

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Оренбургский государственный университет»

# **ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Монография

Рекомендовано к изданию ученым советом федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Оренбургский государственный университет»

Оренбург  
2020

УДК 629.76  
ББК 39.63  
Т38

Рецензент – заместитель начальника и главного конструктора филиала АО «ВПК «НПО машиностроения» – КБ «Орион», С.В. Кашуков

Авторы: Осипов Е.В., Припадчев А.Д., Горбунов А.А., Магдин А.Г.

Т38 Технико-экономические характеристики летательных аппаратов [Электронный ресурс] : монография / Е. В. Осипов [и др.]; М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Федер. гос. бюджет. образоват. учреждение высш. образования "Оренбург. гос. ун-т". - Оренбург : ОГУ. - 2020. - 125 с- Загл. с тит. экрана.  
ISBN 978-5-7410-2495-9

В монографии изложены основные понятия, необходимые для расчета технико-экономической эффективности ЛА, в особенности на первоначальных стадиях жизненного цикла изделия. Приведена усовершенствованная методика расчета технико-экономических характеристик ЛА с учетом применяемых современных методов проектирования, изготовления и эксплуатации.

УДК 629.76  
ББК 39.63

ISBN 978-5-7410-2495-9

© Осипов Е.В.,  
Припадчев А.Д.,  
Горбунов А.А.,  
Магдин А.Г., 2020  
© ОГУ, 2020

## Содержание

Введение .....	5
Обозначения и сокращения .....	7
1 Теоретические основы определения экономической эффективности летательных аппаратов .....	8
1.1 Методика сбора и обработки статистических данных, разработка тактико-технических требований и концепция создания нового летательного аппарата .	8
1.2 Основные показатели и критерии определения экономической эффективности летательных аппаратов .....	10
2 Анализ основных летно-технических показателей летательных аппаратов и условия сопоставимости при экономической оценке .....	24
2.1 Расчет полной (снаряженной) массы летательных аппаратов .....	24
2.1.1 Определение полетного веса летательных аппаратов .....	24
2.1.2 Статистические значения относительных весов конструкции .....	29
2.1.3 Постановка задачи .....	31
2.1.4 Масса и стоимость компонентов полезной нагрузки .....	37
2.2 Реализация методики по определению скорости полета .....	48
2.2.1 Задача общего проектирования .....	48
2.2.2 Связь тактических характеристик с массой и скоростью ракет .....	50
2.2.3 Методы определения потребной скорости полета ракеты .....	51
2.3 Реализация методики по расчету дальности полета и расходу топлива .....	57
2.3.1 Расход топлива одноступенчатого летательного аппарата .....	57
2.3.2 Приближенное определение расхода топлива .....	64
3 Проектно-расчетное обоснование стоимости летательных аппаратов, двигателей и расходов на их разработку .....	73
3.1 Общие положения и исходные данные .....	73
3.2 Определение стоимости летательных аппаратов и двигателей .....	75
3.2.1 Стоимость боевой ступени ракеты .....	75
3.2.2 Выбор количества ступеней .....	80
3.2.3 Стоимость многоступенчатых ракет .....	86
4 Реализация методов по определению расходов на летательные аппараты с учетом конструктивной специфики .....	90
4.1 Определение расходов на разработку комплекса летательного аппарата ....	90
4.2 Определение расходов на производство серийных летательных аппаратов	92
4.3 Определение расходов на эксплуатацию летательных аппаратов .....	95

4.4 Методы комплексной оценки показателей боевой операции авиационно-ракетного комплекса .....	98
4.4.1 Обработка статистических координат промаха .....	98
Заключение.....	121
Список использованных источников .....	123

## Введение

В современных условиях несовершенство имеющейся нормативной базы по определению трудоемкости выполняемых работ является сдерживающим фактором в решении задач по повышению производительности труда, снижению себестоимости и определению плановых цен на выполнение работ.

В технической литературе по летательным аппаратам (далее – ЛА) часто основное внимание уделяется вопросам баллистики и гораздо меньше говорится о конструкции ЛА и оптимизации параметров. Однако при проектировании ЛА конструктор в первую очередь сталкивается с необходимостью решения задач выбора рациональных компоновочных и конструктивно-технологических схем ЛА и их основных параметров.

При проектировании ЛА необходимо учитывать весь комплекс технических средств, связанный с их эксплуатацией и применением.

Комплексный (системный) подход к проектированию ЛА требует применения экономических критериев. Это особенно важно в связи с огромными затратами на комплексы современных ЛА и вовлечением большого количества людей в их эксплуатацию.

Очевидно, результаты космической деятельности используются как для обеспечения обороноспособности государств, так и для решения социально-экономических задач развития страны. Исходя из современной геополитической обстановки, первую из этих задач следует считать основной. Следовательно, в ракетно-космической промышленности (далее – РКП) нельзя следовать догмам «рыночной экономики», упирать на конкурентоспособность предприятий и видов деятельности и т.п.

Поскольку основное финансирование космической деятельности в России ведется в соответствии с утвержденными государственными органами целевыми программами из государственного бюджета, то среди показателей финансово-хозяйственной деятельности предприятий основное внимание следует уделять не максимизации прибыли, а уменьшению издержек.

Проекты разработки ракетно-космической техники являются весьма ресурсоемкими. Поэтому необходима оценка реализуемости проектов в области космической деятельности, в первую очередь, по научно-технической обоснованности и удовлетворению социально-экономических потребностей, а также ресурсному обеспечению. Важен анализ всех видов ресурсов – материальных, производственных, кадровых, временных, а не только финансовых.

Расчеты технико-экономической эффективности, в особенности на первоначальных стадиях жизненного цикла изделия, при разработке любого проекта остаются недостаточно точными. Прогнозы точности оценок зачастую не гарантируют невыхода конечных фактических расходов за границы назначенного бюджета. Для авиации и ракетно-космической техники положение осложняется тем, что часть расходов заложены в разных программах, а многие составляющие расходов содержатся в конфиденциальных документах и недоступны для исследования. В последние годы инфляция делает несостоятельными расчеты в абсолютном выражении.

Однако, практически при любом колебании цен, коэффициентов инфляции, изменении ставок банков и прочих факторов, фактически неизменными остаются соотношения между составляющими расходов. Стабильными остаются также калькуляции ориентировочной оптовой цены на изделия, цены на структурные составляющие ЛА, по сравнению с аналогом, доработка которых может заключаться как в незначительной модификации, так и в серьезных изменениях конструкции. Используя данные соотношения, можно просчитывать эффективность рассматриваемого проекта, анализируя потребные расходы и ущерб, который может быть причинен противнику. Полученные соотношения в любой момент времени можно перевести в абсолютные расходы при подстановке соответствующих данному моменту времени показателей.

Особенно эффективной такая оценка является для проектов одного разработчика, завода-изготовителя материальной части и его кооперации.

## Обозначения и сокращения

АТ – аэродинамическая труба;

БЧ – боевая часть;

В-В – «воздух-воздух»;

В-П – «воздух-поверхность»;

ВЗ – воздухозаборник;

ВКЛА – воздушно-космический летательный аппарат;

ВКС – воздушно-космический самолет;

ГТС – гиперзвуковой транспортный самолет;

ДУ – двигательная установка;

ЗУР – зенитная управляемая ракета;

КПД – коэффициент полезного действия;

КС – камера сгорания;

ЛА – летательный аппарат;

ЛТХ – летно-технические характеристики;

ПЛ-носителей – подводных лодок носителей;

П-В – «поверхность-воздух»;

П-П – «поверхность-поверхность»;

ПКУР – противокорабельная управляемая ракета;

РДТТ – ракетный двигатель на твердом топливе;

РПД – ракетно-прямоточный двигатель;

РДП – ракетно-двигательный парк;

ТТТ – тактико-технические требования;

ТРД – турбореактивный двигатель;

ТТЗ – тактико-технического задания;

$V$  – скорость, м/с;

# **1 Теоретические основы определения экономической эффективности летательных аппаратов**

## **1.1 Методика сбора и обработки статистических данных, разработка тактико-технических требований и концепция создания нового летательного аппарата**

На первоначальном этапе необходимо разработать концепцию создания проектируемого ЛА [11, 35, 36, 38], которая состоит из:

1) ознакомления с летно-техническими характеристиками, условиями эксплуатации, массовыми и геометрическими данными, параметрами силовых установок ЛА, выполненных ранее и подобных по назначению ЛА; обосновать потребность создания и проектирования нового ЛА;

2) выявления тенденции и перспективы развития ЛА исследуемого класса, их схем, летных характеристик, параметров, материалов, двигателей, технологии проектирования, производства, эксплуатации и утилизации;

3) изучения лучших образцов и рекомендаций для проектирования нового ЛА, предложить комплекс мероприятий по обеспечению качества ЛА и его конкурентоспособности;

4) определения диапазона начальных исходных параметров ЛА, необходимых для итерационного процесса проектирования ЛА;

5) формулирования концепции создания нового конкурентоспособного ЛА.

Процесс проектирования начинается с разработки концепции ЛА на основе маркетинговых исследований и выработки перспективных требований, обеспечивающих технический уровень совершенства, превосходящий уровень лучших зарубежных и отечественных ЛА аналогичного класса и появление в конечном итоге конкурентоспособного ЛА.

В целом на ЛА необходимо обеспечить:

- безопасность эксплуатации;

- экономичность эксплуатации;
- требования заказчика (покупателя).

Исходя из вышесказанного, необходимо обеспечить выбор схемы ЛА, размеров и расположения его агрегатов, характеристик систем и оборудования, летных характеристик.

Анализ статистических материалов дает возможность разработать тактико-технические требования (далее – ТТТ) к проектируемому ЛА, выбрать и обосновать его схему. Для сбора этих данных необходимо использовать сведения о ЛА, аналогичных проектируемому и имеющих близкие летно-технические характеристики, схему и условия эксплуатации. Эти данные заносят в статистическую таблицу 1.1.

Таблица 1.1 – Статистические данные о летно-технических характеристиках, схемах и условиях эксплуатации ЛА

Название и индекс ЛА	П-5 (4К95)	П-5Д	П-6 (4К48)	П-7	П-35 (4К44)	«Базальт» П-500 (4К80)	«Аметист» П-70 (4К66)	«Малахит» П-120 (4К85)	«Метеорит-М» 3М-25
Вес ЛА, кг	4300/5100*	4300/5100*	.../5300*	5970/6600*	~ 6000	~ 6000	3700	~ 3200	6380/12650*
Длина ЛА, м	11,85	...	10,2	...	~ 11	11,7	7,0	~ 9	12,8
Старт	над-водный	над-водный	над-водный	над-водный	над-водный	над-водный	под-водный	под-водный	под-водный
Маршевый двигатель	ТРД	ТРД	ТРД	ТРД	ТРД	ТРД	РДТТ	РДТТ	ТРД
Дальность стрельбы, км	500	~ 600	500	1000	до 300	550	80	120	5000
Вес БЧ, кг	~ 900	~ 900	930	~ 900	~ 500	~ 500	1000	1000	...
Скорость полета, км/ч	1250	1250	1250	~ 1250	~ 400	~ 3000	1160	1100	~ 3000
Высота полета, м	400-800	250	100-7000	100	400-7500	50-5000	60	~ 60	22-24 км
Проект ПЛ-носителей	644, 665	651, 659, 675	651, 675	644-7	58, 1134	651, 675	661, 670	670М	667М

\* С ускорителем/ без ускорителя.

Статистические материалы берут из открытой литературы [1,2, 3, 4, 5, 7 12, 14, 16, 17, 19, 20, 24, 32], технических описаний ЛА, технических экспресс-информаций, отечественных, иностранных и реферативных журналов, справочников по ЛА и т.д.

При сборе статистических данных особое внимание следует обращать на их достоверность и полноту, например, на каких высотах и режимах работы двигателя получена максимальная скорость полета, в каком варианте загрузки получена та же дальность полета и т.д. учитывая отсутствие единой классификации масс ЛА в различных странах, следует выяснить, что входит в полную нагрузку ЛА. Необходимо также учитывать, к какому образцу ЛА – серийному, опытному либо проекту – или к какой модификации ЛА относятся данные.

После проведения вышеуказанной работы выполняем экономические расчеты.

## **1.2 Основные показатели и критерии определения экономической эффективности летательных аппаратов**

Экономическая эффективность определяется отношением эффекта к затратам [18, 27]. Наиболее обобщенным показателем экономической эффективности является для народного хозяйства в целом отношение национального дохода к производственным фондам ( $НД / ПФ$ ). По отраслям народного хозяйства:

- чистая продукция.

По министерствам и предприятиям:

- нормативная чистая продукция к производственным фондам ( $ЧПн / ПФ$ ).

Чистая продукция (по своему содержанию это то же, что национальный доход) равна зарплате плюс прибыль (или валовой продукции за вычетом материальных затрат). Нормативная чистая продукция ( $ЧПн$ ) – это официально установленная через норматив зарплата на рубль чистой продукции. Нормативная чистая продукция устанавливается одновременно с оптовыми ценами и теми же органами.

В авиационной промышленности, критерием экономической эффективности является рентабельность ( $R, p.$ ) – отношение годовой прибыли к среднегодовой стоимости производственных фондов, вычисляют по формуле

$$R = \frac{ПБ}{\phi}, \quad (1.1)$$

где  $ПБ$  – прибыль, р.;

$\phi$  – производственные фонды, р.

Экономическая оценка эффективности новой техники сводится к оценке эффективности капитальных вложений [2], различают:

- общую (абсолютную) эффективность капвложений;
- сравнительную эффективность капвложений.

Общая эффективность капиталовложений ( $\mathcal{E}_k, p.$ ) определяется отношением годового прироста  $НД$ , чистой продукции или  $ЧПн$ , получаемой от внедрения данного объекта (либо годового прироста  $ПБ$ ) к общей сумме связанных с этим капвложений, вычисляют по формулам

$$\mathcal{E}_k = \frac{\Delta НД}{K}, \quad (1.2)$$

$$\mathcal{E}_k = \frac{\Delta ЧП}{K}, \quad (1.3)$$

$$\mathcal{E}_k = \frac{\Delta ПБ}{K}, \quad (1.4)$$

где  $\Delta НД$  – годовой прирост, р.;

$\Delta ЧП$  – годовой прирост чистой продукции, р.;

$\Delta ПБ$  – годовой прирост прибыли, р.

По планово-убыточным объектам, критерием эффективности новой или усовершенствованной техники является отношение экономии от снижения себестоимости продукции к вызвавшим эту экономию капвложениям, вычисляют по формуле

$$\mathcal{E}_k = \frac{S_1 - S_2 \cdot A_T}{K}, \quad (1.5)$$

где  $S_1$  и  $S_2$  – себестоимость единицы продукции до и после осуществления капиталовложений, р.;

$A_T$  – годовой объем продукции;

$K$  – капвложения, р.

Величина обратная общей эффективности капвложений представляет собой срок их окупаемости ( $T_{ок}$ , г.) и показывает число лет, в течение которых общий объем капвложений должен быть возмещен приростом чистой продукции, приростом прибыли или экономией от снижения себестоимости продукции которые вычисляют по формуле

$$T_{ок} = \frac{1}{\mathcal{E}_k} = \frac{K}{ДНД}, \quad (1.6)$$

$$T_{ок} = \frac{K}{ДПБ}, \quad (1.7)$$

$$T_{ок} = \frac{K}{S_1 - S_2 \cdot A_T}. \quad (1.8)$$

Полученная по данному объекту общая эффективность капвложений ( $\mathcal{E}_k$ ) сравнивается с нормативной ( $E_a$ ). Капиталовложения признаются экономически эффективными, если соблюдается неравенство

$$\mathcal{E}_k \geq E_a. \quad (1.9)$$

Нормативной называется официально установленная минимальная величина этого коэффициента для расчетов общей эффективности. Он определяется, исходя из прибыли (национального дохода, чистой продукции), которая должна быть получена для покрытия всех расходов и обеспечения

прибыли. Нормативная общая экономическая эффективность капвложений установлена в размере:

-  $E_a = 0,15$  – по народному хозяйству в целом;

-  $E_a = 0,05$  – для транспорта.

Сравнительная эффективность капвложений определяется при сопоставлении различных вариантов решения задачи и выборе оптимального из них.

Если один из сравниваемых вариантов дает меньшую себестоимость, но требуют больших капвложений, то для выбора наивыгоднейшего из них необходимо соизмерить выгоды от снижения себестоимости с потерями от увеличения капвложений. Такое соизмерение производится через срок окупаемости дополнительных капвложений ( $T_{ок}$ , р.) вычисляют по формуле

$$T_{ок} = \frac{K_2 - K_1}{S_1 - S_2 \cdot A_{Г}}, \quad (1.10)$$

где  $K_1$  и  $K_2$  – капвложения по сравниваемым вариантам;

$S_1$  и  $S_2$  – себестоимость по тем же вариантам.

Срок окупаемости показывает число лет, в течение которых дополнительные капвложения будут возмещены экономией от снижения себестоимости  $S_1 - S_2 \cdot A_{Г}$ , или, что равнозначно, приращением прибыли.

Коэффициент эффективности капвложений представляет собой величину, обратную сроку окупаемости, который вычисляют по формуле

$$E = \frac{1}{T_{ок}} = \frac{S_1 - S_2 \cdot A_{Г}}{K_2 - K_1} = \frac{ДПБ}{ДК}, \quad (1.11)$$

где  $E$  – коэффициент эффективности капвложений, показывает годовую экономию на снижение себестоимости (или приращение прибыли), приходящуюся на каждый рубль дополнительных капвложений.

Получаемые для отдельных вариантов (объектов) показатели эффективности должны быть сопоставлены с нормативными величинами этих показателей.

Если дополнительные капвложения окупаются в срок меньше нормативного, или коэффициент эффективности превышает нормативный, то вариант, требующий больших капвложений, признается целесообразным, экономически выгодным.

Оценка эффективности капвложений при сравнении различных объектов (вариантов) и выбор оптимального из них производится по приведенным расходам ( $ПР$ , р.) за год вычисляют по формуле

$$ПР = S_i \cdot A_{Г} + E_n \cdot K_i, \quad (1.12)$$

Оценка эффективности капвложений при сравнении различных объектов (вариантов) и выбор оптимального из них производится по приведенным расходам ( $ПР$ , р.) на единицу продукции, вычисляют по формуле

$$ПР = S_i + E_n \cdot K_i / A_{Г}, \quad (1.13)$$

где  $S_i$  – себестоимость единицы продукции;

$K_i$  – общая сумма капвложений по каждому из вариантов.

Годовой объем продукции ( $A_{Г}$ , р.) принимается одинаковым для всех сравниваемых вариантов и равным варианту, с наибольшим объемом.

Величина ( $E_n \cdot K_i$ ) представляет собой нормативную прибыль, т.е. минимальную прибыль, которая должна быть получена за год от данных капвложений.

Лучший из сравниваемых вариантов тот, который показывает минимум приведенных расходов, вычисляют по формуле

$$S_i + \frac{E_n \cdot K_i}{A_{Г}} = \min. \quad (1.14)$$

Приведенными эти расходы называют потому, что как текущие расходы (себестоимость), так и единовременные (капвложения) приведены к одинаковой временной размерности (к году) путем деления суммы капвложений на нормативный срок окупаемости, или умножения на нормативный коэффициент эффективности.

При сравнении вариантов, один из которых предусматривает капвложения в более поздние сроки, т.е. их откладывание, необходимо учитывать фактор времени. Это объясняется тем, что отложенные средства могут быть использованы на других участках материального производства, на которых они дадут ежегодный эффект, определяемый коэффициентом « $E$ ».

Для соизмерения разновременных расходов их приводят к одному моменту времени – к расчетному году (первый год после освоения объекта в производстве, эксплуатации). Такое приведение называется дисконтирование и производится путем умножения (деления) расходов соответствующего года на коэффициент дисконтирования, вычисляют по формуле

$$1 + E_{нл}^t, \quad (1.15)$$

где  $E_{нл}$  – нормативный коэффициент сравнительной эффективности капвложений при дисконтировании (для всех отраслей народного хозяйства  $E_{нл} = 10,08$ );

$t$  – число лет, отдаляющее расходы данного года от расчетного.

Расходы, осуществляемые до расчетного года, умножаются на коэффициент дисконтирования, а после расчетного года – делятся на этот коэффициент.

Решение целесообразности создания и внедрения новой техники (усовершенствование имеющейся, выбор наиболее выгодного варианта и т.д.) принимается на основе годового экономического эффекта от этих мероприятий.

Годовой экономический эффект, как разность годовых приведенных расходов сравниваемых объектов ( $\Delta, p.$ ) вычисляют по формуле

$$\mathcal{E} = PP_1 - PP_2 \cdot A_{\Gamma} = S_1 \cdot A_{\Gamma} + E_n \cdot K_1 - S_2 \cdot A_{\Gamma} + E_n \cdot K_2, \quad (1.16)$$

где  $PP_1$  и  $PP_2$  – приведенные расходы на единицу продукции сравниваемых объектов.

Сравнительная эффективность капвложений одинакова, что при оценке вариантов по приведенным расходам, что по срокам окупаемости или по коэффициенту сравнительной эффективности.

Экономическая эффективность ЛА определяется с помощью стоимостных и натуральных показателей.

Стоимостными показателями являются:

- приведенные расходы (далее –  $PP$ );
- прибыль (далее –  $ПБ$ );
- рентабельность (далее –  $P$ );
- общая эффективность капвложений (далее –  $\mathcal{E}_K$ );
- годовой экономический эффект (далее –  $\mathcal{E}$ ).

При определении экономической эффективности отдельного типа ЛА приходится учитывать некоторые особенности, влияющие на методику расчета, а именно:

а) эффективность производственных фондов и капвложений определяются в целом по ракетостроению на основе отечественных данных о произведенных за год эксплуатационных расходах, полученных доходах и прибыли, произведенных капвложениях и среднегодовой стоимости действующих производственных фондов.

Для отдельного ЛА и для общего числа ЛА определенного типа, понятия общих капвложений и производственных фондов, включая наземные средства, в известной мере условны. Капвложения в наземные средства и действующие наземные производственные фонды предназначены для обслуживания всех типов ЛА среднего радиуса действия. Значительные средства, вкладываемые в наземные комплексы, связаны не только с характеристиками ЛА, но и осуществляются в соответствии с задачами и планами развития технических

средств, совершенствование средств навигации, механизацию трудоемких процессов и т.д.

При технико-экономической оценке РДП, показатели, связанные с капвложениями и производственными фондами, ( $ПР$ ,  $Э_K$ ,  $P$ ,  $Э$ ) определяются только по расходам на РДП;

б) для определения общей суммы капвложений в РДП, связанной с созданием и вводом в эксплуатацию нового типа ЛА, необходимо располагать данными по годам о количестве поступающих ЛА нового типа (списании старого парка, который заменит новый ЛА) и ряд других данных. Такая информация может быть получена только на основе утвержденных долгосрочных планов развития отрасли при текущей же деятельности по экономической оценке ЛА получение таких данных далеко не всегда представляется возможным, а достоверность их, особенно на стадии разработки прогнозов и проектирования нового объекта мала. В связи с этим, в сравнительной оценке ЛА допустимо при отсутствии данных о парке ЛА и для упрощения процедуры оценки и получения исходной информации, экономические показатели (приведенные расходы, прибыль, рентабельность, годовой экономический эффект и др.) определять в расчете на один экземпляр ЛА данного типа. Зная показатели по одному ЛА, нетрудно переходить к суммарным результатам для всего парка при различном количестве ЛА.

При указанных условиях (капвложения учитываются только по РДП, экономические показатели выводятся в расчете на один ЛА) показатели экономической эффективности ЛА можно свести к следующим:

1) в расчете на один ЛА капвложения в РДП равны фондам, стоимости ЛА с двигателями с учетом расходов на их создание и ввод в строй. Тогда показатель общей (абсолютной) эффективности ЛА ( $Э_K$ , р.) равен количественной рентабельности ( $P$ , р.) вычисляются по формуле

$$Э_K = P = \frac{ПБГ}{К}, \quad (1.17)$$

где  $ПБ_{Г}$  – прибыль за год от продажи одного ЛА данного типа;

$K$  – стоимость (отпускная цена) ЛА с двигателями, запчастями и с учетом расходов на НИОКР и на ввод в эксплуатацию;

2) сравнительная эффективность капвложений в РДП ( $E$ , р.) определяется коэффициентом сравнительной эффективности капвложений, вычисляют по формуле

$$E = \frac{ДПБ_{Г}}{ДК} = \frac{S_1 - S_2 \cdot A_{Г}}{K_2 - K_1}, \quad (1.18)$$

где  $ДПБ_{Г}$  – разность в прибыли по сравниваемым ЛА;

$ДК$  – капвложения по сравниваемым ЛА;

$A_{Г1}$  – годовой объем выпускаемых ЛА;

3) при количестве ЛА (вариантов проекта) более двух наивыгоднейший из них определяется по минимуму приведенных расходов в соответствии с выражением

$$S_i + \frac{E_H \cdot K_i}{A_{Г}} = \min, \quad (1.19)$$

где  $S_i$  – себестоимость производства;

$K_i$  – величина капвложений по каждому из ЛА;

4) годовой экономический эффект ( $\mathcal{E}$ , р.) от замены одного типа ЛА другим или от выбора оптимального варианта вычисляют по формуле

$$\mathcal{E} = S_1 \cdot A_{Г} + E_H \cdot K_1 - S_2 \cdot A_{Г} + E_H \cdot K_2 . \quad (1.20)$$

Ракетная техника в настоящее время достигла такого уровня развития, что при наличии необходимых ассигнований принципиально может быть построен ЛА почти с любыми желаемыми характеристиками. Однако при этом остается открытым вопрос о том, насколько рациональны эти характеристики. Поэтому значительную часть усилий приходится направлять не столько на

решение проблем проектирования, сколько на определение того, какую технику в первую очередь надо проектировать и строить и каковы расходы, необходимые для выполнения поставленной задачи.

