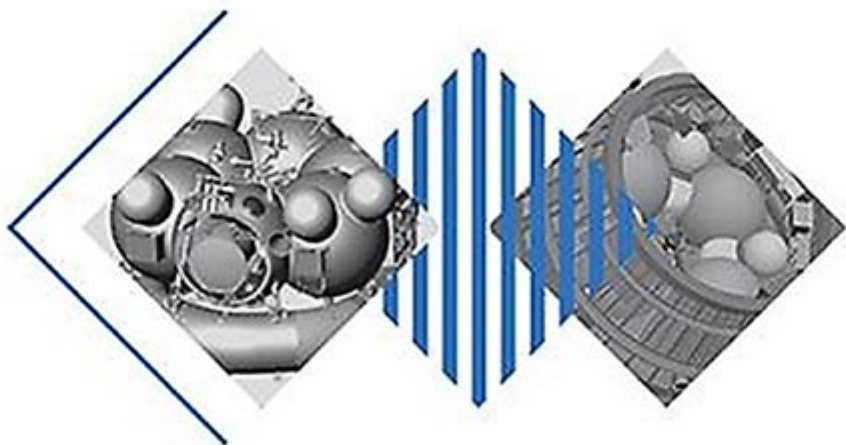


УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ
МГТУ им. Н.Э. БАУМАНА

В.В. Зеленцов, Г.А. Щеглов

КОНСТРУКТИВНО- КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ



УДК 629.784
ББК 39.66
З-48

Издание доступно в электронном виде на портале *ebooks.bmstu.ru*
по адресу: <http://ebooks.bmstu.ru/catalog/74/book1729.html>

Факультет «Специальное машиностроение»
Кафедра «Аэрокосмические системы»

*Рекомендовано Редакционно-издательским советом
МГТУ им. Н.Э. Баумана в качестве учебного пособия*

Рецензенты:

заместитель начальника отдела АО «ВПК «НПО машиностроения»
канд. техн. наук *С.М. Асатуров*,
доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители»
МГТУ им. Н.Э. Баумана,
канд. техн. наук *В.П. Печников*

Зеленцов, В. В.

З-48 Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков : учебное пособие / В. В. Зеленцов, Г. А. Щеглов. — Москва : Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. — 139, [1] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-4753-4

Приведены конструктивно-компоновочные схемы существующих разгонных блоков, а также предложены другие возможные варианты их компоновки. Даны основные формулы для баллистического расчета, выбора типа топлива и определения массы разгонного блока и входящих в него систем. Приведены примеры соединения конструкций, изготовленных из композиционных материалов.

Для студентов, обучающихся по специальности «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических систем» и выполняющих курсовые и дипломные проекты.

УДК 629.784
ББК 39.66

ISBN 978-5-7038-4753-4

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018
© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Оглавление

| | |
|---|-----|
| Предисловие | 3 |
| Введение | 4 |
| Глава 1. Классификация разгонных блоков | 5 |
| 1.1. Классификация по назначению | 5 |
| 1.2. Классификация по массе | 7 |
| 1.3. Классификация по типу двигательной установки | 7 |
| 1.4. Классификация по типу конструкции | 13 |
| Контрольные вопросы | 13 |
| Глава 2. Теоретический расчет разгонного блока | 14 |
| 2.1. Баллистический расчет разгонного блока | 14 |
| 2.2. Объемно-массовый анализ разгонного блока | 18 |
| 2.3. Бортовая аппаратура разгонных блоков | 20 |
| Контрольные вопросы | 32 |
| Глава 3. Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков | 33 |
| 3.1. Конструктивно-компоновочная схема разгонных блоков типа «ДМ» | 33 |
| 3.2. Конструктивно-компоновочные схемы вариантов РБ, аналогичных по компоновочной схеме блокам серии «ДМ» (разработанные в РКК «Энергия») | 43 |
| 3.3. Конструктивно-компоновочная схема разгонных блоков серии «Фрегат» | 47 |
| 3.4. Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков, разработанных ГКНПЦ им. М.В. Хруничева | 54 |
| 3.5. Конструктивно-компоновочные схемы, разработанные в США ... | 62 |
| 3.6. Конструктивно-компоновочная схема разгонного блока европейской ракеты-носителя Ariane 5 | 70 |
| 3.7. Твердотопливные разгонные блоки | 71 |
| 3.8. Телеуправляемый разгонный блок | 77 |
| 3.9. Разгонные блоки с электрореактивной двигательной установкой ... | 80 |
| 3.10. Прочие разгонные блоки | 82 |
| Контрольные вопросы | 101 |
| Глава 4. Конструкции разгонных блоков | 102 |
| 4.1. Материалы, применяемые при конструировании разгонных блоков | 102 |
| 4.2. Конструкция сухих отсеков | 106 |
| 4.3. Конструкция топливных баков | 108 |
| 4.4. Конструкция ферм | 118 |
| 4.5. Конструкция тепловой защиты | 122 |

