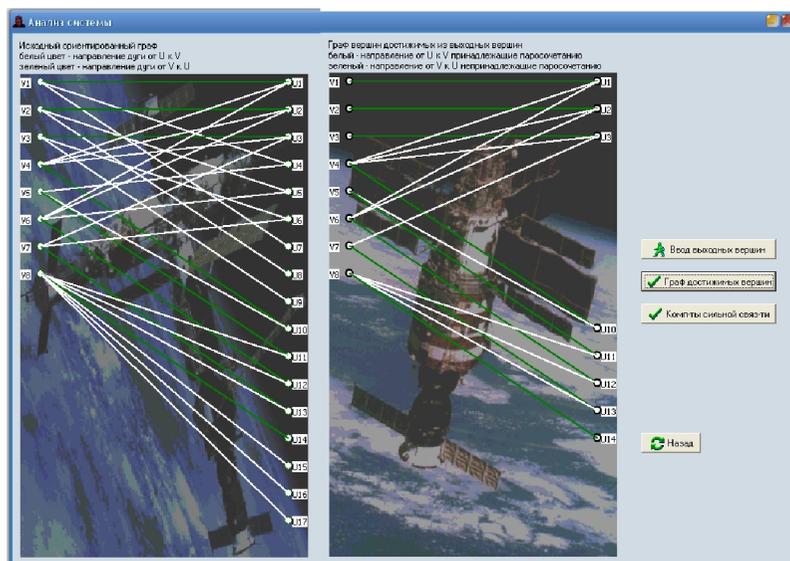


Рис. 5.2. Исходный граф связей и граф достижимых вершин для РН

Исходные данные и полученные результаты представлены в табл. 5.2 и 5.3 соответственно.

На рис. 5.3 приведено окно программного комплекса с результатами оптимизации. Диапазоны варьирования оптимизируемых параметров задавались на основе статистических данных.

Таблица 5.2. Исходные данные для трехступенчатой РН с последовательным соединением ступеней

Идентификатор	Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Идентификатор	Численное значение
u7	$s_1$	12,39	u15	$w_1$	3000 м/с
u8	$s_2$	8,07	u16	$w_2$	4500 м/с
u9	$s_3$	6,36	u17	$w_3$	4500 м/с
u14	$V_X^{nomp}$	9725 м/с			

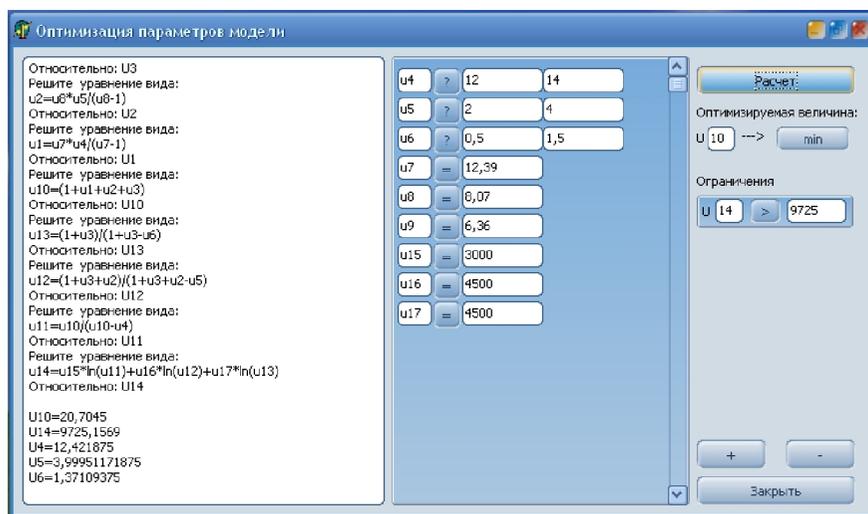


Рис. 5.3. Окно вывода результатов оптимизации для схемы «тандем»

Таблица 5.3. Результаты расчета для схемы «тандем»

Идентификатор	Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Идентификатор	Численное значение
u4	$x_1$	13,133	u6	$x_3$	1,115
u5	$x_2$	3,873	u10	$p_0$	21,030

Ракета-носитель с массой полезной нагрузки, равной 15 тоннам, будет при полученном распределении масс по ступеням иметь стартовую массу  $m_0 = 315,45$  т и массы ракетных блоков  $m_{Б1} = 214,290$  т,  $m_{Б2} = 66,312$ т,  $m_{Б3} = 19,845$  т.

## 5.2. Схема с параллельным соединением ракетных блоков типа "пакет без перелива"

Расчетная схема представлена на рис. 5.4.

Для этой схемы целевая функция (5.7) остается прежней, однако функция ограничений иная:

$$V_x^{норм} - w_p \ln z_1 - w_2 \ln z_2 \leq 0, \quad (5.13)$$

где  $w_p$  - удельный импульс, представляющий собой осредненный импульс от двигателей первой и второй ступеней;

$w_2$  - удельный импульс второй ступени.