Ответ на эти вопросы дают технико-экономические исследования, проводимые на начальной стадии создания системы вооружения. Техничко-экономические исследования направлены на:

- обоснование необходимости и целесообразности разработки новой или модернизации существующей системы вооружения;

- разработку общих тактико-технических требований к новому образцу вооружения;

- обоснование последовательности снятия с вооружения устаревших образцов и замены их более совершенными.

При проведении технико-экономической оценки ракетного оружия на каждом этапе решают следующие задачи:

- выбор и обоснование критериев оценки вооружения и его элементов, к ним относятся критерий эффективности и экономические показатели, соответствующие этапам проектирования, производства и эксплуатации вооружения;

- разработка методик оценки эффективности ракетного оружия для различных условий его боевого применения и определение экономических показателей;

- установление зависимостей стоимостных показателей от тактико-технических характеристик ракетного оружия для всех стадий жизненного цикла системы вооружения.

Проектировщики и конструкторы ЛА имеют дело в основном с экономическими моделями ЛА. Техничко-экономические исследования системы вооружения в целом выполняются заказчиком.

На стадиях обоснования технических требований и проектирования стоимость ЛА ( $C_{ЛА}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{ЛА} = C_p + C_{II} + C_э, \quad (1.21)$$

где  $C_p$  – расходы на проведение научных исследований и опытных разработок (НИОКР);

$C_{II}$  – расходы на производство;

$C_э$  – расходы на эксплуатацию.

Расходы на НИОКР ( $C_p$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_p = \kappa_p \cdot C_1 \cdot e^{\mathcal{E}/\mathcal{E}_б}, \quad (1.22)$$

где  $\kappa_p$  – коэффициент стоимости разработки базового образца (аналога) ( $\kappa_p = 0,09$ );

$C_1$  – стоимость производства первого опытного образца;

$\mathcal{E}$  и  $\mathcal{E}_б$  – показатели целевой отдачи (эффективности) проектируемого и базового образцов ( $\mathcal{E} = 1,1$  и  $\mathcal{E}_б = 1,4$ ).

При создании нового ЛА в зависимости от времени получаем статистические данные, в результате анализа утверждаем, что расходы выглядят так.

Расходы на производство ( $C_{II}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{II} = C_1 \cdot N^{-a}, \quad (1.23)$$

где  $C_{II}$  – средняя стоимость ЛА в серии из  $N$  штук ( $N = 210$ );

$a$  – статистический коэффициент, равный от 0,05 до 0,15 ( $a = 0,13$ ).

Расходы на производство первого образца системы ( $C_1$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_1 = C_{1б} \cdot \frac{m}{m_б}^6, \quad (1.24)$$

где  $C_{1б}$  – расходы на изготовление первого базового образца ( $C_{1б} = 340$  млн. р.);

$m$  и  $m_6$  – масса проектируемого и базового образца ( $m = 2500$  кг и  $m_6 = 2800$  кг);

$\beta$  – статистический коэффициент ( $\beta = 0,9$ ).

Расходы на производство первого образца системы

$$C_1 = 340 \cdot 10^6 \frac{2500}{2800}^{0,9} = 340 \cdot 10^6 \cdot 0,893^{0,9} =$$

$$= 340 \cdot 10^6 \cdot 0,903 = 307,02 \cdot 10^6.$$

Расходы на производство в серии из  $N$  штук

$$C_{II} = 307,02 \cdot 10^6 \cdot 210^{-0,13} = 307,02 \cdot 10^6 \cdot 0,5 = 153,51 \cdot 10^6.$$

Расходы на проведение научных исследований и опытных разработок (НИОКР)

$$C_p = 0,09 \cdot 307,02 \cdot 10^6 \cdot 2,72^{1,1} = 27,63 \cdot 10^6 \cdot 2,2 = 60,786 \cdot 10^6.$$

Общая величина  $C_3$  составляет довольно значительную долю всех расходов на вооружение и за время всего жизненного цикла ЛА может быть равна расходам на серийное производство, а иногда может быть меньше, рисунок 1.1. При проектировании ЛА значение  $C_3$  определяют обычно по статистике ( $C_3 = 40$  млн. р.).

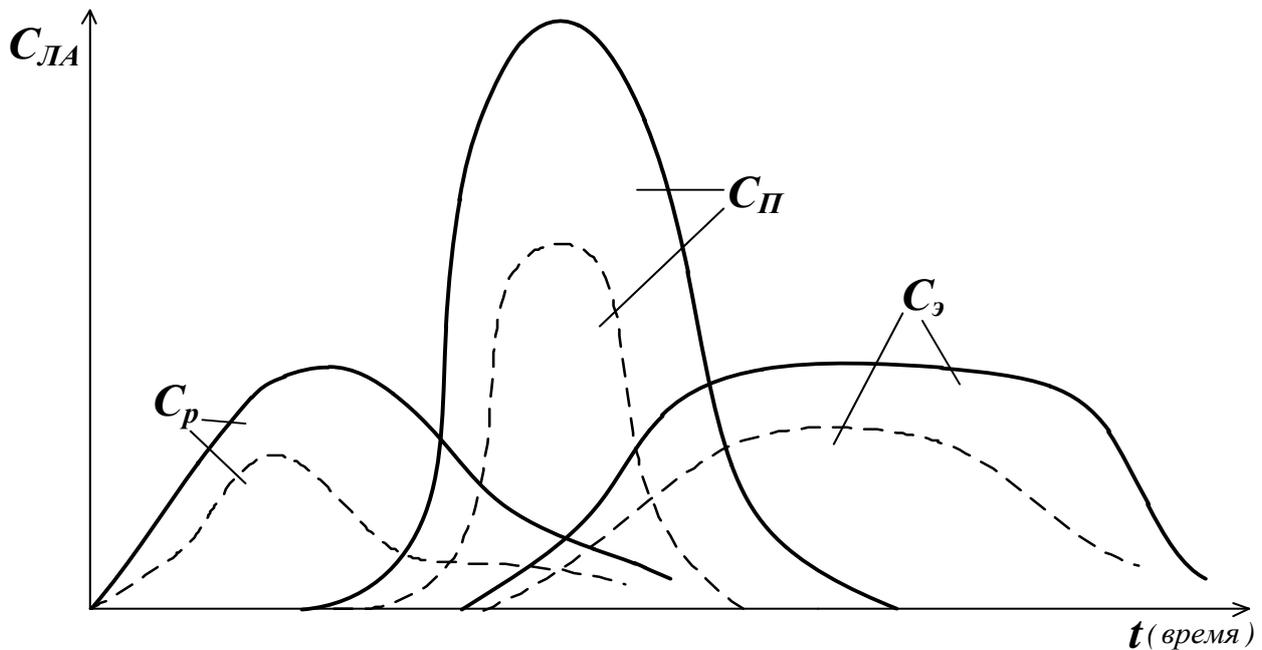


Рисунок 1.1 – Характер распределения расходов на ЛА

На рисунке 1.1 сплошной линией обозначены величины по статистическим данным 2000-х годов, а пунктирной линией данные, рассчитанные по разработанной методике.

Стоимость ЛА по формуле (1.21)

$$C_{ЛА} = 60,786 \cdot 10^6 + 153,51 \cdot 10^6 + 40 \cdot 10^6 = 254,296 \cdot 10^6.$$

На стадиях обоснования технических требований и проектирования стоимость ЛА равна 254,3 млн. р.

Создание новой техники – это не только разработка новых образцов, но и модификация существующих ЛА, устранение недостатков, выявленных в процессе их эксплуатации, внедрение последних достижений науки и техники. Причем модификация базовых образцов в общем объеме работ по совершенствованию систем вооружения занимает даже больший объем, чем создание новых конструкций. При модификациях ЛА с целью повышения их эффективности связь между стоимостью и эффективностью, как показывает статистика, просматривается более отчетливо по сравнению с новой техникой. Такая зависимость имеет вид

$$C_{ЛА} = C_0 \cdot (1 - W_{Ц})^{-a}, \quad (1.25)$$

где  $W_{Ц}$  – целевая (боевая) эффективность ЛА ( $W_{Ц} = 0,8$ );

$C_0$  и  $a$  – статистические характеристики, определяемые по базовому образцу ( $C_0 = 1,6$  и  $a = 0,3$ ).

Зависимость «стоимость-эффективность» при модификации ЛА

$$C_{ЛА} = 1,6 \cdot (1 - 0,8)^{-0,3} = 1,6 \cdot 1,61 = 2,576.$$

Вывод: при увеличении боевой эффективности стоимость ЛА возрастает.

Характер зависимости (1.25) показан на рисунке 1.2.

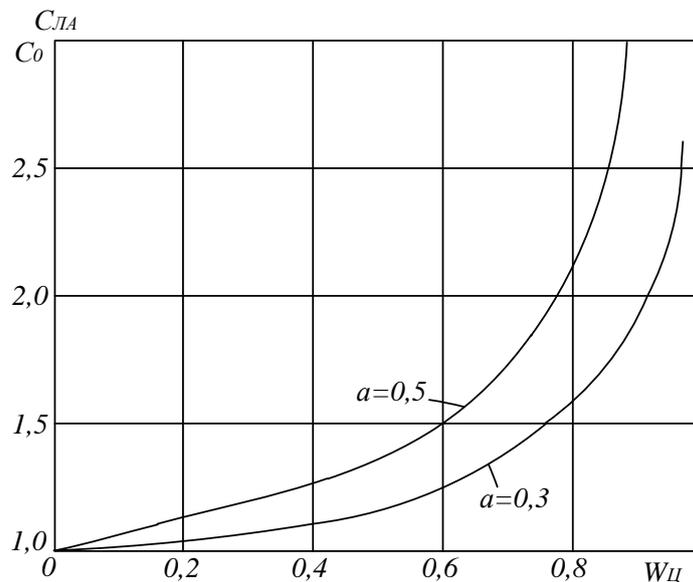


Рисунок 1.2 – Зависимость «стоимость-эффективность» при модификации ЛА

В зависимости от конкретной задачи экономического анализа, а также для контроля правильности принятого решения по основному критерию эффективности, можно воспользоваться и другими стоимостными, а также натуральными, техническими показателями, приведенным выше, что позволит более полно и всесторонне оценить технико-экономическую эффективность ЛА.

## **2 Анализ основных летно-технических показателей летательных аппаратов и условия сопоставимости при экономической оценке**

Экономическая эффективность ЛА зависит от его ЛТХ в том числе и таких, которые в определенном диапазоне могут изменяться в эксплуатации в зависимости от условий полета, эксплуатационных ограничений и т.д. К ним относятся:

- полная масса;
- скорость полета;
- дальность полета;
- расход топлива;
- эффективная поверхность рассеивания;
- вероятность поражения цели.

Для обеспечения сопоставимых уровней экономичности сравниваемых объектов, расчета экономической эффективности должны вестись при одинаковых эксплуатационных условиях.

### **2.1 Расчет полной (снаряженной) массы летательных аппаратов**

#### **2.1.1 Определение полетного веса летательных аппаратов**

В начальной стадии проектирования ЛА, вес ЛА приходится определять, исходя из ТТЗ, задаваясь количеством ступеней и типом двигательной установки. При этом должны использоваться статистические материалы по весам конструкции и аэродинамическому сопротивлению.

Для ЛА характерными являются относительные веса конструкции и топлива, которые для данного типа или даже класса ЛА находятся в

сравнительно узком диапазоне и могут быть определены по статистике или рассчитаны из ТТЗ. Поэтому выразим нормальный полетный вес  $m_0$  через относительные веса конструкции и топлива.

По среднестатистическим значениям для принятого типа ЛА относительный вес конструкции ЛА (планера и двигательной установки) ( $m_k$ ) вычисляют по формуле

$$m_k = m_k / m_0. \quad (2.1)$$

Относительный вес топлива ( $m_T$ ) вычисляют по формуле

$$m_T = m_T / m_0, \quad (2.2)$$

где  $m_k$  и  $m_T$  – соответственно веса конструкции и топлива ( $m_k = 2500$  кг и  $m_T = 1800$  кг).

Если вес полезной нагрузки  $m_{П.Н}$  ( $m_{П.Н} = 500$  кг), то нормальный полетный вес ( $m_0$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_0 = m_{П.Н} + m_k + m_T = m_{П.Н} + m_0 \cdot m_k + m_T, \quad ,$$

2.3)

$$m_0 = 500 + 2500 + 1800 = 4800,$$

$$m_0 = \frac{m_{П.Н}}{1 - m_k + m_T}. \quad (2.4)$$

Относительный вес конструкции ЛА

$$m_k = \frac{2500}{4800} = 0,52.$$

Относительный вес топлива

$$m_T = \frac{1800}{4800} = 0,38,$$

$$m_0 = \frac{500}{1 - 0,52 + 0,38} = \frac{500}{0,1} = 5000.$$

В формуле (2.4) в вес полезной нагрузки входит вся нагрузка, которая не зависит от полезного веса: экипаж, пассажиры, оборудование, бронирование элементов полезной нагрузки, теплозащита и звукоизоляция кабин, вооружение с его установкой, боевая часть, система автоматического управления (кроме силовых приводов органов управления и их источников питания), источники энергии для питания систем автоматического управления, вооружения, боевой части, для обслуживания оборудования.

Формула (2.4) может быть применена как для одноступенчатого ЛА, так и для многоступенчатого. В последнем случае значения  $\mu_k$  и  $\mu_T$  соответствуют относительному весу конструкций и топлива всех ступеней. Для практических расчетов проще определять относительные веса конструкции и топлива каждой ступени, ( $m_{ki}, m_{Ti}$ ) вычисляют по формулам

$$m_{ki} = m_{ki}/m_i, \quad (2.5)$$

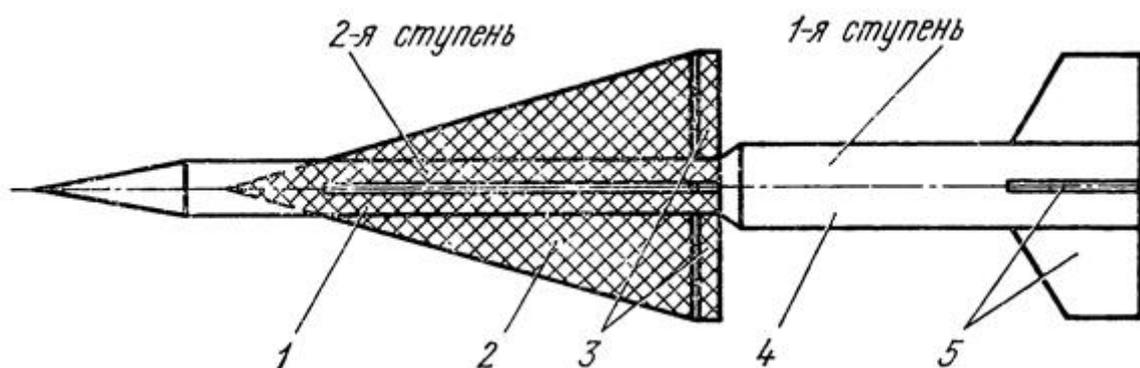
$$m_{Ti} = m_{Ti}/m_i, \quad (2.6)$$

где  $m_i$  – начальный полезный вес  $i$ -й ступени.

Для 1-й ступени  $m_1 = m_0$ .

Под  $i$ -й ступенью понимается весь ЛА без отброшенных энергетических блоков предыдущих  $(i-1)$ -ступеней, рисунок 2.1. Блок  $i$ -й ступени включает двигательную установку, несущие поверхности и другие элементы конструкции каркаса и силового привода. Счет ступеней ведется, начиная со стартовой

ступени. Последняя ступень может иметь неотделяющуюся двигательную установку.



1 – корпус 2-й ступени; 2 – крыло; 3 – руль; 4 – корпус 1-й ступени;  
5 – оперение

Рисунок 2.1 – Двухступенчатая ракета

Для  $i$ -й ступени (при последовательной работе ступеней) полезной нагрузкой является последующая  $(i + 1)$ -я ступень, поэтому

$$m_i = \frac{m_{i+1}}{1 - \mu_{ki} + M_{Ti}}. \quad (2.7)$$

Если вся полезная нагрузка находится в  $n$ -й ступени, то стартовый вес  $n$ -ступенчатого ЛА ( $m_0$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_0 = m_1 = \frac{m_{П.Н}}{1 - \mu_{k1} + M_{T1}}. \quad (2.8)$$

Формула получена путем последовательной подстановки выражений для веса отдельных ступеней.

Величину  $\mu_k$  можно разделить на три части в зависимости от функциональных особенностей элементов конструкции. Первая часть — это относительный вес конструкции части корпуса или гондол, в которых находится полезная нагрузка. Вес этой части корпуса будет почти пропорционален весу полезной нагрузки ( $m_{Ф.П.Н}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{\Phi, П.Н} = \epsilon_{\Phi} \cdot m_{П.Н}, \quad (2.9)$$

$$m_{\Phi, П.Н}/m_0 = \epsilon_{\Phi} m_{П.Н}/m_0. \quad (2.10)$$

Вторая часть  $\mu_k$  включает относительные веса конструкций, веса которых пропорциональны весу топлива (топливные баки, газогенераторы, газовые баллоны и баки системы подачи топлива, РДТТ). Относительный вес этой части конструкции можно представить в виде ( $\alpha \cdot \mu_T$ ).

Третья часть  $\mu_k$  включает относительные веса конструкций, веса которых пропорциональны (или почти пропорциональны) полетному весу (крылья, оперение, камеры сгорания ЖРД, ВРД, механическое управление). Относительный вес этих конструкций обозначим через  $\mu_g$ .

Величину ( $\mu_k$ ) вычисляют по формуле

$$m_k = \epsilon_{\Phi} m_{П.Н}/m_0 + b_{MT} + m_g. \quad (2.11)$$

Подставляя выражение (2.11) в формулу (2.4), получим

$$m_0 = \frac{1 + \epsilon_{\Phi} \cdot m_{П.Н}}{1 - m_g + 1 + b \cdot m_T}. \quad (2.12)$$

Для многоступенчатых ЛА соответственно из формулы (2.8) ( $m_0$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_0 = \frac{1 + \epsilon_{\Phi} \cdot m_{П.Н}}{\prod_1^n (1 - m_{gi} + 1 + b_i \cdot m_{Ti})}. \quad (2.13)$$

Формулы (2.12) и (2.13) более удобны для практических расчетов, формулы же (2.7) и (2.8) более удобны для теоретических выводов.

Значения  $\beta_{\Phi}$ ,  $\mu_g$  и  $\alpha$  определяются по статистике или статистическим формулам. При этом необходимо учитывать, что величины  $\mu_g$  и  $\alpha$  в общем случае составные. Относительный вес конструкций ( $\mu_g$ ) вычисляют по формуле

$$M_g = M_{кр} + M_{ОП} + M_{УП} + M_{ДВ} \quad , \quad (2.14)$$

где  $\mu_{кр}$  – относительный вес крыльев;

$\mu_{ОП}$  – относительный вес оперения;

$\mu_{УП}$  – относительный вес механического управления, включая источники питания;

$\mu_{ДВ}$  – относительный вес двигателя (для ЖРД и ВРД) и его капотирования.

Величина  $\alpha$  в конкретных случаях может иметь индекс, например,  $\alpha_{ДВ}$  – для РДТТ;  $\alpha_{ГГ}$  – для газогенератора;  $\alpha_b$  – для баков,  $\alpha_{С.П}$  – для системы подачи топлива,  $\alpha_{Т.С}$  – для всей топливной системы. В частности, для гибридного двигателя ( $\alpha$ ) вычисляют по формуле

$$b = b_b + b_{С.П} + b_{ГГ}. \quad (2.15)$$

Статистические материалы о диапазонах значений величин  $\beta_\Phi$ ,  $\mu_g$  и  $\alpha$  приводятся ниже.

### 2.1.2 Статистические значения относительных весов конструкции

На начальном этапе проектирования, когда еще не определен стартовый вес по расчету, приходится базироваться на статистические значения относительных весов. В последующих расчетах, когда выявятся необходимые тяги двигателя, удельные нагрузки на крыло, необходимые объемы корпуса, можно в весовых расчетах базироваться на удельные характеристики [10, 13].

Относительные веса конструкции можно разбить на две группы: на относительные веса планера и на относительные веса двигательных установок. В таблице 2.1 приведены значения относительных весов планера  $\beta_\Phi$ ,  $\mu_{пл.б.кр}$  и  $\mu_{кр}$  для некоторых ЛА. Следует заметить, что в некоторых случаях часть полезной нагрузки не требует оболочки корпуса ЛА, например, в случае несущего

отделяемого аппаратного отсека. В этих случаях коэффициент  $\beta_\phi$  должен относиться только к той полезной нагрузке, которая размещается внутри корпуса.

Таблица 2.1 – Относительные веса планера

Относительная величина и тип ЛА	Значение
Относительный вес отсека корпуса, содержащего полезную нагрузку (аппаратуру), $\beta_\phi = m_{\phi}^{П.Н} / m_{П.Н}$	
Исследовательская ракета класса «З-В» «Герьер» 551 весом 1300 кгс	0,23
Авиационная исследовательская ракета «Сперозёр» 3 весом 135 кгс	0,25
Исследовательская ракета класса «З-В» «Нептун» весом 4300 кгс	0,31
Относительный вес планера без отсека полезной нагрузки для бескрылых ЛА $m_{П.Л.б.кр} = m_{П.Л.б.кр} / m_0$	
Авиационная исследовательская ракета «Сперозёр» 3 с РДТТ	0,060
Исследовательская ракета класса «З-В» «Нептун» с ЖРД	0,062
Баллистическая ракета V-2 с ЖРД весом 13000 кгс	0,067
Относительный вес крыльев $m_{кр} = m_{кр} / m_0$	
Зенитная ракета «Эрликон» весом 250 кгс	0,032

В таблице 2.2 приводятся значения относительных весов двигателей и конструкции топливных систем ЖРД.

Таблица 2.2 – Относительные веса двигателей

Относительная величина и тип ЛА	Значение
Относительный вес ЖРД $m_{ДВ} = m_{ДВ} / m_0$	
Баллистическая ракета V-2 (1942 г.)	0,050
Исследовательская ракета «Нептун» (1947 г.)	0,056
Баллистическая ракета «Тор» весом 47,7 тс	0,019
Первая ступень МБР «Титан» II весом 136 тс	0,025
Вторая ступень зенитной ракеты «Ника Аякс» весом 500 кгс (без ТНА)	0,018
Относительный вес конструкции топливной системы (баки и система подачи топлива, кроме ТНА и трубопроводов) $b_{ТС} = m_{ТС} / m_T$	
Баллистическая ракета V-2	0,124
Исследовательская ракета «Нептун»	0,095
Первая ступень ракеты-носителя «Сатурн» 5 весом 2700 тс	0,065
Вторая ступень «Сатурн» 5, водородно-кислородное топливо	0,088
Исследовательская ракета класса ЗВ «Аэробы» 350, вытеснительная система подачи топлива	0,20

В таблице 2.3 приведены относительные веса РДТТ и РПДТТ (ракетно-прямоточных двигателей твердого топлива).

Таблица 2.3 – Относительные веса РДТТ и РПДТТ

Относительная величина и тип ЛА	Значение
Относительный вес РДТТ $b_{ДВ} = m_{ДВ} / m_T$	
1	2
Ракета «Герьер» 551, ускоритель	0,52
Ракета «Декон», ускоритель	0,51
Ракета «Сепр» 684, ускоритель, $\tau = 4,2$ с	0,50
Ракета «Герьер» 551, маршевый РДТТ, $n_{x0} = 5$	0,26
Ракета «Сепр» 706, маршевый РДТТ, $\tau = 22$ с	0,36

### Продолжение таблицы 2.3

1	2
Ракета «Сперозёр» 3, маршевый РДТТ, $n_{x0} = 7$	0,24
Космический аппарат «Сервейер» IV, сферический РДТТ для посадки на Луну	0,11
Относительный вес РПДТТ по проекту $\bar{b}_{ДВ} = m_{ДВ}/m_T$	
Мишень весом 420 кгс	0,445
Вторая ступень баллистической ракеты:	
имеющей дальность 46 км	1,00
имеющей дальность 1850 км	0,62

#### 2.1.3 Постановка задачи

Характеристики полезной нагрузки ракеты, соответствующие экстремальному значению критерия эффективности стрельбы, совместно с основными тактическими характеристиками и надежностью ракеты являются основными исходными данными для ее проектирования и конструирования. На этапе предварительной разработки ракет стремятся определить приближенно оптимальные характеристики полезной нагрузки (из которых величины массы и стоимости являются наиболее важными) по двум критериям.

1 Для заданной вероятности поражения одной цели требуется определить массу и стоимость полезной нагрузки одной ракеты так, чтобы стоимость выполнения боевой задачи ракетами данного типа была наименьшей.

2 При заданной стоимости ракеты требуется определить массу полезной нагрузки так, чтобы вероятность поражения цели была наибольшей.

Рассмотрим случай, когда система наведения ракет обслуживает только одну ракету, наводящуюся по одной цели (например, активное самонаведение). Очевидно, что, с одной стороны, уменьшение величины максимального промаха  $R_{\max}$  требует увеличения массы  $m_{с.у}$  и стоимости  $C_{с.у}$  системы управления, с другой, уменьшения массы боевой части  $m_{б.ч}$  и ее стоимости  $C_{б.ч}$ , рисунок 2.1.

Для расчета характеристик полезной нагрузки можно поступать следующим образом. Выбирается «наихудшая» точка в зоне поражения (или несколько характерных «наихудших» точек), в которой условия встречи ракеты с целью таковы, что поражение цели наиболее трудно осуществить ( $W_1 = W_{1\min}$ ). Очевидно, что характеристики полезной нагрузки, определенные для этой



Для определения характеристик полезной нагрузки можно воспользоваться также приближенными методами решения задач оптимизации ее массы или стоимости.

