

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное агентство по образованию
Южно-Уральский государственный университет
кафедра «Летательные аппараты»

629.76(07)
У764

Ю.Ю. Усолкин

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ГОЛОВНЫХ ЧАСТЕЙ
БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ**

Учебное пособие

Челябинск
Издательство ЮУрГУ
2005

УДК 629.762(075.8)

Усолкин Ю.Ю. Проектирование головных частей баллистических ракет:
Учебное пособие. – Челябинск: Изд. ЮУрГУ, 2005. – 41 с.

В пособии описывается метод расчёта параметров головной части баллистической ракеты. Приводятся классификация конструктивно-компоновочных схем головных частей, логика функционирования головной части на участках построения боевых порядков.

Пособие рассчитано на студентов вузов и техникумов ракетно-космических специальностей и предназначено для выполнения курсовых работ.

Автор выражает признательность Вавилину А.В., Дубенковой Н.И., Ермолаевой Г.И. за неоценимую помощь в подготовке пособия.

Ил.12, табл. 3, список лит. – 11 назв.

Одобрено учебно-методической комиссией аэрокосмического факультета.

Рецензенты: профессор Клейман В.Л., профессор Тихонов Н.Н.

© Издательство ЮУрГУ, 2005.

Оглавление

Введение.....	4
Список сокращений	5
1. Классификация конструктивно–компоновочных схем головных частей.....	6
2. Логика функционирования головной части на участках построения боевых порядков.....	9
3. Расчет массо-габаритных параметров ГЧ.....	13
Библиографический список	26
Приложение. Пример расчета параметров ГЧ	27

Введение

В пособии рассматриваются вопросы проектирования головных частей баллистических ракет (БР).

Головная часть (ГЧ) ракеты служит для размещения полезной нагрузки (ПН) и защиты ее от внешних воздействий при наземной эксплуатации и на активном участке траектории полета ракеты.

В состав полезной нагрузки в общем случае включают боевые блоки (ББ) и элементы комплекса средств преодоления противоракетной обороны (КСП ПРО). В ГЧ также входят: корпус (для крепления элементов ГЧ и соединения ее с ракетой), приборный отсек (ПрО) с аппаратурой системы управления (СУ) ракеты, двигательная установка (ДУ) разведения ББ, стабилизации и ориентации ГЧ. Часто к головной части относят и головной аэродинамический обтекатель (при его наличии).

Различают моноблочную ГЧ (МГЧ), оснащаемую одним ББ, и разделяющуюся ГЧ (РГЧ), оснащаемую несколькими ББ. ГЧ, содержащую ББ, КСП ПРО, ПрО, ДУ, иногда называют ступенью разведения.

В зависимости от типа ГЧ, оснащения ее КСП ПРО, способов и средств, применяемых для формирования боевых порядков, и способов отделения ББ компоновка и конструктивные решения отдельных систем, входящих в состав ступени разведения (головной части), могут быть различными.

Разведение боевых блоков по целям может быть последовательным или параллельным (индивидуальным).

В настоящем пособии рассматриваются вопросы проектирования ГЧ с последовательным разведением ББ.

Список сокращений

ББ	– боевой блок
БКС	– бортовая кабельная сеть
БО	– боевой отсек
БП	– боевой порядок
БР	– баллистическая ракета
БЭ	– боевой элемент
ГМХ	– габаритно-массовые характеристики
ГЧ	– головная часть
ДО	– двигательный отсек
ДОС	– детали общей сборки
ДУ	– двигательная установка
ЖРД МТ	– ЖРД малой тяги
ЖРД	– жидкостной ракетный двигатель
ККС	– конструктивно-компоновочная схема
КСП ПРО	– комплекс средств преодоления ПРО
ЛЦ	– ложная цель
НН	– нейтральное направление
НО	– навигационный объект
ПН	– полезная нагрузка
ПрО	– приборный отсек
ПРО	– противоракетная оборона
РДТТ	– ракетный двигатель на твердом топливе
СУ	– система управления
ТПр	– точка прицеливания
ЦО	– целевая обстановка

1. Классификация конструктивно-компоновочных схем головных частей

Для обеспечения выбора рационального, опорного варианта ракеты из области альтернатив, необходимо рассматривать различные конструктивно-компоновочные схемы (ККС) головных частей и ракеты в целом.

Схемно-компоновочное исполнение ГЧ может быть различным и зависит от количества элементов боевого оснащения (боевых блоков), взаимного расположения отсеков ГЧ (приборный отсек, двигательный отсек, боевой отсек), типа носителя, на котором размещается ГЧ, и других факторов.

С целью упорядочения анализа применимости ГЧ различных ККС на ракетах различных классов и типов, формирования направлений поисков новых схемно-компоновочных решений по ГЧ целесообразно систематизировать (разбить на классы, т.е. классифицировать) по тем или иным признакам все многообразие ККС ГЧ. В данном случае за основу классификации ККС ГЧ принят признак взаимного расположения отсеков. Это обусловлено тем, что взаимное расположение отсеков во многом определяет габаритно-массовые и энергетические характеристики ГЧ и влияет на характеристики ракеты в целом.

В основу анализа конструктивно-компоновочных схем ГЧ положены материалы открытых отечественных и зарубежных публикаций [1 – 10].

По взаимному расположению отсеков ККС ГЧ делятся на 3 класса (рис. 1):

- последовательное расположение ("П");
- последовательно-параллельное расположение ("ПП");
- последовательно-параллельно-последовательное или комбинированное ("К").

Каждый класс ККС ГЧ в свою очередь характеризуется относительным расположением боевых блоков (за исключением третьего класса):

- периферийное расположение ББ ("О");
- центральное расположение ББ ("Ц").

Дополнительно класс первый ККС ГЧ (с последовательным расположением отсеков) подразделяется по признаку ориентации боевых блоков:

- с ориентацией по направлению полета ракеты – "переднее" расположение ББ ("В");
- с ориентацией против направления полета ракеты – "заднее" расположение ББ ("Н").

Качественный анализ приведенных компоновочных схем ГЧ позволяет выявить присущие каждому классу ККС достоинства и недостатки, сформировать суждения о применимости ГЧ того или иного класса на ракетах различного типа (с ЖРД или с РДТТ). В частности, можно отметить следующее.

I. Класс ККС ГЧ "П" целесообразно, в основном, рассматривать применительно к ракетам на жидком топливе, поскольку такие схемы ГЧ позволяют обеспечивать высокую плотность компоновки ракеты с ЖРД (исключение составляют конструктивно-компоновочные схемы ГЧ "ПОВ 1",

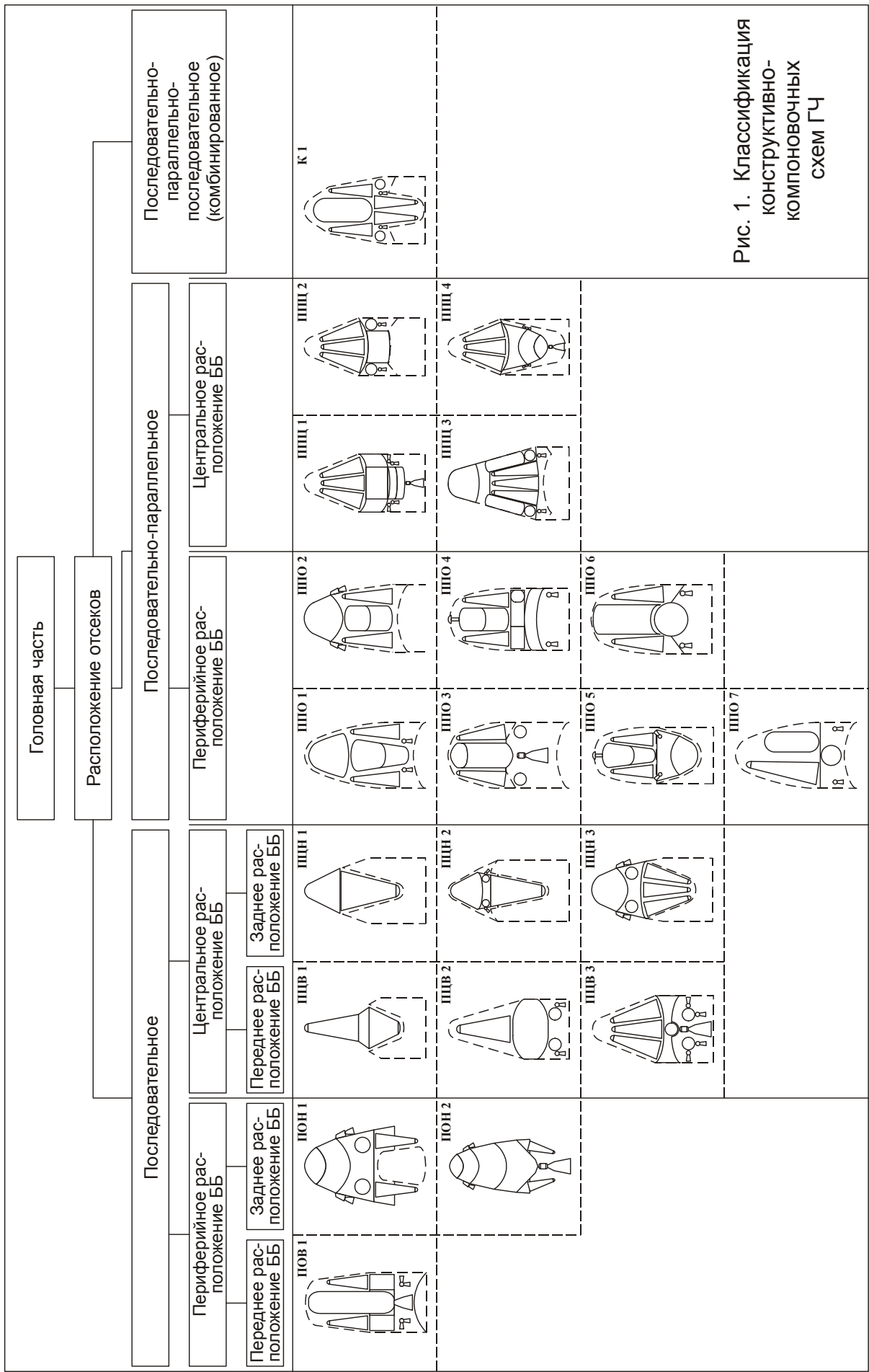


Рис. 1. Классификация конструктивно-компоновочных схем ГЧ

"ПЦВ 1", "ПЦВ 2", которые в равной степени можно применять и в ракетах на твердом топливе).

Головные части семейства "ПЦН", обеспечивая высокую плотность компоновки ракеты с ЖРД, не позволяют реализовать (в габаритах ракеты морского базирования) энергетику третьей маршевой ступени в силу увеличенных габаритов ГЧ по оси ракеты, что в ряде случаев снижает эффект применения данных вариантов ККС ГЧ.

Варианты схем ГЧ подкласса "Ц" (типа "ПЦВ 3", "ПЦН 3", "ППЦ 1", "ППЦ 2", "ППЦ 4") позволяют размещать на ракете заданного миделя максимальное число боевых блоков. При этом, варианты "ППЦ 1", "ППЦ 2" дают низкую плотность компоновки ракеты. Варианты "ПЦВ 3", "ППЦ 4" целесообразнее применять на ракетах с ЖРД в связи с возможностью повышения плотности компоновки ракеты за счет использования свойств агрегатного состояния топлива.

Применение вариантов конструктивно-компоновочных схем ГЧ "ПЦН 1", "ПЦН 2", "ПЦН 3", "ППО 7" позволяет уменьшить потери энергии ракеты при необходимости разработки унифицированного варианта ракеты-носителя под разные типы боевого оснащения.

II. Наиболее распространенным классом конструктивно-компоновочных схем ГЧ является класс "ПП".

Это обусловлено довольно широкой универсализацией схем (в смысле возможности и рационального применения на ракетах-носителях разных классов и типов) при приемлемых показателях габаритного (плотность компоновки), массового и энергетического совершенства вариантов ГЧ.

Однако конструктивно-компоновочные схемы ГЧ семейства "ППО" (за исключением "ППО 7") не обеспечивают реализацию в конкретном варианте ракеты разделяющуюся и моноблочную головные части. Вариант "ППО 5", обладая высоким совершенством массо-компоновочных параметров, приводит к необходимости увеличения времени визирования навигационных объектов (НО), при применении астроинерциальной системы управления, что снижает реализуемую максимальную дальность полета ракеты. В варианте "ППЦ 3" размещается наименьшее в заданных габаритах ракеты число ББ, и этот вариант обладает низким уровнем массового совершенства, (особенно это ощутимо в условиях воздействия противоракетной обороны с элементами космического базирования).

III. Класс конструктивно-компоновочных схем "К" – новый класс ГЧ. Наименее разработанный класс ККС ГЧ. Вариант "К 1" позволяет размещать на ракете максимальное число ББ (в заданных габаритах ракеты) при высокой плотности компоновки ее.

Отдельное семейство класса "К" составляют варианты конструктивно-компоновочных схем ГЧ, включающие в свой состав 2 и более модулей (под модулем в данном случае понимается РГЧ (ГЧ) с ББ, ДУ, ПрО). Однако, такие варианты могут применяться лишь на тяжелых ракетах-носителях сухопутного базирования.

2. Логика функционирования головной части на участках построения боевых порядков

Основное функциональное назначение ГЧ – доставка боевых элементов (БЭ) в заданные точки пространства с заданной скоростью, обеспечивающие попадание ББ в заданные точки прицеливания с требуемой надежностью.