Поскольку при пакетной схеме на первой ступени работают двигатели и первого и второго блоков одновременно, то удельный импульс ступеней можно выразить следующим образом:

$$w_p = \frac{R_1 + R_2}{m_1 + m_2} \quad (5.14)$$

где  $R_1$  и  $R_2$  - тяга первой и второй ступеней соответственно;

$m_1$  и  $m_2$  - расходы топлива в единицу времени на первой и второй ступенях ракеты.

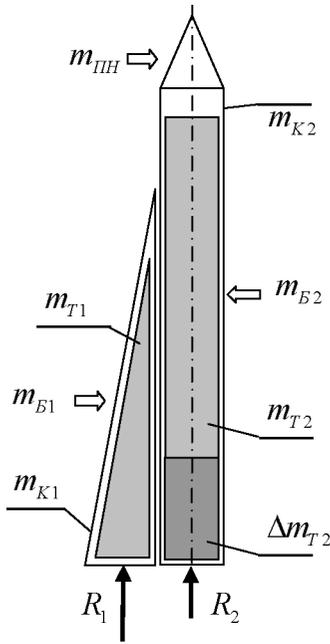


Рис. 5.4. «Пакет без перелива»

Поделим числитель, и знаменатель выражения (5.14) на массовый расход топлива первого ракетного блока в единицу времени:

$$w_p = \frac{\frac{R_1}{\dot{m}_1} + \frac{R_2}{\dot{m}_1}}{\frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1} + \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1}}$$

Введем для пакетной схемы дополнительный проектный параметр  $\alpha = R_2/R_1$ , который представляет собой отношение силы тяги ракетного двигателя второй ступени к силе тяги ракетного двигателя первой ступени. Подставляя этот параметр в (5.14), а также учитывая, что  $w = R/\dot{m}$ , получаем:

$$w_p = \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{\alpha w_1 + w_2}$$

Число Циолковского первой ступени определяется с учетом израсходованной массы топлива из второго ракетного блока

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{T1} - \Delta m_{T2}} = \frac{\frac{m_{01}}{m_{III}}}{\frac{m_{01}}{m_{III}} - \frac{m_{T1}}{m_{III}} - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{III}}} = \frac{p_0}{p_0 - x_1 - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{III}}}$$

где  $\Delta m_{T2}$  - масса топлива, израсходованная из баков второй ступени за время работы первой ступени.

С учетом (5.5) и (5.6) получаем

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1 - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{III}}} \quad (5.15)$$

Выразим массу топлива  $\Delta m_{T2}$  через параметр  $x_2$ :

$$\Delta m_{T2} = m_2 t_1,$$

где  $t_1$  – время работы двигателей первой ступени.

Это время, в свою очередь, можно определить, поделив массу топлива на расход топлива в единицу времени, то есть

$$t_1 = \frac{m_{T1}}{m_1}.$$

Тогда

$$\Delta m_{T2} = \frac{\alpha w_1}{w_2} m_{T1}.$$

Подставляя это выражение в (5.15), с учетом (5.6) получаем:

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}.$$

Число Циолковского второй ступени будет находиться также с учетом израсходованной массы топлива из второго ракетного блока, то есть

$$z_2 = \frac{m_{02} - \Delta m_{T2}}{m_{02} - m_{T2}} = \frac{\frac{m_{02}}{m_{ПН}} - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{ПН}}}{\frac{m_{02}}{m_{ПН}} - \frac{m_{T2}}{m_{ПН}}} = \frac{p_{02} - \frac{\Delta m_{T2}}{m_{ПН}}}{p_{02} - x_2} = \frac{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 - x_2}.$$

Выражения для  $z_1$  и  $z_2$  подставляем в (5.13) и получаем функцию ограничений в следующем виде:

$$V_X^{норм} - \left( \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \right) \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 - x_2} \right) \leq 0.$$

Следует отметить, что для пакетной схемы необходимо составить еще одну функцию ограничений. Эта функция отражает то об-

стоятельство, что начальное значение перегрузки боковых ракетных блоков (если их рассматривать как самостоятельные ракеты) должно быть больше значения перегрузки центрального блока (если ее также рассматривать как самостоятельную ракету без боковых блоков), так как боковые блоки предназначены для того, чтобы дополнительно ускорять центральный блок ракеты-носителя. В противном случае боковые блоки будут представлять собой лишнюю нагрузку для центрального блока.

Это ограничение можно выразить следующим образом:

$$q_2 = n_{x02}^* - n_{x01}^* < 0, \quad (5.16)$$

где  $n_{x02}^*$  - начальная перегрузка второй ступени, если бы не было первой ступени;

$n_{x01}^*$  - начальная перегрузка блока первой ступени (как самостоятельной ракеты) без учета влияния второй ступени.