Наименьшая величина суммарной стоимости (или массы) всей ракеты, включая стоимость системы управления и боевой части, определит величины  $R_{\max}$ ,  $m_{б.ч \min}$ ,  $m_{с.у \min}$ .

Под массой полезной нагрузки ( $m_{п.н}$ , кг) в общем случае понимают сумму масс и вычисляют по формуле

$$m_{п.н} = m_{б.ч} + m_{в} + m_{с.у} + m_{и.п}, \quad (2.9)$$

где  $m_{в}$  – масса взрывателя ( $m_{в} = 12,5$  кг);

$m_{б.ч}$  – масса боевой части ( $m_{б.ч} = 325$  кг)

$m_{с.у}$  – масса системы управления;

$m_{и.п}$  – масса источников питания ( $m_{и.п} = 87,5$  кг).

В свою очередь массу системы управления ( $m_{с.у}^к$ , кг) при командном методе наведения вычисляют по формуле

$$m_{с.у}^к = m_{п} + m_{АП}. \quad (2.10)$$

В случае самонаведения массу системы управления ( $m_{с.у}^{сн}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{с.у}^{сн} = m_{Г.сн} + m_{АП}, \quad (2.11)$$

$$m_{с.у}^{сн} = 37 + 38 = 75.$$

В случае автономных инерциальных систем массу системы управления ( $m_{с.у}^А$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{с.у}^А = m_{АП}, \quad (2.12)$$

где  $m_{\Pi}$  – масса приемника команд, включая счетно-решающее устройство;

$m_{АП}$  – масса автопилота, включая усилители и рулевой привод ( $m_{АП} = 38$  кг);

$m_{Г.сн}$  – масса головки самонаведения ( $m_{Г.сн} = 37$  кг).

Если масса системы управления при методе самонаведения будет равна 75 кг. Тогда масса полезной нагрузки будет равна

$$m_{П.Н} = 325 + 12,5 + 75 + 87,5 = 500.$$

Стоимость каждого агрегата может быть представлена функциональной зависимостью от его массы

$$C_i = \bar{C}_i \cdot m_i, \quad (2.13)$$

где  $\bar{C}_i$  – стоимость одного килограмма массы  $i$ -го агрегата.

Для простоты рассуждений будем считать, что изменение величин динамических и флуктуационных ошибок сказывается на изменении  $m_{с.у}$  и  $C_{с.у}$  одинаково. С учетом того, что некоторые составляющие полезной нагрузки ( $m_{АП}$ ,  $m_{И.П}$ ,  $m_{Г.сн}$ ) зависят не только от основных тактических параметров ракеты, но и от ее массы, может быть построена блок-схема, рисунок 2.2, алгоритма выбора рациональной величины массы полезной нагрузки при заданной вероятности поражения цели одной ракетой  $W_1$ .

Очевидно, что все рассуждения и блок-схема могут быть справедливы не только для систем самонаведения, но и для автономных инерциальных систем, и для систем командного наведения. В последнем случае под  $m_{Г.сн}$  следует понимать массу наземного оборудования радиолокационной станции наведения и управления  $m_{РЛС}$ , а для инерциальных систем –  $m_{АП}$ . В квадрате, обведенном пунктиром, приведены те параметры, которые могут быть выбраны для приближенного определения массы ракеты  $m_0$  и ее стоимости  $C_p$  по статистическим данным.

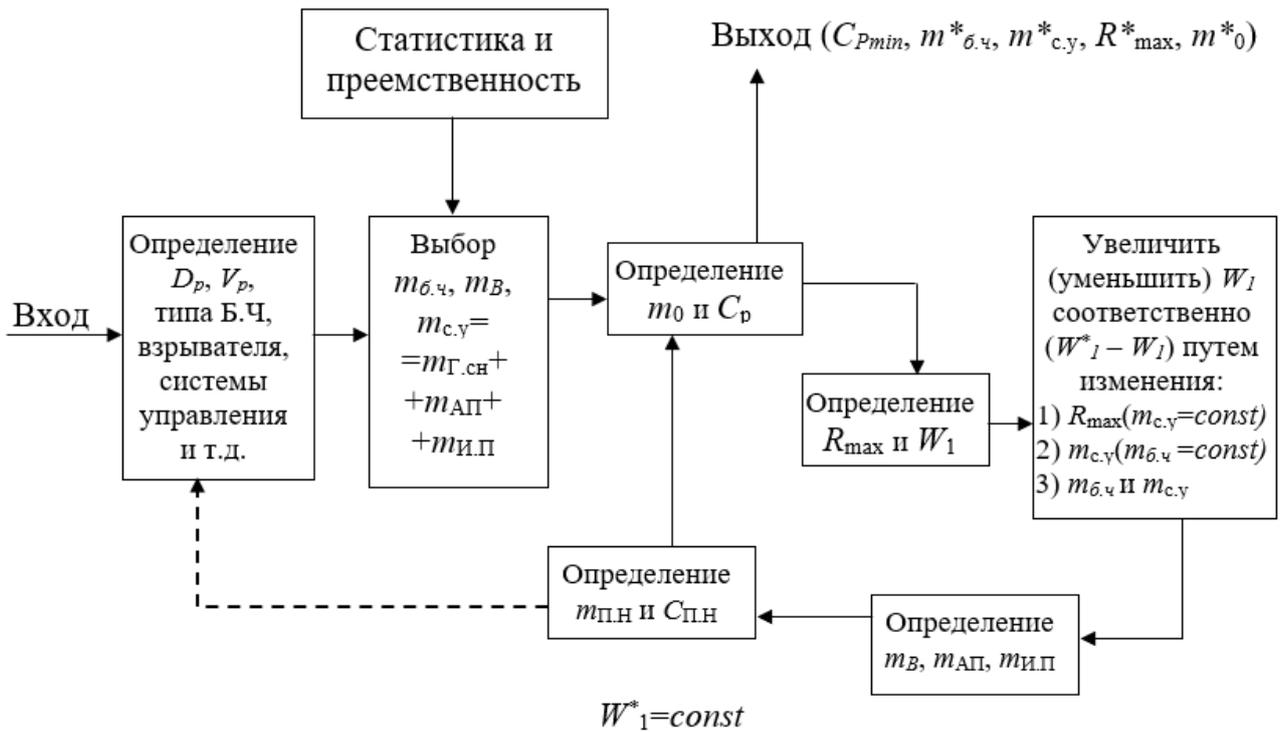


Рисунок 2.2 – Блок-схема алгоритма выбора оптимальных характеристик полезной нагрузки ракеты

Следует заметить, что по указанной схеме можно определять не только оптимальную массу полезной нагрузки и некоторые характеристики агрегатов ее составляющих, но и сами основные входные параметры. Такой алгоритм оптимизации получается, если осуществить связь, показанную пунктиром. Подобная задача сложна, трудоемка и может быть решена с помощью электронных вычислительных машин.

Минимальная стоимость поражения цели получается и в том случае, когда цель атакована несколькими малоэффективными ракетами вместо одной ракеты, имеющей высокую вероятность поражения. Действительно, при независимых выстрелах и без перенацеливания среднее количество ракет, необходимых для поражения цели, ( $n_p$ ) вычисляются по формуле

$$n_p = \lg \frac{1 - W}{1 - W_1} \quad (2.14)$$

Кумулятивная боевая часть наиболее эффективно действует на расстоянии от преграды, примерно равном тройной длине образующей конуса кумулятивной облицовки  $l$  ( $l = 14,1$  мм). Толщину преграды ( $h_{\Pi}$ , мм) вычисляют по формуле

$$h_{\Pi} = 3 \cdot l \cdot \sqrt{\frac{\zeta_{об}}{\zeta_{\Pi}}}, \quad (2.15)$$

$$h_{\Pi} = 3 \cdot 14,1 \cdot \sqrt{\frac{4000}{7850}} = 42,3 \cdot 0,71 = 30,$$

где  $h_{\Pi}$  – толщина преграды, которую может пробить кумулятивная струя;

$\zeta_{об}$ ,  $\zeta_{\Pi}$  – плотность материала облицовки заряда и преграды соответственно ( $\zeta_{об} = 4000$  кг/м<sup>3</sup> – порошковый пиротехнический состав;  $\zeta_{\Pi} = 7850$  кг/м<sup>3</sup> – сталь обычная).

Проведя оптимизацию по блок-схеме, рисунок 2.2, получим график, рисунок 2.3, связывающий минимальные расходы на поражение цели с величиной критерия боевой эффективности ракеты.

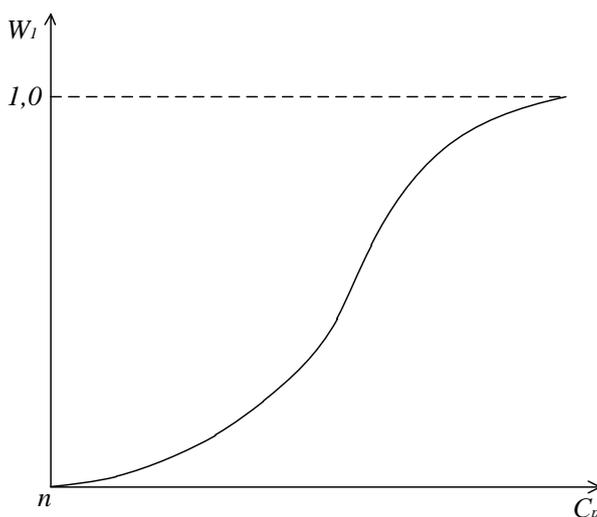


Рисунок 2.3 – Зависимость вероятности поражения цели от стоимости ракеты при  $W_1 = \text{const}$

С помощью графика строим кривую стоимости выполнения боевой задачи в зависимости от количества ракет, потребных для поражения цели  $n_p$ , рисунок 2.4, и по минимуму стоимости определяем рациональное количество ракет. Затем находим характеристики рациональной ракеты и ее полезной нагрузки. В случае командной системы наведения ракет графические зависимости на рисунке 2.4, должны быть построены в функции  $(C_p + C_{РЛС})$ , а при использовании одной РЛС для нескольких ракет – функции  $C_p n_p + C_{РЛС}$ .

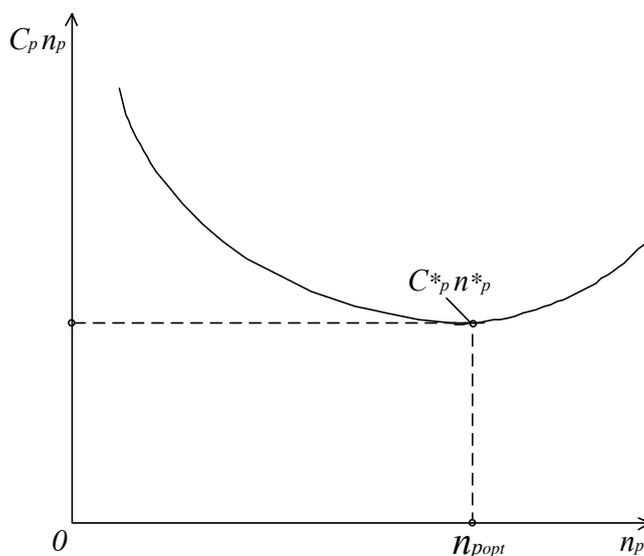


Рисунок 2.4 – К определению оптимальных характеристик ракеты и ее полезной нагрузки при  $W_1 = \text{const}$

#### 2.1.4 Масса и стоимость компонентов полезной нагрузки

Рассмотрим зависимость массы и стоимости каждого компонента полезной нагрузки от влияющих на них основных факторов.

Масса ядерной боевой части  $m_{я.б.ч}$  определяется ее мощностью, выраженной через тротильный эквивалент. На рисунке 2.5 приведена такая зависимость, полученная путем обработки статистических данных [19].

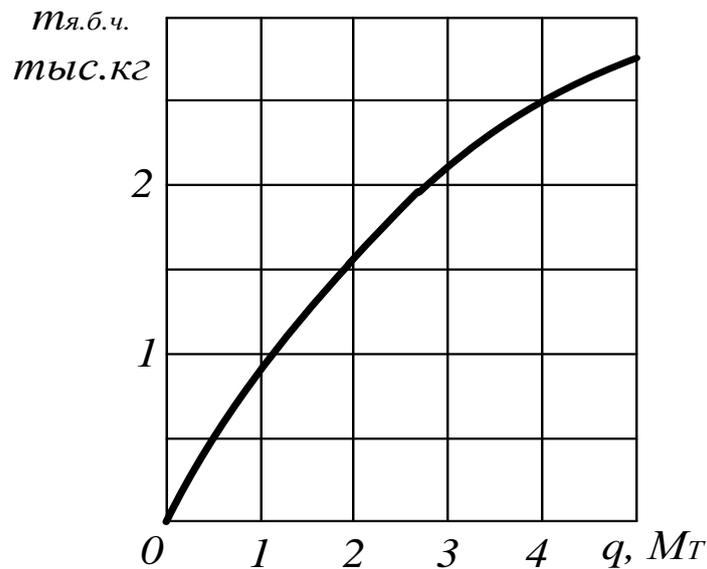


Рисунок 2.5 – Зависимость массы ядерной боевой части от ее мощности

Стоимость ядерной боевой части ( $C_{я.б.ч.}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{я.б.ч.} = 2 \cdot 10^6 \cdot q^{1/5}, \quad (2.16)$$

где  $q$  – тротильный эквивалент, кт.

Масса осколочной боевой части  $m_{о.б.ч.}$  определяется главным образом, при оптимальном удлинении боевой части  $\lambda_{б.ч.} = I_{б.ч.}/d_{б.ч.}$ , законом распределения промахов ракеты относительно цели и условиями согласования осколочного поля с областью срабатывания взрывателя вычисляют по формуле

$$m_{о.б.ч.} = k_1 \cdot m t + y t^{k_2}, \quad (2.17)$$

где  $k_1$  и  $k_2$  – опытные или расчетные коэффициенты.

$$G(x, y, z) = 1 - e^{-\zeta \cdot S_{ц.у} \cdot P(E_{yб})}, \quad (2.18)$$

где  $\zeta$ ,  $S_{ц.у}$ ,  $P(E_{yб})$  – параметры, являющиеся функцией координат  $x$ ,  $y$ ,  $z$  подрыва боевой части.

Пусть заданы параметры «наихудшей» точки зоны поражения  $V_p, V_u, \alpha_n, H, \xi$ , тип цели и характеристики ее уязвимости  $h, a, S_{ц.у}$ . Требуется найти минимальную величину массы боевой части для обеспечения заданной вероятности поражения цели  $W_1$  на промахе  $R$ . Так как заданные  $\alpha_n$  и  $\xi$  уже определяют минимальную величину уязвимой площади цели  $S_{ц.уmin}$ , то на основании (2.18) для поражения цели потребуется следующая плотность осколочного поля ( $\zeta$ , кг/м<sup>3</sup>) вычисляются по формуле

$$m = \frac{-n \cdot 1 - W_1}{S_{ц.у} \cdot P \cdot E_{уб}}. \quad (2.19)$$

С другой стороны, плотность осколочного поля боевой части ( $\zeta$ , кг/м<sup>3</sup>) при условии, что угол разлета осколков в динамике мало отличается от угла разлета в статике, вычисляются по формуле

$$m = \frac{m_{оск}}{2 \cdot p \cdot q \cdot \phi_{СТ}}. \quad (2.20)$$

Подставляя (2.20) в (2.19), массу осколков ( $m_{оск}$ ) вычисляются по формуле

$$m_{оск} = -2 \cdot p \cdot q \cdot \phi_{СТ} \cdot \frac{\ln 1 - W_1}{S_{ц.у} \cdot P \cdot E_{уб}}. \quad (2.21)$$

Толщину пробитой преграды ( $h$ , мм) вычисляются по формуле

$$h = h_{\Pi} - d, \quad (2.22)$$

где  $h_{\Pi}$  – глубина проникновения осколка  $h_{\Pi} \approx 2,5 \cdot d \cdot V_B / a^{1/4}$ ;

$d$  – характеристический размер осколка (например, его диаметр);

$V_B$  – скорость встречи осколка с целью;

$a$  – скорость звука в материале осколка и цели.

Окончательно расчетная формула имеет вид

$$h \approx d \cdot 2,5 \cdot \frac{V_B}{a}^4 - 1. \quad (2.23)$$

Для осколка, выполненного в форме шара, по формуле (2.23) при  $P(E_{y6}) \approx 0,99$ , получают требуемую скорость встречи с целью ( $V_B$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_B = a \cdot \frac{h+d}{2,5 \cdot d}^4. \quad (2.24)$$

Массу осколка ( $q$ , кг) вычисляют по формуле

$$q = \frac{\rho}{6} \cdot d^3 \cdot m_{оск}, \quad (2.25)$$

где  $\rho_{оск}$  – плотность материала осколка.

Требуемую скорость встречи с целью ( $V_B$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_B = a \cdot \frac{h + 6 \cdot q / \rho \cdot m_{оск}^{1/3}}{2,5 \cdot 6 \cdot q / \rho \cdot m_{оск}^{1/3}}^4. \quad (2.26)$$

Скорость встречи осколка с целью на расстоянии  $r$ , пренебрегая влиянием составляющей силы тяжести осколка, выражается векторным уравнением, которое легко выводится из уравнений движения центра масс осколка в предположении, что плотность воздуха меняется незначительно, коэффициент лобового сопротивления и масса осколка во время полета постоянны

$$V_B = V_0 + V_p \cdot e^{-\frac{c_x \cdot S_{оск} \cdot m \cdot r}{2 \cdot q}} + V_{ц} = V_0 + V_p \cdot e^{-k_H \cdot r} + V_{ц}, \quad (2.27)$$

где  $V_0$  – начальная скорость разлета осколков при взрыве ВВ, м/с;

$V_p, V_{ц}$  – скорость ракеты и цели соответственно, м/с;

$c_x$  – коэффициент лобового сопротивления осколка;

$S_{оск}$  – площадь миделя осколка, м<sup>2</sup>;

$r$  – путь осколка от ракеты до цели, м;

$q$  – масса осколка, кг;

$k_n$  – конструктивно-баллистический параметр осколка, м<sup>-1</sup>.

Начальную скорость разлета осколков ( $V_0$ , км) вычисляют по формуле

$$V_0 = \frac{V_D}{2} \cdot \frac{m_{BB}}{2 \cdot m_{оск}}^{1/2}, \quad (2.28)$$

где  $m_{BB}$  – масса взрывчатого вещества боевой части, кг;

$m_{оск}$  – масса оболочки, т.е. масса всех осколочных элементов боевой части, кг.

В таблице 2.4 приведены величины плотности и скорости детонации некоторых взрывчатых веществ (ВВ).

Таблица 2.4 – Плотность и скорость детонации ВВ

Название ВВ	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Скорость детонации, м/с
Тротил	1660	6990
Тетрил	1770	7740
Тэн	1770	8400
Гексоген	1820	8380

Из формулы (2.27) потребную начальную скорость разлета осколков ( $V_0$ , м/с) (при  $r = R$ ) вычисляют по формуле

$$V_0 = V_B + V_{Ц} \cdot e^{k_n \cdot R} + V_p. \quad (2.29)$$

Например, при  $\alpha_n = 0$  (встречный курс) потребную начальную скорость разлета осколков ( $V_0$ , м/с) вычисляют по формуле

$$V_B = \sqrt{V_0^2 + V_p^2}^{1/2} \cdot e^{-k_n \cdot R} + V_{Ц}. \quad (2.30)$$

Начальную скорость разлета осколков ( $V_0$ , м/с) вычисляют по формуле

$$V_0 = V_B - V_{Ц} \cdot e^{k_{н.R}} - V_p^2 \quad (2.31)$$

Величину массы взрывчатого вещества ( $m_{ВВ}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{ВВ} = 2m_{оск} \sqrt{2V_0/V_D} \quad (2.32)$$

Анализируя выражение (2.32) и формулы (2.21), (2.26), (2.31), принимая  $P(E_{y6}) \approx 1$ , величину массы взрывчатого вещества ( $m_{ВВ}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{ВВ} = -16 \cdot p \cdot q \cdot S_{Ц.Y}^{-1} \cdot V_D^{-2} \cdot \phi_{СТ} \cdot V_0^2 \cdot \ln 1 - W_1 \quad (2.33)$$

Принимая во внимание тип цели, задаемся массой и материалом осколка. Выбрав взрывчатое вещество, вычисляют массы  $m_{ВВ}$ ,  $m_{оск}$  и общую массу осколочной боевой части ( $m_{о.б.ч}$ , кг) по формуле

$$m_{о.б.ч} = k_3 \cdot m_{ВВ} + m_{оск} \quad (2.34)$$

где  $k_3$  – опытный коэффициент, принимает значение от 1,1 до 1,3 характеризующий долю массы, идущей на торцы боевой части, узлы крепления, детонатор и др.

Стоимость осколочной боевой части ( $C_{о.б.ч}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{о.б.ч} \approx C_{о.б.ч} \cdot m_{о.б.ч} \quad (2.35)$$

где  $C_{о.б.ч}$  – удельная стоимость единицы массы боевой части, согласно [1]  $C_{о.б.ч} = 825$  р./кг.

Рациональное удлинение осколочной боевой части  $\lambda_{о.б.ч}$  принимает значение от 2 до 3.

Массу фугасной боевой части определяют в основном массой взрывчатого вещества ( $m_{ф.б.ч}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{ф.б.ч} = k_4 \cdot R_{II} / R_{II0}, \quad (2.36)$$

$$m_{ф.б.ч} = 1,5 \cdot 30 / 0,15 = 300,$$

где  $k_4$  – опытный коэффициент, принимает значение от 1,4 до 1,5 учитывающий долю массы корпуса, узлов крепления, детонатора ( $k_4=1,5$ ).

Если известен радиус зоны поражения  $R_{II0}$  ( $R_{II0} = 0,15$  м) для избыточного давления  $\Delta p$  боевой части мощностью  $q_0$  ( $q_0 = 8 \cdot 10^6$  Дж/с), то радиус зоны поражения  $R_{II}$  ( $R_{II}$ , м) боевой части мощностью  $q$  для этого же избыточного давления  $\Delta p$  вычисляют по формуле

$$R_{II} = R_{II0} \cdot \sqrt[3]{q / q_0}, \quad (2.37)$$

$$R_{II} = 0,15 \cdot (12 \cdot 10^6 / 8 \cdot 10^6)^{1/3} = 30,$$

где  $\Delta p = const$ ;

$q = 12 \cdot 10^6$  Дж/с – мощность.

Стоимость единицы массы фугасной боевой части можно принять такой же, как и для осколочной боевой части.

Рациональное удлинение фугасных боевых частей  $\lambda_{ф.б.ч} \approx 1$ .

Массу кумулятивной боевой части, исходя из простых геометрических соотношений ( $m_{к.б.ч}$ , кг), вычисляют по формуле

$$m_{к.б.ч} = k_4 \cdot \frac{p}{2} \cdot d^3 - \frac{p}{12} \cdot \frac{d^3}{\operatorname{tg} u} \cdot m_{BB} + \frac{p}{2} \cdot \frac{d^2 \cdot \vartheta}{\sin u} \cdot m_{об}, \quad (2.38)$$

где  $\theta$  – угол при вершине конической кумулятивной выемки заряда ( $\theta$  принимает значение от 0,53 до 1,05 рад);

$\delta$  – толщина материала облицовки кумулятивной выемки заряда ( $\delta$  принимает значение от 2 до 5 мм; для облицовки используют металлы с хорошей текучестью – сталь, медь, алюминий);

$\zeta$  – плотность материала облицовки заряда, кг/м<sup>3</sup>.

Удлинение кумулятивных боевых частей является рациональным при  $\lambda_{ф.б.ч} \approx 2$  как для обеспечения наибольшего поражающего действия, так и для получения наименьших габаритов и массы.

Диаметр кумулятивной боевой части связан с глубиной пробития с учетом формулы (2.15) зависимостью ( $d$ , мм), вычисляют по формуле

$$d \approx \frac{2}{3} \cdot h_{\Pi} \cdot m_{об}/m_{\Pi}^{-1/2} \cdot \sin u. \quad (2.39)$$

$$d \approx \frac{2}{3} \cdot 30 \cdot 4000/7850^{-1/2} \sin 0,8 \approx 20,3.$$

Массу кумулятивной боевой части ( $m_{к.б.ч}$ , кг), вычисляют по формуле

$$\begin{aligned} m_{к.б.ч} &= 1,5 \cdot \frac{3,14}{2} \cdot 20,3^3 - \frac{3,14}{12} \cdot \frac{20,3^3}{\operatorname{tg} 0,8} \cdot 1820 + \frac{3,14}{2} \cdot \frac{20,3^2 \cdot 4}{\sin 0,8} \cdot 4000 = \\ &= 25. \end{aligned}$$

Массу неконтактного взрывателя определяют в основном дальностью его действия, являющейся функцией величины максимального промаха ракеты относительно цели ( $m_{н.в}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{н.в} = k_5 \cdot R_{max}^{k_6}. \quad (2.40)$$

Массу контактного взрывателя ( $m_{к.в}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{к.в} = k_7 \cdot m_{б.ч}, \quad (2.41)$$

где  $k_5, k_6, k_7$  – статистические коэффициенты ( $k_7 = 0,0385$ ).

$$m_{K.B} = 0,0385 \cdot 325 = 12,5.$$

Масса инерциальной системы управления зависит от дальности полета ракеты и требуемой точности стрельбы.

На рисунке 2.6 по данным [22] приведена такая зависимость для баллистических ракет, имеющих примерно одинаковое круговое рассеивание  $\sigma \approx 1,33 \cdot 10^3$  м.