В функции ГЧ входят также обеспечение визирования внешних навигационных объектов (звезд, спутников и др.) и коррекция траектории по результатам визирования с целью обеспечения необходимой точности попадания.

Совокупность боевых элементов (ББ и КСП ПРО), разведенных по точкам пространства, образует боевые порядки.

Под боевым порядком (БП) понимают взаимное расположение БЭ, нацеленных на одну точку прицеливания (ТПр).

Наибольшее распространение получил БП "цепочка", в котором боевые элементы движутся друг за другом на определенном расстоянии ($\rho_{БП}$), т.к. такой БП обеспечивает приемлемую маскировку ББ и его случайное расположение в цепочке при относительно минимальных затратах на построение БП (т.к. в этом случае обеспечивается \min эволюций ГЧ). Кроме того, все боевые элементы движутся строго в точку прицеливания.

БП "цепочка" строится при движении ГЧ по нейтральному направлению (НН).

Нейтральное направление – направление, при котором приращение скорости не приводит к изменению дальности полета.

Здесь $\rho_{БП}$ – расстояние между элементами боевого порядка, приведенное к высоте нисходящей ветви траектории 100 км.

Отделение БЭ в нейтральном направлении усложняет эволюции ГЧ, требует несколько больших затрат топлива, но предъявляет менее жесткие требования к СУ и ДУ.

Отделение БЭ от головной части может осуществляться и в градиентном направлении (направлении изменения дальности полета при приращении скорости). Это требует меньшие затраты топлива, но приводит к необходимости создания точных алгоритмов расчета движения ГЧ, предъявляет жесткие требования к чувствительным элементам аппаратуры СУ и к динамическим характеристикам ДУ. Кроме того ухудшаются условия маскировки ББ, поскольку не обеспечивается движение ББ и элементов КСП ПРО в одну точку.

С точки зрения обеспечения построения БП, в силу различий функционирования ГЧ, можно разделить ККС ГЧ на две группы:

- тянущая схема;
- толкающая схема.

Представителями первой группы ККС являются ГЧ ПОН 1, 2, ПЦН 2, 3, ППО 5, второй группы ПОВ 1, ПЦВ 2, 3, ППО и т.п.

Схематичное изображение логики функционирования ГЧ на участках формирования боевых порядков для случая отделения одного БЭ в одну точку прицеливания представлено на рис. 2 (для ГЧ тянущей схемы) и на рис. 3 (для ГЧ толкающей схемы).

На рис. 4 схематично показана логика построения боевого порядка из нескольких БЭ.

Таким образом, можно выделить следующие характерные участки при функционировании ГЧ:

- 1) участок отделения от ракеты;
- 2) участок визирования навигационных объектов;
- 3) участок коррекции траектории;
- 4) развороты ГЧ в нейтральное и градиентное направления;
- 5) участок отделения БЭ (ББ и элементов КСП) от ГЧ;
- 6) участки "успокоения" до и после отделения боевых элементов при движении ГЧ в нейтральном направлении. Участок до отделения БЭ имеет, как правило, постоянную длительность ($\approx 4...5$ с), участок после отделения зависит от $\rho_{БЭ}$, схемы ГЧ;
- 7) участок перенацеливания ГЧ (движения в градиентном направлении).

- 1 - отделение ГЧ от ракеты;
- 2 - визирование НО;
- 3 - коррекция траектории;
- 4 - разворот ГЧ в НН (ГН);
- 5 - "успокоение" ГЧ до (5' - после) отделения БЭ;
- 6 - отделение БЭ;
- 7 - перенацеливание ГЧ.

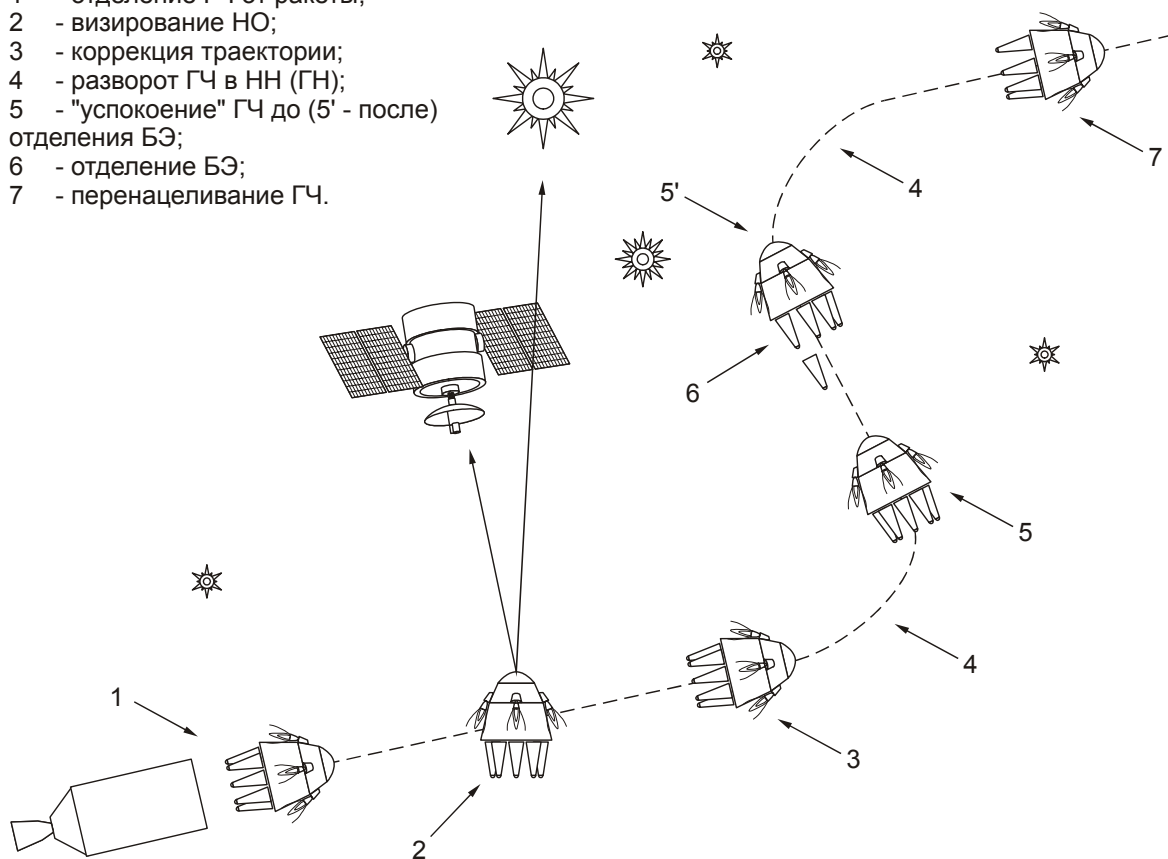


Рис. 2. Логика функционирования ГЧ тянущей схемы

- 1 - отделение ГЧ от ракеты;
- 2 - визирование НО;
- 3 - коррекция траектории;
- 4 - разворот ГЧ в НН (ГН);
- 5 - "успокоение" ГЧ до (5' - после) отделения БЭ;
- 6 - отделение БЭ;
- 7 - перенацеливание ГЧ.

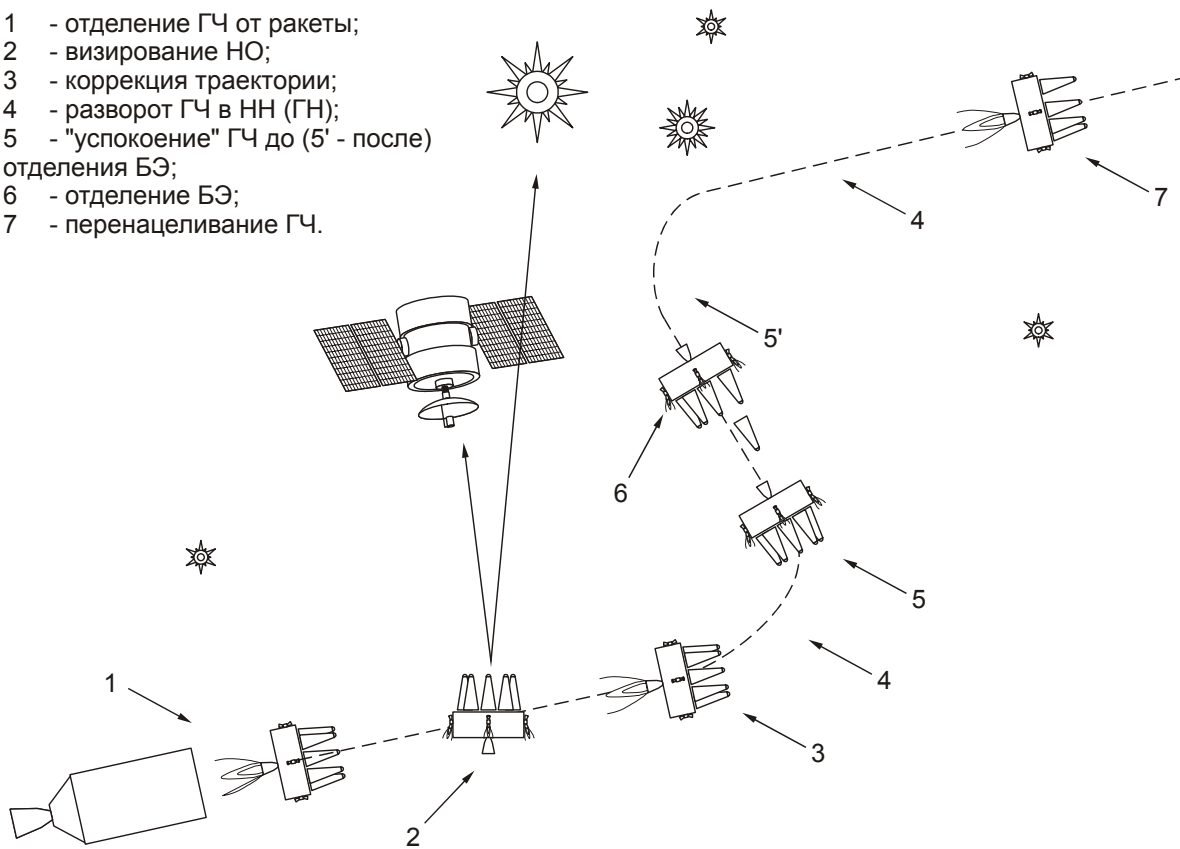
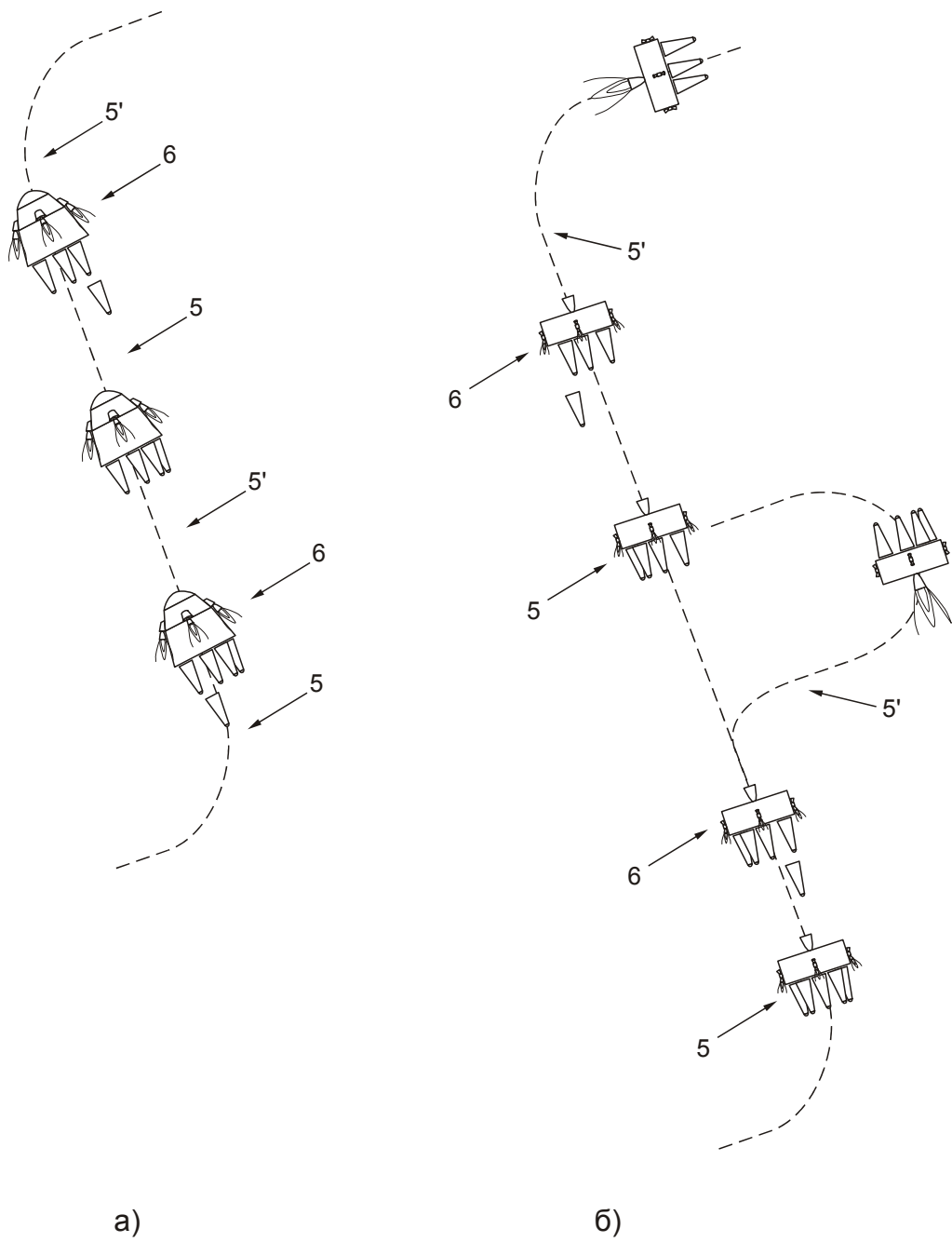


Рис. 3. Логика функционирования ГЧ толкающей схемы



5 - "успокоение" ГЧ до отделения БЭ; 5' - "успокоение" ГЧ после отделения БЭ; 6 - отделение БЭ;

Рис. 4. Логика построения боевого порядка из нескольких БЭ
 а) тянущая схема ГЧ; б) толкающая схема ГЧ.
 (Позиции 1, 2, 3, 4 соответствуют приведенным на рис. 2, 3)

3. Расчет массо-габаритных параметров головных частей

На начальной стадии проектирования (этап схемных проработок по ГЧ) расчет параметров головной части осуществляется следующим образом.