Выразим значения перегрузок в этой формуле через параметры  $x_i$  с учетом выражения (5.4):

$$n_{x01}^* = \frac{R_1}{g_0 m_{E1}} = \frac{\frac{R_1}{m_{ПН}}}{g_0 \frac{m_{E1}}{m_{ПН}}} = \frac{\frac{R_1}{m_{ПН}}}{g_0 \frac{s_1}{s_1 - 1} \frac{m_{T1}}{m_{ПН1}}} = \frac{\frac{R_1}{m_{ПН}}}{g_0 \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1};$$

$$n_{x02}^* = \frac{R_2}{(m_{ПН} + m_{E2}) g_0} = \frac{\frac{R_2}{m_{ПН}}}{\left(\frac{m_{ПН}}{m_{ПН}} + \frac{m_{E2}}{m_{ПН}}\right) g_0} = \frac{\frac{\alpha R_1}{m_{ПН}}}{\left(1 + \frac{s_2 x_2}{s_2 - 1}\right) g_0}.$$

Подставляем эти выражения в (5.16):

$$q_2 = \frac{\frac{\alpha R_1}{m_{ПН}}}{\left(1 + \frac{s_2 x_2}{s_2 - 1}\right) g_0} - \frac{\frac{R_1}{m_{ПН}}}{g_0 \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1} < 0.$$

После сокращения получаем

$$q_2 = \alpha \cdot \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 - \left(1 + \frac{s_2 x_2}{s_2 - 1}\right) < 0.$$

Далее решается задача математического программирования (5.8) с учетом полученных ограничений, то есть определяются оптимальные значения  $x_i^*$  ( $i = \overline{1, N}$ ), затем находятся массы топлива и блоков по тем же зависимостям и в той же последовательности, что и при последовательном соединении ступеней.

Исходные данные для оптимизации РН с рассматриваемой схемой соединения ступеней с использованием ПО САПР приведены в табл. 5.4, полученные результаты – на рис. 5.5 и в табл. 5.5.

Таблица 5.4. Исходные данные для двухступенчатой РН схемы «пакет без перелива»

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$s_1$	10,152	$w_2$	3300 м/с
$s_2$	12,209	$V_X^{nomp}$	9679 м/с
$w_1$	3200 м/с	$\alpha$	0,247

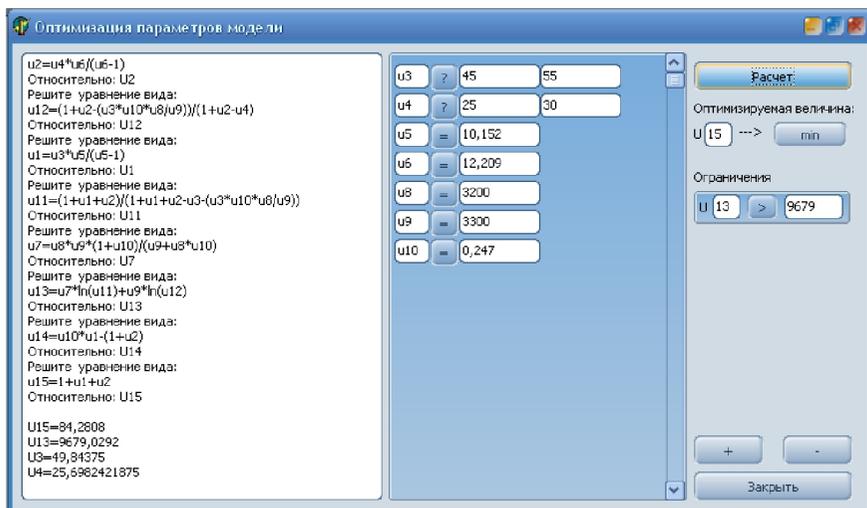


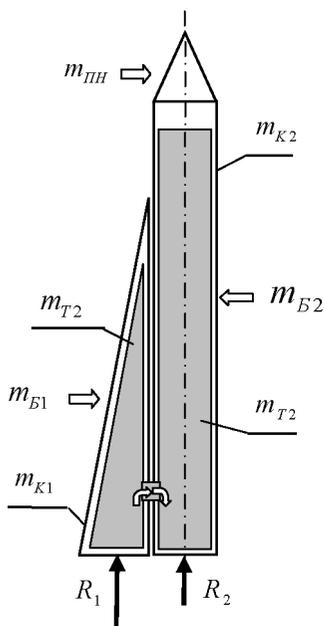
Рис. 5.5. Окно вывода результатов оптимизации для схемы «пакет без перелива»

Таблица 5.5. Результаты расчета для схемы «двухступенчатый пакет без перелива»

Параметр модели	Численное значение	Идентификатор	Численное значение
$x_1$	50,375	$p_0$	50,375
$x_2$	24,906		

Ракета-носитель с массой полезной нагрузки, равной 3 тоннам, будет при полученном распределении масс по ступеням иметь стартовую массу  $m_0 = 252,021$  т и массы ракетных блоков  $m_{Б1} = 167,638$  т,  $m_{Б2} = 81,384$  т.

### 5.3. Схема с параллельным соединением ракетных блоков типа "пакет с переливом"



Расчетная схема представлена на рис.5.6.