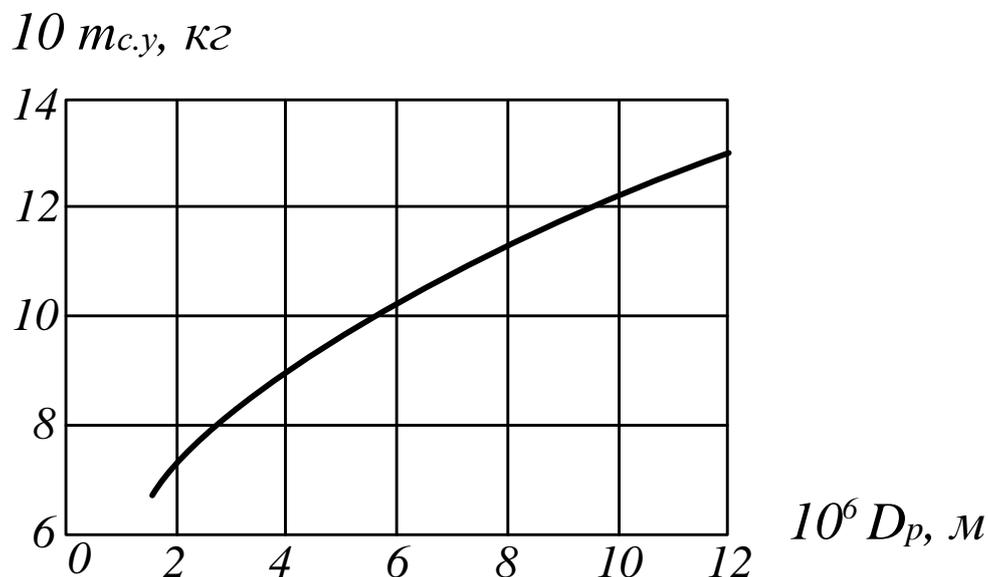


Рисунок 2.6 – Зависимость массы инерциальной системы управления от дальности стрельбы при круговом рассеивании  $\sigma \approx 1,33 \cdot 10^3$  м.

Для предварительных расчетов массы инерциальной системы управления на рисунке 2.7 приведена зависимость  $m_{c,y}$  от дальности стрельбы [6, 9].

Связь рассеивания ракеты и массы системы управления ( $m_{c,y}$ , кг) может быть описана зависимостью

$$m_{c,y} = k_8 \cdot m'_{c,y} \cdot y'/y^{k_9}, \quad (2.42)$$

где  $m'_{c.y}$  – известная масса аналогичной системы управления, дальность стрельбы которой  $D_p$  ( $D_p = 400$  км) и среднее квадратическое отклонение  $\sigma'$ ;  $k_8, k_9$  – статистические коэффициенты.

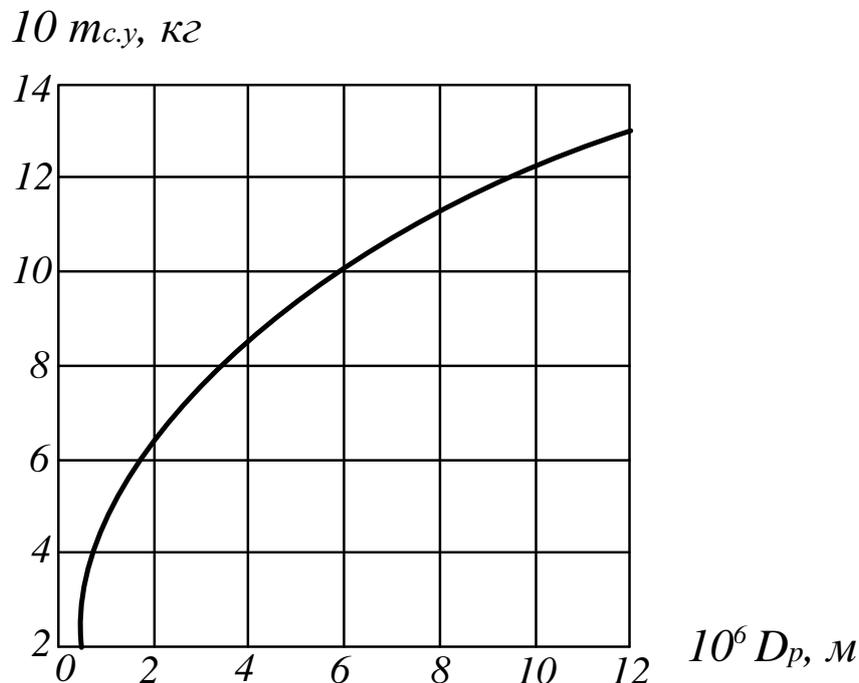


Рисунок 2.7 – Зависимость массы инерциальной системы управления от дальности стрельбы при  $\sigma/D_p = (0,1-0,3) \cdot 10^{-3}$ .

Стоимость инерциальной системы управления равна от 22000 до 33000 р./кг [1].

Масса радиолокационных и тепловых головок самонаведения (активных и пассивных) ( $m_{Г.СН}$ , кг) зависит от потребной дальности ( $D = 300$  км) самонаводящегося полета, массы всей ракеты и максимального промаха (или от величины динамической ошибки и соотношения динамической и флуктуационной ошибок), вычисляют по формуле

$$m_{Г.СН} = k_{10} + k_{11} \cdot D^{k_{12}} + k_{13} \cdot \frac{m_0^{k_{14}}}{m_{max}^{k_{15}}}. \quad (2.43)$$

Массу приемника команд, зависящую только от дальности стрельбы ( $m_{\Pi}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{\Pi} = k_{16} + k_{17} \cdot D_p^{k_{18}}. \quad (2.44)$$

Масса автопилота зависит от массы ракеты, а т.к. масса ракеты в свою очередь зависит от массы полезной нагрузки, то приближенно ( $m_{АП}$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_{АП} \approx k_{19} \cdot m_{б.ч} + m_{Г.СН}^{k_{20}}. \quad (2.45)$$

Массу источников питания ( $m_{И.П}$ , кг) вычисляют суммарной массой бортовой аппаратуры по формуле

$$m_{И.П} = k_{21} + k_{22} \cdot m_B + m_{с.у}^{k_{23}}. \quad (2.46)$$

В формулах (2.43)–(2.46) коэффициенты  $k_{10}, \dots, k_{23}$  – статистические коэффициенты ( $k_{10} = 5$ ;  $k_{11} = 5,45$ ;  $k_{12} = 0,2$ ;  $k_{13} = 1,26$ ;  $k_{14} = 0,7$ ;  $k_{15} = 0,4$ ;  $k_{19} = 0,34$ ;  $k_{20} = 0,8$ ;  $k_{21} = 3$ ;  $k_{22} = 0,33$ ;  $k_{23} = 1,24$ ).

Стоимость радиоэлектронной бортовой аппаратуры находится в пределах от 13000 до 55000 р./кг [1, 23].

Массу головки самонаведения вычисляют по формуле

$$\begin{aligned} m_{Г.СН} &= 5 + 5,45 \cdot 300^{0,2} + 1,26 \cdot \frac{5000^{0,7}}{6000^{0,4}} = \\ &= 5 + 5,45 \cdot 3,12 + 1,26 \cdot \frac{388,4}{32,5} = 22 + 1,26 \cdot 11,95 = 37. \end{aligned}$$

Массу автопилота вычисляют по формуле

$$m_{АП} = 0,34 \cdot 325 + 37^{0,8} = 0,34 \cdot 111,42 = 38.$$

Массу источников питания вычисляют по формуле

$$m_{И.П} = 3 + 0,33 \cdot 12,5 + 75^{1,24} = 3 + 0,33 \cdot 255,9 = 87,5.$$

При определении стоимости компонентов полезной нагрузки, приведенные выше значения удельных стоимостей  $C$  можно рассматривать не в эквиваленте доллара, а как условную единицу стоимости. Для выбора рационального варианта полезной нагрузки проектируемой ракеты значение имеет лишь численная величина стоимости безотносительно к единице ее измерения.

Рассмотренные вопросы позволяют обоснованно сформулировать тактико-технические требования на разработку ракет различного назначения.

Рассмотренные выше основные тактико-технические и экономические характеристики ракет различного назначения используются в качестве основных исходных данных для общего проектирования.

## **2.2 Реализация методики по определению скорости полета**

### **2.2.1 Задача общего проектирования**

На этапе общего проектирования осуществляется поиск наилучшего варианта ракеты, получаемого в результате совместного решения системы уравнений, содержащей показатели ее боевой, экономической и массовой эффективности. В результате этого решения определяются основные тактико-технические, производственные и эксплуатационные характеристики ракеты и ее основных агрегатов. Известно, что метод решения задачи обусловлен ее постановкой. Общую задачу проектирования можно сформулировать

следующим образом: на основе предварительного анализа боевой, экономической и массовой эффективности требуется осуществить синтез ракеты, отвечающей заданным тактико-техническим требованиям. При этом основное внимание в задачах проектирования ракет должно быть уделено поискам оптимальных решений, по критериям – затраты труда и сроки разработки ракеты [26, 26, 26, 30, 33, 34, 39].

При анализе эффективности ракеты в качестве опорного можно принять решение задачи минимизации критериев экономической и массовой эффективности при заданной величине критерия боевой эффективности. Математическая модель такой задачи может быть следующей.

В силу зависимости  $C_p = C_p(m_0)$  требуется минимизировать целевую функцию

$$m_0 = m_0 A_1, \dots, A_i, \dots, A_n; B_1, \dots, B_j, \dots, B_m; C_1, \dots, C_k, \dots, C_l, \quad (2.47)$$

где  $A_i$  –  $i$ -й конструктивно-баллистический параметр ракеты;

$B_j$  –  $j$ -й параметр, характеризующий величину относительной массы агрегата ракеты;

$C_k$  –  $k$ -я постоянная, полученная при обосновании тактико-технических требований, или заданная как ограничение, исходя из условий производства, испытаний и эксплуатации ракеты.

При ограничениях:

-  $W_1 = \text{const}_1$ ;

-  $T_{\text{разр}} = \text{const}_2$ ,

где  $T_{\text{разр}}$  – продолжительность разработки ракеты данного назначения с заданными тактическими свойствами.

Подобные модели задач оптимизации чрезвычайно сложны для получения искомого решения. При предварительных исследованиях более предпочтительны упрощенные модели задач и соответственно приближенные их решения. Наиболее употребительна в общем проектировании ракет модель

задачи минимизации стартовой массы ракеты, основанная на зависимости стартовой массы от основных тактических характеристик ракеты, и последующий выбор оптимальной траектории полета. В этом случае поэтапно можно определить требуемые конструктивно-баллистические характеристики ракеты, характеристики ее устойчивости и управляемости, оптимальные значения масс агрегатов и осуществить предварительную разработку конструкции.

Под основными тактическими характеристиками ракеты будем понимать:

- кинематические параметры – характеризующие ракету как транспортное средство, обеспечивающее доставку полезной нагрузки к намеченному объекту поражения (дальность, скорость, высота и время полета);

- характеристики маневренности – обеспечивающие возможность доставки полезной нагрузки к объекту поражения (перегрузки) и характеристики управляемости (быстродействие – реакция ракеты на команды управления). Причем характеристики маневренности и управляемости зависят от кинематических параметров;

- конструктивно-баллистические характеристиками ракеты – характеристики, определяемые условиями ее движения по данной траектории метода наведения (удельные нагрузки на крыло или мидель корпуса ракеты; баллистический коэффициент; тяговооруженность; относительная масса топлива).

### 2.2.2 Связь тактических характеристик с массой и скоростью ракет

Рассмотрим взаимосвязь основных тактических характеристик и стартовой массы ракеты.

В моделях задач оптимизации критерия массовой эффективности обычно осуществляется поиск такой траектории движения ракеты, на реализацию которого при зафиксированных условиях боевого применения требуются наименьшие энергетические затраты. Применение ракеты обусловлено, как уже указывалось, ее тактическими возможностями. Тактика использования ракеты определяется положением цели в пространстве и совокупностью мер,

предпринятых противником для ее сохранения. Условием поражения неподвижной цели является доставка боевой части ракеты на заданную дальность в район цели. При стрельбе по движущейся воздушной цели дальность ее поражения от обороняемого объекта ограничена, с одной стороны, безопасностью объекта в случае взрыва боевой части цели, с другой – возможностями самой ракеты. Дальность полета ракеты является важнейшей ее тактической характеристикой. Очевидно, время полета ракеты до цели является не менее важным условием ее поражения. Следовательно, не менее важной тактической характеристикой ракеты, связывающей дальность и время ее полета, является либо скорость в конце активного участка траектории, либо средняя скорость за время полета до цели. Поэтому методы исследования энергетических свойств ракеты неизменно связаны с ее скоростной характеристикой.

### 2.2.3 Методы определения потребной скорости полета ракеты

Рассмотрим приближенные методы определения потребной скорости движения ракет при стрельбе по неподвижным и движущимся целям.

В случае стрельбы ракетой по неподвижной цели потребная скорость в конце активного участка траектории полета при оптимальном угле наклона вектора скорости к горизонту однозначно определяется зависимостью:

$$V_a = f D_p \quad u_a = u_{opt}. \quad (2.48)$$

В случае стрельбы по движущейся цели потребная скорость ракеты при прочих равных условиях зависит от параметров движения цели, рисунок 2.8.

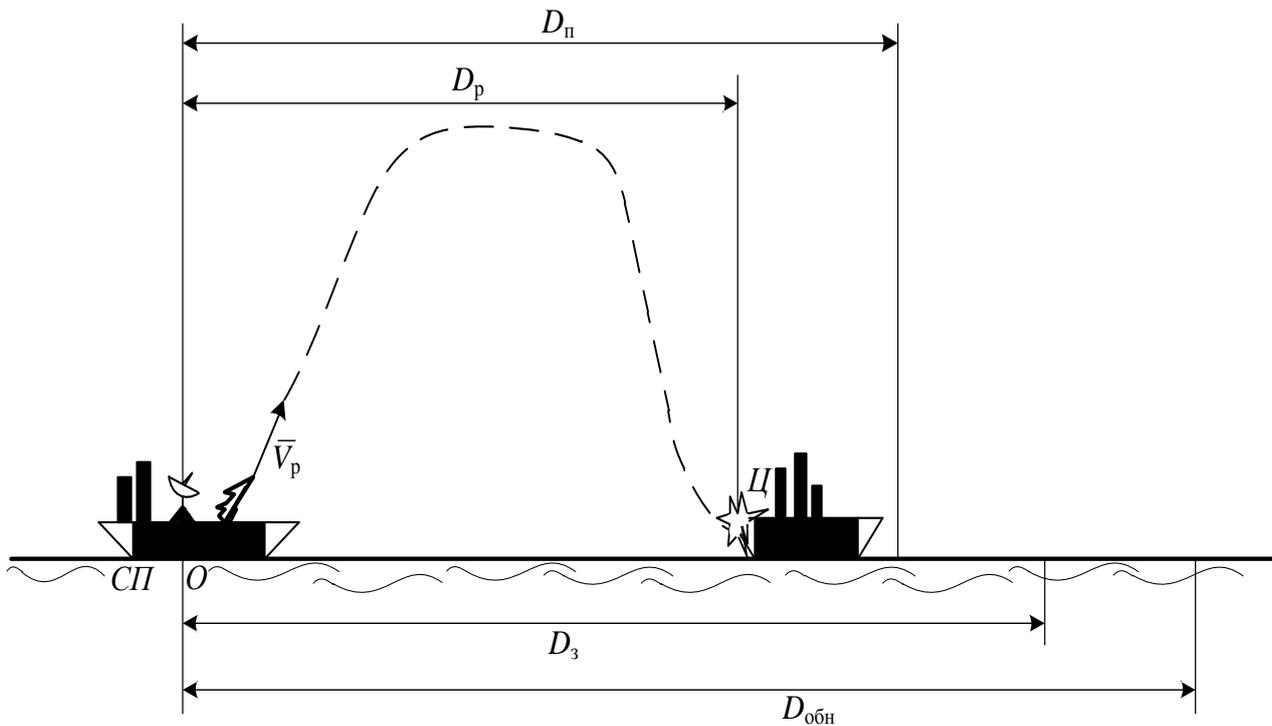


Рисунок 2.8 – К определению основных тактических характеристик ракеты при поражении корабля

Рассмотрим простейший случай перехвата равномерно движущейся не маневрирующей цели на встречном курсе, рисунок 2.9.

Допустим, что величина  $D_{c.n}$  обусловлена соображениями дислокации ракетной системы, а режим сопровождения цели производится сразу после ее обнаружения, следовательно,  $D_{обн} - D_3 = 0$ .

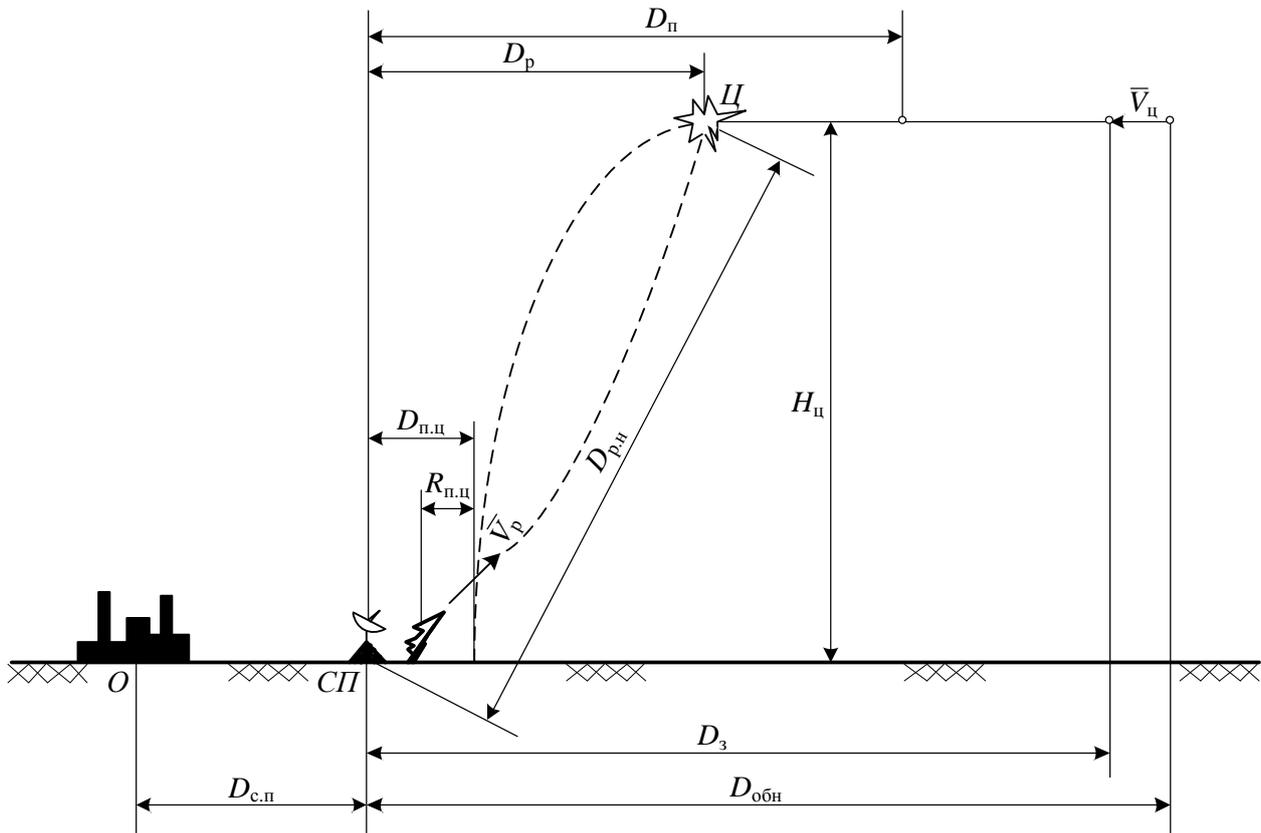
Дальность поражения цели ракетой ( $D_p$ , км) вычисляют по формуле

$$D_p = D_{\Pi} - V_{ц} \cdot t_{ц}. \quad (2.49)$$

Дальность пуска ракеты ( $D_{\Pi}$ , км) вычисляют по формуле

$$D_{\Pi} = D_3 - V_{ц} \cdot t_{п}, \quad (2.50)$$

где  $t_n$  – время подготовки ракетной системы к пуску ракеты.



$O$  – обороняемый объект;  $СП$  – стартовые позиции ракет;  $D_{c.n}$  – удаление стартовых позиций от центра обороняемого объекта ( $D_{c.n} = 0$ );  $D_{обн}$  – дальность обнаружения цели ( $D_{обн} = 500$  км);  $D_з$  – дальность устойчивого захвата цели средствами обнаружения ( $D_з = 450$  км);  $D_n$  – дальность пуска ракеты ( $D_n = 400$  км);  $D_p$  – дальность поражения цели ракетой (минимальная горизонтальная дальность полета ракеты) ( $D_p = 350$  км);  $H_ц$  – высота перехвата цели ( $H_ц \approx 0$  м);  $D_{p.n}$  – наклонная дальность полета ракеты в упрежденную точку цели;  $D_{n.ц}$  – удаление места падения пораженной цели от стартовой позиции ракет.

Рисунок 2.9 – К определению основных тактических характеристик ракеты при поражении воздушной цели на встречном курсе

Дальность поражения цели ( $D_p$ , км) вычисляют по формуле

$$D_p = D_з - V_ц \cdot t_п + t_p, \quad (2.51)$$

где  $t_p$  – время полета ракеты до встречи с целью.

Время полета ракеты до встречи с целью ( $t_p$ , ч) вычисляют по формуле

$$t_p = D_{p.н}/V_{ср} = D_p^2 + H_{ц}^2 / V_{ср}^3, \quad (2.52)$$

где  $V_{ср}$  – средняя скорость полета ракеты на участке от точки старта до точки встречи с целью.

Дальность поражения цели назначается с учетом безопасности стартовых позиций ракет (в случае неудачной атаки и возможного падения боевой части цели на стартовые позиции), оптимального взаимодействия средств перехвата, технических возможностей средств слежения за целью и т.д. В простейшем случае допустим, что цель поражена вследствие разрушения ее конструкции, но часть конструкции, содержащая боевую часть, движется по инерции в сторону стартовых позиций со скоростью  $V_y$ . Очевидно, для обеспечения безопасности стартовых позиций точка падения боевой части цели должна отстоять от позиций ракет не менее, чем на радиус зоны поражения при взрыве боевой части цели  $D_{н.ц} \geq R_{н.ц}$ .

Пусть:  $D_{н.ц} = R_{н.ц}$  и  $D_p - D_{п.ц} = D_{ц}$ .

Для обычной боевой части величиной  $R_{н.ц}$  можно пренебречь. В случае специальной (ядерной) боевой части  $R_{н.ц} = f(q, \Delta P)$ . Полагаем, что характеристики цели известны.

Дальность падения боевой части цели определяют из совместного решения уравнений движения ее центра масс

$$m \cdot V = -\frac{1}{2} \cdot c_x \cdot \zeta \cdot V^2 \cdot S - G \cdot \sin \theta, \quad (2.53)$$

$$H = V \cdot \sin \theta, \quad (2.54)$$

$$D = V \cdot \cos \theta. \quad (2.55)$$

где  $\zeta = \zeta_0 \exp(-a \cdot H)$  – плотность воздуха.

Эта система уравнений сводится к одному уравнению

$$dD/dH = ctg\theta = \frac{2}{\sigma_x \cdot \zeta_0 \cdot V^2} \exp 2 \cdot a \cdot H - 1^{\frac{1}{2}}, \quad (2.56)$$

где  $\sigma_x = c_x/P_{кр} = (c_x \cdot S)/G$  – баллистический коэффициент;

$P_{кр}$  – удельная нагрузка на крыло.

После интегрирования полученного уравнения получают

$$D_{ц} = A \exp 2 \cdot a \cdot H_{ц} - 1^{\frac{1}{2}} / a - \arccos A \cdot \exp a \cdot H_{ц}^{-1 \frac{1}{2}}, \quad (2.57)$$

где  $a = 0,135$ ,  $A = 2 / \zeta_0 \cdot \tau_x \cdot V_{ц}^2$  – постоянные.

Принимая во внимание, что  $t_p = D_{р.н}/V_{ср}$ , а  $t_u = D_n/V_u$ , тогда при  $t_p = t_u$  среднюю скорость ракеты ( $V_{ср}$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_{ср} = \frac{V_{ц} \cdot H_{ц}^2 + R_{п.ц} + D_{ц}^{\frac{1}{2}}}{D_3 - V_{ц} \cdot t_{ц}}. \quad (2.58)$$

Наклонную дальность полета ракеты ( $D_{р.н}$ , км) вычисляют по формуле

$$D_{р.н} = H_{ц}^2 + R_{п.ц} + D_{ц}^{\frac{1}{2}}. \quad (2.59)$$

При известном времени полета ракеты на заданную дальность можно оценить характер ее движения по выбранной траектории. Представим в общем случае траекторию полета ракеты, состоящую из двух последовательных участков: активного (полет с работающим двигателем) и пассивного. Среднюю скорость полета ( $V_{ср}$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_{ср} = \frac{1}{t_p} \cdot \int_{t_0}^{t_a} V_1 dt + \int_{t_a}^{t_p} V_2 dt, \quad (2.60)$$

где  $t_a$  – время полета ракеты на активном участке, мин.;

$V_1, V_2$  – скорость полета на активном и пассивном участках соответственно, км/ч.

Принимая в первом приближении движение ракеты равнопеременным, нетрудно видеть, что существует минимальное значение средней скорости  $\partial^2 V_{cp} / \partial t^2 > 0$  при времени полета на активном участке

$$t_{p.opt} = \frac{V_a - V_0 - V_2 t_p}{V_1 - V_2}, \quad (2.61)$$

где  $V_a$  – скорость ракеты в конце активного участка, км/ч;

$V_0$  – начальная скорость ракеты при  $t = t_0$ , км/ч.