1. Разрабатывается схема ГЧ, обеспечивающая размещение требуемого числа ББ. Параллельно идет процесс расчета геометрических параметров систем, составляющих ГЧ.

2. Производится расчет габаритно-массовых характеристик ГЧ, который на этом этапе в основном основывается (применительно к конкретной схеме) на опыте предыдущих разработок и интуиции проектанта.

В общем виде масса ГЧ (рис.5)

$$m_{ГЧ} = m_{ПРО} + m_{БО} + m_{ДО} + m_{корп} + m_{БКС} + m_{ДОС} ,$$

здесь $m_{ПРО}$ – масса корпуса приборного отсека с аппаратурой системы управления;

$m_{БО}$ – масса боевого отсека, включающая массу боевых блоков, элементов комплекса средств преодоления, узлов крепления и отделения ББ и КСП ПРО, корпуса БО (при наличии такового);

$m_{ДО}$ – масса двигательного отсека, включающая массу двигательной установки (двигателей, баковой системы, топлива, арматуры), корпуса ДО (при наличии такового);

$m_{корп}$ – масса корпуса ГЧ (в общем случае. Зачастую функции корпуса ГЧ выполняют корпусные элементы входящих в ГЧ систем и агрегатов);

$m_{БКС}$ – масса бортовой кабельной сети (в общем случае электропневмогидрокоммуникации связей систем и агрегатов ГЧ с системой управления ракеты, с наземным оборудованием, а также транзитные связи СУ с системами ракеты);

$m_{ДОС}$ – масса деталей общей сборки (узлы, элементы крепления БКС, арматуры, лакокрасочные покрытия и т.п.).

1. Расчет параметров приборного отсека.

Потребный (полезный) объем отсека

$$V_{ПРО} = K_{СУ} \cdot m_{СУ} ,$$

где $K_{СУ}$ – коэффициент, учитывающий компоновочные возможности размещения аппаратуры СУ заданной массы в ограниченном объеме,

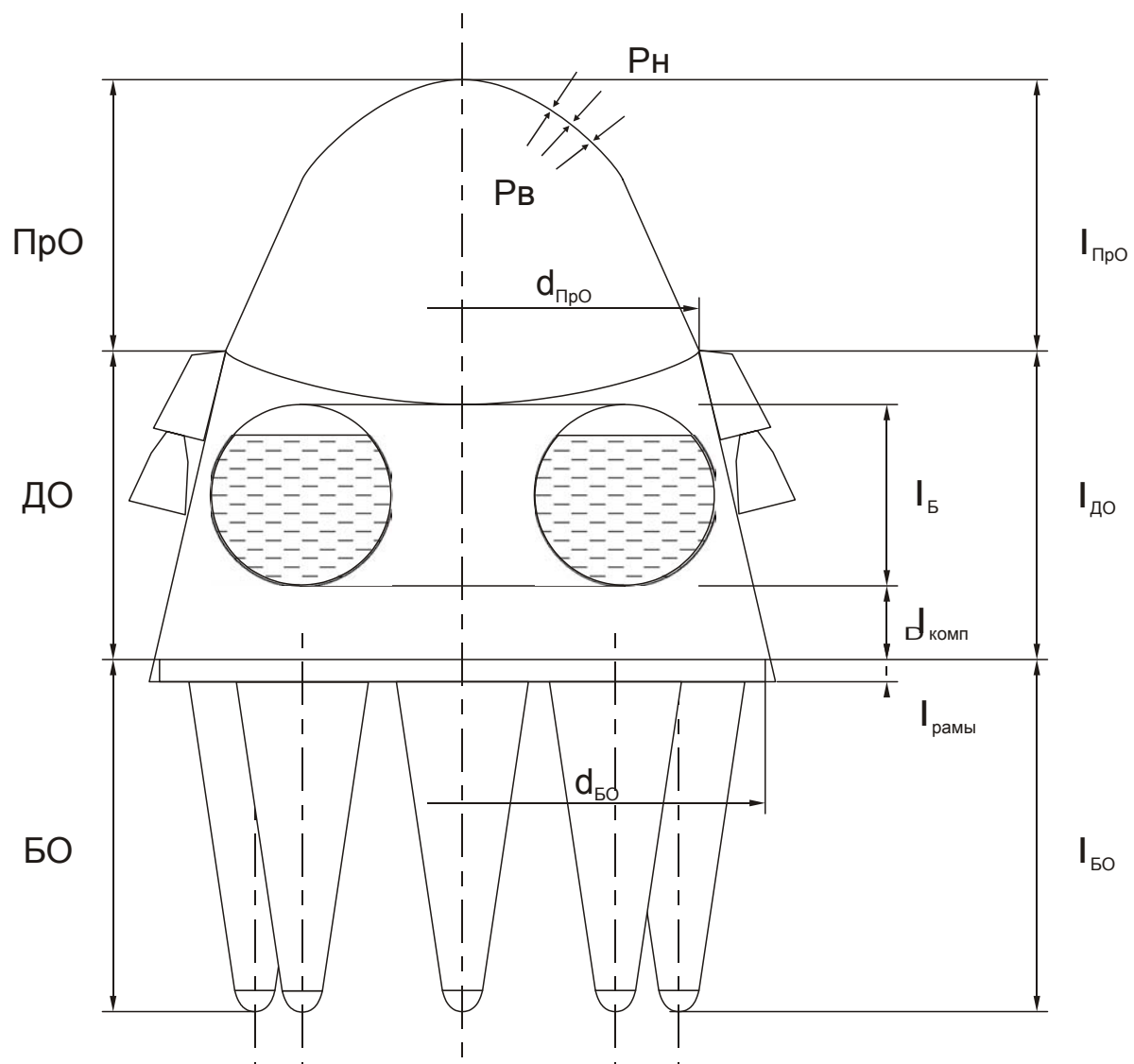


Рис. 5. Типовая схема тянущей ГЧ с последовательным расположением отсеков

$$K_{\text{СУ}} \approx 3,5 \dots 4;$$

$m_{\text{СУ}}$ – масса системы управления.

Масса аппаратуры системы управления задается в техническом задании на разработку СУ, исходя из решаемых ракетным комплексом задач, прогноза уровня достижений приборостроительной промышленности в части миниатюризации элементной базы к моменту сдачи комплекса в эксплуатацию.

Габариты приборного отсека определяются исходя из объёма отсека, формы и расположения его в составе ГЧ, имея в виду, что в конкретной схеме ГЧ на один из размеров ПрО (длину или диаметр) накладываются ограничения.

Масса приборного отсека складывается из массы аппаратуры СУ, спецприборов (при их наличии), корпуса.

Масса корпуса ПрО

$$m_{\text{ПрО}_{\text{корп}}} = f(l_{\text{ПрО}}; d_{\text{ПрО}}; \Delta p; \text{материал}),$$

где $l_{\text{ПрО}}$ – длина отсека;

$d_{\text{ПрО}}$ – диаметр отсека;

Δp – перепад давления на оболочках корпуса ($\Delta p = p_{\text{н}} - p_{\text{вн}}$).

По статистике в первом приближении можно принимать

$$m_{\text{ПрО}_{\text{корп}}} = K_{\text{мкорп}} \cdot m_{\text{СУ}};$$

$$K_{\text{мкорп}} \cong 0,5 \dots 0,6.$$

2. Расчёт параметров боевого отсека.

Габариты боевого отсека определяются (для конкретной компоновочной схемы ГЧ), в основном, габаритами боевых блоков и их взаимным расположением.

Длина БО определяется длиной и расположением ББ относительно продольной оси ГЧ и высотой рамы (либо платформы) крепления ББ:

$$\text{а) } l_{\text{БО}} = l_{\text{ББ}} + l_{\text{рамы}} \quad (\text{при соосном расположении ББ на ГЧ});$$

$$\text{б) } l_{\text{БО}} = l_{\text{ББ}} \cdot \cos \alpha + l_{\text{рамы}} \quad (\alpha - \text{угол наклона оси ББ к оси ГЧ}).$$

Масса боевого отсека

$$m_{\text{БО}} = n_{\text{ББ}} \cdot m_{\text{ББ}} + n_{\text{КСП}} \cdot m_{\text{КСП}} + m_{\text{креп}},$$

здесь $n_{\text{ББ}}$ – число боевых блоков на ракете (задается в техническом задании на разработку комплекса);

$m_{\text{ББ}}$ – масса боевого блока (зависит от типа блока, мощности заряда. Тип ББ задается в техническом задании на разработку комплекса);

$n_{\text{КСП}}$ – число элементов КСП ПРО (выбирается исходя из обеспечения заданной вероятности преодоления ПРО);

$m_{\text{КСП}}$ – масса элементов КСП ПРО (зависит от типа элементов),

$$m_{\text{КСП}} = K_{\text{КСП}} \cdot m_{\text{ББ}};$$

$K_{\text{КСП}}$ – статический коэффициент, зависит от типов элементов КСП ПРО, может находиться в диапазоне 0,05...0,35;

$m_{\text{креп}}$ – масса узлов крепления элементов БО к корпусу ГЧ (рама или платформы, замки крепления и отделения БЭ),

$$m_{\text{креп}} = K_{\text{креп}} \cdot m_{\text{БО}};$$

$$K_{\text{креп}} \approx 0,06 \dots 0,1 \text{ (рама БО);}$$

$$K_{\text{креп}} \approx 0,025 \dots 0,035 \text{ (платформы ББ).}$$

Расчёт размещения заданного числа боевых блоков в миделе боевого отсека производится следующим образом (см. рис. 6).

1. Определяется угол α_1 из условия обеспечения минимального зазора между блоками ($\delta_1 = \delta_{\text{МБ}}$):

$$\alpha_1 = 2 \arcsin \left(\frac{R + \frac{\delta_{\text{МБ}}}{2}}{R_3} \right),$$

здесь $\delta_{\text{МБ}}$ – минимально допустимый зазор между блоками из условий компоновки и безударности разделения;

R_3 – радиус центров периферийных ББ,

$$R_3 = R_p - \delta - R_B.$$

2. Определяется количество блоков, размещаемых по периферии:

$$n_1 = \frac{2\pi}{\alpha_1}.$$

Полученное значение округляется до меньшего целого числа и уточняются угол α_1 и действительное значение зазора между блоками:

$$\alpha_1 = \frac{2\pi}{n_1};$$

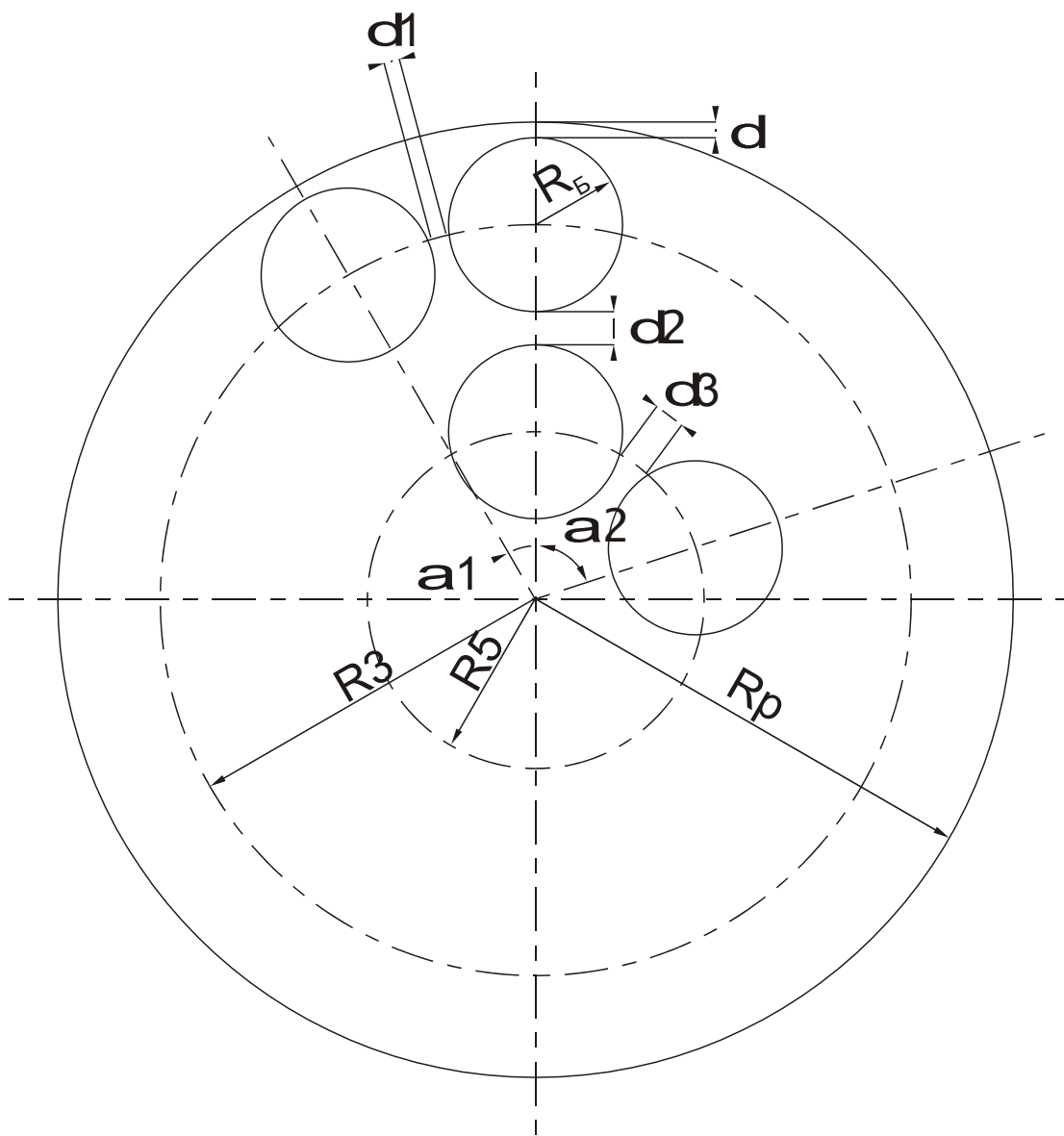


Рис. 6. Схема расположения боевых блоков в миделе боевого отсека

$$\delta_1 = 2 \left(R_3 \sin \frac{\alpha_1}{2} - R_B \right).$$

3. Определяется радиус центров внутренних блоков

$$R_5 = R_3 - 2 R_B - \delta_2,$$

здесь также принимается $\delta_2 = \delta_{MB}$.

Если $R_5 < R_B + \frac{\delta_{MB}}{2}$, то внутри можно разместить только один блок, иначе:

4. Определяется угол α_2

$$\alpha_2 = 2 \arcsin \left(\frac{R_B + \frac{\delta_{MB}}{2}}{R_5} \right).$$

5. Определяется количество блоков, размещаемых в центре: $n_2 = \frac{2\pi}{\alpha_2}$

(округляется до меньшего целого числа).

Уточняются угол α_2 и действительное значение зазора δ_3 между блоками:

$$\alpha_2 = \frac{2\pi}{n_2};$$

$$\delta_3 = 2 \left(R_5 \sin \frac{\alpha_2}{2} - R_B \right).$$

6. Определяется суммарное число блоков, размещаемых в БО:

$$n_{\Sigma} = n_1 + n_2.$$

Если же $R_5 - R_B - \delta_{MB} \geq R_B$, то в центре можно разместить еще один блок, тогда $n_{\Sigma} = n_1 + n_2 + 1$.

3. Расчёт параметров двигательного отсека.

Габариты ДО определяются типом двигательной установки, расположением её агрегатов, потребным запасом топлива на разведение ББ по точкам прицеливания. Основное влияние на габаритные характеристики ДО оказывает величина потребного запаса топлива.

Потребный запас топлива на разведение ББ зависит от большого числа параметров как конструктивного, так и функционального плана:

$$m_{T \text{ ПОТР}} = f \left[n_{BB}; m_{BB}; n_{KSP}; m_{KSP}; R_{ЗР}; R_{БР}; \frac{R_{БР}}{R_{МР}}; \text{ГМХГЧ}; V_K(L_{\max}); \rho_{БП}; \right. \\ \left. \text{ЦО; точность; логика построения БП} \right],$$

здесь $R_{БР}$ – тяга двигателя на "большом" режиме (маршевая ДУ);

$R_{МР}$ – тяга двигателя на "малом" режиме (ДУ ОС);

$V_K(L_{\max})$ – скорость конца активного участка траектории (максимальная дальность полета), обеспечиваемая ракетой-носителем;

$R_{ЗР}$ – радиус зоны разведения ББ по точкам целевой обстановки (ЦО).

В первом приближении, опираясь на прототипы и учитывая тип ДУ ГЧ, можно принимать:

– для двухрежимной ДУ с соотношением тяг большого и малого режимов

$$\frac{R_{БР}}{R_{МР}} = 8...12;$$

$$\bar{m}_{Т ПОТР} = \frac{m_{Т ПОТР}}{R_{ЗР} \cdot n_{ББ} \cdot m_{ББ}} \approx 1,3...1,9 \left[\frac{\text{КГ}}{\text{КМ} \cdot \text{Т}} \right],$$

здесь масса ББ принимается в т;

– для двухблочной ДУ (маршевый блок многократного включения; блок ориентации и стабилизации – на базе ЖРД малой тяги (ЖРД МТ):

$$\bar{m}_{Т ПОТР} \approx 1,0...1,5 \left[\frac{\text{КГ}}{\text{КМ} \cdot \text{Т}} \right].$$

Исходя из определенной величины $m_{Т ПОТР}$, определяется заправляемый запас топлива ДУ ГЧ:

$$m_{Т ЗАПР} = (1 + K_{ОСТ}) \cdot m_{Т ПОТР},$$

здесь $K_{ОСТ}$ – коэффициент остатков топлива (недозабор, затраты топлива на наддув баков, выбросы топлива при запусках двигателя, заливка полостей двигателя, гарантийные запасы),

$$K_{ОСТ} \approx 0,15...0,17.$$

Далее определяется полезный объем баков ДУ ГЧ:

$$V_{ПОЛ} = (1 + K_{ПОД}) \frac{m_{Т ЗАПР}}{\rho_T},$$

здесь $K_{ПОД}$ – коэффициент, учитывающий свободные объемы в баках ($K_{ПОД} \approx 0,04...0,06$);

$$\rho_T = \frac{(1 + K_M) \rho_O \rho_G}{K_M \rho_G + \rho_O} \text{ – плотность топлива;}$$

ρ_O – плотность окислителя;

ρ_{Γ} – плотность горючего;

K_m – массовое соотношение расходов компонентов топлива через двигатель.

Масса топливных баков может быть определена следующим образом:

$$m_{\text{БАК}} = \alpha_{\text{Б}} m_{\text{ТЗАПР}},$$

здесь $\alpha_{\text{Б}}$ – коэффициент массового совершенства баковой системы

($\alpha_{\text{Б}} \approx 0,12 \dots 0,25$ в зависимости от типа ДУ, см. ниже).

С учетом этого определяется объём баков по теоретическим линиям (теоретический объём):

$$V_{\text{б теор}} = V_{\text{пол}} + \frac{m_{\text{БАК}}}{\rho_{\text{М}}},$$

Здесь $\rho_{\text{М}}$ – плотность материала.

При необходимости размещения компонентов топлива в отдельных баках различной конфигурации (сферические, цилиндрические, торовые и т.п.), определяются отдельно запорочные запасы компонентов топлива из соотношения

$$K_m = \frac{m_{\text{О}}}{m_{\text{Г}}}.$$

Далее осуществляется расчет геометрии баков в зависимости от выбранной конфигурации их.

Длина двигательного отсека

$$l_{\text{ДО}} = l_{\text{бак}} + \Delta l_{\text{комп}},$$

здесь $l_{\text{бак}}$ – характерный размер бака;

$\Delta l_{\text{комп}}$ – дополнительная длина для обеспечения компоновки ДУ ГЧ и компенсации нежесткости конструкции.

Масса и габариты двигателей зависят от многих факторов:

$$m_{\text{ДВ}} = f \left(R_{\text{БР}}; \frac{R_{\text{БР}}}{R_{\text{МР}}}; \text{тип двигателя}; \text{схема ДУ}; R_{\text{уд.БР}}; R_{\text{уд.МР}}; \text{материалы}; \tau_{\Sigma} \right) -$$

и определяются опять же из опытно-статистических данных с последующим уточнением в результате работ разработчика двигателей и ДУ в целом.

Оценочно для РДТТ с нерегулируемой тягой может быть использована зависимость [3]

$$m_{\text{ДВ}} = 1,13 \cdot m_{\text{ТПОТР}} \left(1 + \frac{6,1}{\sqrt{m_{\text{ТПОТР}}}} \right).$$

Для ЖРД в зависимости от типа двигателя и ДУ в целом, схемы ГЧ используются разные соотношения:

1) схема ГЧ тянущая, ЖРД непрерывного действия, управление – перераспределением тяги в диаметрально расположенных камерах сгорания

$$m_{\text{дв}} \approx 100R,$$

здесь тяга двигателя R задается в т;

$$m_{\text{ДУ}} = m_{\text{дв}} + \alpha_{\text{к}} \cdot m_{\text{ТЗАПР}}.$$

2) схема ГЧ толкающая, ЖРД МТ (импульсного действия, управление – выключением – включением ЖРД МТ).

Обычно принимается следующий набор двигателей:

а) маршевый ("большой") режим:

- 1 двигатель;
- 4 двигателя;

б) режим ориентации, стабилизации ("малый" режим):

- в каналах тангажа и рыскания – по 2 пары ЖРД МТ (одна пара прямого действия, другая – противодействия);
- в канале крена может быть до 4 ЖРД МТ (с их помощью можно обеспечивать и отход ГЧ от БЭ).

В первом приближении можно определить тягу двигателя на маршевом режиме из соотношения

$$R_{\text{БР}} = \bar{n} \cdot m_{\text{ГЧ}},$$

здесь \bar{n} – тяговооруженность ГЧ ($\bar{n} \approx 0,2 \dots 0,3$).

Следует иметь в виду, что существует стандартный ряд ЖРД МТ по тяге (50, 100, 200, 400, 1000, 1600 н), поэтому надо выбирать ближайший по ряду двигатель:

$$m_{\text{двБР}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot R,$$

здесь $\gamma_{\text{дв}}$ – плотность двигателя $\left[\frac{\text{кг}}{\text{т тяги}} \right]$, причём:

$$\gamma_{\text{дв}} \approx 40 \left[\frac{\text{кг}}{\text{т тяги}} \right] \text{ – в диапазоне } 0,01 \dots 0,1 \text{ т;}$$

$$\gamma_{\text{дв}} \approx 20 \dots 30 \left[\frac{\text{кг}}{\text{т тяги}} \right] \text{ – в диапазоне } 0,15 \dots 1,0 \text{ т.}$$

Тяга ЖРД МТ "малого" режима

$$R_{\text{МР}} = K_{\text{МР}} \cdot R_{\text{БР}},$$

здесь $K_{\text{МР}}$ – коэффициент соотношения тяг "большого" и "малого" режимов, $K_{\text{МР}} \approx 0,02 \dots 0,05$.

Масса двигательной установки в целом

$$m_{ДУ} = n_{БР} m_{ДВБР} + n_{МР} m_{ДВМР} + (\alpha_K + \alpha_{АРМ}) m_{ТЗАПР} + \alpha_{ТР} (n_{БР} + n_{МР}),$$

здесь $n_{БР}$ – число ЖРД МТ маршевого режима;

$n_{МР}$ – число ЖРД МТ режима (блока) ориентации, стабилизации;

$\alpha_{АРМ}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы ДУ из-за необходимости регулирования и управления работой ДУ, обеспечения наддува баковой системы, $\alpha_{АРМ} \approx 0,040 \dots 0,045$;

$\alpha_{ТР}$ – коэффициент, учитывающий особенности компоновки (количество ЖРД МТ, ККС ГЧ и т.п.),

$$\alpha_{ТР} \approx 0,5 \dots 0,6 \left[\frac{\text{кг}}{\text{шт.}} \right];$$

$\alpha_K \approx 0,16 \dots 0,25$ – для вытеснительной системы подачи топлива (двухкомпонентный бак);

$\alpha_K \approx 0,12 \dots 0,17$ – для вытеснительной системы подачи компонентов из отдельных баков и для турбонасосной подачи топлива из баков с мембранами.

Масса ДО определяется:

$$m_{ДО} = m_{корп} + m_{дв} + m_{Тзапр} + m_{б},$$

где $m_{корп} = f(l_{ДО}; d_{ДО}; \Delta p; \text{материал})$.

Масса бортовой кабельной сети ГЧ может быть определена в первом приближении следующим образом:

$$m_{БКС} = a + b \cdot n,$$

здесь a – постоянная составляющая БКС, не зависящая от числа боевых элементов на ракете. Определяется компоновочной схемой ГЧ (расстоянием ПрО до стыка ГЧ с носителем), числом ступеней носителя, связями бортовой СУ с наземными (корабельными) системами и т.п. При формировании предварительной массовой сводки можно принимать $a = 15 \dots 20$ кг;

b – часть БКС, соединяющая ПрО с боевым элементом (ББ, КСП ПРО), $b = 3 \dots 5$ кг;

n – число боевых элементов на ракете.

Массу деталей общей сборки можно принять пропорциональной массе ГЧ, т.е.

$$m_{ДОС} = K_{ДОС} \cdot m_{ГЧ},$$

здесь $K_{\text{дос}}$ – коэффициент, зависящей от ККС ГЧ, условий эксплуатации и функционирования ГЧ и т.п. ($K_{\text{дос}} = 0,015 \dots 0,02$).