Для этой схемы целевая функция также имеет вид (5.8). Однако несколько другой является функция ограничений, выраженная через параметры  $x_i$ , хотя общая ее запись не изменяется и, как и для пакета без перелива, имеет вид (5.13):

$$V_X^{номр} - w_p \ln z_1 - w_2 \ln z_2 \leq 0.$$

В момент разделения ступеней РН баки первой ступени пусты, а баки второй ступени – полны (благодаря переливу топлива из баков первой ступени). Поэтому числа Циолковского для первой и второй ступеней РН можно рас-

Рис. 5.6. «Пакет с переливом»

считывать как для схемы с последовательным соединением ступеней:

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{T1}} = \frac{P_0}{P_0 - x_1} = \frac{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)}}{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)} - x_1};$$

$$z_2 = \frac{m_{02}}{m_{02} - m_{T2}} = \frac{P_0}{P_0 - x_2} = \frac{1 + \frac{s_2 x_2}{(s_2 - 1)}}{1 + \frac{s_2 x_2}{(s_2 - 1)} - x_2}.$$

Подставляем выражения для  $z_1$  и  $z_2$  в функцию ограничений и, учитывая выражение для  $w_p$ , получаем:

$$V_X^{nomp} - \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^2 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2}{1 + \frac{s_2}{(s_2 - 1)} x_2 - x_2} \right) \leq 0.$$

Затем решается задача математического программирования с учетом полученных ограничений, то есть определяются оптимальные значения  $x_i^*$  ( $i = 1, N$ ). Далее находятся массы топлива и блоков по тем же зависимостям и в той же последовательности, что и при последовательном соединении.

Исходные данные для оптимизации РН с рассматриваемой схемой соединения ступеней с использованием ПО САПР приведены в табл. 5.6, полученные результаты – на рис. 5.7 и в табл. 5.7.

Таблица 5.6. Исходные данные для двухступенчатой РН схемы «пакет с переливом»

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$s_1$	10,152	$w_2$	3300 м/с
$s_2$	12,209	$V_X^{nomp}$	9679 м/с
$w_1$	3200 м/с	$\alpha$	0,247

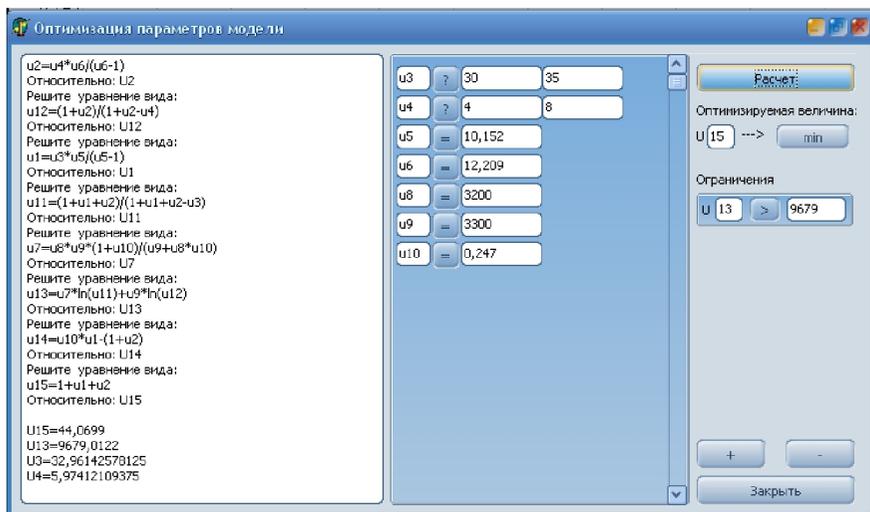


Рис. 5.7. Окно вывода результатов оптимизации для схемы «пакет с переливом»

Таблица 5.7. Результаты расчета для схемы «двухступенчатый пакет без перелива»

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$x_1$	32,969	$p_0$	44,069
$x_2$	5,966		

Ракета-носитель с массой полезной нагрузки, равной 5,7 тонн, будет при полученном распределении масс по ступеням иметь стартовую массу  $m_0 = 251,193$  т и массы ракетных блоков  $m_{B1} = 208,457$ т,  $m_{B2} = 37,040$  т.

#### 5.4. Схема "трехступенчатый пакет"

Расчетная схема представлена на рис. 5.8. Она представляет собой параллельное (пакетное) соединение ракетных блоков первой и второй ступеней и последовательное соединение ракетных блоков

второй и третьей ступеней ракеты-носителя. При этом пакетное соединение может быть с переливом топлива или без перелива.