| | |
|--|-----|
| 4.6. Крепление двигательной установки | 125 |
| 4.7. Примеры выполнения конструктивных элементов | 129 |
| Контрольные вопросы | 135 |
| Заключение | 136 |
| Литература | 137 |

Учебное издание

Зеленцов Владимир Викторович
Щеглов Георгий Александрович

**Конструктивно-компоновочные схемы
разгонных блоков**

Редактор *К.А. Осипова*
Художник *Э.Ш. Мурадова*
Корректор *О.Ю. Соколова*
Компьютерная графика *Г.Ю. Молотковой*
Компьютерная верстка *Г.Ю. Молотковой*

Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении использованы шрифты
Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать. 08.11.2017. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 11,375. Тираж 100 экз. Изд. № 094-2016. Заказ

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
baumanprint@gmail.com

ГЛАВА 1. КЛАССИФИКАЦИЯ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

Межорбитальный разгонный блок предназначен для выполнения маневров выведения космических аппаратов на рабочие орбиты и автоматических межпланетных станций (АМС) — на отлетные к другим планетам орбиты. Для решения этих задач РБ должен обладать двигательной установкой многократного включения и длительным временем активного существования, высокой надежностью и энергетическими характеристиками, а также иметь минимальную стоимость.

Разгонные блоки можно классифицировать по ряду признаков: назначению, используемому топливу, типу двигательной установки и др. На рис. 1.1 приведена классификация РБ.

1.1. Классификация по назначению

По целевому назначению РБ можно подразделить:

на *разгонные ступени ракет-носителей* (РН) — последние ступени РН, выводящие КА на рабочую орбиту, например 12КРБ, «Бриз-М», «ДМ», «ДМ-SL», «ДМ-SLB», КВРБ, Agena, Centaur, IUS (Interim Upper Stage — верхняя ступень промежуточного этапа), вторые ступени РН Ariane, Delta;

разгонные блоки, осуществляющие маневрирование — обеспечивают перевод КА с опорной орбиты на рабочую, изменение угла наклона плоскости орбиты, осуществление многократного включения и выключения ДУ. К ним относятся 12КРБ, «Бриз-М», «ДМ», «ДМ-SL», «ДМ-SLB», КВРБ, Agena, Centaur, IUS, вторые ступени РН Ariane, Delta;

разгонные блоки, выводящие полезную нагрузку (ПН) на низкую орбиту — осуществляют выведение ПН на низкую околоземную орбиту. Это РБ «Бриз-К», «Бриз-КМ», «Фрегат», «Икар», «Таймыр», ОАМ, верхние ступени легких РН «Днепр», «Космос», Pegasus, Taurus, Minotaur и др.;

разгонные блоки, выводящие ПН на высокую орбиту — переходные орбиты с большой разницей высот, формирование вытянутых эллиптических орбит и др. (12КРБ, «Бриз-М», «ДМ», «ДМ-SL», «ДМ-SLB», КВРБ, Agena, Centaur, IUS, вторые ступени РН Ariane, Delta);

разгонные блоки, выводящие ПН на межпланетную траекторию — осуществляют увод ПН с орбиты искусственного спутника Земли и перевод его на межпланетную траекторию (Altair-1, Altair-2, Altair-3, IABS, Mage-1, Mage-2, ОАМ, различные версии РАМ).