В результате компоновки и расчетов имеем:

$$l_{\text{ГЧ}} = l_{\text{ПРО}} + l_{\text{ДО}} + l_{\text{БО}};$$

$$m_{\text{ГЧ}} = m_{\text{ПРО}} + m_{\text{ДО}} + m_{\text{БО}} + m_{\text{БКС}} + m_{\text{ДОС}}.$$

Следует отметить, что последовательность расчетов параметров отсеков может быть отличной от приведенной в пособии и определяется типом ККС ГЧ.

После получения таким образом габаритно–массовых характеристик ГЧ определяются конструктивно–баллистические характеристики ракеты в целом. В дальнейшем идет процесс уточнения заложенных в ГЧ технических решений с учетом обеспечения надежного функционирования ГЧ, безопасности и удобства эксплуатации.

В частности, уточняется потребный запас топлива ДУ ГЧ.

Потребный запас топлива складывается из следующих составляющих [3]:

$$m_{\text{Т ПОТР}} = m_{\text{Т ОТХ}} + m_{\text{Т ПЦ}} + m_{\text{Т БП}} + m_{\text{Т СХ}} + m_{\text{Т ВИЗ}} + m_{\text{Т ГАР}},$$

здесь $m_{\text{Т ОТХ}}$ – запас топлива, необходимый при отходе ГЧ от носителя;

$m_{\text{Т ПЦ}}$ – запас топлива, необходимый на перенацеливание ГЧ на отдельные цели;

$m_{\text{Т БП}}$ – запас топлива, необходимый для формирования боевых порядков;

$m_{\text{Т СХ}}$ – дополнительные затраты топлива, связанные с особенностями логики функционирования ГЧ;

$m_{\text{Т ВИЗ}}$ – запас топлива, необходимый на проведение визирования НО;

$m_{\text{Т ГАР}}$ – гарантийный запас и непроизводительные остатки топлива.

Отвлекаясь от возможного разнообразия схем действия ГЧ на участке запуска ДУ до начала формирования боевых порядков, минимально необходимый запас топлива, расходуемый на участке отхода, представим в виде общей зависимости:

$$m_{\text{Т ОТХ}} = \int_0^{\tau_{\text{отх}}} \frac{R_{\text{отх}}}{R_{\text{уд.отх}}} dt,$$

здесь $R_{\text{отх}}$, $R_{\text{уд.отх}}$ – тяга и удельный импульс тяги двигателя на участке отхода;

$\tau_{\text{отх}}$ – продолжительность участка отхода от начала работы ГЧ до сброса БЭ на первую цель либо до начала визирования НО.

Значение тяги и продолжительность участка отхода определяются динамическими особенностями рассматриваемой схемы ГЧ.

Затраты топлива на перенацеливание

$$m_{\text{ТПЦ}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{Ц}}-1} \frac{m_i^*}{R_{\text{уд},i}} \sqrt{\left(\frac{\Delta L_i}{L'_v}\right)^2 + \left(\frac{\Delta Z_i}{Z'_{vz}}\right)^2}.$$

Затраты топлива на формирование боевых порядков:

$$m_{\text{ТБП}} = \sum_{i=1}^{n_{\text{Ц}}} \left(\sum_{j=1}^{n_{\text{Э}}} \frac{m_i^*}{R_{\text{уд},i}} \Delta v_{\text{БП}j} \right),$$

здесь и в предыдущей зависимости:

m_i^* , $R_{\text{уд},i}$ – масса ГЧ и удельный импульс тяги двигателя на участке перенацеливания от i -й к $(i+1)$ -й цели ($i = 1, 2, \dots, n_{\text{Ц}}$);

ΔL_i , ΔZ_i – координаты $(i+1)$ -й цели по дальности и боковому направлению по отношению к i -й цели;

L'_v , Z'_{vz} – производные дальности и бокового отклонения по скорости;

$n_{\text{Ц}}$, $n_{\text{Э}}$ – число целей и число БЭ, сбрасываемых на одну цель;

$\Delta v_{\text{БП}j}$ – приращение скорости отделения j -го БЭ, обеспечивающее требуемое $\rho_{\text{БП}}$ по отношению к $(j-1)$ -му БЭ в группе элементов, сбрасываемых на одну цель или в близлежащие точки прицеливания.

Дополнительные затраты топлива, связанные с особенностями логики функционирования ГЧ,

$$m_{\text{ТСХ}} = \sum_{k=1}^{n_{\text{Р}}} \frac{R_{\text{РК}}}{R_{\text{уд},\text{РК}}} \tau_{\text{РК}} + \sum_{j=1}^{n_{\text{Ц}}} \left(\sum_{j=1}^{n_{\text{Ц}}} \frac{R_{\text{усп},j}}{R_{\text{уд},\text{усп},j}} \tau_{\text{усп},j} \right),$$

здесь $R_{\text{РК}}$, $R_{\text{уд},\text{РК}}$, $R_{\text{усп},j}$, $R_{\text{уд},\text{усп},j}$ – тяга и удельный импульс тяги двигателей (преимущественно "малого" режима) при K -м развороте или успокоении после отделения j -го БЭ;

$\tau_{PK}, \tau_{усп. j}$ – продолжительность К-го разворота или успокоения после отделения j - го БЭ. Продолжительности разворотов зависят от соотношения располагаемых управляющих моментов и инерционных характеристик ГЧ, но, как правило, определяются из ограничений, накладываемых СУ на угловую скорость и угловое ускорение разворота ГЧ;

n_p – число разворотов ГЧ в процессе ее функционирования.

Запас топлива на визирование навигационных объектов определяется необходимым временем визирования и взаимным расположением ГЧ и НО.

Величина гарантийных запасов и непроезжих остатков топлива в первом приближении

$$m_{TGAР} = (0,08 \dots 0,15) (m_{T OTX} + m_{TPAЗB}),$$

здесь $m_{TPAЗB} = m_{T ПЦ} + m_{T БП} + m_{T C X}$.

После уточнения потребного запаса топлива ГЧ уточняются её габаритно-массовые характеристики.

Библиографический список

1. Проектирование и испытания баллистических ракет /Под ред. В.И. Варфоломеева и М.И. Копытова. – М.: Изд-во МО, 1970. – 392 с.
2. Павлюк Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: Учебное пособие для вузов. – Челябинск: Изд-во ЧГТУ, 1996. – 114 с.
3. Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. – М.: Воениздат, 1979. – 240 с.
4. Отечественные ракеты-носители / Ю.В. Павутицкий, В.А. Мазарченков, М.В. Шиленков, А.Б. Герасимов. – СПб.: Изд. центр СПб ГМТУ, 1996. – 178 с.
5. Системы вооружения: Справочник Джейн. – Лондон, Нью-Йорк, 1973 – 89 гг.
6. Ракетно-космическая техника. – 1999. – Серия XIV, вып. 1(43). – Ч. 2. – 209 с.
7. Ракетно-космическая техника. – 2002. – Серия XIV, вып. 1(48). – Ч. 1. – 326 с.
8. Запольский А.А. Стратегическим ракетносцам – быть! – СПб.: СПМБМ "Малахит", 1998. – 195 с.
9. Стратегические ядерные силы. – М.: Изд. дом "Оружие и технологии", –2000. – Т. 1. – 512 с.
10. Вооружение Военно-морского флота. – М.: Изд. дом "Оружие и технологии", – 2001. – Т. III. – 632 с.
11. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 1994. – 382 с.

Приложение

Пример расчета параметров ГЧ

Исходные данные:

- число боевых блоков – 8;
- масса боевого блока – 150 кг;
- длина боевого блока – 1200 мм;
- диаметр мишени боевого блока – 420 мм;
- число элементов КСП ПРО – 8;
- масса элемента КСП ПРО – 25 кг;
- длина элемента КСП ПРО – 400 мм;
- диаметр мишени элемента КСП ПРО – 60 мм;
- масса системы управления – 150 кг;
- координаты точек прицеливания приведены в табл. 1;
- расстояние в БП – 10 км;
- ограничение по угловой скорости ГЧ – 14 град/с.

Таблица 1

Координаты точек прицеливания

№ББ	1	2	3	4	5	6	7	8
ΔL , км	0	30	100	170	200	170	100	30
ΔZ , км	0	-70	-100	-70	0	70	100	70

(расположены по окружности радиуса $R_{зр} = 100$ км, см. рис. 7).

Порядок расчета

Выбираем конструктивно-компоновочную схему ГЧ "тянущего" типа с последовательным расположением отсеков (вариант ГЧ "ПЦН 3"). Для варианта ККС ГЧ рассчитываются параметры систем в следующей последовательности (в соответствии с взаимным расположением отсеков): приборного отсека, двигательного отсека, боевого отсека.

I. Расчет параметров приборного отсека

Рассчитываем потребный (полезный) объем приборного отсека:

$$V_{\text{ПРО}} = 4 \cdot 150 = 600 \text{ дм}^3.$$

Определяем в первом приближении массу корпуса ПРО:

$$m_{\text{корп}}^{\text{ПРО}} = 0,6 \cdot 150 = 90 \text{ кг.}$$

Для расчета геометрических размеров ПРО необходимо определить теоретический объем (объем по теоретическим линиям), т.е. учесть объем, занимаемый конструкцией корпуса:

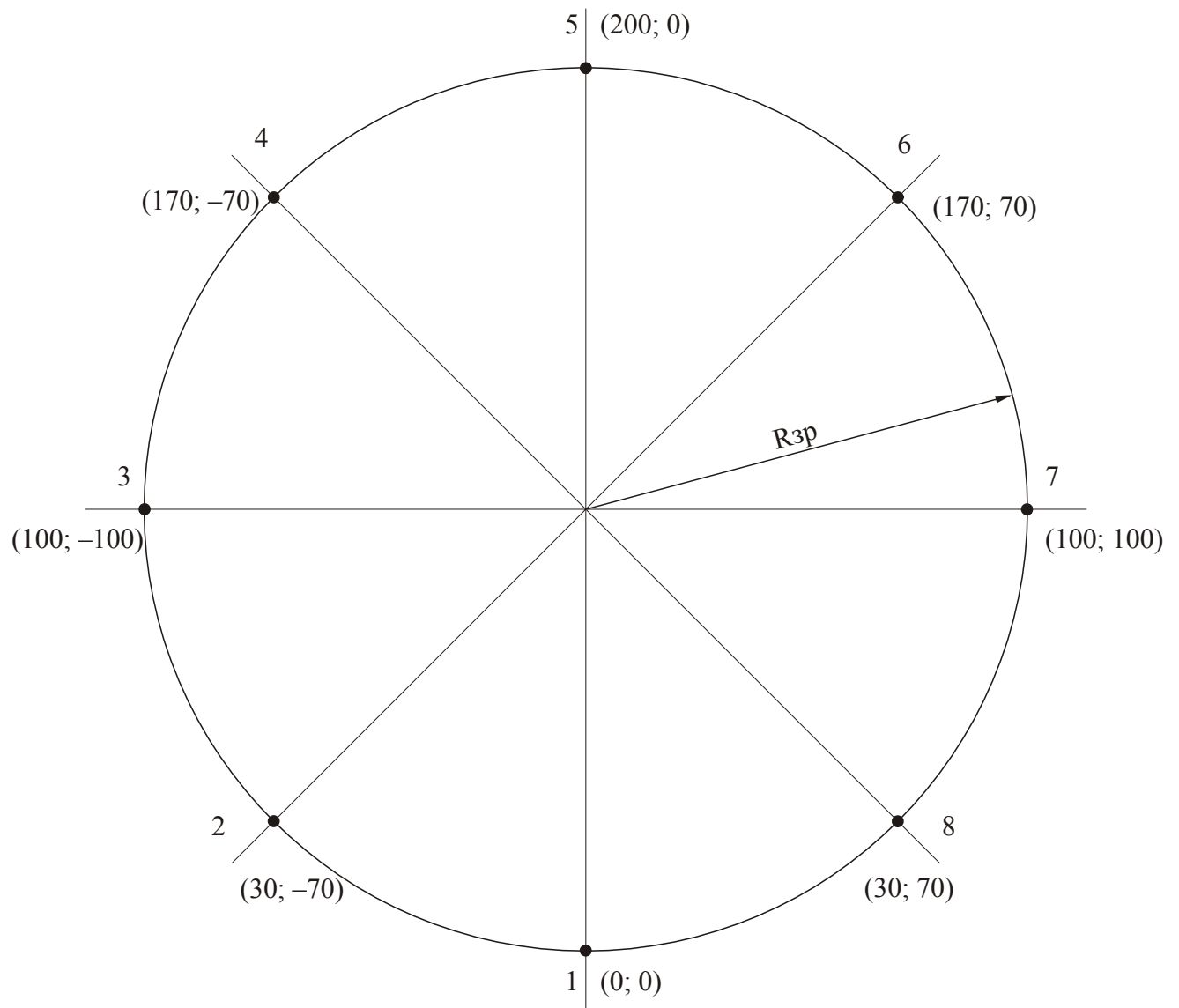


Рис. 7. Круговая зона разведки ББ

$$V_{\text{корп}} = \frac{m_{\text{корп}}^{\text{ПрО}}}{\rho_m} = \frac{90}{2,64} \approx 34 \text{ дм}^3,$$

здесь ρ_m – плотность материала корпуса. Принимаем алюминиево-магниевый сплав АмГ-6 с плотностью 2.64 кг/дм³.

Тогда теоретический объем корпуса ПрО

$$V_{\text{ПрО}}^{\text{Теор}} = 600 + 34 = 634 \text{ дм}^3.$$

Применим графо-аналитический метод расчета габаритов приборного отсека, поскольку в силу сложной его конфигурации аналитическое решение задачи представляет определенные трудности (составление и решение кубических уравнений).