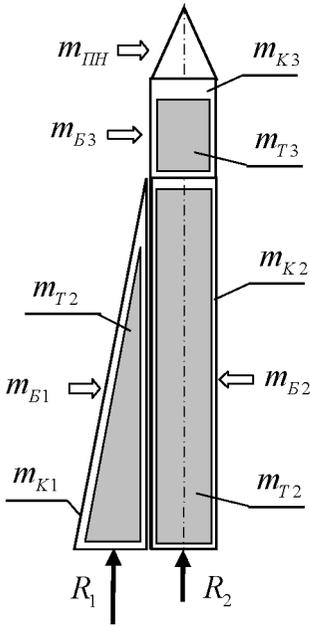


Рис. 5.8. Трехступенчатый пакет без перелива

Для этой схемы целевая функция (5.8) не изменится, а функции ограничений, в зависимости от рассматриваемых схем (с переливом или без перелива), можно получить из следующего выражения:

$$V_x^{nomp} - w_p \ln z_1 - w_2 \ln z_2 - w_3 \ln z_3 \leq 0. \quad (5.17)$$

В этом выражении учитывается приращение скорости от третьей ступени ( $z_3$  - число Циолковского,  $w_3$  - удельный импульс топлива и двигателей третьей ступени).

Число Циолковского третьей ступени определяется так же, как и для схемы с последовательным соединением ракетных блоков:

$$z_3 = \frac{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3}{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3 - x_3}. \quad (5.18)$$

Учитывая выражение для  $w_p$  и (5.17), функцию ограничений (5.17) для пакета без перелива можно записать в виде:

$$V_x^{nomp} - \left( \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \right) \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1 - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)} - \frac{\alpha w_1}{w_2} x_1}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i x_i}{(s_i - 1)} - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_3 x_3}{(s_3 - 1)}}{1 + \frac{s_3 x_3}{(s_3 - 1)} - x_3} \right) \leq 0. \quad (5.19)$$

Для пакета с переливом функция ограничений выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned}
 V_X^{номп} - \frac{w_1 w_2 (1 + \alpha)}{w_2 + \alpha w_1} \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_1} \right) - \\
 - w_2 \ln \left( \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i}{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{(s_i - 1)} x_i - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3}{1 + \frac{s_3}{(s_3 - 1)} x_3 - x_3} \right) \leq 0.
 \end{aligned} \tag{5.20}$$

Далее задача решается так же, как и рассмотренные ранее.

Исходные данные для оптимизации РН с рассматриваемой схемой соединения ступеней с использованием ПО САПР приведены в табл. 5.8, полученные результаты – на рис. 5.9 и в табл. 5.9.

Таблица 5.8. Исходные данные РН схемы  
«трехступенчатый пакет»

Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Численное значение
$s_1$	8,58	$w_2$	3300 м/с
$s_2$	10,31	$w_3$	9679 м/с
$s_3$	8,19	$V_X^{номп}$	8500 м/с
$w_1$	2600 м/с	$\alpha$	0,247

Табл. 5.9. Результаты расчета для схемы  
«трехступенчатый пакет»

Идентификатор	Параметр модели	Численное значение	Параметр модели	Идентификатор	Численное значение
u4	$x_1$	10,093	u6	$x_3$	10,002
u5	$x_2$	19,053	u10	$p_0$	44,917

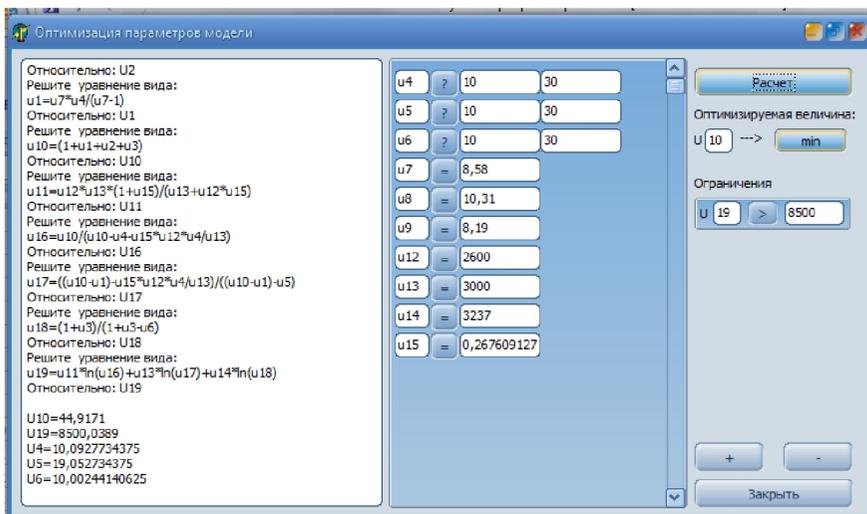


Рис. 5.9. Окно вывода результатов оптимизации для схемы «трехступенчатый пакет»

Ракета-носитель с массой полезной нагрузки, равной 5,7 тонн, будет при полученном распределении масс по ступеням иметь стартовую массу  $m_0 = 256,027$  т и массы ракетных блоков  $m_{B1} = 65,107$ ,  $m_{B2} = 119,701$ т,  $m_{B3} = 64,702$ .