При условии (2.61) минимальную среднюю скорость ракеты ( $V_{cp.min}$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_{cp.min} = \frac{1}{2} \cdot 2 \cdot V_a - V_2 \cdot t_p - \frac{V_a - V_0 - V_2 \cdot t_p^2}{t_p \cdot V_1 - V_2} / \quad (2.62)$$

Связывая формулы (2.58) и (2.62) условием  $V_{cp.min} \geq V_{cp}$ , можно производить расчеты по определению энергетических расходов на реализацию боевой задачи ракетой:

а) при поражении неподвижной цели на дальности  $D_n$  – в функции скорости в конце активного участка траектории полета

$$V_a = V_a D_{\Pi} , \quad (2.63)$$

$$m_0 = m_0 V_a ; \quad (2.64)$$

б) при поражении подвижной цели в диапазоне дальностей  $D_u + R_{n.u} \leq D_n \leq D_3$  – в функции средней скорости полета

$$V_{cp} = V_{cp}(D_3, H_{ц}, R_{п.ц}, D_{ц}, t_{п}) , \quad (2.65)$$

$$m_0 = m_0 V_{cp} . \quad (2.66)$$

При заданной дальности полета выбирается траектория движения ракеты, удовлетворяющая условию:  $V_a = V_a(D_n)$  или  $V_{cp} = V_{cp}(D_3, H_{ц}, R_{п.ц}, D_{ц}, t_{п})$  соответственно.

Далее необходимо обосновать оптимальную траекторию движения ракеты. Выбору траектории движения ракеты предшествует обоснование аэродинамической схемы ракеты и расчет ее аэродинамических характеристик.

Если скорость ракеты в несколько раз превышает скорость звука, то это означает, что существующими средствами противовоздушной обороны она не может быть поражена. Система ПВО не успевает отработать такую цель. Для этого и создаются гиперзвуковые ракеты, чтобы обеспечивать преодоление противодействия противовоздушной обороны. Следовательно, чем выше скорость ракеты, тем меньше вероятность ее обнаружения и больше вероятность поражения цели, меньшим количеством ракет.

## **2.3 Реализация методики по расчету дальности полета и расходу топлива**

### **2.3.1 Расход топлива одноступенчатого летательного аппарата**

При определении расхода топлива для атмосферных ЛА полагаем, что ускорение земного притяжения на различных высотах одинаково. Для высот  $h < 100$  км это допущение приводит к ошибке определения расхода топлива меньше одного процента. Для высот  $h > 100$  км ускорение земного притяжения может изменяться с высотой более существенно, но в этих случаях можно пренебречь влиянием аэродинамического сопротивления.

Потребный вес топлива для маршевого полета обычно определяется режимами полета с небольшими углами атаки (меньше  $10^\circ$ ), поэтому для определения расхода топлива тягу двигателя  $P$  можно допустить равной ее проекции на касательную к траектории (ошибка при этом меньше 1,5 %). Так как средний угол между направлением тяги и направлением полета обычно не превышает  $6^\circ$ , то указанное допущение поведет к ошибке определения расхода топлива, не превосходящей 0,5 %.

С учетом сделанных допущений уравнение движения для проекций на касательную к траектории будет

$$m \frac{dv}{dt} = P - X - G \cdot \sin \theta, \quad (2.67)$$

где  $m$  – масса ЛА в полете, кг;

$t$  – текущее время, с;

$P$  – тяга двигателей, Н;

$X$  – сила лобового сопротивления;

$G$  – текущий вес, Н;

$\theta$  – угол наклона траектории в исследуемой точке к горизонту, град.

Выражая тягу двигателя через секундный расход топлива и удельный импульс  $I$  и учитывая, что секундный расход пропорционален величине  $m$ , тягу двигателей ( $P$ , Н) вычисляют по формуле

$$P = -g \cdot I \frac{dm}{dt}, \quad (2.68)$$

где  $g$  – ускорение земного падения.

Подставляя это выражение для тяги в уравнение (2.67) и интегрируя его, получим

$$\ln \frac{m_k}{m_0} = \frac{V_k}{V_0} \frac{dV}{gI} + \int_0^\phi \frac{X}{GI} dt + \int_0^\theta \frac{\sin \theta}{I} dt, \quad (2.69)$$

где  $m_0$  и  $m_k$  – начальная и конечная массы ЛА, кг;

$V_0$  и  $V_k$  – начальная и конечные скорости, км/ч;

$t$  – полное время полета, с.

Обозначим относительные массы топлив

$$M_{TV} = \frac{V_k}{V_0} \frac{dV}{g \cdot I}, \quad (2.70)$$

$$M_{Th} = \int_0^{\phi} \frac{\sin \alpha}{I} dt, \quad (2.71)$$

$$M_{Tx} = \int_0^{\phi} \frac{X}{G \cdot I} dt, \quad (2.72)$$

$$M_T = \frac{m_0 - m_k}{m_0} = \frac{m_T}{m_0}, \quad (2.73)$$

где  $m_T$  – масса топлива и расходуемых в полете рабочих тел (в системе подачи топлива).

Относительную массу топлива и расходуемых рабочих тел, потребную для полета, ( $M_T$ ) вычисляют по формуле

$$M_T = 1 - e^{-M_{TV} + M_{Th} + M_{Tx}}. \quad (2.74)$$

Значения величин  $\mu_{TV}$ ,  $\mu_{Th}$  и  $\mu_{Tx}$  являются не только условными обозначениями выражений (2.70)–(2.72), но имеют и определенные физические значения:

-  $\mu_{TV}$  – относительная масса топлива, необходимая для разгона ЛА, в случае  $m = m_0 = \text{const}$ ;

-  $\mu_{Th}$  – относительная масса топлива, необходимая для набора высоты, в случае  $m = m_0 = \text{const}$ ;

-  $\mu_{tx}$  – масса топлива, необходимая для преодоления аэродинамического сопротивления, отнесенная к средней (неизвестной) массе.

Естественно, что под величинами  $\mu_T$ ,  $\mu_{TV}$ ,  $\mu_{Th}$  и  $\mu_{Tx}$  можно подразумевать и относительные веса; это вопрос удобства практических расчетов.

Значение удельного импульса  $I$  в формулах (2.70)–(2.72) должно в общем случае браться с учетом расхода рабочих тел, причем в результате по формуле (2.74) должен получаться относительный вес суммы весов топлива и расходуемых в активном полете рабочих тел. Практически, в особенности на начальном этапе предпроектного исследования, влиянием расходуемых рабочих тел на относительный вес топлива, потребный для полета, можно пренебречь, так как это влияние очень мало.

Например, в ракете V-2 вес расходуемого рабочего тела (перекись водорода) составлял 2 % от веса топлива [16]. Пусть относительный расход топлива без учета этого рабочего тела будет  $\mu_{T1}$ . С учетом необходимого расхода рабочего тела (2 % от веса топлива) суммарный относительный расход топлива и рабочего тела будет  $(1,02 \cdot \mu_{T1})$ .

При учете расхода рабочего тела в формуле (2.74) получим  $I_2 = I_1/1,02$  и, следовательно, с учетом необходимого расхода рабочего тела суммарный относительный расход топлива ( $m_{T2}$ ) вычисляют по формуле

$$m_{T2} = 1 - e^{-1,02 \cdot m_{TV1} + m_{Th1} + m_{Tx1}} = 1 - 1 - m_{T1}^{1,02}. \quad (2.75)$$

Разлагая в степенной ряд выражение  $1 - m_{T1}^{1,02}$ , получим суммарный относительный расход топлива ( $m_{T2}$ ) вычисляют по формуле

$$m_{T2} = 1,02 \cdot m_{T1} - 0,0102 \cdot m_{T1}^2. \quad (2.76)$$

Таким образом, ошибку от не учёта в формуле (2.74) расхода рабочего тела (Д) вычисляют по формуле

$$Д = 0,0102 \cdot m_{T1}^2. \quad (2.77)$$

Так как  $\mu_{T1} < 1$ , то ошибка будет менее одного процента, например, при  $\mu_{T1} = 0,5$  ошибка будет 0,25 %.

Современные системы подачи топлива более экономичны, и поэтому ошибка от не учёта расхода рабочего тела будет меньше.

Формула (2.74) удобна для некоторых теоретических выводов и при определении величины  $\mu_T$  с помощью последовательного численного интегрирования. Однако при прямом расчете вызывает затруднение определение величины  $\mu_{Tx}$ , т.к. в формулу (2.71) входит переменный полетный вес, зависящий от текущего общего расхода топлива. В связи с этим найдем более удобное для расчета выражение для  $\mu_T$ .

Уравнение (2.67) с учетом выражения (2.68) можно представить в виде

$$\frac{dm}{dt} + б \cdot m + в = 0, \quad (2.78)$$

где 
$$б = \frac{1}{dI} \cdot \frac{dV}{dt} + \frac{\sin \eta}{I}, \quad (2.79)$$

$$в = \frac{X}{g \cdot I}. \quad (2.80)$$

Линейные уравнения первого порядка решаются подстановкой

$$m = z \cdot e^{-\int_0^t б dt}. \quad (2.81)$$

При этом, конечную массу ЛА ( $m_k$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_k = e^{-\int_0^t \beta dt} m_0 - \int_0^t \beta e^{\int_0^t \beta dt} dt . \quad (2.82)$$

Учитывая приведенные значения  $\alpha$  и  $\beta$ , а также выражения (2.70) и (2.71) конечную массу ЛА ( $m_k$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_k = e^{-M_{TV} + M_{Th}} m_0 - \int_0^t e^{M_{TV}t + M_{Th}t} \frac{X}{gI} dt , \quad (2.83)$$

где  $\mu_{TVt}$  и  $\mu_{Th}$  – значения  $\mu_{TV}$  и  $\mu_{Th}$ , соответствующие времени полета  $t$ .

Обозначим

$$\Pi = e^{-M_{шV} + M_{шh}} , \quad (2.84)$$

где

$$M_{шV} = M_{TV} - M_{TVt} = \frac{V_k}{V_t} \frac{dV}{g \cdot I} ; \quad (2.85)$$

$$M_{шh} = M_{Th} - M_{Th}t = \int_0^t \frac{\phi \sin \alpha}{I} dt . \quad (2.86)$$

Тогда после небольших преобразований из полученного выражения для  $m_k$ , относительную массу топлива потребную для полета, ( $M_T$ ) вычисляют по формулам

$$M_T = \frac{m_0 - m_k}{\tau_0} = 1 - e^{-M_{TV} + M_{Th}} + \int_0^t \Pi \frac{X}{G_0 I} dt, \quad (2.87)$$

$$M_T = 1 - e^{-M_{TV} + M_{Th}} + M_{Ta}, \quad (2.88)$$

где

$$M_{Ta} = \int_0^{\phi} \Pi \cdot \frac{X}{G_0 l} dt \quad ;$$

(2.89)

$\mu_{Ta}$  – относительный вес топлива, идущий на преодоление аэродинамического сопротивления с учетом уменьшения веса топлива на набор скорости и высоты, вызванного уменьшением полетного веса расходом топлива на преодоление аэродинамического сопротивления.

Если известна траектория движения и скорости полета, то можно аналитически или графически по формулам (2.70) и (2.71) найти значения  $\mu_{TV}$  и  $\mu_{Th}$ , т.к.

$$\frac{X}{G_0} = \frac{c_x \cdot S}{G_0} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} = y \cdot q, \quad (2.90)$$

где  $\sigma$  – баллистический коэффициент;

$q$  – скоростной напор, то, зная значение  $\sigma$  по траектории, можно найти по формулам (2.84)–(2.86) и (2.89) значение  $\mu_{Ta}$ , а затем по формуле (2.88) величину  $\mu_T$ .

Формулы (2.74) и (2.88) могут быть применены как для полностью активного полета, так и при наличии пассивного участка полета. Это имеет существенное значение. Дело в том, что в начале проектировочного энергетического расчета часто не известна необходимость пассивного участка полета и, во всяком случае, не известно время активного полета.

По формулам (2.74) и (2.88) определяется расход топлива, запас же топлива должен быть несколько больше, чтобы компенсировать не расходуемые остатки жидкого топлива или неэффективно сгораемое, или выбрасываемое из сопла в конце работы двигателя твердое топливо. Остатки жидкого топлива могут составлять от одного до пяти процентов, а не использованное твердое топливо около пяти процентов от эффективно расходуемого топлива [8, 27]; нижнее значение для жидкого топлива соответствует большим ЛА с более совершенной системой забора топлива,

верхнее значение соответствует малым ЛА с упрощенной системой забора топлива. В целях удобства расчета не используемое для создания реактивной силы топливо может быть включено в вес конструкции, пропорциональный весу топлива.

### 2.3.2 Приближенное определение расхода топлива

Практическое определение величины  $\mu_T$  целесообразно делать путем разбиения всей траектории полета на  $n$  участков, принимая на каждом участке движение прямолинейным с постоянным удельным импульсом. Тогда интегралы в выражениях (2.70), (2.71), (2.85), (2.86) и (2.89) можно приближенно представить в виде конечных сумм, относительную массу топлива, необходимую для разгона ЛА ( $\mu_{TV}$ ) вычисляют по формуле

$$M_{TV} \approx \sum_1^n \frac{V_i - V_{i-1}}{g \cdot I_{cpi}},$$

(2.91)

$$M_{Th} \approx \sum_1^n \frac{\sin \alpha_i}{I_{cpi}} \cdot \Delta t_i \approx \sum_1^n \frac{\Delta h_i}{V_{cpi} \cdot I_{cpi}},$$

(2.92)

$$M_{шVi} \approx \sum_{j=i+1}^n \frac{V_j - V_{j-1}}{g \cdot I_{cpi}} + \frac{V_i - V_{cpi}}{g \cdot I_{cpi}}, \quad (2.93)$$

$$M_{шhi} \approx \sum_{j=i+1}^n \frac{\sin \alpha_j}{I_{cpi}} \cdot \Delta t_j + \frac{1}{2} \cdot \frac{\sin \alpha_i}{I_{cpi}} \cdot \Delta t_i \approx \sum_{j=i+1}^n \frac{\Delta h_j}{V_{cpi} \cdot I_{cpi}} + \frac{1}{2} \cdot \frac{\Delta h_i}{V_{cpi} \cdot I_{cpi}}, \quad (2.94)$$

$$M_{Ta} \approx \sum_1^n \frac{\eta_i}{I_{cpi}} \cdot \gamma_{cpi} \cdot q_{cpi} \cdot \Delta t_i = \frac{1}{2} \sum_1^n \frac{\eta_i}{I_{cpi}} \cdot \gamma_{cpi} \cdot T_{cpi} \cdot V_{cpi} \cdot \Delta L_i.$$

(2.95)

При выводе формулы (2.92) учтено, что

$$\sin \theta_i = \frac{\Delta h_i}{\Delta L_i} = \frac{\Delta h_i}{V_{срi} \cdot \Delta t_i}$$

$$(2.96)$$

При выводе формул (2.93) и (2.94) учтено, что суммирование должно начинаться от середины  $i$ -го участка, при этом необходимо отметить, что индекс  $j$  является индексом суммирования, а индекс  $i$  – номером участка траектории, рисунок 2.10.

Для формул (2.95) учтена зависимость

$$\frac{X}{G_0} = \frac{c_x \cdot S}{G_0} \cdot \frac{T \cdot V^2}{2} = y \cdot q. \quad (2.97)$$

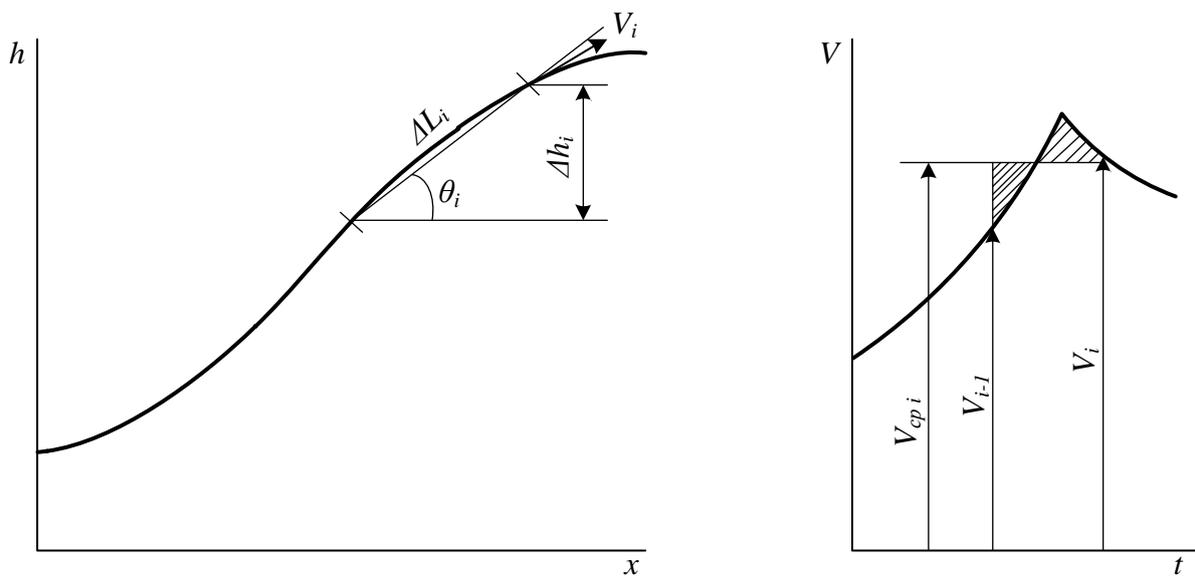


Рисунок 2.10 – Траектории полета

Значения  $\psi_i$  и  $V_{срi}$  вычисляются по формулам

$$\psi_i = e^{-M_{ш} V_i + M_{ш} h_i}, \quad (2.98)$$

$$V_{срi} = \frac{\Delta L_i}{\Delta t_i}. \quad (2.99)$$

Величину  $q_{cpi}$  определяют как среднее арифметическое значение и вычисляют по формуле

$$q_{cpi} = \frac{q_i + q_{i-1}}{2}, \quad (2.100)$$

где  $q_i = \frac{\tau_i \cdot V_i^2}{2}$ ; (2.101)

$$q_{i-1} = \frac{\tau_{i-1} \cdot V_{i-1}^2}{2}; \quad (2.102)$$

$\zeta_i$  и  $V_i$  – соответствуют концу  $i$ -го участка, рисунок 2.10.

Для табличного расчета приведенные формулы (2.91)–(2.94) удобнее представить в следующем виде

$$M_{TV} = \sum_1^n D_{M_{TVi}}, \quad (2.103)$$

$$M_{Th} = \sum_1^n D_{M_{Thi}}, \quad (2.104)$$

$$M_{шVi} = \sum_{i+1}^n D_{M_{TVj}} + \frac{1}{2} \cdot D_{M_{TVi}}, \quad (2.105)$$

$$M_{шhi} = \sum_{i+1}^n D_{M_{Thj}} + \frac{1}{2} \cdot D_{M_{Thi}}, \quad (2.106)$$

где  $D_{M_{TVi}} = \frac{V_i - V_{i-1}}{g \cdot I_{cpi}}$ ; (2.107)

$$D_{M_{Thi}} = \frac{h_i - h_{i-1}}{V_{cpi} \cdot I_{cpi}} \quad (2.108)$$

В некоторых случаях для упрощения вычислений целесообразней находить величину  $\mu_{T a}$  с помощью графического построения величины  $-\left(\frac{W_i}{I_i} \cdot y_i \cdot q_i\right)$ , по времени и графического нахождения интегральной величины  $\mu_{T a}$ .

В случае наличия пассивного участка полета может вызвать недоумение величина удельного импульса при пассивном полете. При пассивном полете набор высоты и преодоление аэродинамического сопротивления происходит за счет уменьшения кинетической энергии ЛА. Как следует из уравнения (2.67) при  $P = 0$

$$\frac{dV}{g} + \frac{X}{G_{\Pi}} dt + \sin \alpha dt = 0. \quad (2.109)$$

Деля на любое значение удельного импульса и интегрируя, получим

$$m_{TV}^{\text{Пас}} + m_{Tx}^{\text{Пас}} + m_{Th}^{\text{Пас}} = 0. \quad (2.110)$$

Нетрудно заметить, что, если взять любое значение удельного импульса, ошибки в определении  $\mu_{T a}$  не получится. Практически удобно применять те значения  $I$ , которые будут соответствовать высоте полета ЛА, т.е. определять  $I$  как для активного полета. Это позволяет при определении  $\mu_{T a}$  по изложенной выше методике совершенно не думать о наличии участка пассивного полета.

Количество участков  $n$ , на которое следует разбивать траекторию, зависит от формы траектории и диапазонов изменения высоты полета, скорости и удельного импульса двигательной установки. Практические расчеты показывают, что удовлетворительную точность расчета во многих случаях можно получить для ракетных БЛА при участках от 2 до 4. Меньшее значение  $n$  соответствует  $\theta = \text{const}$  и  $\Delta h < 30$  км. При траектории двоякой кривизны и  $\Delta h > 30$  км следует принять  $n \leq 4$ . При больших дальностях высотных ЛА с ВРД вследствие значительного изменения удельного импульса ВРД с высотой и

скоростью, а также значительного изменения аэродинамического сопротивления следует принимать  $n \geq 4$ . В случаях оптимизации траекторий высотных ЛА, в особенности с ВРД, или при полетах по сложной траектории, например, при изменениях знака кривизны траектории больше двух раз, следует принять  $n > 4$ . Интервал времени для участков следует делать неравномерный – меньший для малых высот.

При прямолинейном полете ( $\theta = \text{const}$ ) с постоянным удельным импульсом ( $I = \text{const}$ ) формулы (2.91)–(2.94) существенно упрощаются. При этом

$$M_{TV} = \frac{V_k - V_0}{g \cdot I}, \quad (2.111)$$

$$M_{Th} = \frac{\phi \cdot \sin \alpha}{I} = \frac{\Delta h}{V_{cp} \cdot I}, \quad (2.112)$$

$$M_{шVi} = \frac{V_k - V_{cpi}}{g \cdot I}, \quad (2.113)$$

$$M_{шhi} = \frac{\sin \alpha}{I} \cdot \phi - t_{cpi} = \frac{\Delta h}{V_{cp} \cdot I} \cdot \left( 1 - \frac{t_{cpi}}{\phi} \right), \quad (2.114)$$

где  $V_k = V_n$  – конечная скорость полета, км/ч;

$V_0$  – начальная скорость, км/ч;

$V_{cp}$  – средняя скорость всего полета, км/ч;

$\Delta h = h_k - h_0$  – разница высот между концом и началом полета.

$$t_{cpi} = \frac{1}{2} \cdot t_i + t_{i-1} = t_{i-1} + \frac{1}{2} \cdot \Delta t_i. \quad (2.115)$$

Заметим, что формулы (2.111)–(2.113) действительны и при криволинейном полете, но при  $I = \text{const}$ .

В ряде случаев необходима предварительная грубая оценка относительного расхода топлива. В этом случае, принимая:  $\alpha = \alpha_{cp} = const$ ,  $I = I_{cp} = const$ ,  $n = 1$ , получим для формул (2.93)–(2.95)

$$M_{шV} = \frac{V_k - V_{cp}}{g \cdot I}, \quad (2.116)$$

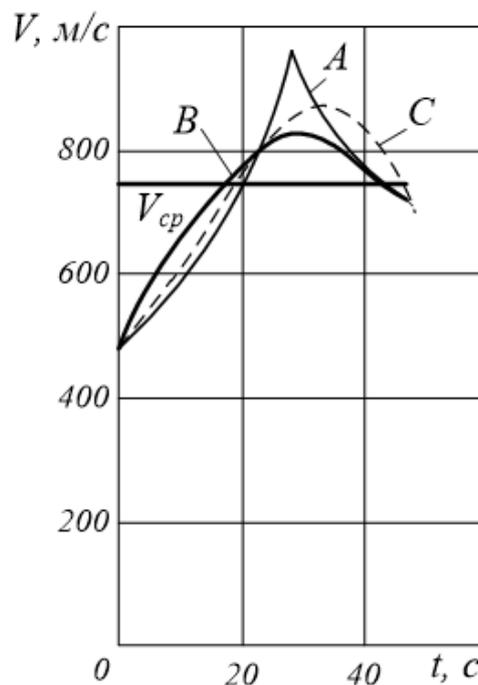
$$M_{шh} = \frac{1}{2} \cdot \frac{\phi \cdot \sin \alpha}{I} = \frac{1}{2} \cdot \frac{Dh}{V_{cp} \cdot I}, \quad (2.117)$$

$$M_{Ta} = \frac{ш}{I} \cdot \gamma_{cp} \cdot q_{cp} \cdot \phi. \quad (2.118)$$

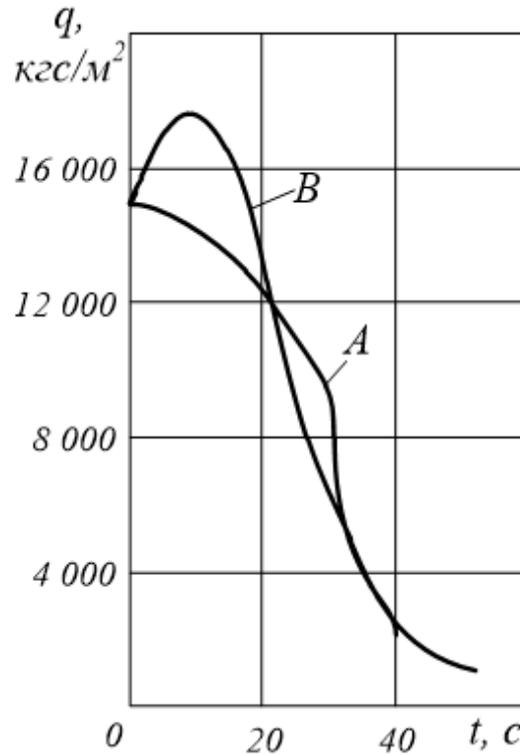
В формуле (2.118)  $\sigma_{cp}$  берут взят при

$$M_{cp} = \frac{V_{cp}}{a_{cp}}, \quad (2.119)$$

где  $a_{cp}$  – скорость звука, соответствующая средней геометрической высоте полета.