Зададимся радиусом носовой части $R_{\text{ш.с.в}} = 500$ мм и углом полураствора конуса $\alpha = 30$ град (см. рис. 8). В последующем угол полураствора конуса уточняется по результатам оптимизации обводов передней части ракеты.

Зададим три значения высоты усеченного конуса ($h_{\text{у.к}}$): 200, 300, 400 мм. Примем радиус нижнего шарового сегмента равным 1,15 радиуса нижнего основания усеченного конуса. Объем верхнего шарового сегмента (величина в данном случае постоянная)

$$V_{\text{ш.с}}^{\text{В}} = \frac{1}{3} \pi \cdot h_{\text{ш.с.в}}^2 (3R_{\text{ш.с}} - h_{\text{ш.с}}) = \frac{1}{3} 3,14 \cdot 2,5^2 (3 \cdot 5 - 2,5) \cong 82 \text{ дм}^3.$$

Объем усеченного конуса

$$V_{\text{у.к}} = \frac{1}{3} \pi h_{\text{у.к}} (R_{\text{у.к.н}}^2 + R_{\text{у.к.в}}^2 + R_{\text{у.к.н}} R_{\text{у.к.в}}).$$

Радиус верхнего основания усеченного конуса ($R_{\text{у.к.в}}$) и высота верхнего шарового сегмента ($h_{\text{ш.с.в}}$) могут быть определены графически либо аналитически (в точке касания сферы и конуса). В данном случае определим $R_{\text{у.к.в}}$ графически: $R_{\text{у.к.в}} \approx 435$ мм, $h_{\text{ш.с.в}} \approx 250$ мм.

Радиус нижнего основания

$$R_{\text{у.к.н}} = R_{\text{у.к.в}} + h_{\text{у.к}} \cdot \text{tg } \alpha.$$

Объем нижнего шарового сегмента

$$V_{\text{ш.с}}^{\text{Н}} = \frac{1}{3} \pi \cdot h_{\text{ш.с.н}}^2 (3R_{\text{ш.с.н}} - h_{\text{ш.с.н}}).$$

Радиус нижнего шарового сегмента

$$R_{\text{ш.с.н}} = 1,15 \cdot R_{\text{у.к.н}}.$$

Высота нижнего шарового сегмента

$$h_{\text{ш.с.н}} = R_{\text{ш.с.н}} (1 - \cos \beta).$$

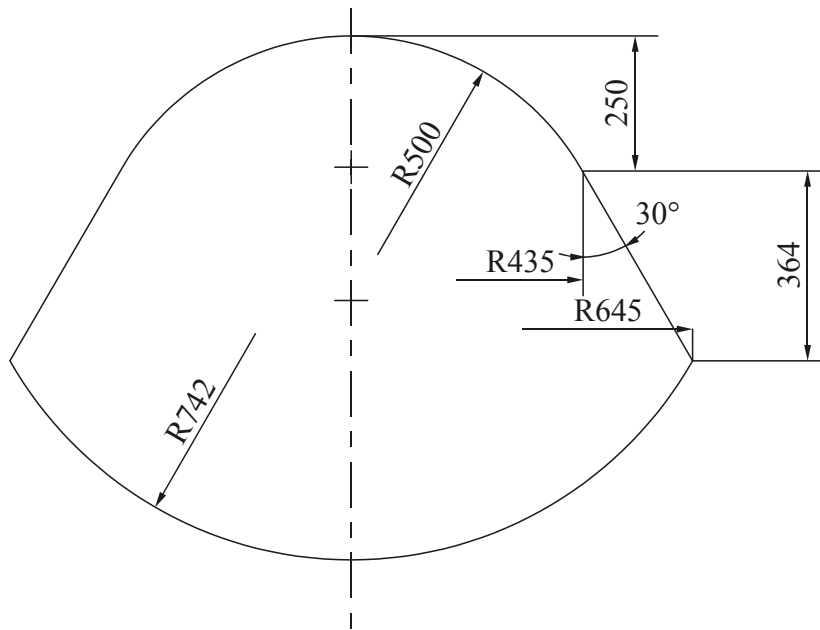


Рис. 8. Конфигурация приборного отсека

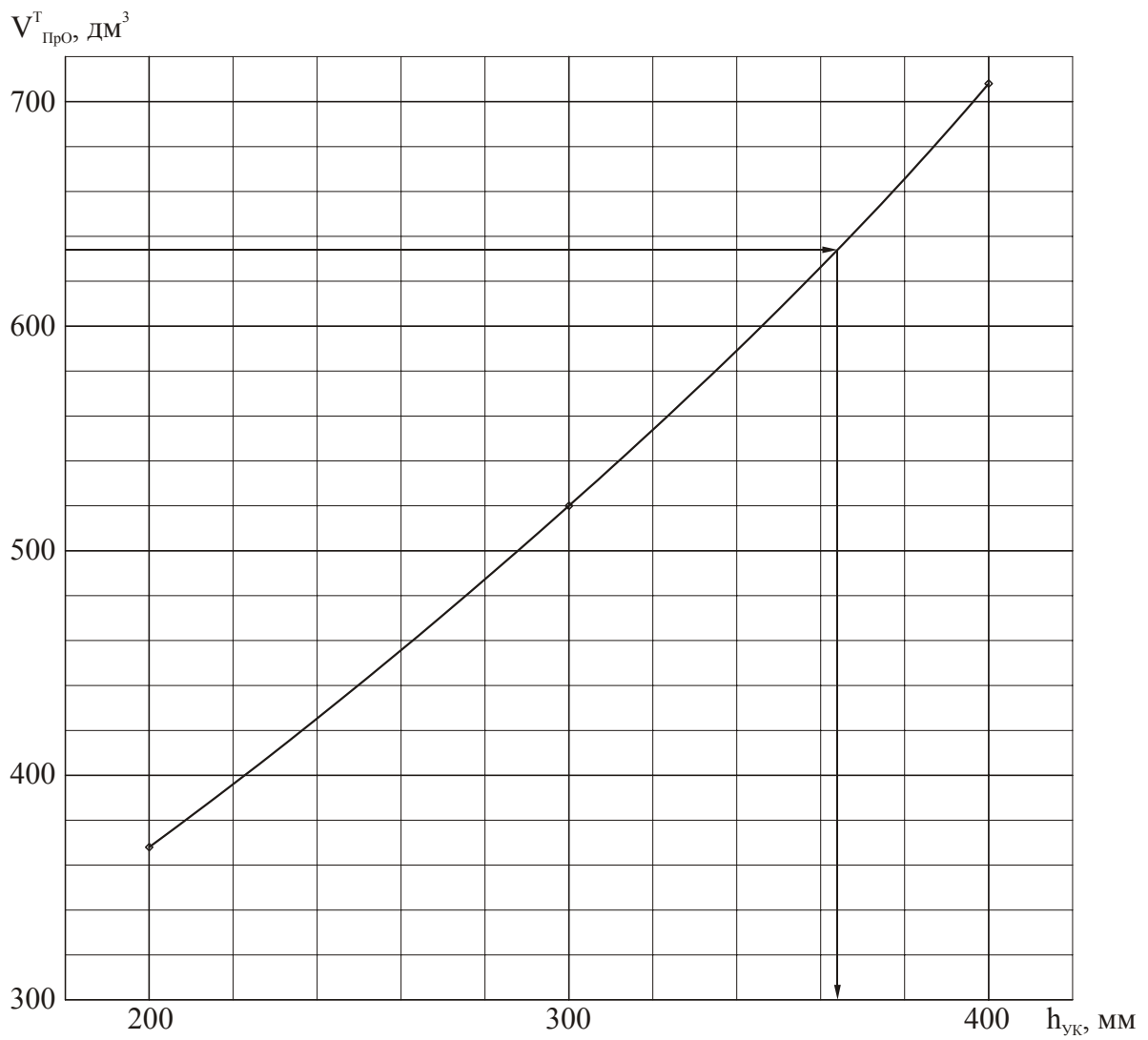


Рис. 9. Зависимость объема приборного отсека от высоты усеченного конуса

Здесь $\beta = \arcsin \frac{R_{у.к.н}}{R_{ш.с.н}} = \arcsin 0,8696 = 0,9834 \text{ рад} \approx 56,3^\circ$.

Тогда $h_{ш.с.н} = 0,446 R_{ш.с.н}$.

Результаты расчетов сведем в табл. 2 (определяем до целых значений).

Таблица 2

Результаты расчётов объёмов приборного отсека

$h_{у.к.}, \text{ мм}$	200	300	400
$R_{у.к.н.}, \text{ мм}$	550	608	666
$V_{у.к.}, \text{ дм}^3$	153	258	386
$R_{ш.с.н.}, \text{ мм}$	632	699	766
$h_{ш.с.н.}, \text{ мм}$	282	312	342
$V_{ш.с.н.}, \text{ дм}^3$	134	182	239
$V_{\text{ПрО}}^T, \text{ дм}^3$	369	522	707

По данным таблицы строим зависимость $V_{\text{ПрО}}^T = f(h_{у.к})$ и по заданному (полученному) значению $V_{\text{ПрО}}^T$ (634 дм^3) находим требуемую величину $h_{у.к}$ (рис. 9). Полученная величина высоты усеченного конуса равна 364 мм.

Таким образом, получили конфигурацию приборного отсека (см. рис. 8).

Масса приборного отсека

$$m_{\text{ПрО}} = 150 + 90 = 240 \text{ кг.}$$

II. Расчет параметров двигательного отсека

Принимаем для рассматриваемой схемы ГЧ двухрежимную ДУ с соотношением тяг большого и малого режимов

$$\frac{R_{\text{БР}}}{R_{\text{МР}}} = 10.$$

Тогда в первом приближении потребный запас топлива

$$m_{\text{Т ПОТР}} = 1,5 \cdot 100 \cdot 8 \cdot 0,15 = 180 \text{ кг.}$$

Заправляемый запас топлива

$$m_{\text{Т ЗАПР}} = (1 + 0,16) \cdot 180 = 208,8 \text{ кг} \approx 209 \text{ кг.}$$

Далее определяем плотность топлива:

$$\rho_{\text{Т}} = \frac{(1 + 2,6) 1,4582 \cdot 0,7957}{2,6 \cdot 0,7957 + 1,4582} = 1,184 \text{ кг/дм}^3,$$

здесь $K_m = 2,6$; $\rho_o = 1,4582 \text{ кг/дм}^3$; $\rho_o = 0,7957 \text{ кг/дм}^3$.

Тогда полезный объем баков ДУ ГЧ

$$V_{\text{пол}} = (1+0,05) \frac{209}{1,184} = 185,35 \text{ дм}^3 \approx 186 \text{ дм}^3 \text{ (округляется до большего}$$

целого).

Масса топливных баков

$$M_{\text{бак}} = 0,25 \cdot 209 = 52,25 \text{ кг} \approx 53 \text{ кг (округляется до большего целого)}.$$

Отсюда определим теоретический объем баков:

$$V_{\text{б.теор}} = 186 + \frac{53}{2,64} \approx 206 \text{ дм}^3.$$

Размещаем топливо в едином торовом баке с разделительными днищами.

Объем тора:

$$V_{\text{б.теор}} = 2\pi^2 \cdot r^2 \cdot R,$$

Здесь r – радиус сечения тора;

R – радиус центра сечения тора.

Для определения геометрических параметров тора (r , R) и, соответственно, двигательного отсека воспользуемся опять-таки графо-аналитическим методом. Зададимся рядом значений радиуса сечения тора r : 100, 150, 200 мм. Определяем значения радиуса R при сохранении постоянными зазоров между тором и днищем ПрО, равным 50 мм, и между тором и корпусом ДО – 100 мм (рис. 10). Примем угол полураствора конуса корпуса ДО, равным 22° (уточняется по результатам оптимизации обводов ГЧ).

По полученным данным рассчитываем объемы торового бака и результаты заносим в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчётов объёмов торового бака

r , мм	100	150	200
R , мм	550	530	500
$V_{\text{б.теор.}}$, дм ³	108	235	394

По полученным данным строим график зависимости $V_{\text{б.теор}} = f(r)$ и по значению потребной величины $V_{\text{б.теор}}$ (206 дм³) определяем величину $r = 139$ мм (рис. 11).

Радиус центра сечения тора определяется по выражению

$$R = \frac{V_{\text{б.теор.}}}{2\pi^2 r^2}.$$

Подставляя значение $V_{\text{б.теор}} = 206 \text{ дм}^3$ и полученные значения радиуса сечения тора ($r = 139 \text{ мм}$), получаем $R = 541 \text{ мм}$.

Высота двигательного отсека с учетом необходимого зазора между торовым баком и рамой боевого отсека (80...100 мм) составляет 640 мм (см. рис. 10).