## 6. СИНТЕЗ КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ КА НАБЛЮДЕНИЯ И РН НА ОСНОВЕ ИНТЕГРАЦИИ ПРОБЛЕМНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ И СИСТЕМЫ ТВЁРДОТЕЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

После получения с помощью проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования основных проектных параметров и массогабаритных характеристик КАН или РН осуществляется компоновка летательного аппарата [1,3]. Для автоматизации этого процесса целесообразно осуществить интеграцию ПО САПР в одну из САД-систем, используемых в КБ. Это позволит, после определения характеристик систем и составных частей изделия ракетно-космической техники, осуществлять его «сборку» из типовых отсеков и агрегатов, библиотека которых заранее создается в САД-системе.

В качестве примера на рис. 6.1 представлена твердотельная модель ОЭТК в разрезе, а на рис. 6.2 - модели силового гироскопического комплекса и рамы корпуса, построенные в системе твердотельного моделирования SolidWorks с характеристиками, рассчитанными с помощью проблемно-ориентированной системы.

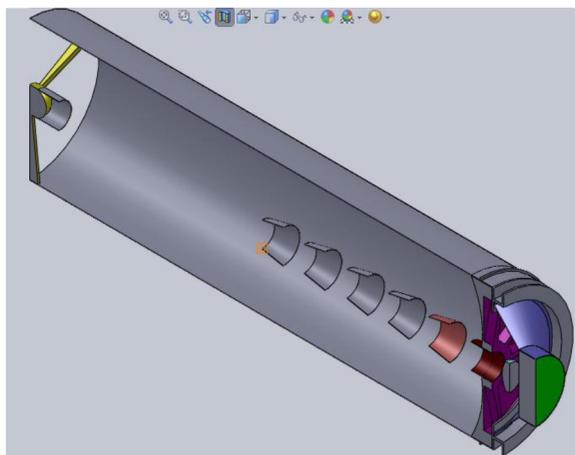


Рис. 6.1. Твердотельная модель ОЭТК

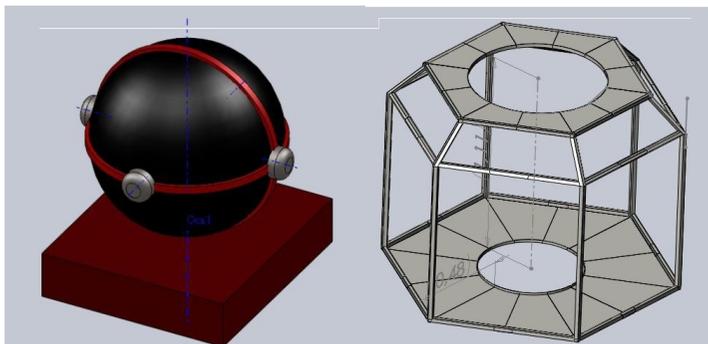


Рис. 6.2. Твёрдотельные модели силового гироскопического комплекса и рамы корпуса

На рис. 6.3 показана твёрдотельная модель КАН, построенная в системе SolidWorks из типовых моделей элементов.

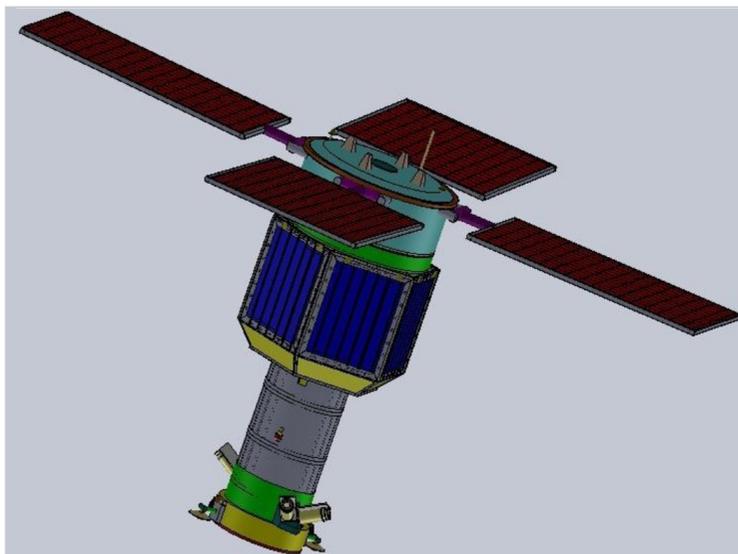


Рис. 6.3 – Вид твёрдотельной модели КАН

На рис. 6.4 представлены некоторые модели составных частей ракет-носителей и их фрагменты, построенные в системе твердотельного моделирования SolidWorks с характеристиками, рассчитанными с помощью ПО САПР, а на рис. 6.5 - твердотельная модель ракеты-носителя.