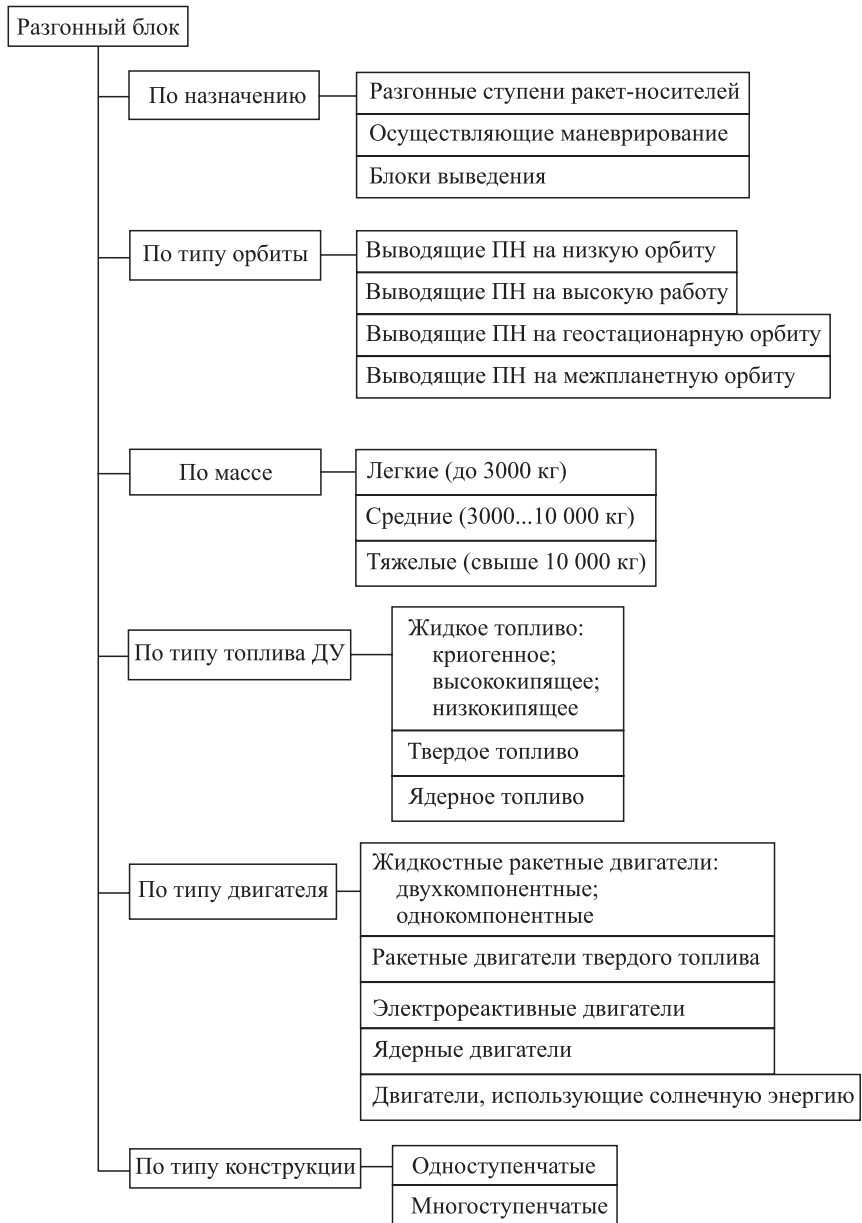


Рис. 1.1. Классификация разгонных блоков

1.2. Классификация по массе

По массе РБ можно подразделить на:

легкие — предназначенные для вывода и формирования низких околоземных орбит спутников массой менее 1500 кг, например «Ямал», Altair-1, Altair-2, Altair-3, IABS, Mage-1, Mage-2, OAM, PAM-A, PAM-D, PAM-DII, PAM-S;

средние — предназначены для выведения на низкие и средние орбиты спутников массой до 3000 кг, спутниковых систем пакетного выведения (4–6 спутников), выполнения сложных маневров, требующих многоразового включения. К ним относятся «Л», «Бриз-К», «Бриз-КМ», «Икар», «Фрегат», SPORT;

тяжелые — последние ступени РН, выводящие ПН массой свыше 3000 кг на геостационарные орбиты, орбиты с высоким апогеем, солнечно-синхронные орбиты и др. К ним относятся 12КРБ, «Бриз-М», «ДМ», «ДМ-SL», «ДМ-SLB», КВРБ, вторая ступень РН «Космос-3М», Agena, Centaur, IUS, Transtage, Transtage Stretch.

1.3. Классификация по типу двигательной установки

При проектировании РБ большое значение имеет тип двигательной установки (ДУ) и соответственно вид топлива. В зависимости от выполняемых задач на РБ могут использоваться жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ), электрореактивные (ЭРД) и ядерные ракетные двигатели (ЯРД). Для каждого типа двигателя применяется определенный вид топлива: на ЖРД — жидкое топливо, на РДТТ — твердое топливо, на ЭРД — газообразное топливо и ЯРД — ядерное топливо. Основным показателем, характеризующий ракетное топливо — удельный импульс, который оказывает определяющее влияние на соотношение массы РБ и ПН, а также определяет размеры РБ.

Разгонные блоки с ЖРД — наиболее распространенный тип двигателей, работающих в большом диапазоне тяг от нескольких ньютонов до нескольких десятков тысяч ньютонов. Такие двигатели позволяют проводить многократное включение и выключение. Недостатками являются сложная система заправки, малый срок хранения в заправленном состоянии и на старте, высокая стоимость и низкая надежность. Двигатели подразделяются на *двухкомпонентные*, работающие на смеси двух компонентов — горючем и окислителе, и *однокомпонентные*, использующие унитарный вид топлива, разлагающийся в процессе эксплуатации на горючее и окислитель (перекись водорода, гидразин и др.). Подача топлива осуществляется одним из двух способов: насосная с помощью турбонасосного агрегата (ТНА) или вытеснительная с помощью газа.

Топливо ЖРД подразделяется на криогенное, высококипящее и низкокипящее. *Криогенное* — жидкое топливо, один или оба компонента которого являются сжиженными газами, например жидкий кислород, жидкий фтор и жидкий водород. На криогенном топливе работают «ДМ», «ДМ-SL», «ДМ-SLB», «12КРБ», «КВРБ» и различные модификации Centaur.

Высококипящее — жидкое топливо, оба компонента которого имеют температуру кипения выше 298 К (анилин, тетранитрометан, азотная кислота и др.). На высококипящих работают РБ Agena, Agena D.

Низкокипящее — жидкое топливо, один или оба компонента которого в условиях эксплуатации имеют температуру кипения ниже 298 К (например, тетраоксид диазота). На низкокипящих топливах работают «Бриз К», «Бриз-КМ», «Бриз М», «Икар», «Фрегат», SPORT, OAM, IABS.

В табл. 1.1 приведены характеристики жидкого ракетного топлива.