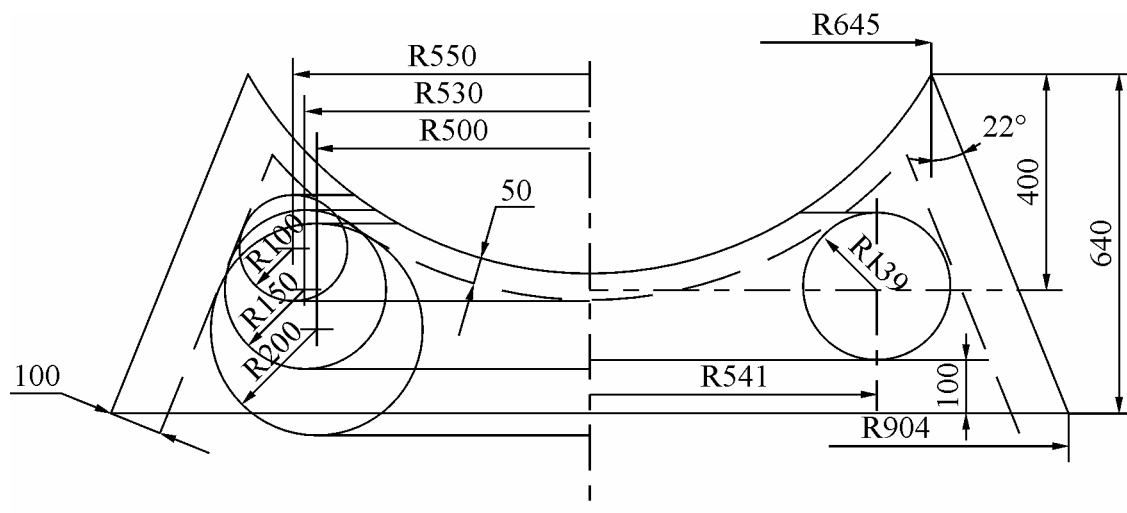


Рис. 10. Определение радиусов центров сечения тора

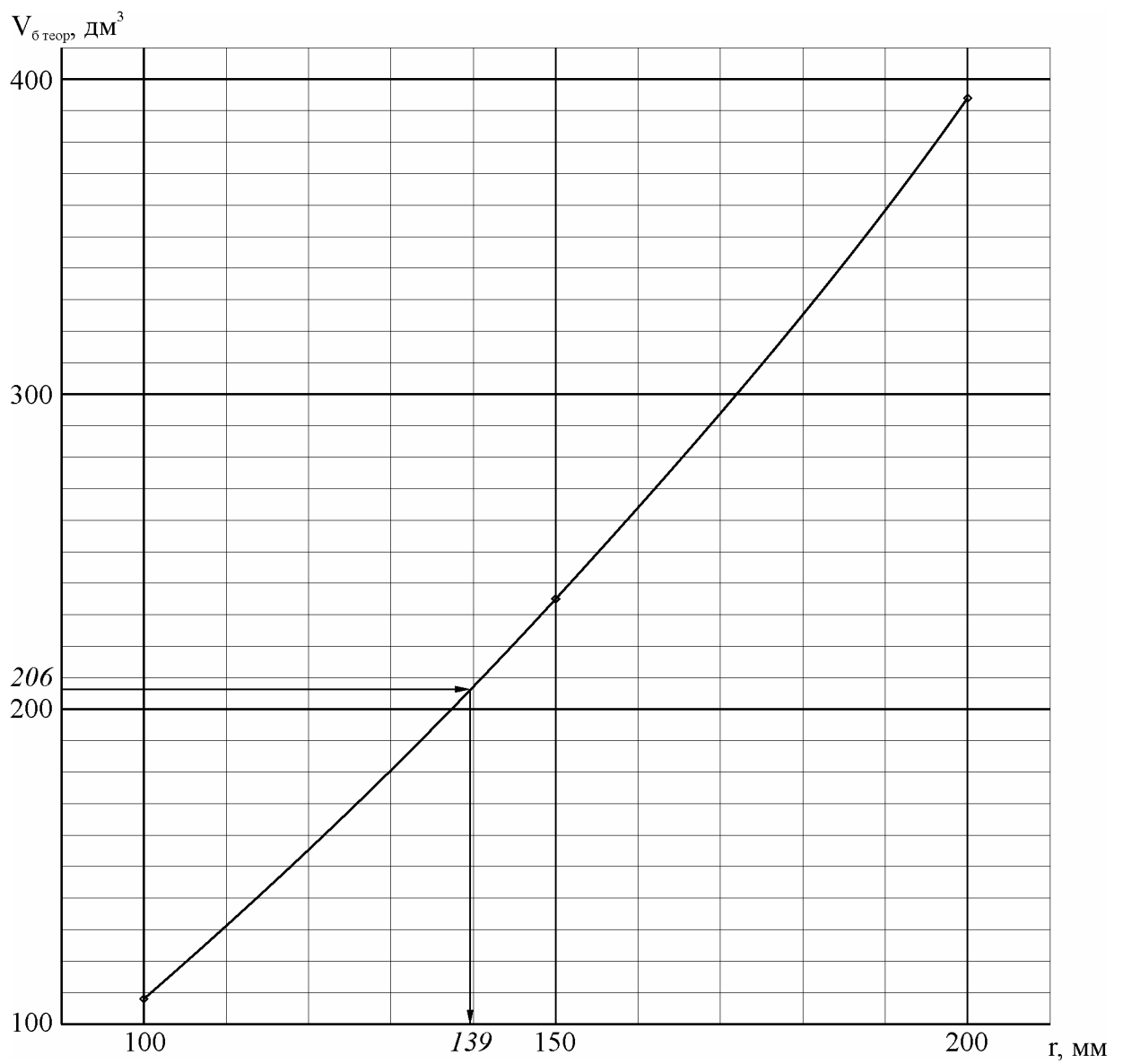


Рис. 11. Зависимость объёма от радиуса сечения тора

Массу корпуса двигательного отсека в первом приближении можно определить, если известна массовая толщина корпуса (δ_m). Она определяется в нашем примере расчетным случаем нагружения оболочки внешним давлением [11]:

$$\delta_{\text{Э}} = 1,3 \left(\frac{p_{\text{кр}} \cdot l_{\text{к}} R_{\text{к}}^{3/2}}{0,92k E} \right)^{0,4} \frac{1}{\sqrt{\Psi}},$$

здесь $l_{\text{к}}$ – длина образующей конуса,

$$l_{\text{к}} = \frac{h}{\cos \alpha} = \frac{645}{0,927} = 696 \text{ мм} = 69,6 \text{ см (см. рис. 9)};$$

$R_{\text{к}}$ – радиус кривизны оболочки,

$$R_{\text{к}} = \frac{R}{\cos \alpha} = \frac{904}{0,927} = 975 \text{ мм} = 97,5 \text{ см (см. рис. 9)};$$

$p_{\text{кр}}$ – критическое нормальное давление общей потери устойчивости,

$$p_{\text{кр}} = \eta \cdot p_{\text{н}};$$

η – коэффициент безопасности,

$$\eta = 1,15 \dots 1,3;$$

$p_{\text{н}}$ – наружное давление (в данном примере $p_{\text{н}} = 0,05 \text{ кН/см}^2$);

k – коэффициент устойчивости (зависит от качества изготовления оболочки, в данном примере принимаем $k = 0,8$);

Ψ – коэффициент эффективности подкрепления (принимаем $\Psi = 6$);

E – нормальный модуль упругости (для алюминиевого сплава $E = 0,7 \cdot 10^4 \text{ кН/см}^2$ [11]).

В итоге получаем

$$\delta_{\text{Э}} = 1,3 \left(\frac{1,35 \cdot 0,05 \cdot 69,6 \cdot 97,5^{3/2}}{0,92 \cdot 0,8 \cdot 0,7 \cdot 10^4} \right)^{0,4} \frac{1}{\sqrt{6}} = 0,504 \text{ см} = 5,04 \text{ мм}.$$

Примечание. Увеличение массы вследствие наличия шпангоутов учитываем на данном этапе повышенным значением коэффициента безопасности.

Масса корпуса ДО

$$M = S \cdot \delta \cdot \rho,$$

здесь S – площадь поверхности оболочки (усеченный конус),

$$S = \pi(r_1 + r_2) l_{\text{к}} = 3,14(64,5 + 90,4) \cdot 69,6 = 3,385 \text{ м}^2;$$

$$M = 3,385 \cdot 0,5 \cdot 2,64 \cdot 10^{-3} = 44,68 \approx 45 \text{ кг}.$$

Массу двигателя определим после расчетов параметров боевого отсека и определения массы БКС и ДОС.

III. Расчет параметров боевого отсека

В рассматриваемом варианте ГЧ элементы БО размещаются на раме. Поэтому принимаем $K_{\text{креп}} = 0,08$.

Тогда масса боевого отсека

$$m_{\text{бо}} = (8 \cdot 150 + 8 \cdot 25) \cdot 1,08 = 1512 \text{ кг.}$$

Проведем расчет размещения заданного числа ББ в миделе боевого отсека. По результатам расчета двигательного отсека имеем радиус рамы БО $R_p = 904$ мм (см. рис.10). Из условий крепления рамы БО к ГЧ и безударного разделения ГЧ и носителя принимаем $\delta = 200$ мм (см. рис. 6), $\delta_{\text{МБ}} = 50$ мм.

Определяем радиус центров периферийных блоков:

$$R_3 = 904 - 200 - \frac{210}{2} = 599 \text{ мм.}$$

Определяем угол α_1 :

$$\alpha_1 = 2 \arcsin \left(\frac{210 + \frac{50}{2}}{585} \right) = 0,825 \text{ рад.}$$

Уточняем действительное значение зазора между блоками:

$$\alpha_1 = \frac{2 \cdot 3,14}{7} = 0,897 \text{ рад} \rightarrow 51,4 \text{ град};$$

$$\delta_1 = 2 \left(599 \cdot \sin \frac{51,4}{2} - 210 \right) = 99,5 \text{ мм} \approx 100 \text{ мм.}$$

Поскольку в центральной части радиусом $R_5 = 599 - 420 - 50 = 129$ мм размещается только один блок, то размещать ББ следует в таком порядке:

- по периферии размещается 7 ББ,
- в центре - 1 блок.

В этом случае элементы КСП ПРО могут быть размещены либо по одному элементу возле каждого ББ, либо в зоне между периферийными и центральным блоками.

Конкретное размещение ББ и элементов КСП ПРО определяется соотношением управляющего и возмущающих моментов, действующих на ГЧ при отделении ББ, с учетом минимизации кабельной сети, связывающей систему управления с системами отделения ББ и элементов КСП ПРО.

Определяем длину боевого отсека. С целью уменьшения занимаемого боевым отсеком объема разместим ББ под углом 12° к оси ГЧ (этот угол определяется в каждом конкретном случае из условий безударности отделения ББ, допустимого рассеивания ББ на нисходящем участке траектории и др.):

$$l_{\text{БО}} = 200 \cdot \sin 12^\circ + 1200 \cdot \cos 12^\circ + 70 = 1286 \text{ мм (см. рис. 12).}$$

Здесь приняли высоту рамы равной 70 мм (зависит от жесткости конструкции, применяемых материалов).

IV. Масса бортовой кабельной сети и деталей общей сборки

$$m_{\text{БКС}} = 20 + 8 \cdot 4 = 52 \text{ кг;}$$

$$m_{\text{ДОС}} = 0,02 \cdot m'_{\text{ГЧ}},$$

здесь $m'_{\text{ГЧ}}$ – масса ПрО, БО, БКС, топлива, баков ДУ, корпуса ДО;

$$m'_{\text{ГЧ}} = 240 + 1512 + 209 + 53 + 45 + 52 = 2111 \text{ кг,}$$

тогда

$$m_{\text{ДОС}} = 0,02 \cdot 2111 = 42,22 \text{ кг} \approx 43 \text{ кг (округляем до большего числа).}$$

V. Масса двигателя

Массу двигателя в первом приближении можно определить, решая совместно два уравнения:

$$m_{\text{ДВ}} = \gamma_{\text{ДВ}} \cdot R,$$

$$R = n \cdot m'_{\text{ГЧ}} = n (m''_{\text{ГЧ}} + m_{\text{ДВ}}),$$

здесь $m''_{\text{ГЧ}}$ – масса ПрО, БО, БКС, ДОС, топлива, баков ДУ, корпуса ДО.

В итоге получаем

$$m_{\text{ДВ}} = \frac{\gamma_{\text{ДВ}} \cdot n \cdot m''_{\text{ГЧ}}}{1 - \gamma_{\text{ДВ}} \cdot n}.$$

Подставляя известные данные (при этом не следует забывать размерность $[\gamma_{\text{ДВ}}] = \text{кг/т тяги}$), получаем:

$$m_{\text{ДВ}} = \frac{100 \cdot 0,25 \cdot [(240 + 1512 + 52 + 43 + 209 + 53 + 45) \cdot 10^{-3}]}{1 - 100 \cdot 10^{-3} \cdot 0,25} = 55,2 \text{ кг} \approx 56 \text{ кг.}$$

Тогда масса двигательного отсека

$$m_{\text{ДО}} = 45 + 56 + 209 + 53 = 363 \text{ кг.}$$

VI. В результате проведенных расчетов и компоновки систем и элементов имеем:

$$m_{\text{ГЧ}} = 240 + 363 + 1512 + 52 + 43 = 2210 \text{ кг;}$$

$$l_{\text{ГЧ}} = 614 + 640 + 1285 = 2539 \text{ мм.}$$

Компоновочная схема полученной ГЧ представлена на рис. 12.

Далее уточняем потребный запас топлива ГЧ.