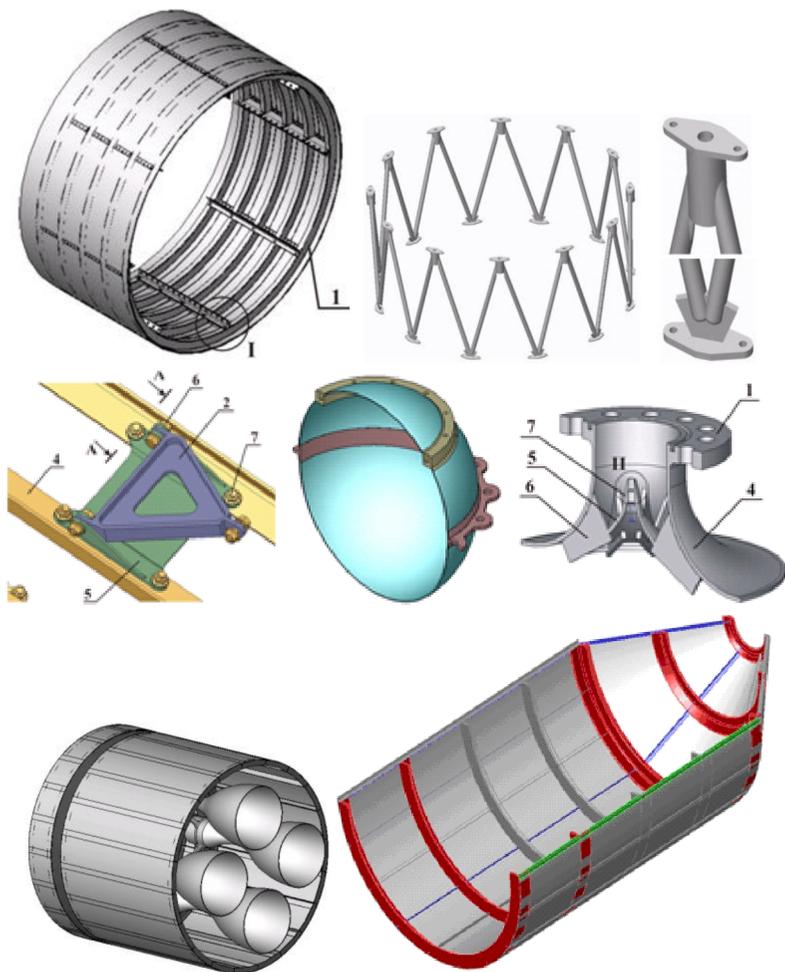


Рис. 6.4 - Твердотельные модели составных частей РН

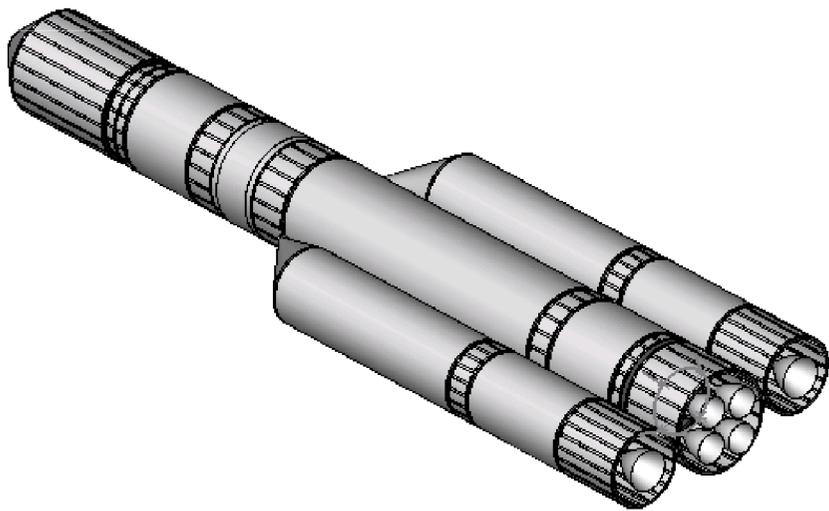


Рис. 6.5 - Твердотельная модель РН

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящем учебном пособии рассмотрены вопросы разработки и использования проблемно-ориентированных систем, предназначенных для автоматизации проектирования космических аппаратов наблюдения и ракет-носителей с учетом заданных показателей целевой эффективности.

Рассмотрены теоретические вопросы проблемно-ориентированных систем на основе методов неформального программирования, методов теории отношений и теории графов.

Приведено описание программного обеспечения, созданного в среде программирования DELPHI, и результатов его применения для выбора основных проектных характеристик космических аппаратов наблюдения и ракет-носителей типа «Союз» на основе разработанных математических моделей.