Таблица 1.1

Основные свойства некоторых топлив ЖРД

| Окислитель | Горючее | Удельный импульс $J_{уд}$, м/с | Соотношение компонентов топлива | Средняя плотность, кг/м ³ | Температура горения T , °С |
|---|--|---------------------------------|---------------------------------|--------------------------------------|------------------------------|
| Азотная кислота HNO ₃ (98 %) | Керосин | 2300–3130 | 5,34 | 1360 | 2980–3010 |
| Азотная кислота HNO ₃ (98 %) | Тонка | 2350–3100 | — | 1320 | 3000 |
| Тetraоксид диазота N ₂ O ₄ | Керосин | 2400–3100 | — | 1380 | 3300 |
| Жидкий кислород | Керосин | 2750–3475 | 2,73–2,9 | 1000 | 3600 |
| Жидкий кислород | Этиловый спирт (92 %) | 2550 | 1,5 | 990 | 3300 |
| Жидкий кислород | Жидкий водород | 3350–4540 | 3,5–5,56 | 260–320 | 2755–3270 |
| Жидкий фтор | Гидразин | 3450 | 2,0 | 1320 | 4650 |
| Жидкий кислород | ДМГ | 2850–2950 | — | 1020 | 3545 |
| Жидкий кислород | НДМГ | 2680–3590 | 1,92 | 960 | 3012 |
| Азотная кислота HNO ₃ (98 %) | НДМГ | 2530–3120 | 3,2 | 1280 | — |
| Азотная кислота HNO ₃ (70 %) + + оксиды азота (30 %) | НДМГ | 2530 | 3,0 | 1280 | 3140 |
| Тetraоксид диазота (N ₂ O ₄) | НДМГ | 2680–2795 | 2,5–2,8 | 1185 | 3360 |
| Тetraоксид диазота (N ₂ O ₄) | Аэрозин-50 (50 % НДМГ + 50 % гидразин) | 2700–3305 | 2,13–3,00 | 1240–1280 | 3140 |
| Жидкий кислород | Природный газ | 3050–3740 | 3,4–3,5 | 820,4 | — |

В табл. 1.2 и 1.3 приведены основные физико-химические свойства окислителей и горючего соответственно.

Основные физико-химические свойства окислителей

| Окислитель | Химическая формула | Молекулярная масса, кг/моль | Плотность, кг/м ³ | $T_{пл}$, К* | $T_{кип}$, К** |
|--------------------|-------------------------------|-----------------------------|------------------------------|---------------|-----------------|
| Жидкий кислород | O ₂ | 32 | 1140 | 54,3 | 90,10 |
| Жидкий фтор | F ₂ | 38 | 1510 | 55,16 | 85,10 |
| Азотная кислота | HNO ₃ | 63,016 | 1510 | 231,56 | 359,16 |
| Тetraоксид диазота | N ₂ O ₄ | 92,016 | 1450 | 261,196 | 294,36 |

* Температура плавления.
** Температура кипения.

Основные физико-химические свойства горючего

| Горючее | Химическая формула | Молекулярная масса, кг/моль | Плотность, кг/м ³ | $T_{пл}$, К | $T_{кип}$, К |
|----------------|--|-----------------------------|------------------------------|--------------|---------------|
| Водород жидкий | H ₂ | 2,016 | 71 | 13,75 | 20,46 |
| Керосин | C _{7,2102} H _{13,2936} | 100 (усл) | 834,7 | 213 | 423–588 |
| Гидразин | N ₂ H ₄ | 32,048 | 1010 | 271,56 | 368,66 |
| НДМГ | (CH ₃) ₂ NNH ₂ | 60,102 | 783 | 215 | 236 |

Разгонные блоки с РДТТ по сравнению с ЖРД обладают рядом преимуществ: относительная простота конструкции, быстрый запуск без сложной предстартовой подготовки, высокая надежность, низкая стоимость, простота эксплуатации, длительный срок годности. Вместе с тем есть и недостатки: малый удельный импульс, сложность регулирования времени работы и тяги двигателя в полете и сложность организации многократного включения и выключения, а также транспортировка РДТТ. РДТТ оснащены РН: Delta III, Mage-1 с Ariane-1, Mage-2 с Ariane-2/3, Altair-1, Altair-2, Altair-3 с РН Delta.