а – зависимость скорости от времени;



б – зависимость скоростного напора от времени

Рисунок 2.11 – Зависимость летно-технических характеристик от времени полета

На рисунке 2.11а кривая *A* соответствует точной закономерности скорости по времени, рассчитанной для заданной тяговооруженности и длительности пассивного полета 20 с. При этом получена определенная средняя скорость. Исходные данные для рассматриваемого примера произвольные. Кривая *B* выражает изменение скорости в зависимости от времени

$$V = V_0 + b_1 \cdot t + b_2 \cdot t^2. \quad (2.120)$$

Как видим, кривая *B* по форме существенно отличается от кривой *A*. Однако значения  $q_{\text{имп}}$  для кривых *A* и *B* отличаются незначительно:

- для кривой *A* –  $q_{\text{имп}} = 448220 \text{ (кгс}\cdot\text{с)/м}^2$ ;
- для кривой *B* –  $q_{\text{имп}} = 453200 \text{ (кгс}\cdot\text{с)/м}^2$ .

Это ведет к ошибке в определении расхода топлива  $\sim 0,5 \%$ .

На рисунке 2.11б представлены зависимости скоростного напора  $q$  от  $t$ , из которых ясна причина малой разницы в импульсах скоростного напора: в основе ее лежат неизменность  $V_0$ ,  $V_{cp}$  и  $V_k$ .

Ошибка в определении расхода топлива становится совсем ничтожной, если воспользоваться для аппроксимации скорости выражением

$$V = V_0 + b_1 \cdot t + b_2 \cdot t^2 + b_3 \cdot t^3. \quad (2.121)$$

Выражению (2.121) на рисунке 2.11а соответствует кривая  $C$ . Как видно, кривая  $C$  более близка к кривой  $A$  на начальном этапе полета, однако значения  $V_k$  отличаются в 2,6 раза.

При определении расхода топлива зависимость скорости от времени должна сочетаться с траекторией полета. Это сочетание двух зависимостей можно произвести аналитически через дальность полета.

Значение  $q_{cp}$  следует определять как среднее временное значение, исходя, например, из трех характерных точек:

- для начала полета ступени –  $q_0$ ;
- конца полета –  $q_k$ ;
- максимальной –  $q_{max}$ , если таковая имеется, рисунок 2.11.

Более крупно значение  $q_{cp}$  ( $q_{cp}$ , кгс/м<sup>2</sup>) вычисляют по формуле

$$q_{cp} = \frac{\zeta_{cp} \cdot V_{cp}^2}{2}, \quad (2.122)$$

где  $\zeta_{cp}$  – значение должно соответствовать средней геометрической высоте, которую из уравнения (2.112) вычисляют по формуле

$$h_{cp} = h_0 + \frac{1}{2} \cdot a_1 \cdot x_k + \frac{1}{3} \cdot a_2 \cdot x_k^2 + \dots \quad (2.123)$$

Определение  $\mu_{\tau h}$  и  $\mu_{\psi h}$  можно производить как через  $V_{cp}$ , так и через угол  $\theta$ , если  $\theta$  в полете не очень сильно изменяется, то лучше определять  $\mu_{\tau h}$  через  $\theta = \theta_{cp}$ , принимая

$$tg\theta_{cp} = \frac{Dh}{X_k}. \quad (2.124)$$

Если в полете не очень сильно изменяется скорость, то целесообразней определять  $\mu_{\tau h}$  через  $V_{cp}$ .

Нередко тяга в полете сохраняется почти постоянной. Принимая:  $\theta = const$ ,  $P = const$ ,  $I = const$ , можно получить более простое и более точное решение. Выражая текущую массу ЛА  $m$  через, относительный секундный расход массы топлива  $\bar{m}_{сек}$ , уравнение (2.67) можно представить в виде

$$m_0 \cdot (1 - \bar{m}_{сек} \cdot t) \cdot \frac{dV}{dt} + g \sin \theta + X = P. \quad (2.125)$$

Умножая на  $dt$ , деля на  $(I \cdot G_0)$  и интегрируя, получим

$$\frac{V_k - V_0}{g \cdot I} - \frac{m_{сек}}{g \cdot I} \frac{V_k}{V_0} t dV + \frac{\phi \sin \theta}{I} - \frac{m_{сек}}{2I} \cdot \phi^2 \cdot \sin \theta + \frac{\phi}{I \cdot G_0} X dt = \frac{P \phi}{I \cdot G_0}. \quad (2.126)$$

Интегрируя по частям выражение

$$\int_{V_0}^{V_k} t dV = V_k \cdot \phi - \int_0^{\phi} V dt = (V_k - V_{cp}) \cdot \phi. \quad (2.127)$$

И учитывая формулы (2.111), (2.112), (2.115), полученное из уравнения (2.67) выражение будет

$$M_{TV} - M_T \cdot M_{шV} + M_{Th} - \frac{1}{2} \cdot M_T \cdot M_{Th} + M'_{Tx} = M_T, \quad (2.128)$$

где

$$M'_{Tx} = \int_0^{\phi} \frac{X}{IG_0} dt \approx \frac{1}{I} \sum_{i=1}^n y_i \cdot q_i \cdot \Delta t_i$$

(2.129)

Следовательно,

$$M_T = \frac{M_{TV} + M_{Th} + M'_{Tx}}{1 + M_{шV} + \frac{1}{2} \cdot M_{Th}}. \quad (2.130)$$

Приближенное выражение для  $\mu'_{Tx}$  при  $n = 1$  вычисляют по формуле

$$M'_{Tx} = \frac{y_{ср} \cdot q_{ср} \cdot \phi}{I}.$$

(2.131)

### **3 Проектно-расчетное обоснование стоимости летательных аппаратов, двигателей и расходов на их разработку**

#### **3.1 Общие положения и исходные данные**

Стоимость РДП влияет на уровень эксплуатационных расходов (через амортизацию и текущий ремонт), на величину основных производственных фондов, а следовательно, на рентабельность.

Капвложения в РДП складываются из расходов на создание (разработку) ЛА и двигателей (научно-исследовательские работы – НИР и опытно-конструкторские ОКР, в результате – НИОКР), на серийное производство (капвложения на приобретение РДП по отпускным ценам) и расходы, связанные с вводом в эксплуатацию новых типов ЛА [21, 31, 36, 40].

Первоначальная стоимость (отпускная цена) ЛА зависит от многих факторов. Основными из них являются:

- масса конструкции;
- крейсерская скорость;
- общая серийность производства, т.е. общее количество построенных (намеченных к постройке) ЛА данного типа одним заводом.

Основные факторы, определяющие стоимость двигателя это:

- взлетная тяга или масса двигателя;
- число  $M$  ракеты, для которого предназначен двигатель;
- общая серийность производства одним заводом.

Данная методика определения расходов учитывает только основные, перечисленные выше факторы, а не все факторы, влияющие на цену ЛА и двигателя и на расходы на их создание. Не учтено влияние конструктивных и технологических особенностей конструкции, технического уровня завода, на котором производится изделие и другие трудно учитываемые, в особенности для перспективных ЛА факторы. Из вышесказанного следует, что методика является стандартной (типичной) и показывает стоимость характерную для определенных типов ЛА и двигателей, а также технический уровень для отечественной и мировой практики.

Стоимость ЛА и авиадвигателей, а также расходы на их создание, полученные в ходе применения данной методики являются условными. Фактические расходы могут отличаться, но при этом сохраняется соотношение в стоимости различных типов ЛА и двигателей. Вследствие этого, данная

методика предназначена для сравнительной оценки экономичности различных типов ЛА и двигателей, для экономики при параметрических исследованиях летно-технических характеристик и решения оптимизационных задач по экономическому критерию.

### 3.2 Определение стоимости летательных аппаратов и двигателей

#### 3.2.1 Стоимость боевой ступени ракеты

Стоимость ракеты определяется главным образом ее стартовой массой, а масса ракеты зависит от типа двигателя. Поэтому методически будет оправдано представлять важнейшие характеристики ракеты – ее стартовую массу и стоимость – в функции одних и тех же относительных конструктивно-баллистических параметров. Рассмотрим последовательно ракеты с РДТТ, ЖРД и ПВРД.

Стоимость ракеты с РДТТ представляют в виде суммы составляющих в соответствии со структурой ее массы ( $C_p, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_p = C_{б.ч} + C_{об} + C_{к.п} + C_{дв} + C_T, \quad (3.1)$$

где  $C_{об}$  – стоимость радиоэлектронного оборудования с источниками питания;

$C_{б.ч}$  – стоимость боевой части;

$C_{к.п}$  – стоимость конструкции планера ракеты;

$C_{дв}$  – стоимость двигателя;

$C_T$  – стоимость топлива.

Стоимости конструкции планера, двигателя и топлива непосредственно выражаются через стартовую массу ракеты.

Стоимость конструкции планера ракеты представляют приближенно линейной зависимостью ( $C_{к.п}, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_{\text{кп}} \approx C_{\text{кп}} \cdot m_{\text{кп}} = C_{\text{кп}} \cdot k_{\text{кп}} \cdot m_0. \quad (3.2)$$

Стоимость двигателя ( $C_{\text{дв}}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{\text{дв}} \approx C_{\text{дв}} \cdot m_{\text{дв}} = C_{\text{дв}} \cdot b_{\text{дв}} \cdot m_{\text{т}} = C_{\text{дв}} \cdot b_{\text{дв}} \cdot M_{\text{т}} \cdot m_0. \quad (3.3)$$

Стоимость топлива ( $C_{\text{т}}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{\text{т}} = C_{\text{т}} \cdot m_{\text{т}} = C_{\text{т}} \cdot M_{\text{т}} \cdot m_0. \quad (3.4)$$

В этих выражениях величины  $C_{\text{кп}}$ ,  $C_{\text{дв}}$ ,  $C_{\text{т}}$  – среднестатистические показатели стоимости единицы массы соответствующих агрегатов ракеты. Эти коэффициенты обычно берут из нормативно-справочных материалов серийного производства ракет данного класса.

Стоимость ракеты с РДТТ ( $C_{\text{р}}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{\text{р}} = C_{\text{б.ч}} + C_{\text{об}} + m_0 \cdot k_{\text{кп}} \cdot C_{\text{кп}} + M_{\text{т}} \cdot C_{\text{т}} + b_{\text{дв}} \cdot C_{\text{дв}}. \quad (3.5)$$

Стоимость ракеты с ЖРД, в соответствии со структурой ее массы ( $C_{\text{р}}$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_{\text{р}} = C_{\text{б.ч}} + C_{\text{об}} + C_{\text{кп}} + C_{\text{дв}} + C_{\text{от}} + C_{\text{т}}, \quad (3.6)$$

где  $C_{\text{от}}$  – стоимость отсека топлива, р.

Выразим составляющие через характеристики массы ракеты ( $C_{\text{кп}}$ ,  $C_{\text{дв}}$ ,  $C_{\text{от}}$ ,  $C_{\text{т}}$ , р.) вычисляют по формулам

$$C_{\text{кп}} = C_{\text{кп}} \cdot k_{\text{кп}} \cdot m_0, \quad (3.7)$$

$$C_{\text{дв}} = C_{\text{дв}} \cdot m_{\text{дв}} = C_{\text{дв}} \cdot b_{\text{дв}} \cdot T_0 = C_{\text{дв}} \cdot b_{\text{дв}} \cdot T_0 \cdot g \cdot m_0, \quad (3.8)$$

$$C_{O.T} = C_{O.T} \cdot m_{O.T} = C_{O.T} \cdot b_{O.T} \cdot m_T = C_{O.T} \cdot b_{O.T} \cdot M_T \cdot m_0, \quad (3.9)$$

$$C_T = C_T \cdot m_T = C_T \cdot M_T \cdot m_0, \quad (3.10)$$

где  $C_{O.T}$  – нормативно-справочный показатель стоимости единицы массы отсека топлива.

В соответствии с этими зависимостями стоимость ракеты с ЖРД ( $C_p$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_p = C_{б.ч} + C_{об} + m_0 \cdot \left( k_{кп} \cdot C_{кп} + m_T \cdot C_T + b_{O.T} \cdot C_{O.T} + b_{дв} \cdot T_0 \cdot g \cdot C_{дв} \right). \quad (3.11)$$

Стоимость ракеты с ПВРД ( $C_p$ , млн. р.) вычисляют по формуле

$$C_p = C_{б.ч} + C_{об} + m_0 \cdot \left( k_{кп} \cdot C_{кп} + n_{дв} \cdot (m_T \cdot C_T + b_{O.T} \cdot C_{O.T} + b_{дв} \cdot T_{01} \cdot g \cdot C_{дв}) \right). \quad (3.12)$$

где  $C_{об}$  – стоимость радиоэлектронного оборудования с источниками питания ( $C_{об} = 20$  млн. р.);

$C_{б.ч}$  – стоимость боевой части ( $C_{б.ч} = 10$  млн. р.);

$C_{к.п}$  – стоимость конструкции планера ракеты ( $C_{к.п} = 150$  млн. р.;  $k_{к.п} = 0,15$ );

$C_{дв}$  – стоимость двигателя ( $C_{дв} = 70$  млн. р.);

$C_T$  – стоимость топлива ( $C_T = 150+200$  тыс. р.);

$C_{O.T}$  – стоимость отсека топлива ( $C_{O.T} = 3$  млн. р.);

$m_0$  – начальный полетный вес ( $m_0 = 4800$  кг);

$\mu_T$  – относительный вес топлива ( $\mu_T = 0,38$ );

$T_{01} = 1,5$ ;

$\alpha_{дв} = 0,2$ ;

$\alpha_{о.т} = 0,3$ ;

$g = 1$ .

Стоимость ракеты с ПВРД

$$C_p = 10 \cdot 10^6 + 20 \cdot 10^6 + 4,8Ч$$

$$\begin{aligned} Ч \ 0,15 \cdot 150 \cdot 10^6 + 1 \cdot (0,38 \cdot 350 \cdot 10^3 + 0,3 \cdot 10^6 + 0,2 \cdot 1,5 \cdot 1 \cdot 70 \cdot 10^6) = \\ = 241,08. \end{aligned}$$

На этапе общего проектирования выбор варианта ракеты по экономическому критерию обычно производится с помощью сравнительного стоимостного анализа.

Входящие в формулы (3.5), (3.11), (3.12) составляющие стоимости ракеты  $C_{б.ч}$  и  $C_{об}$  могут быть исключены из рассмотрения, т.е. может рассматриваться стоимость ракеты без стоимости полезной нагрузки ( $C'_p$ , млн. р.) вычисляются по формуле

$$C'_p = C_p - C_{б.ч} + C_{об} . \quad (3.13)$$

Если принять за эталон стоимость ракеты с РДТТ, то относительная стоимость ракеты с ЖРД и ПВРД при постоянной полезной нагрузке ( $C_p$ ) вычисляются по формуле

$$C_p = \frac{C'_{рЖРД}}{C'_{рРДТТ}} = \frac{m_{оЖРД}}{m_{оРДТТ}} =$$

$$= \frac{k_{\text{кп}} \cdot C_{\text{кп}} + m_T \cdot C_T + b_{O.T.} \cdot C_{O.T} + b_{\text{дв}} \cdot T_0 \cdot g \cdot C_{\text{дв}}}{k_{\text{кп}} \cdot C_{\text{кп}} + m_T \cdot C_T + b_{\text{дв}} \cdot C_{\text{дв}}} \cdot D \quad (3.14)$$

Величина  $C_p$  может быть представлена в функции исследуемой основной тактической характеристики ракеты ( $C_p$ ) вычисляются по формуле

$$C_p = C_p \cdot D \quad (3.15)$$

Эти зависимости могут носить сложный характер, однако в силу наглядности графического представления получаемых результатов метод сравнительного стоимостного анализа является весьма эффективным.

Допустим, что в результате исследований получены зависимости  $C_p = C_p \cdot D$  которые представлены на рисунке 3.1.

Нетрудно сделать вывод, что при  $D < D_1$  экономически выгоден РДТТ, а при  $D_1 < D < D_2$  экономически выгоден ЖРД. Если  $D_1 > D > D_2$ , то экономически выгоден ПВРД.

Отметим, что рассмотренный анализ масс одноступенчатых ракет с различными двигателями всецело применим к многоступенчатым ракетам. Более того, использование зависимости масс агрегатов ракеты от основных тактических характеристик и конструктивно-баллистических параметров дает возможность установить взаимосвязь характеристик массы для многоступенчатых ракет и взаимосвязь между ее ступенями.

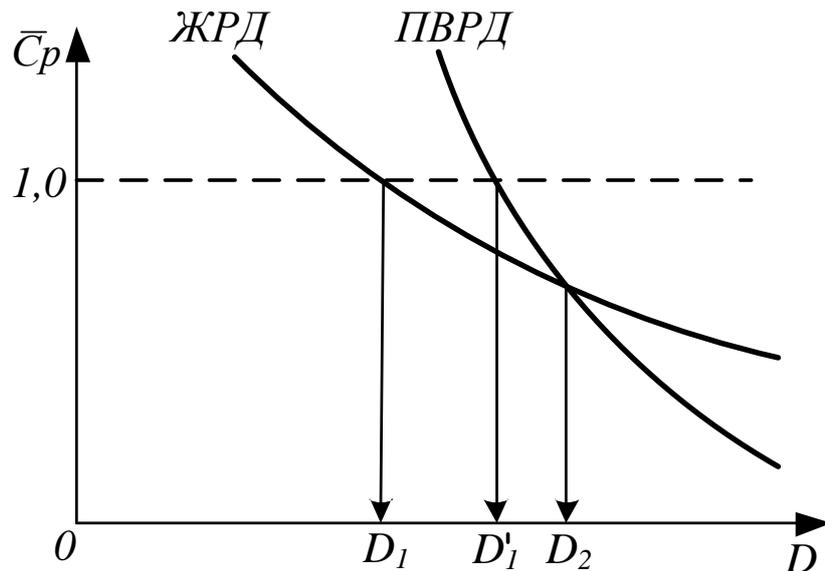


Рисунок 3.1 – К определению оптимального типа двигателя ракеты

$$C_p = C_p - C_{п.н} \text{ ЖРД,ПВРД} / C_p - C_{п.н} \text{ РДТТ}$$

### 3.2.2 Выбор количества ступеней

Ранее было отмечено, что массовая эффективность может быть повышена путем использования многоступенчатых ракет.

Пусть основные тактические характеристики заданы, например, в виде:

- $D = D_{\text{задан}}$ ;
- $V_a = V_{a\text{задан}}$ ;
- $H_a = H_{a\text{задан}}$ , либо в виде набора констант этих параметров.

Задаемся величиной удельной нагрузки на крыло  $p_{кр}$  (или удельной нагрузкой на мидель корпуса  $p_m$ ), подбирая соответствующие ей аэродинамические коэффициенты, типом двигателя, а также всеми параметрами, которые являются исходными для решения систем уравнений невозмущенного движения и расчета относительных масс двигателя, конструкции планера, отсека топлива. В результате решения этой задачи в случае одноступенчатой ракеты подбирается пара таких значений  $T_0$  и  $\mu_T$ , удовлетворяющих условию, например  $D = D_{\text{задан}}$ , при которых достигается минимум функции, начальный полетный вес ( $m_0$ , кг) вычисляют по формуле

$$m_0 = m_0 \cdot m_T T_0, b_{дв} T_0, b_{0.T} T_0 \min. \quad (3.16)$$

В случае двухступенчатой ракеты подбираются две пары значений  $T_{01}, m_{T1}$  и  $T_{02}, m_{T2}$  минимизирующие стартовую массу. Решение этой задачи затрудняется необходимостью применения метода последовательных приближений, поскольку аэродинамические коэффициенты и относительные массы двигателей и отсеков топлива различны. Если для первой ступени аэродинамические характеристики определялись для  $p_{кр1} = g \cdot m_0 / S_{кр}$ , то для второй ступени они должны соответствовать нагрузке  $p_{кр2} = g \cdot m_{б.с} / S_{кр}$ . Например, для ракеты с РДТТ на обеих ступенях удельную нагрузку на крыло ( $p_{кр2}$ ) вычисляют по формуле

$$p_{кр2} = p_{кр1} \cdot (1 - m_{T1}) \cdot (1 + b_{дв1}) \quad (3.17)$$

Решение этой задачи не будет представлять особой трудности, если принять величину удельной нагрузки на крыло  $p_{кр} = p_{кр.ср} = const$ , а  $T_{01} = T_{02}$ . Тогда при  $T_0 = const$  и  $m = m_k = 1 - m_T$ , удовлетворяющих условию  $D = D_{задан}$  (или  $V_a = V_{задан}$  и т.д.), находится сочетание  $T_0$  и  $m_T$ , при котором обеспечивается минимум стартовой массы. При этом стартовая масса представляется в виде функции

$$m_0 = m_0(T_0, b_{дв1}, b_{дв2}, k_{кп}, b_{0.T1}, b_{0.T2}, m_{T1}, m_{T2}, m_{пн}), \quad (3.18)$$

где  $m_{T2}$  – величина всегда может быть выражена через параметр

$$m_T = m_{T1}/m_0 + m_{T2}/m_0. \quad (3.19)$$

Например, в случае ракеты с РДТТ на обеих ступенях величину относительного веса топлива ( $m_{T2}$ ) вычисляют по формуле

$$M_{T2} = \frac{m_{T2}}{m_{б.с}} = \frac{2^{-M_T \cdot b_{ДВ2} - M_{T1}} \cdot 2^{-b_{ДВ1} \cdot M_{T1} - M_T}}{b_{ДВ2} \cdot 1 - b_{ДВ1} \cdot M_{T1} - M_T}. \quad (3.20)$$

Последовательность расчета  $m_{0min}$  многоступенчатой ракеты при  $n > 2$  аналогична. Возможные упрощения связаны либо условием схода ракеты с направляющих, либо условием входа ракеты в луч РЛС наведения, либо условием быстрого прохождения зоны трансзвукового обтекания статически неустойчивой ракеты и т.д. В итоге для многоступенчатой ракеты среди некоторого множества значений

$$m_0 = m_0(m_{пн}, k_{кпн}, b_{ДВi}, T_{0i}, a_{0.Ti}, M_{Ti})_{min}, \quad (3.21)$$

$$m_0 = m_0(n) = min. \quad (3.22)$$

По формуле (3.22) определяется наименьшая величина соответствующая  $n_{opt}$ . При этом в процессе расчета можно рассматривать использование на отдельных ступенях ракеты различных типов двигателей.

Трудоемкость решения подобных прямых задач столь велика, что на этапе предварительных исследований такой путь вряд ли может быть оправдан, а приближенные методы расчета вносят, как правило, небольшую погрешность, которая всегда может быть скорректирована.

Рассмотрим наиболее часто применяемый приближенный метод определения рационального количества ступеней многоступенчатой ракеты.

Допустим, что  $T_0 = T_{0i} = const$ ,  $I_y = I_{yi} = const$ ,  $p_{кр2} = p_{кр} = const$ . Если относительные массы двигателей и отсеков топлива ступеней примерно одинаковы  $b_{ДВi} = const$ ,  $a_{0.Ti} = const$ , то, как показывает количественный анализ, оптимум величины  $m_0$  достигается при распределении топлива по ступеням в соответствии с зависимостью

$$M_{T1} = M_{T2} = \dots = M_{Tn} = 1 - 1 - M_T^{1n}, \quad (3.23)$$

где  $i = 1, 2, \dots, n$ .

Следовательно,  $n = n_{opt}$  соответствует

$$m_0 = m_0 \cdot m_{пн} \cdot k_{кпi} \cdot b_{двi} \cdot T_{0i} \cdot a_{0.Ti} \cdot M_{Ti}. \quad (3.24)$$

Удовлетворяя требованию  $D = D_{задан}$  при  $m = m_k = 1 - M_T$ .

Предельно упростим поставленную задачу, полагая, что заданы основные тактические характеристики  $V$ ,  $D$ ,  $H$  и т.д., причем можно указать на их взаимосвязь. Выберем в качестве основной тактической характеристики, определяющей энергетический облик ракеты, скорость в конце активного участка траектории полета, достигаемую при отсутствии аэродинамического сопротивления и силы тяжести. Если известна величина идеальной скорости ракеты, то можно приближенно определить действительную скорость в конце активного участка.

Пусть ускоритель  $i$ -й ступени сообщает ей скорость ( $V_i$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_i = g \cdot I_y \cdot 1 \cdot n \cdot m_{0i} / m_{ки}. \quad (3.25)$$

Тогда скорость  $n$ -ступенчатой ракеты при  $I_{yi} = const$  ( $V_i$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_i = g \cdot I_y \cdot 1 \cdot n \cdot \frac{m_0}{m_k} \cdot \frac{m_{T02}}{m_{к2}} \dots \frac{m_{б.с}}{m_{пн}}. \quad (3.26)$$

Рассмотрим задачу получения  $V_{i_{max}}$  при последовательной работе ускорителей ступеней (тандемная компоновочная схема) и при их одновременной работе (пакетная компоновочная схема).

Допустим, что при последовательной работе ускорителей по окончании работы двигателя  $i$ -й ступени отбрасывается масса, пропорциональная начальной массе  $i$ -й ступени

$$m_{ki} - m_{0i+1} = \beta \cdot m_{0i}. \quad (3.27)$$

Коэффициент пропорциональности  $\beta$  определяется в зависимости от типа двигателя ускорителя ступени:

- ускоритель с РДТТ –  $\beta = m_T \cdot b_{ДВ}$ ;
- ускоритель с ЖРД –  $\beta = m_T \cdot a_{0,T} + b_{ДВ} \cdot T_0 \cdot g$ ;
- ускоритель с ПВРД –  $\beta = b_{ДВ} \cdot T_{01} \cdot g \cdot n_{ДВ}$ .