Использование разработанного учебного пособия и программного обеспечения позволит повысить уровень подготовки аспирантов по специальности 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов». Пособие будет также полезно молодым специалистам ракетно-космической отрасли.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст] : Учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А.Г.Прохоров. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.
2. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: Учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.
3. Куренков, В. И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей [Текст]: Учеб. пособие / В. И. Куренков, Л. П. Юмашев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 239 с.
4. Надежность и эффективность в технике: справочник. В 10 т. / ред. совет: [В. С. Авдудевский (предс.) и др.]. Т. 3. Эффективность технических систем [Текст] / под общ. ред. В. Ф. Уткина, Ю. В. Крючкова. – М.: Машиностроение, 1988. / – 328 с.
5. Друшляков, Ю. И. Теоретические основы программирования [Текст]: Учеб. пособие / Ю. И. Друшляков, И. В. Ежкова. – М.: МАИ, 1986. - 61 с.
6. Оре, О. Теория графов [Текст]/О. Оре. - М.: Наука, 1980.- 336 с.
7. Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА [Текст] / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншаков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.
8. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст] / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков [и др.]; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.
9. Инженерный справочник по космической технике [Текст] / ред. коллегия: И. И. Караваев, А. А. Кудряшов, А. П. Лимаренко [и др.]; под общ. ред. А. В. Солодова. - М.: Министерство обороны, 1969. – 693 с.

10. Основы синтеза систем летательных аппаратов. 2-е изд., доп. и перераб. [Текст] / А. А. Лебедев, Г. Г. Аджимамудов, В. Н. Баранов [и др.]; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 444 с.
11. Основы синтеза систем летательных аппаратов [Текст]: Учеб. пособие для студентов вузов / А. А. Лебедев, В. Н. Баранов, В. Т. Бобронников [и др.]; под ред. А. А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
12. Ханцеверов, Ф. Р. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли [Текст]/ Ф. Р. Ханцеверов, В. В. Остроухов. – М.: Машиностроение, 1989. – 264 с.
13. Лебедев, А. А. Космические системы наблюдения [Текст] / А. А. Лебедев, О. П. Нестеренко. – М.: Машиностроение, 1991. – 224 с.
14. Управление космическими аппаратами зондирования Земли: Компьютерные технологии [Текст] / Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, Я. А. Мостовой [и др.] – М.: Машиностроение, 1998. – 368 с.
15. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление [Текст] / [М. Н. Красильщиков и др.]; под ред. В. В. Малышева. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 568 с.
16. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебник для технических вузов [Текст] / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов [и др.]; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.
17. Матиясевич, Л. М. Введение в космическую фотографию [Текст] / Л. М. Матиясевич. – М.: Недра, 1989. – 149 с.
18. Гуцин, В. Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов [Текст] / В. Н. Гуцин. - М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.
19. Абрамов, Б. А. Модели и алгоритмы для проектного анализа показателей эффективности космической системы детального и оперативного наблюдения: сб. науч. тр. ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» [Текст] / Б. А. Абрамов, В. И. Куренков, В. В. Салмин. - Самара: ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Вып. 3. 2004. - С. 39-45.
20. Маламед, Е. Р. Конструирование оптических приборов космического базирования [Текст]: Учеб. пособие / Е. Р. Маламед. - СПб.: СПбГИТМО (ТУ), 202. - 291 с.

21. Бороздин, В. Н. Гироскопические приборы и устройства систем управления: учеб. пособие для вузов [Текст] / В. Н. Бороздин. - М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.

22. Абрамов, Б. А. Имитационное моделирование энергобаланса космических аппаратов высокодетального и оперативного наблюдения: сб. тезисов, докладов 8-й междунар. конф. «Системный анализ и управление» (Евпатория, 29.06 – 0.6.07.2003 г.) [Текст] / Б. А. Абрамов, В. В. Салмин, В. И. Куренков. - М.: МАИ. - С. 95-96.

23. Космическая оптоэлектронная съемка поверхности Земли с высоким разрешением. Справочно-аналитическое издание [Текст] / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2004. - 76 с.

24. Космическая съемка Земли. Справочно-аналитическое издание / под ред. Ю. А. Подъездкова. - М.: Радиотехника, 2006. - 357 с.

25. Белоконов, В. М. Основы теории полета космических аппаратов: конспект лекций [Текст] / В. М. Белоконов. - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. - 77 с.

26. Перспективы использования космических средств дистанционного зондирования Земли на период до 2010 года в интересах социально-экономического развития субъектов РФ [Текст] / Г. М. Полищук, Н. Н. Дубовец, А. Ф. Дудкин [и др.]: //IV Междунар. конф.-выставка. Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке. (Май 31- июнь 4 2004 г.). Кн. 1, г. Королев Московской обл. - С. 256-263.

27. Грабин, Б. В. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов [Текст] / Б. В. Грабин, О. И. Давыдов, В. И. Жихарев [и др.] под ред. В. П. Мишина, В. К. Карраска. – М.: Машиностроение, 1991. – 416 с.

28. Белов, Ю.В. Системы управления космическими аппаратами [Текст]: Учеб. пособие/ Ю. В. Белов, Б. А. Титов. - Самара: Самар. авиац. ин-т, 1992. - 115 с.

29. Петрищев, В.Ф. Элементы теории гироскопа и его применение для управления космическими аппаратами [Текст]: Учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2004. - 68 с.

30. В.Н.Гущин. Информационно-компьютерная технология (ИКТ-технология) разработок летательных аппаратов [Текст] -Жуковский: Авиационный Печатный Двор, 2001.- 248 с.