Топливо РДТТ подразделяется на гомогенное и смесевое. *Гомогенное топливо* — твердые растворы (обычно — нитроцеллюлозы) в нелетучем растворителе (обычно в нитроглицерине). Применяются в небольших ракетных двигателях.

Смесевое топливо представляет собой смесь горючего и окислителя в твердом состоянии. В смесевых топливах в качестве окислителя используются:

- перхлораты: аммония (NH₄ClO₄), лития (LiClO₄), калия (KClO₄);
- нитраты (селитры): калия (KNO₃), аммония (NH₄NO₃) и др.;
- динитрамид аммония (NH₄N(NO₂)₂),

а в качестве горючего:

- металлы или их сплавы (алюминий, магний, литий, бериллий), гидриды металлов;

- полимеры и смолы (полиэтилен, полиуретан, полибутадиен, каучук, битум);
- полисульфиды, бор, углерод и другие вещества.

В современных твердотопливных двигателях большой мощности чаще всего применяют смесь перхлората аммония с алюминием и каучуками. Иногда вместо каучуков используют полиуретан, что позволяет повысить срок годности шашки твердого ракетного топлива и увеличить ее жесткость, но в ущерб технологичности производства. В табл. 1.4 приведены характеристики различных твердых топлив.

Таблица 1.4

Характеристики твердого топлива с добавками алюминия

| Характеристика | Марка топлива | | | | | | |
|---|---------------|-------|-------|-------|------|-------|-------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| Теоретический удельный импульс, Н·с/кг/g | 241 | 246,5 | 240,8 | 254,7 | 253 | 228,1 | 246,5 |
| Плотность, г/см ³ | 1,71 | 1,75 | 1,74 | 1,75 | 1,83 | 1,7 | 1,87 |
| Скорость горения ($t = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$, $P = 10\text{ МПа}$), мм/с | 8–12 | 8–12 | 45,8 | 9,4 | 8,2 | 19 | 75,7 |
| Температура продуктов сгорания, К | 3030 | 3240 | 3367 | 3534 | 3610 | 2858 | 3229 |
| Газовая постоянная, (Н·м/кг)/g | 31,3 | 31,3 | 30,59 | 29,13 | — | 33,1 | 30,71 |
| Показатель адиабаты | 1,14 | 1,14 | 1,14 | 1,14 | 1,14 | 1,22 | 1,13 |
| Показатель степени в законе горения | 0,4 | 0,35 | 0,45 | 0,32 | 0,35 | 0,37 | 0,5 |
| Содержание Al, % | 4,2 | 9,3 | 18 | 20 | 20 | 0 | 10 |

Разгонные блоки с ЭРД — это, как правило, двигатели малой тяги от долей ньютонов до 200 Н, используются в качестве двигателей для межпланетных перелетов и исполнительных органов системы управления движением. По принципу ускорения отбрасываемой массы ЭРД можно разделить на четыре типа:

- электротепловые;
- магнитоэлектрические;
- электростатические;
- электромагнитные.

Электрореактивные двигатели имеют широкий диапазон тяг (0,14...102 Н) при высоком удельном импульсе. Отдельные типы двигателей сохраняют работоспособность в течение тысяч часов.

В качестве рабочего тела в ЭРД применяются жидкости, газы и их смеси. Для каждого типа двигателей используются определенные вещества, позволяющие получить максимальные тяги — для электротермических двигателей — аммиак, для электростатических двигателей — ксенон, для сильноточных двигателей — литий, для импульсных двигателей — фторопласт.

Недостатком ксенона является его высокая стоимость и небольшие объемы производства в мире (не более 10 т в год). Вместо него можно использовать аргон или йод.