Полагаем, что коэффициенты  $\beta_i$  подобраны приблизительно равными  $\beta_i = const$ . Тогда скорость многоступенчатой ракеты ( $V_{И}$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_{И} = g \cdot I_y \cdot 1 \cdot n \cdot \frac{m_0}{\beta \cdot m_0 + m_{02}} \cdots \frac{m_{6,c}}{\beta \cdot m_{6,c} + m_{пн}}. \quad (3.28)$$

В данном случае в коэффициент  $\beta$  для боевой ступени входит и масса конструкции планера, поскольку в конце работы двигателя боевой ступени полезная нагрузка и конструкция планера будут иметь одинаковую скорость. Однако, считаем по-прежнему  $\beta_{bi} = \beta_i = const$ .

Задачу можно сформулировать следующим образом: требуется максимизировать скорость ракеты соответствующим выбором начальных масс ступеней при заданной величине критерия массовой эффективности  $m_0 = m_0 / m_{пн}$  (обратный метод оптимизации величины  $m_0$  по  $n$ ).

В силу симметрии уравнения (3.28) оптимум величины имеет место при условии

$$\frac{m_0}{\beta \cdot m_0 + m_{02}} = \frac{m_{02}}{\beta \cdot m_{02} + m_{03}} = \cdots = \frac{m_{6,c}}{\beta \cdot m_{6,c} + m_{пн}}, \quad (3.29)$$

$$m_0 = m_{02} = \dots = m_{6.c} \quad (3.30)$$

Отсюда следует, что

$$m_0 = m_{02} \cdot m_{03} \dots m_{6.c} = m_{6.c}^n \quad (3.31)$$

Таким образом, скорость многоступенчатой ракеты ( $V_{И}$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_{И} = g \cdot I_y \cdot 1 \cdot n \cdot \frac{m_{6.c}}{b \cdot m_{6.c} + m_{пн}} = g \cdot I_y \cdot 1 \cdot n \cdot \frac{m_0}{1 + b \cdot m_0^{1/n}} \quad (3.32)$$

Полученное выражение можно исследовать графическим методом.

При фиксированных значениях  $I_y$ ,  $\beta$ ,  $m_0$  для некоторого  $n$  существует наибольшее значение  $V_{Иmax}$ , при этом  $n = n_{opt}$ .

Следует отметить, что при  $m_0 > 10$  многоступенчатая ракета практически не имеет преимуществ перед одноступенчатой; при  $10 < m_0 < 100$  рациональное количество ступеней  $n_{opt} \leq 3$ .

Рассмотрим пакетную компоновочную схему ракеты, когда двигатели ускорителей ступеней работают одновременно. При этом каждый двигатель обеспечивает часть силы тяги, потребной для разгона дополнительной массы, связанной с его ступенью. По окончании работы двигателя ускорителя  $i$ -й ступени отбрасываемая масса ракеты ( $m_{ki} - m_{0,i+1}$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$m_{ki} - m_{0,i+1} = \Gamma_i \cdot m_{0i} - m_{0,i+1} \quad (3.33)$$

Коэффициент  $\gamma$  зависит от типа двигателя ускорителя:

- ускоритель с РДТТ –  $\gamma = b_{дв} / 1 + b_{дв}$  ;

- ускоритель с ЖРД –  $\gamma = \frac{a_{0.T} + b_{дв} \cdot m_0 \cdot g / M_T}{1 + a_{0.T} + b_{дв} \cdot m_0 \cdot g}$ ;

- ускоритель с ПВРД –  $\gamma = 1 + M_T / b_{дв} \cdot m_{01} \cdot g^{-1}$ .

При условии оптимальности межступенчатых масс (3.31) и  $\gamma_i = const$  скорость многоступенчатой ракеты ( $V_{И}$ , км/ч) вычисляют по формуле

$$V_{И} = g \cdot I_y \cdot 1 \cdot n \cdot \frac{m_0}{1-\gamma \cdot 1-m_0^1 n^n} . \quad (3.34)$$

При одинаковом количестве ступеней и неизменных величинах  $I_y$ ,  $m_0$ ,  $\gamma = \beta$  скорость ракеты в конце активного участка в случае пакетной схемы больше скорости ракеты с тандемной схемой. При этом  $V_{И}$  асимптотически стремится к  $V_{Иmax}$  при  $n \rightarrow \infty$ . Следовательно, для пакетной схемы  $n_{opt} \rightarrow \infty$ . Следует отметить, что при учете аэродинамического сопротивления, условий эксплуатации и т.д. кажущиеся энергетические преимущества пакетной схемы могут быть полностью утрачены. Для синтезированного варианта ракеты это может быть легко проверено путем прямых расчетов.

Поиск рационального количества ступеней по уравнениям (3.32), (3.34) при фиксированных параметрах  $I_y$ ,  $m_0$ ,  $\gamma$ ,  $\beta$  производится графическим способом: строим график зависимости  $V_{И} = f n$ , на котором  $n = n_{opt}$  соответствует  $V_{И} = V_{Иmax}$ . Величина  $m_0$  в дальнейшем уточняется путем поверочного расчета.

### 3.2.3 Стоимость многоступенчатых ракет

Стоимость многоступенчатых ракет удобно представлять в функции характеристик их масс.

Представим стоимость многоступенчатой ракеты в виде суммы стоимости боевой ступени и стоимости отдельных ускорителей ( $C_p$ , р.) вычисляют по формуле

$$C_p = C_{б.с} + \sum_{i=1}^{n-1} C_{yi}, \quad (3.35)$$

где  $i = 1, 2, 3, \dots, n$ ;

$C_{yi}$  – стоимость ускорителя  $i$ -й ступени.

Будем полагать, что стоимость ускорителя ступени определяется типом двигателя.

Рассмотрим стоимость двухступенчатой ракеты с различными типами двигателей ее ускорителя.

Стоимость ускорителя с РДТТ ( $C_y, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_y = C_{дв} + C_T. \quad (3.36)$$

Полагаем, что существует возможность воспользоваться нормативно-справочными материалами стоимости единицы массы какого-либо функционального блока или агрегата идентичного назначения, тогда стоимость двигателя и топлива ( $C_{дв}, C_T, p.$ ) вычисляют по формулам

$$C_{дв} = C_{дв} \cdot b_{дв} \cdot M_T \cdot m_0, \quad (3.37)$$

$$C_T = C_T \cdot M_T \cdot m_0, \quad (3.38)$$

$$\text{где } m_0 = m_{п.н} \sum_{i=1}^n m_{0i}. \quad (3.39)$$

Стоимость двухступенчатой ракеты при использовании в качестве двигателя ускорителя РДТТ ( $C_p, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_p = C_{б.с} + m_{п.н} \cdot m_0 \cdot M_{T1} \cdot C_{T1} + b_{дв1} \cdot C_{дв1}, \quad (3.40)$$

Стоимость ускорителя с ЖРД ( $C_y, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_y = C_{дв} + C_{о.т} + C_T. \quad (3.41)$$

Выразим стоимость ЖРД и отсека топлива ускорителя через их массы ( $C_{дв}, C_{о.т}, p.$ ) вычисляют по формулам

$$C_{ДВ} = C_{ДВ} \cdot b_{ДВ} \cdot T_0 \cdot g \cdot m_0, \quad (3.42)$$

$$C_{O.T} = C_{O.T} \cdot b_{O.T} \cdot M_T \cdot m_0. \quad (3.43)$$

Стоимость двухступенчатой ракеты при использовании ускорителя с ЖРД ( $C_p, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_p = C_{б.с} + m_{п.н} \cdot m_0 \cdot b_{ДВ1} \cdot T_0 \cdot g \cdot C_{ДВ1} + M_{T1} \cdot C_{T1} + b_{O.T1} \cdot C_{O.T1} . \quad (3.44)$$

Стоимость ускорителя с ПВРД ( $C_y, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_y = n_{ДВ} \cdot C_{ДВ} + C_T . \quad (3.45)$$

Стоимость ПВРД ( $C_{ДВ}, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_{ДВ} = C_{ДВ} \cdot b_{ДВ} \cdot T_{01} \cdot g. \quad (3.46)$$

Стоимость двухступенчатой ракеты при использовании ускорителя с ПВРД ( $C_p, p.$ ) вычисляют по формуле

$$C_p = C_{б.с} + m_{п.н} \cdot m_0 \cdot n_{ДВ} \cdot C_{ДВ} \cdot b_{ДВ} \cdot T_{01} \cdot g + C_T \cdot M_T . \quad (3.47)$$

Уменьшение надежности ракеты и коэффициента боеготовности при увеличении количества ступеней приводит к увеличению потребного наряда ракет и, следовательно, к возрастанию стоимости выполнения боевой задачи. Наоборот, увеличение до определенной величины количества ступеней приводит к уменьшению стартовой массы и стоимости ракеты и к снижению стоимости выполнения боевой задачи. Таким образом, можно определить рациональное количество ступеней, при котором стоимость выполнения боевой

задачи ракетой минимальна. Если допустить, что уровни надежности и боеготовности ракеты достаточно высоки, а количество ступеней, как правило, ограничено  $n \leq 3$ , то критерий экономической эффективности ракеты, ее стоимость – имеет большое самостоятельное значение при исследовании эффективности ракет и ракетных систем. Этот критерий в должной мере характеризует технико-экономические свойства ракет различного назначения.

Далеко не все факторы, влияющие на эффективность ракеты, могут быть количественно учтены на этапе общего проектирования. Многие важные вопросы проектирования ракет приходится решать на более поздних этапах. Так, проектирование боевой части, двигателя, системы управления представляет собой самостоятельные задачи, для решения которых используются характеристики, полученные на этапах общего проектирования и общего конструирования.

Полученные на этапе общего проектирования конструктивно-баллистические характеристики ракеты и оптимальные значения масс ее основных агрегатов являются исходными для последующего этапа – общего конструирования ракеты.

## **4 Реализация методов по определению расходов на летательные аппараты с учетом конструктивной специфики**

При определении расходов на выполнение целевой задачи (основной критерий) приходится иметь дело с тремя видами расходов:

- 1) расходы на разработку комплекса ЛА;
- 2) расходы на производство серийных образцов;
- 3) расходы на эксплуатацию.

В общем случае при определении критериальной величины следует учитывать все три вида расходов. В ряде случаев отдельные виды расходов можно или вовсе не учитывать или учитывать частично.

### **4.1 Определение расходов на разработку комплекса летательного аппарата**

Расходы на разработку комплекса ЛА складываются из следующих составных расходов:

- 1) на проектирование экспериментальных и опытных образцов элементов комплекса ЛА;
- 2) на производство экспериментальных и опытных образцов комплекса;
- 3) на лабораторные испытания;
- 4) на летные испытания для проверки функционирования и надежности всего комплекса;
- 5) на конструктивные и производственные доводки.

Каждый из указанных видов расходов имеет свою природу образования и требует для их определения большого количества статистических данных. Следует заметить, что разработка нового образца ЛА является настолько

сложной задачей, что, как правило, редко удается определить заранее затраты на разработку с желательной точностью.

Следует отметить, что несмотря на большой опыт проектирования ЛА, затраты на разработку, по крайней мере, УРС не только не уменьшаются, а наоборот увеличиваются. Например, на разработку УРС класса «В-В» «Сперроу» 1 (США) было израсходовано 30 млн. у.е. (конец 40 гг. и начало 50 гг.). В настоящее время в США разрабатывается УРС класса «В-В».

Расходы на разработку возрастают в связи с возрастанием требований к эффективности УРС в условиях сильного противодействия противника. Кроме того, в настоящее время имеется тенденция к разработке более универсальных, а следовательно, и более сложных УРС.

Расходы на разработку УРС возрастают также вследствие требования к мобильности стартовой позиции. Это требование вызывается легкой уязвимостью стационарных стартовых позиций. В таблице 4.1 в качестве примеров приведены удельные расходы на разработку двух пар УРС США класса «В-В» и «З-В».

Таблица 4.1 – Удельные расходы на управляемые ракетные системы (УРС)

Тип ЛА	Класс	Система управления	Затраты на разработку млн. у.е.	Стартовый вес	Удельные затраты на разработку тыс. у.е.
					(кг · с)
«Сперроу» I	«В-В»	Наведение по радиолучу	30	135	223
«Феникс»	«В-В»	Полуактивная РГС + активная РГС	352	454	776
«Боумарк»	«З-В»	Активная РГС	2000	7248	277
«SAM-D»	«З-В»	Командная + полуактивная РГС	298	590	505
«F-111A»	Истребитель бомбардировщик	2 пилота	1500	34000	44,2

В каждой паре первой УРС – начального этапа развития ракетой техники и второй – современный. Для сравнения приведены расходы на разработку современного истребителя-бомбардировщика с переменной стреловидностью крыла F-111A. Расходы на разработку современных УРС являются проектными.

Основными расходами при разработке боевых атмосферных ЛА являются расходы на систему управления. Например, для ракеты «Сперроу» I, приведенной в таблице 4.1, расходы распределяются следующим образом:

- система управления, включая автопилот и источник энергии – 77,5 %;
- планер снаряда – 12,5 %;
- двигатель – 6,5 %;
- боевая часть – 3,5 %.

Заметим, что на «Сперроу» I стояла простейшая система наведения – по лучу.

Расходы на разработку ЛА при оптимизации параметров можно не учитывать, т.к. они не значительно зависят от параметров. Однако расходы на разработку следует учитывать, хотя бы в виде разности расходов, при сравнении вариантов с различными системами управления. Значительно более высокая удельная стоимость разработки ракеты «Феникс» по сравнению с удельной стоимостью разработки ракеты «Сперроу» I объясняется, тем, что у ракеты «Феникс» сложная система управления с двумя системами самонаведения – полуактивной и активной.

## **4.2 Определение расходов на производство серийных летательных аппаратов**

При серийном производстве расходы на изготовление однотипных изделий в основном определяются их весом. Действительно, увеличение веса изделия вызывается увеличением количества входящих в него деталей, увеличением размеров деталей, увеличением количества потребного материала и т.д. Поэтому, если  $Q_d$  – расходы на производство детали или агрегата, а  $m_d$  – ее вес, то расходы на производство детали или агрегата ( $Q_d$ , р.) вычисляют по формуле

$$Q_D = f \cdot m_D . \quad (4.1)$$

Причем для механических деталей функция  $f \cdot m_D$  – возрастающая при увеличении  $m_D$ .

Часто для однотипных деталей принимают стоимость детали пропорциональной ее весу. Это не совсем точно. При подобном увеличении размеров детали не все расходы растут пропорционально весу. Вес потребного материала растет приблизительно пропорционально весу детали. Количество времени, потребного на обработку детали каркаса ракеты обычно приблизительно пропорционально поверхности детали; это значит, для геометрически подобных деталей затраты на обработку пропорциональны  $m_D^2$ .

Установка деталей, например, панели крыла в стапель или на клепальном станке, требует количества рабочих часов почти не зависящее (в некотором интервале) от веса детали. Аналогично, время установки сварочных устройств будет зависеть от количества сварочных швов, а оно примерно пропорционально  $m_D^1$ .

Таким образом, расходы на производство деталей ( $Q_D$ , р.) вычисляют по формуле

$$Q_D = a_D \cdot m_D^{n_D}, \quad (4.2)$$

где  $a_D$  – коэффициент пропорциональности, зависящий от типа детали и сложности производственных и контрольных операций;

$n_D$  – показатель степени, меньший единицы, зависящий от типа детали.

Удельные расходы, т.е. расходы на один килограмм готовой детали ( $q_D$ ) вычисляют по формуле

$$q_D = \frac{Q_D}{m_D} = \frac{a_D}{m_D^{1-n_D}} \quad (4.3)$$

Очевидно, что формулы (4.2) и (4.3) будут справедливы как для деталей, так для агрегатов и целых ЛА.

Для авиационных и ракетных конструкций в основном применяются тонкостенные конструкции (корпус, несущие поверхности, топливные бак, камеры сгорания двигателей и др.). Для таких конструкций расходы на производственный процесс будут пропорциональны поверхности обрабатываемых агрегатов, т.е. примерно пропорциональны  $m_k^{2/3} \approx m_k^{0,67}$ .

В справочнике [32] для ракет принимается, что удельные расходы на производство ракет должны быть в два раза больше, если вес их уменьшается в десять раз. Это соответствует для конструкции значению  $n_k = 0,7$ .

Указанное значение величины  $v_k$  с приемлемой точностью подтверждается и другими источниками.

При определении производственных затрат на изготовление конструкции ЛА необходимо учитывать, что себестоимость одного экземпляра уменьшается при увеличении размера серии (партии). Уменьшение расходов на один экземпляр ЛА происходит по мере освоения производства данной конструкции.

Иногда для оценки влияния размера партии на стоимость ЛА принимается 80 % закономерность освоения. При этом предполагается, что при увеличении партии вдвое стоимость ЛА снижается на 20 %, т.е. становится равной 80 %. Эта закономерность может иметь место в ограниченном диапазоне, при этом предполагается, что существенных модификаций не производится. Математически 80 % закономерность освоения, т.е. стоимость  $n$ -го экземпляра рассматриваемого типа ЛА приближенно ( $Q_n$ , р.) вычисляют по формуле

$$Q_n = \frac{Q_1}{n^{1/3}}, \quad (4.4)$$

где  $Q_1$  – стоимость первого экземпляра.

Не меньшее значение имеет месячный выпуск. Чем месячный выпуск больше, тем накладные расходы, приходящиеся на один ЛА, будут меньше. Для

иллюстрации этого приводим стоимости ЛА США класса «В-В» «Фолкон» при начальном этапе серийного производства. Первоначальная стоимость ЛА была 88500 у.е.; когда выпуск достиг 100 снарядов в месяц, стоимость стала 25000 у.е., при выпуске 250 снарядов в месяц стоимость достигла 19000 у.е., а при выпуске 350 снарядов – 10000 у.е. Конечно, в эти снижения стоимости вошло не только уменьшение накладных расходов, но и влияние освоения процесса производства.

Общую себестоимость ЛА можно представить в виде следующих двух зависимостей, пригодных для анализа и оптимизации конструкций планера и двигательной установки ( $Q_{сн}$ , р.) вычисляют по формуле

$$Q_{сн} = q_k \cdot T_k + q_T \cdot T_T + Q_{п.н}, \quad (4.5)$$

$$Q_{сн} = a_k \cdot T_k^{H_k} + a_T \cdot T_T^{H_T} + Q_{п.н}, \quad (4.6)$$

где  $Q_{сн}$  – себестоимость снаряда, р.;

$m_k$  и  $m_T$  – веса конструкции и топлива, кг;

$q_k$  и  $q_T$  – удельные стоимости конструкции и топлива;

$Q_{п.н}$  – стоимость полезной нагрузки (системы управления и целевой нагрузки), р.

Если анализируемый агрегат существенно отличается по удельной стоимости от остальной конструкции, то его следует выделить.

### 4.3 Определение расходов на эксплуатацию летательных аппаратов

Расходы на эксплуатацию зависят не только от размеров и веса ЛА, но и от его типа и особенностей системы управления, двигательной установки и

конструкции. От веса и размеров ЛА зависят следующие эксплуатационные расходы:

- на стартовую позицию (стартовая установка, шахта, ракетоноситель);
- на здания и сооружения для хранения, профилактических осмотров, контрольных испытаний.

Значительные расходы особенно для снарядов ПВО идут на эксплуатацию наземного (или корабельного) комплекса системы обнаружения целей и системы управления снарядом.

Эксплуатационные расходы состоят из расходов на различного рода материальные ценности (здания, сооружения, транспортные средства, радиолокационные станции, приборы контроля и управления, запасные части) и расходов на содержание обслуживающего персонала.

Например, относительная величина стоимости материальных ценностей стартовой позиции для межконтинентальной баллистической ракеты США «Атлас F», а именно стоимость ракеты, зданий, сооружений и оборудования, установленных на стартовой позиции составляли следующие относительные величины от всех расходов:

- ракета – 15 %;
- запасные части – 5 %;
- наземное оборудование – 40 %;
- сооружения – 40 %.

Зенитная ракета США низких и средних высот «Хоук» является элементом передвижного комплекса, включающего, кроме ракет, радиолокационные станции, генератор электрического тока, мастерские для мелкого ремонта и разное другое оборудование. Вес всего оборудования батареи, обслуживающего шесть ракет, составляет 423000 (кг·с). Вес же шести ракет 3500 (кг·с), т.е. составляет только 7,7 % от веса всего комплекса. Конечно, следует учитывать и тот факт, что израсходованные на батарее шесть ракет могут быть заменены другими. Однако, как видно из приведенных весов, стоимость наземного оборудования должна составлять значительную часть от всех расходов на систему оружия.

В статье [19] приводятся, например, следующие средние расходы в США на производство наземного оборудования в процентах от стоимости всей системы оружия:

- для УРС класса «В-В» – 10 %;
- для УРС класса «В-3» – 15 %;
- для УРС класса «3-В» – 25 %»
- для БРСД с РДТТ – 25 %;
- для БРСД с ЖРД – 40 %;
- для БРДД с РДТТ – 45 %;
- для БРДД с ЖРД – 60 %.

Следует заметить, что для УРС классов «В-В» и «В-3» расходы на носитель не учтены.

Влияние самого ЛА на стартовый комплекс будет в основном через те элементы комплекса, которые связаны с весом ракеты и ее объемом, последний – почти пропорционален весу, это – стартовая установка, стартовая шахта, транспортные и подъемные устройства, хранилища ЛА и топлива, сооружения для профилактического контроля и ремонта и др.

Для приведенных выше примеров ЛА «Атлас F» и «Хоук» в первом случае 40 % расходов, а во втором случае 40 % общего веса комплекса ракеты связаны с весом и объемом ракеты (не включая стоимости и веса самих ракет). Таким образом, для ракеты «Атлас» расходы на вне ракетных элементов комплекса, зависящие от веса и объема ракеты, будут в 2,7 раза больше затрат на ракету. Для ракеты «Хоук» аналогичные элементы комплекса весят в 5,3 раза больше самих ракет, вес всего комплекса в 13 раз больше веса ракет.

Если обратиться к авиационным ракетам, то, например, полетный вес самолета F-111 в 12 раз больше веса подвешиваемых на самолет 6 ракет «Феникс». Вес бомбардировщика B-52 в 20 раз больше веса двух снарядов «Хаунд-Дог», подвешиваемых на самолете.

Для баллистических ракет «Поларис», запускаемых с подводных лодок, еще большее соотношение между весом подложки и весом установленных на ней ракет: вес подложки приблизительно в 30 раз больше веса ракет.

Приведенные примеры показывают, что при проектировании ЛА, имеющих сравнительно сложные стартовые и эксплуатационные устройства и сооружения, большое критериальное значение приобретает полетный вес.

Для ЛА, в особенности для систем ПВО и ПРО, большой удельный вес в общих расходах на комплекс составляет стоимость радиолокационных систем обнаружения целей и наведения на них снарядов. Однако эксплуатация радиолокационных и в особенности связных систем в течение нескольких лет может потребовать расходов, существенно превышающих их стоимость. Например, эксплуатационные расходы ВВС США за год на радиолокационную аппаратуру составляли 60 % от стоимости аппаратуры, а на связную аппаратуру – 1200 % от стоимости аппаратуры; подавляющая часть эксплуатационных расходов идет на рабочую силу.

При выборе системы управления ЛА необходимо учитывать возможные эксплуатационные расходы и стоимость не только бортовой аппаратуры, но и вне снарядного оборудования и сооружений. При сравнении различных систем управления можно учитывать только разность указанных расходов.

#### **4.4 Методы комплексной оценки показателей боевой операции авиационно-ракетного комплекса**

##### **4.4.1 Обработка статистических координат промаха**

Статистические координаты точек рассеивания (с точностью до 0,5 м) представлены в таблице 4.2 по одной из осей в виде статистического ряда (упорядоченной совокупности), по другой в виде простой (неупорядоченной) статистической совокупности. Для сокращения объема исходных данных индивидуальные задания формируются из части точек, указанных в таблице 4.2. При обработке статистических данных полную и сокращенную выборки следует считать результатами независимых стрельб, *apriori* подчиняющихся

нормальному закону распределения на основании предельных теорем теории вероятностей [25].

Таблица 4.2 – Статистические координаты точек рассеивания

Номер	Y	Z
1	4,5	-2,5
2	4,0	-4,0
3	3,5	2,0
4	3,0	0,0
5	3,0	4,0
...	...	...
54	-2,0	6,5

1 Для построения гистограммы (статистической плотности вероятности) и статистической функции распределения по полной выборке исходный статистический материал следует представить в виде статистического ряда, если он не упорядочен в таблица 4.2.