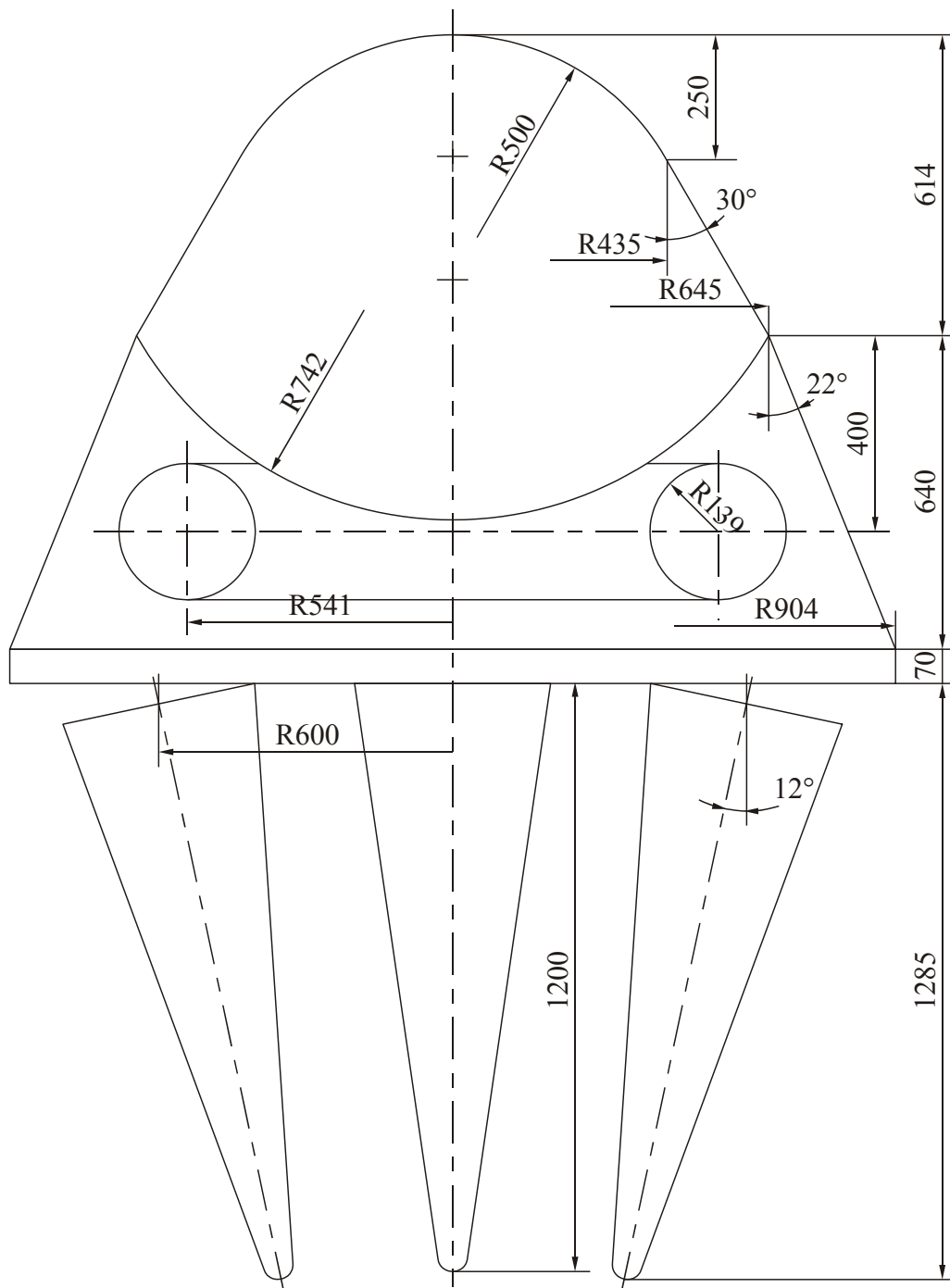


Рис. 12. Компоновочная схема головной части

1. Определяем предварительно запас топлива, расходуемый на участке отделения ГЧ от носителя. Принимаем, а это действительно так для рассматриваемого варианта ДУ ГЧ, постоянными тягу двигателя и удельный импульс тяги. Тяга двигателя на большом режиме

$$R_B = \bar{n} m_{ГЧ} = 0,20 \cdot 2210 = 442 \text{ кг} = 4336 \text{ Н.}$$

$$\text{Тяга двигателя на малом режиме } R_M = \frac{R_B}{10} = 433,6 \text{ Н.}$$

Удельный импульс тяги для двигателей такого уровня тяги с открытой схемой газогенерации на топливе АТ+НДМГ находится в диапазоне 250...260 с (для большого режима) и 200...220 с (для малого режима). Примем величину $R_{уд}^B$ равной 255 с (2502 м/с), $R_{уд}^M$ равной 200 с (1962 м/с).

Время отхода ГЧ от носителя определяется условиями безударного отделения, недогона ГЧ носителем и зависит от тяговооруженности ГЧ, импульса последействия двигателя последней маршевой ступени. В данном случае примем $\Delta\tau=5$ с.

$$\text{Тогда } m_{\tau \text{ отх}} = \frac{R_{\text{отх}}}{R_{\text{уд.отх}}} = \frac{4336}{2502} \cdot 5 = 8,66 \text{ кг} \approx 8,7 \text{ кг.}$$

2. Затраты топлива на перенацеливание.

Координаты точек прицеливания принимаем в соответствии с рис. 6. Производные дальности и бокового направления по скорости зависят от дальности стрельбы [1,3]. Для рассматриваемого случая примем дальность стрельбы, равную 8 тыс.км. Для такого уровня дальности:

$$L'_V = 4 \frac{\text{км}}{\text{м/с}}; \quad Z'_{VZ} = 2 \frac{\text{км}}{\text{м/с}}.$$

Затраты топлива для прицеливания с 1-й на 2-ю точку прицеливания

$$\begin{aligned} m_{\text{ТПЦ1-2}} &= \frac{2210 - (150 + 25) - 8,7}{2502} \sqrt{\left(\frac{30-0}{4}\right)^2 + \left(\frac{-70-0}{2}\right)^2} = \frac{2026,3}{2502} \cdot 35,79 = \\ &= 28,99 \text{ кг} \approx 29 \text{ кг.} \end{aligned}$$

Далее на третью и последующие точки прицеливания:

$$\begin{aligned} m_{\text{ТПЦ2-3}} &= \frac{2026,3 - (150 + 25) - 29}{2502} \sqrt{\left(\frac{100-30}{4}\right)^2 + \left(\frac{-100 - (-70)}{2}\right)^2} = \\ &= \frac{1822,3}{2502} \cdot 23,05 = 16,8 \text{ кг;} \end{aligned}$$

$$m_{\text{ТПЦ}3-4} = \frac{1822,3 - (150 + 25) - 16,8}{2502} \sqrt{\left(\frac{170 - 100}{4}\right)^2 + \left(\frac{-100 - (-70)}{2}\right)^2} =$$

$$= \frac{1630,5}{2502} \cdot 23,05 = 15,0 \text{ кг};$$

$$m_{\text{ТПЦ}4-5} = \frac{1630,5 - (150 + 25) - 15,0}{2502} \sqrt{\left(\frac{200 - 170}{4}\right)^2 + \left(\frac{0 - 70}{2}\right)^2} =$$

$$= \frac{1440,5}{2502} \cdot 35,79 = 20,6 \text{ кг};$$

$$m_{\text{ТПЦ}5-6} = \frac{1440,5 - (150 + 25) - 20,6}{2502} \sqrt{\left(\frac{170 - 200}{4}\right)^2 + \left(\frac{70 - 0}{2}\right)^2} =$$

$$= \frac{1244,9}{2502} \cdot 35,79 = 17,8 \text{ кг};$$

$$m_{\text{ТПЦ}6-7} = \frac{1244,9 - (150 + 25) - 17,8}{2502} \sqrt{\left(\frac{100 - 170}{4}\right)^2 + \left(\frac{100 - 70}{2}\right)^2} =$$

$$= \frac{1052,1}{2502} \cdot 23,059 = 9,7 \text{ кг};$$

$$m_{\text{ТПЦ}7-8} = \frac{1052,1 - (150 + 25) - 9,7}{2502} \sqrt{\left(\frac{30 - 100}{4}\right)^2 + \left(\frac{70 - 100}{2}\right)^2} =$$

$$= \frac{867,4}{2502} \cdot 23,05 = 8,0 \text{ кг}.$$

В итоге

$$m_{\text{ТПЦ}\Sigma} = 29 + 16,8 + 15 + 20,6 + 17,8 + 9,7 + 8 = 116,9 \text{ кг}.$$

3. Затраты топлива на формирование боевых порядков.

Приращение скорости отделения элемента ($\Delta V_{\text{БП}}$), необходимое для обеспечения заданного расстояния в боевом порядке ($\rho_{\text{БП}}$), зависит от заданного $\rho_{\text{БП}}$ и дальности стрельбы (времени движения на пассивном участке). Для принятого уровня дальности стрельбы (8 тыс.км) и заданного $\rho_{\text{БП}} = 10$ км потребное значение $\Delta V_{\text{БП}}$ составит

$$\Delta V_{\text{БП}} = \frac{\rho_{\text{БП}}}{\tau_{\text{пуг}}} = \frac{10000}{1620} \cong 6,2 \text{ м/с} \quad (\text{здесь время } \tau_{\text{пуг}} = 27 \text{ мин [1,2]).}$$

Затраты топлива на обеспечение $\rho_{\text{БП}}$ между соседними элементами боевого порядка определяются следующим образом (в каждую точку сбрасываем сначала ЛЦ, затем ББ):

- в первую точку прицеливания (ТПр)

$$m_{\text{ТБП1}} = \frac{2210 - 8,7 - 25}{2502} \cdot 6,2 = \frac{2176,3}{2502} \cdot 6,2 = 5,4 \text{ кг};$$

- во вторую ТПр

$$m_{\text{ТБП2}} = \frac{2176,3 - 150 - 25 - 5,3 - 29}{2502} \cdot 6,2 = \frac{1967}{2502} \cdot 6,2 = 4,9 \text{ кг};$$

- в третью ТПр

$$m_{\text{ТБП3}} = \frac{1967 - 150 - 25 - 4,8 - 16,8}{2502} \cdot 6,2 = \frac{1770,4}{2502} \cdot 6,2 = 4,4 \text{ кг};$$

- в четвертую ТПр

$$m_{\text{ТБП4}} = \frac{1770,4 - 150 - 25 - 4,3 - 15}{2502} \cdot 6,2 = \frac{1576,1}{2502} \cdot 6,2 = 3,9 \text{ кг};$$

- в пятую ТПр

$$m_{\text{ТБП5}} = \frac{1576,1 - 150 - 25 - 3,8 - 20,6}{2502} \cdot 6,2 = \frac{1376,7}{2502} \cdot 6,2 = 3,4 \text{ кг};$$

- в шестую ТПр

$$m_{\text{ТБП6}} = \frac{1376,7 - 150 - 25 - 3,4 - 17,8}{2502} \cdot 6,2 = \frac{1180,5}{2502} \cdot 6,2 = 2,9 \text{ кг};$$

- в седьмую ТПр

$$m_{\text{ТБП7}} = \frac{1180,5 - 150 - 25 - 2,9 - 9,7}{2502} \cdot 6,2 = \frac{992,9}{2502} \cdot 6,2 = 2,5 \text{ кг};$$

- в восьмую ТПр

$$m_{\text{ТБП8}} = \frac{992,9 - 150 - 25 - 2,4 - 8}{2502} \cdot 6,2 = \frac{807,5}{2502} \cdot 6,2 = 2,0 \text{ кг}.$$

В итоге

$$m_{\text{ТБП}\Sigma} = 5,4 + 4,9 + 4,4 + 3,9 + 3,4 + 2,9 + 2,5 + 2,0 = 29,4 \text{ кг.}$$

4. Затраты топлива на развороты и успокоения.

Принимаем постоянными времена разворотов и успокоений ГЧ, при этом

$$\tau_p = \frac{\theta}{\dot{\theta}} = \frac{90}{14} = 6,4 \text{ с,}$$

где θ – угол разворота ГЧ. В рассматриваемом случае в силу относительно большого расстояния между ТПр $\theta = 90^\circ$; $\dot{\theta}$ – угловая скорость разворота ГЧ, принимаем $\dot{\theta} = 14$ °/с – ограничение со стороны СУ;

$$\tau_{\text{усп}} = 4 \text{ с.}$$

Количество разворотов ГЧ

$$n_p = n_{\text{ББ}} - 1 = 8 - 1 = 7.$$

Количество участков успокоений условно принимаем по 2 на каждый элемент (до и после отделения элемента от ГЧ)

$$n_{\text{усп}} = 2 (n_{\text{ББ}} + n_{\text{ЛЦ}}) = 16,$$

тогда

$$m_{\text{Тсх}} = 7 \frac{433,6}{1962} 6,4 + 16 \frac{433,6}{1962} 4 = 24 \text{ кг.}$$

5. Запас топлива на визирование навигационных объектов зависит от времени визирования ($\tau_{\text{виз}}$) и режима работы ДУ.

Примем $\tau_{\text{виз}} = 100$ с.

Двигатель на этом участке работает на малом режиме.

Тогда

$$m_{\text{Твиз}} = \frac{R_M}{R_{\text{уд}}} \cdot \tau_{\text{виз}} = \frac{433,6}{1962} \cdot 100 = 22,1 \text{ кг.}$$

6. Гарантийный запас и непроизводительные остатки топлива:

$$m_{\text{Т.гар.}} = 0,12 (8,7 + 116,9 + 29,4 + 24) = 21,48 \text{ кг} \approx 22 \text{ кг (округляется до большего целого).}$$

В итоге имеем

$$m_{\text{Т.потр}} = 8,7 + 116,9 + 28,9 + 24 + 22,1 + 22 = 222,6 \text{ кг.}$$

Далее уточняем габаритно-массовые характеристики ГЧ, начиная с расчета двигательного отсека.