Разгонные блоки с ЯРД представляют собой реактор, в котором вдоль тепловыделяющих элементов с ядерным топливом проходит поток газа (рабочего тела), например, водорода (или другого элемента, обладающего большой теплоемкостью). Охлаждая тепловыделяющие элементы, рабочее тело нагревается и с большой скоростью истекает из сопла, создавая тягу двигателя. При этом возникает импульс, толкающий РБ вперед. Температура газа на выходе должна быть очень высока — не менее 3000 °С, а удельная тяга — 950 с и выше.

Такие двигатели требуют системы охлаждения и сложной конструкции радиационной защиты, которая определяется предельно допустимым уровнем радиации и может быть например, теневой, в виде усеченного конуса. В качестве основных компонентов защиты выбирают гидрид циркония, активированный бором, и гидрид лития.

Ядерные двигатели — двухконтурные двигатели, в которых рабочее тело (водород, аммиак и др.) нагревается за счет энергии, выделяющейся при ядерных реакциях (распада или термоядерного синтеза).

Двигатели бывают ядерные и термоядерные, позволяющие получать удельные импульсы благодаря высокой скорости истечения газов, от 8000 м/с до 50 км/с, что значительно превышает значения удельных импульсов остальных ракетных двигателей. Тяга ядерных ракетных двигателей сравнима с тягами современных химических ракетных двигателей (ЖРД и РДТТ).

Источником тепла, или топливом радиоизотопных источников тока, являются достаточно коротко живущие радиоактивные изотопы различных химических элементов.

К изотопам и изготовляемым на их основе соединениям и сплавам как к источникам тепла предъявляются следующие требования:

- достаточно большой период полураспада;
- безопасность в обращении и эксплуатации (желательно отсутствие жесткого гамма-излучения, нейтронов);
- высокая температура плавления сплавов и соединений;
- большое удельное энерговыделение, а для изотопов, способных к делению, и как можно большая критическая масса.

Характеристики применяемых в настоящее время изотопов приведены в табл. 1.5.

Разгонные блоки с двигателями, использующими солнечную энергию. Простейшим таким двигателем является солнечный парус — устройство, работающее за счет давления солнечного света или лазера на зеркальную поверхность. Преимущество солнечного паруса — отсутствие топлива на борту КА, а недостаток — необходимость иметь большие поверхности для получения требуемой тяги.

Характеристики применяемых в РИТЭГ изотопов

| Изотоп | Способ получения | Удельная мощность, Вт/г | Объемная мощность, Вт/см ³ | Период полураспада | Интегрированная энергия распада изотопа, кВт·ч/г | Рабочая форма изотопа |
|----------------------------------|----------------------|-------------------------|---------------------------------------|--------------------|--|-------------------------------------|
| ⁶⁰ Co (кобальт-60) | Облучение в реакторе | 2,9 | ~26 | 5,271 года | 193,2 | Металл, сплав |
| ²³⁸ Pu (плутоний-238) | Атомный реактор | 0,568 | 6,9 | 86 лет | 608,7 | Карбид плутония |
| ⁹⁰ Sr (стронций-90) | Осколки деления | 0,93 | 0,7 | 28 лет | 162,721 | SrO, SrTiO ₃ |
| ¹⁴⁴ Ce (церий-144) | То же | 2,6 | 12,5 | 285 сут | 57,439 | CeO ₂ |
| ²⁴² Cm (кюрий-242) | Атомный реактор | 121 | 1169 | 162 дня | 677,8 | Cm ₂ O ₃ |
| ¹⁴⁷ Pm (прометий-147) | Осколки деления | 0,37 | 1,1 | 2,64 года | 12,34 | Pm ₂ O ₃ |
| ¹³⁷ Cs (цезий-137) | То же | 0,27 | 1,27 | 33 года | 230,24 | CsCl |
| ²¹⁰ Po (полоний-210) | Облучение висмута | 142 | 1320 | 138 сут | 677,59 | Сплавы со свинцом, иттрием, золотом |
| ²⁴⁴ Cm (кюрий-244) | Атомный реактор | 2,8 | 33,25 | 18,1 года | 640,6 | Cm ₂ O ₃ |
| ²³² U (уран-232) | Облучение тория | 8,097 | ~88,67 | 68,9 лет | 4887,103 | Диоксид, карбид, нитрид урана |
| ¹⁰⁶ Ru (рутений-106) | Осколки деления | 29,8 | 369,818 | ~371,63 сут | 9,854 | Металл, сплав |

1.4. Классификация по типу конструкции

В зависимости от запаса характеристической скорости, которую должен обеспечить РБ, они подразделяются на одно- и двухступенчатые.

Одноступенчатые РБ — последние ступени РН, а также легкие РБ, представляющие моноблочную конструкцию, состоящую из баков и двигательной установки.

Двухступенчатые РБ — выполняют сложные маневры, такие как выведение КА на геостационарные орбиты или выведение ПН на отлетную межпланетную траекторию.

Возможны два конструктивных решения:

1) РБ состоит из двух продольно соединенных блоков, каждый из которых представляет собой конструктивно законченный РБ;

2) РБ состоит из ДУ, баков, бортовой аппаратуры и подвесного бака, сбрасываемого после выработки топлива.

Подобная конструкция позволяет использовать одну ДУ и бортовую аппаратуру для выполнения всего маневра. Это приводит к снижению массы РБ и, как следствие, увеличению массы ПН.

Двухступенчатые РБ выполняются по одной из двух конструктивно-компоновочных схем: продольная, когда ступени размещены одна за другой (например, РБ «ДМ», «Фрегат»), и параллельная, когда ступени расположены параллельно, подобная компоновка в основном применяется для конструкции со сбрасываемыми баками (в частности, на РБ «Бриз»).

Контрольные вопросы

1. По какому признаку классифицируются разгонные блоки?
2. Какие марки топлива используются в ЖРД?
3. Какими преимуществами и недостатками обладают твердотопливные двигатели?
4. Какие вещества используются в качестве рабочего тела в ЭРД?
5. На каком принципе построены ядерные ракетные двигатели?

ГЛАВА 2. ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ РАЗГОННОГО БЛОКА

Для разработки конструктивно-компоновочной схемы РБ необходимы знания объемно-массовых характеристик, вида топлива и объема буферных аккумуляторных батарей. Для их определения необходимо провести баллистический расчет и объемно-массовый анализ разрабатываемого РБ.

2.1. Баллистический расчет разгонного блока

С помощью РБ выполняются следующие маневры:

- одноимпульсный маневр — изменение высоты апогея или перигея орбиты;
- двухимпульсный маневр — изменение высоты полета и формирование формы новой орбиты;
- маневр по изменению угла наклона плоскости орбиты, поворот плоскости орбиты;
- маневры по переводу автоматической межпланетной станции на отлетную траекторию, перевод на параболическую или гиперболическую орбиту.

В случае если импульс скорости, необходимый для выполнения маневра, незначительный, маневр выполняется за счет собственной ДУ КА.

Одноимпульсный перелет. Для проведения одноимпульсного маневра необходимо сформировать эллиптическую орбиту с высотой перигея, равной высоте опорной орбиты (рис. 2.1). Перелет осуществляется по гомоновской орбите. Скорость полета по опорной орбите

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}, \quad (2.1)$$

где v_1 — скорость полета по круговой орбите; r_1 — радиус опорной орбиты; μ — гравитационный параметр планеты.

Скорость полета в перигее (апогее в случае уменьшения высоты орбиты) орбиты перелета

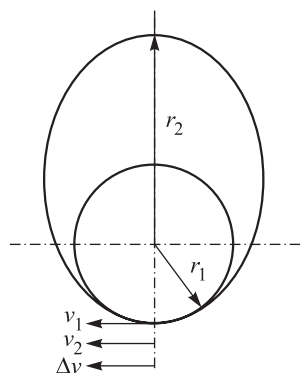


Рис. 2.1. Схема перелета при одноимпульсном маневре