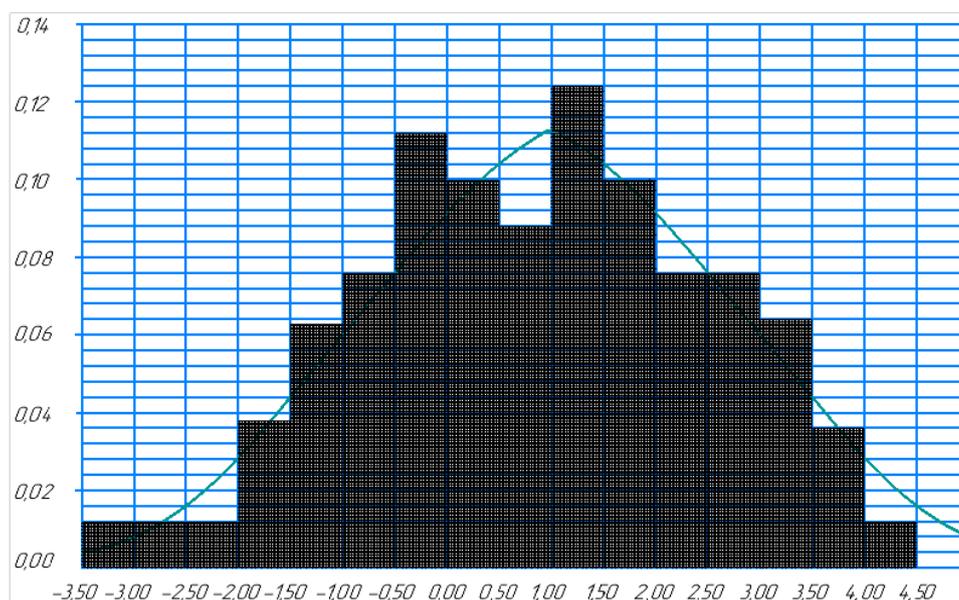
При разбиении статистического ряда на разряды (интервалы) целесообразно принять их одинаковыми и в данном случае, кратными  $1/2$ .

При подсчете числа точек, лежащих в некотором интервале, к ним следует приплюсовать половину точек, попавших в границу интервала, а другую половину добавить к точкам соседнего интервала. Таким образом, количество точек, лежащих в интервале, может быть нецелочисленным, а кратным  $1/2$ .

Для построения гистограммы распределения промаха по заданной оси, над каждым интервалом разбиения строится прямоугольник с высотой, равной статистической плотности распределения на этом интервале. Площадь каждого такого прямоугольника равна частоте попадания координат промаха в данный интервал, в площадь всей гистограммы, таким образом, равна 1. Примерный вид гистограммы показан на рисунке 4.1а.

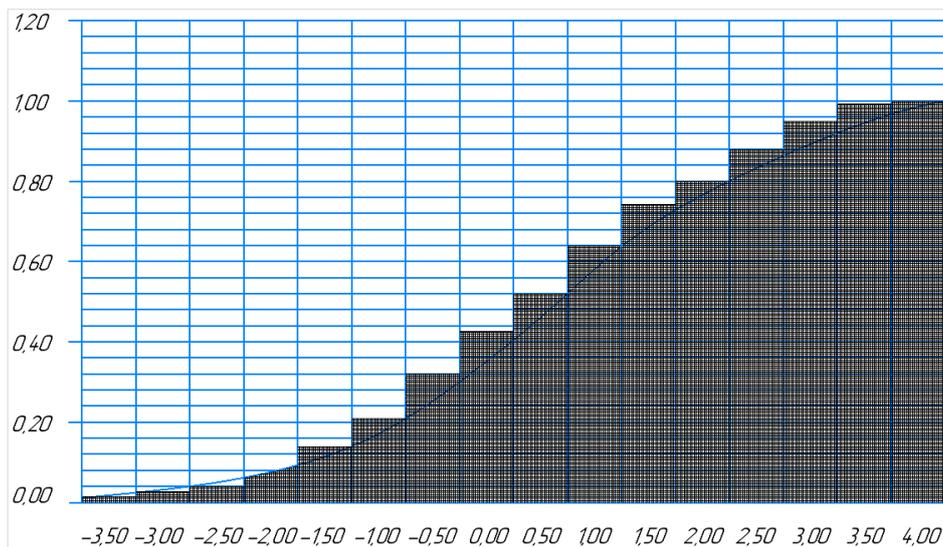
Статистическая функция распределения строится в виде ступенчатой прерывистой возрастающей функции. Скачки функции на правой границе каждого интервала равны статистической плотности на этом интервале. Уровень ступенек на каждом интервале равен суммарной площади части гистограммы, лежащей левее правой границы этого интервала. Иначе говоря,

Уровень ступеньки равен суммарной частоте попадания координат промаха во все интервалы, лежащие левее правой границы рассматриваемого интервала. В частном случае, когда все интервалы одинаковы и равны 1, статистическая функция распределения может быть построена суммированием всех высот прямоугольников гистограммы для всех интервалов, лежащих левее правой границы рассматриваемого интервала, так как в этом случае плотность распределения в каждом интервале равна частоте попадания координат промаха в интервал. Примерный вид статистической функции распределения показан на рисунке 4.1б.



а – гистограмма по частоте попадания координат промаха в данный интервал;

Рисунок 4.1, лист 1 – Гистограммы распределения промаха



б – статистическая функция распределения.

Рисунок 4.1, лист 2

Ступенчатые гистограмма и статистическая функция распределения по сути своей являются случайными и приближенно представляют действительные плотность вероятности и функцию распределения случайной величины, в данном случае координаты промаха. При увеличении числа точек и уменьшении длины интервалов разбиения гистограмма и статистическая функция распределения сходятся по вероятности (приближаются) к действительным функциям распределения, являющимся гладкими не случайными кривыми.

Для приближенного представления этих кривых на основании гистограммы и статистической функции распределения используются специальные математические методы выравнивания (сглаживания) статистических функций. Предлагаем выполнить сглаживание статистической функции распределения «на глаз», используя особенное и нормального распределения, для которого плотность нормального распределения случайной величины, вычисляют по формуле

$$f(y) = \frac{1}{\sigma_y \cdot \sqrt{2\pi}} \cdot \exp - \frac{y - m_y}{2 \cdot \sigma_y^2}^2, \quad (4.7)$$

где  $m_y$  – математическое ожидание (далее – МО);

$y_y$  – среднеквадратическое отклонение (далее – СКО) случайной величины, а функция распределения определяется выражением

$$F_y = \int_{-\infty}^y f_y dy. \quad (4.8)$$

На рисунке 4.1б пунктиром изображена приближенная статистическая функция распределения в виде непрерывной, кусочно-гладкой, ломаной линии, которую и следует сглаживать.

При сглаживании нужно иметь в виду, что действительная функция распределения в характерных точках координатной оси имеет, на основании приведенных формул, значения, указанные в таблице 4.3. Координаты характерных точек заданы в долях  $y_y$ , относительно МО  $m_y$ .

Таблица 4.3 – Расчетные значения

$y \cdot m_y$	$-3 \cdot y_y$	$-2 \cdot y_y$	$-y_y$	$-E_y$	$m_y$	$E_y$	$y_y$	$2 \cdot y_y$	$3 \cdot y_y$
$f_y$	0,0044	0,054	0,242	0,317	0,399	0,317	0,242	0,054	0,0044
$F_y$	0,0014	0,023	0,154	0,25	0,5	0,75	0,841	0,977	0,9986

Для построения выравнивающей кривой с учетом данных таблицы 4.3 необходимо иметь хотя бы приближенное значение  $y_y$ . Как известно, практически достоверным интервалом рассеивания нормально распределенной случайной величины обычно считают интервал  $(+3 \cdot y_y)$ , относительно ее математического ожидания. Примем в первом приближении в качестве практически достоверного интервала рассеивания координат промаха интервал  $I_{ab}$ , на концах которого предполагаемая в соответствии с гистограммой плотность распределения будет близка к нулю. Тогда в первом приближении СКО определим, разделив длину этого интервала на 6, т.е.  $y_y = \frac{I_{ab}}{6}$ . Это наиболее простой, но достаточно грубый способ оценки. Можно оценить приближенное значение СКО и по другому характерному интервалу. Для этого следует «на глаз» аппроксимировать приближенную статистическую функцию распределения (ломаную пунктирную линию на рисунке 4.1б) плавной кривой

в некотором диапазоне ее изменения, например, от 0,159 до 0,841. Аппроксимирующую кривую  $F(y)$  следует провести так, чтобы в этом диапазоне  $F m_y - \Delta y = F m_y + \Delta y$ . Приняв в первом приближении в качестве математического ожидания координаты промаха  $m_y$ , значение  $y$ , при котором «на глаз» аппроксимирующая кривая будет равна 0,5. Измерив интервал  $I_{cd}$  изменения  $F_y$ , от 0,159 до 0,841, который в соответствии с таблицей 4.3 должен быть равен  $(2 \cdot y_y)$ , найдем:  $y_y = \frac{I_{cd}}{2}$ .

Для приближенной оценки  $y_y$  можно использовать и другие характерные интервалы с учетом, например, таблица 4.3.

Далее можно построить всю выравнивающую (сглаживающую) кривую в практически достоверном интервале рассеивания. Может оказаться, что сглаженная статистическая функция  $F_y$  будет в среднем смещена вправо или влево относительно ломаной, пунктирной, аппроксимируемой линии. Это говорит о том, что приближенно выбранное значение  $m_y$  неточно. В этом случае выравнивающую кривую нужно сместить вправо или влево так, чтобы она совпала в среднем с выравниваемой пунктирной линией. Уточненную величину  $m_y$  определим как значение координаты  $y$ , при котором смещенная выравнивающая кривая  $F_y$ , равна 0,5. Если после такой коррекции наклон выравнивающей кривой в среднем будет заметно отличаться от наклона ломаной аппроксимируемой линии, то следует скорректировать значение  $y_y$ . При этом следует учесть, что производная действительной функции распределения при ее значении 0,5 (тангенс угла наклона к оси абсцисс в точке МО случайной величины) равна  $\frac{1}{2ry_y} = \frac{0,398}{y_y}$ . Сгладив, таким образом, статистическую функцию распределения и одновременно уточнив значения  $m_y$  и  $y_y$ , можно сгладить гистограмму. При этом нужно иметь в виду, что действительная плотность распределения в некоторых характерных точках имеет значения, приведенные в таблице 4.3.

2 При анализе координат сокращенной выборки и оценки параметров закона их распределения нужно иметь в виду, что плотность нормального

распределения системы двух случайных величин  $y$  и  $z$  в общем случае вычисляются по формуле

$$f(y, z) = \frac{1}{2 \cdot \sigma_y \cdot \sigma_z \cdot (1 - r_{yz})^2} \cdot \exp \left[ -\frac{1}{2(1-r_{yz}^2)} \frac{(y-m_y)^2}{\sigma_y^2} - \frac{2 \cdot r_{yz} \cdot (y-m_y) \cdot (z-m_z)}{\sigma_y \cdot \sigma_z} + \frac{(z-m_z)^2}{\sigma_z^2} \right]. \quad (4.9)$$

Помимо МО и СКО каждой случайной величины параметром этого закона является также коэффициент корреляции  $r_{yz}$ . Эти параметры являются неслучайными, детерминированными величинами. Оценки же их, полученные на основании обработки статистических данных по случайной выборке, являются принципиально случайными и имеют свои законы распределения. Поэтому, применяя некоторые формулы для вычисления этих оценок, стремятся, чтобы оценки получались в определенном смысле наилучшими. Формулы (4.16)–(4.19) дают состоятельные оценки (при увеличении числа статистических точек сходящиеся по вероятности к оцениваемым величинам) несмещенные (МО оценки, равно оцениваемому параметру), а оценки МО случайных величин  $x$  и  $z$  являются еще и эффективными (с наименьшей дисперсией) оценками. Коэффициент корреляции  $r_{yz}$  фигурирующий в выражении совместной плотности распределения системы двух случайных величин, характеризует линейную, вероятностную взаимосвязь этих величин.

3 Для системы двух взаимозависимых случайных величин всегда можно найти такую систему координат, в которой они становятся некоррелированными. Оси такой системы координат, проходящие через центр рассеивания, называются главными. Главные оси совпадают с осями симметрии эллипса рассеивания. Дисперсии и СКО в этих осях являются: одна наибольшей, а другая наименьшей по сравнению с дисперсиями в любых других осях. Для перехода от текущей системы координат к главным осям нужно перенести начало текущей системы координат в центр рассеивания и

повернуть на некоторый угол. Формула (4.22) дает оценки этого угла (точнее двух значений, различающихся на  $\frac{\pi}{4}$  ( $90^\circ$ )). Поворот производится по часовой стрелке для положительного значения  $\beta$  и наоборот. Формулы (4.23), (4.24) справедливы для дисперсий в главных осях рассеивания  $OY_0Z_0$ .

Следует отметить, что значения параметров закона распределения и особенно угла  $\beta$  оцениваются с достаточной точностью, когда статистика составляет не менее от 40 до 50 точек. Поэтому расчеты, носят иллюстративный характер, а получаемые результаты в значительной степени случайны.

*Эллипсом рассеивания* называют проекцию на плоскость рассеивания кривой, которая образуется при пересечении функции плотности распределения системы двух нормально распределенных случайных величин, например  $f(yz)$ , и горизонтальной плоскости, параллельной плоскости рассеивания. Во всех точках эллипса плотность вероятности постоянна. Эллипсом практически достоверного рассеивания можно считать эллипс, полуоси которого равны утроенным среднеквадратическим отклонениям по главным осям рассеивания. Плотность вероятности на границе такого эллипса равна 0,0044 (таблица 4.3).

4 Случайные величины являются взаимозависимыми, если закон распределения одной величины зависит от случайного значения другой и наоборот. Вероятностная взаимозависимость случайных величин обусловлена наличием в их составе общих случайных составляющих. Связь коэффициента корреляции с линейной вероятностной зависимостью координат  $y$  и  $z$  наглядно видна в выражениях для условных плотностей распределения  $f(y/z)$ , и  $f(z/y)$ , вычисляют по формулам

$$f \frac{y}{z} = \frac{f(y, z)}{f(z)} = \frac{1}{y_y \cdot \sqrt{1 - r_{yz}^2} \cdot \sqrt{2 \cdot p}} \psi$$

$$\psi_{\text{Чехр}} = \frac{1}{2 \cdot (1 - r_{yz}^2) \cdot y_y^2} \cdot y - m_y - r_{yz} \cdot \frac{y_y}{y_z} \cdot (z - m_z)^2, \quad (4.10)$$

$$f \frac{z}{y} = \frac{f_{y,z}}{f_y} = \frac{1}{y_z \cdot \sqrt{1 - r_{zy}^2} \cdot \sqrt{2 \cdot p}} \cdot \chi$$

$$\chi_{exp} = \frac{1}{2 \cdot (1 - r_{zy}^2) \cdot y_z^2} \cdot (z - m_z - r_{zy} \cdot \frac{y_z}{y_y} \cdot (y - m_y))^2. \quad (4.11)$$

Из этого следует, что условные законы распределения величин  $y$  при некотором значении  $z$  и  $z$  при некотором значении  $y$  являются нормальными с МО  $m_{y/z}$ ,  $m_{z/y}$  и СКО  $y_{y/z}$ ,  $y_{z/y}$  соответственно, которые определяются выражениями:

$$- m_{y/z} = m_y + r_{yz} \cdot \frac{y_y}{y_z} \cdot (z - m_z); \quad (4.12)$$

$$- m_{z/y} = m_z + r_{zy} \cdot \frac{y_z}{y_y} \cdot (y - m_y); \quad (4.13)$$

$$- y_{y/z} = y_y \cdot \sqrt{1 - r_{yz}^2}; \quad (4.14)$$

$$- y_{z/y} = y_z \cdot \sqrt{1 - r_{zy}^2}. \quad (4.15)$$

Таким образом, условное МО величины  $y - m_{y/z}$  является линейной функцией величины  $z$ , а МО  $m_{z/y}$  – линейной функцией величины  $y$ . Это говорит о корреляции между величинами  $y$  и  $z$ .

Величина коэффициента корреляции, входящего в эти выражения, определяет степень линейной, вероятностной зависимости между случайными величинами  $y$  и  $z$ . При значениях коэффициента корреляции, равных  $\pm 1$ , вероятностная зависимость превращается в функциональную, неслучайную зависимость, т.к. условные КО  $y_{y/z}$  и  $y_{z/y}$  становятся равными 0. При его значении, равном 0, условные МО одной случайной величины не зависят от значений другой случайной величины, и случайные величины являются взаимно независимыми. В этом случае параметры условных и безусловных законов распределения совпадают.

Для системы двух (и более) взаимозависимых случайных величин всякое приближенное представление зависимости одной случайной величины от другой (других) случайной величины называется *регрессией*. Представление

одной случайной величины в виде линейной функции другой называется *линейной регрессией* и изображается прямой линией в системе координат случайных величин. Условные МО  $m_{y/z}$  и  $m_{z/y}$  являются ничем иным, как линейными регрессиями  $z$  на  $y$  и  $y$  на  $z$  (формулы (4.25), (4.26)). Эти линии пересекаются в центре рассеивания системы двух случайных величин и проходят, первая — через середины хорд эллипса рассеивания, параллельных оси  $OY$ , вторая через середины хорд эллипса, параллельных оси  $OZ$ . В частном случае функциональной линейной зависимости между случайными величинами линии регрессии совпадают между собой и с главной осью рассеивания.

**Пример 1.** Для заданного в таблице 4.4 варианта полной выборки координат промаха, приведенных в табл. 4.2 для осей  $OY$  и  $OZ$ :

Таблица 4.4 – Варианты полной выборки координат промаха

Вариант задания	Варианты полной выборки	
	Точки	Номера исключаемых точек
1	все	
2	кроме	1, 5, 9, 13, 17 ...
3	...	2, 6, 10, 14, 18 ...
4	...	3, 7, 11, 15, 19 ...
...	...	...
25	...	4, 9, 11, 16, 21 ...

- а) построить статистический ряд для координат промаха по заданной оси;
- б) построить гистограмму  $f(y)$  или  $f(z)$  координат промаха для заданной оси;
- в) построить статистическую функцию распределения координат промаха  $F(y)$  или  $F(z)$ .

При построении гистограммы и статистической функции распределения целесообразно (в данном случае) разбить весь интервал распределения статистических координат по соответствующей оси примерно от 14 до 16 интервалов и считать:

- что частота попадания случайной координаты в интервал:  $p_i = \frac{n_i}{N}$ ;
- статистическая плотность распределения в интервале:  $f_i = \frac{p_i}{\Delta_i}$ ;
- статистическая функция распределения:  $F_i = \sum_{j=1}^i f_j \Delta_j = \sum_{j=1}^i p_j$ ,

где  $i$  – номер интервала;

$n_i$  – число точек в интервале;

$N$  – общее число точек;

г) сгладить статистическую функцию распределения и гистограмму «на глаз».

2 Для заданного в таблице 4.5 варианта сокращенной выработки рассчитать:

Таблица 4.5 – Варианты сокращенной выработки

Вариант	Номера точек
1	1, 5, 9, 13, 17 ...
2	2, 6, 10, 14, 18 ...
3	3, 7, 11, 15, 19 ...
4	4, 8, 12, 16, 20 ...
5	1, 5, 10, 15, 20 ...
...	...
25	5, 9, 11, 16, 21 ...

а) статистически средние (статистические математические ожидания (МО)) ( $m_y, m_z$ ) вычисляют по формулам

$$m_y = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N y_j, \quad (4.16)$$

$$m_z = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N z_j, \quad (4.17)$$

где  $y_i$  и  $z_i$  – координаты  $j$ -й точки;

б) статистические дисперсии  $D_y, D_z$  и СКО ( $y_y, y_z$ ) вычисляют по формулам

$$y_y = D_y = \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N y_j^2 - m_y^2 = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N y_j^2 - m_y^2 \cdot \frac{1}{N-1}, \quad (4.18)$$

$$y_z = D_z = \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N z_j^2 - m_z^2 = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N z_j^2 - m_z^2 \cdot \frac{1}{N-1}; \quad (4.19)$$

в) статистические ковариации (корреляционные моменты) ( $K_{yz}, K_{zy}$ ) вычисляют по формуле

$$K_{yz} = K_{zy} = \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N y_j z_j - m_y m_z = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N y_j z_j - m_y m_z \frac{1}{N-1}; \quad (4.20)$$

г) коэффициент корреляции, ( $r_{yz}$ ) вычисляют по формуле

$$r_{yz} = r_{zy} = \frac{K_{yz}}{D_y D_z} = \frac{K_{yz}}{y_y y_z}; \quad (4.21)$$

д) написать формулу для совместной плотности распределения координат промаха  $f(y, z)$  с учетом рассчитанных параметров закона распределения.

3 Найти и построить главные оси рассеивания  $OY_0$  и  $OZ_0$ .

Для этого необходимо:

а) рассчитать оценку угла преобразования заданных координат к главным осям ( $\beta$ , рад.) вычисляют по формуле

$$\beta = \frac{1}{2} \arctg \frac{2K_{yz}}{D_y - D_z} = \frac{1}{2} \arctg \frac{2r_{yz} y_y y_z}{y_y^2 - y_z^2}; \quad (4.22)$$

б) рассчитать дисперсии и среднеквадратические отклонения (СКО) координат промаха в главных осях ( $D_{y_0}, D_{z_0}$ ) вычисляют по формулам

$$D_{y_0} = y_{y_0}^2 = D_y \cos^2 \beta + D_z \sin^2 \beta + K_{yz} \sin 2\beta, \quad (4.23)$$

$$D_{z_0} = y_{z_0}^2 = D_y \sin^2 \beta + D_z \cos^2 \beta - K_{yz} \sin 2\beta; \quad (4.24)$$

в) построить «на глаз» эллипс практически достоверного рассеивания, в заданных осях  $OYZ$  используя рассчитанные величины  $\beta, y_{y_0}, y_{z_0}$ .

4 Рассчитать и построить:

а) построить «на глаз» статистические линии регрессии  $y$  на  $z$  и  $z$  на  $y$ ;

б) рассчитать линейные статистические регрессии  $y$  на  $z - y(z)$  и  $z$  на  $y - z(y)$ , построить их графически и сравнить с построенными «на глаз» линиями регрессии, вычисляются по формулам

$$y \text{ на } z = m_z + r_{yz} \frac{\overline{D_y}}{\overline{D_z}} (z - m_z) = m_z + r_{yz} \frac{y_y}{y_z} (z - m_z), \quad (4.25)$$

$$z \text{ на } y = m_y + r_{zy} \frac{\overline{D_z}}{\overline{D_y}} (y - m_y) = m_y + r_{zy} \frac{y_z}{y_y} (y - m_y). \quad (4.26)$$

4.4.2 Расчет параметров законов распределения координат точек подрыва боевой части управляемого реактивного снаряда с контактными и высотомерными взрывателями при серийной и залповой стрельбе

В данном случае, характеристики рассеивания снарядов заданы в картинной плоскости  $OYZ$  поточной системы координат, проходящей через центр наземной цели и перпендикулярной траектории пикирования снарядов. Оси  $OZ_g$  земной и  $OZ$  поточной систем координат совпадают и образованы пересечением плоскости земли и картинной плоскости. Земная ось  $OX_g$  перпендикулярна оси  $OZ_g$  и направлена в сторону пикирования снарядов. Оси  $OX_g Y_g Z_g$  образуют правую систему координат. Схема размещения осей показана на рисунке 4.2.

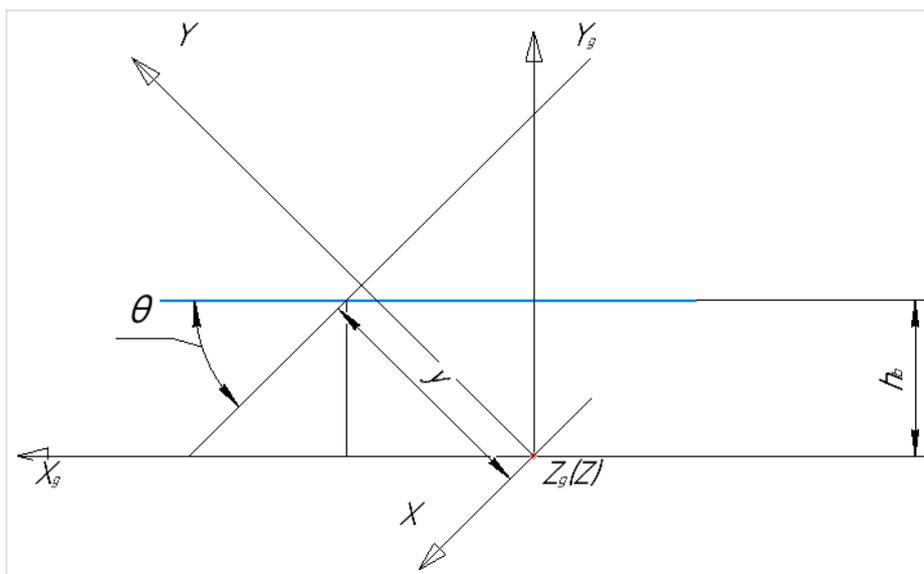


Рисунок 4.2 – Схема размещении осей

Для снарядов с контактным взрывателем условно принимается, что координаты точек подрыва лежат в плоскости земли (в действительности при контакте с объемной целью они могут лежать выше уровня земли.) В этом случае параметры закона рассеивания точек подрыва снарядов определяются соотношениями, приведенными в формулах (4.33)–(4.38), которые справедливы при отсутствии корреляции между координатами промаха субснарядов по разным осям.

Первые две формулы следуют из очевидного геометрического соотношения между случайной координатой промаха  $y$  и случайной координатой  $x_g$  точки пересечения траектории снаряда с землей  $x_g = -\frac{y}{\sin i}$  (знак минус учитывает отрицательный знак угла пикирования и) Из этого линейного, функционального соотношения вытекает, что коэффициент корреляции между величинами  $y$  и  $x_g$  равен 1, и, как следствие этого, корреляция между координатами  $x_{gi}$  и  $x_{gj}$  точек подрыва разных снарядов такая же, как и между координатами промаха по оси  $OY$  этих же снарядов. Действительно, коэффициент корреляции между центрированными координатами точек подрыва разных снарядов  $(r_{ij}^{xg})$  вычисляются по формуле

$$r_{ij}^{x_g} = \frac{K_{ij}^{x_g}}{D_{x_{gi}} D_{x_{gj}}} = \frac{M \begin{matrix} 0 & 0 \\ x_{gi} & * & x_{gj} \end{matrix}}{D_y / \sin^2 \alpha} = \frac{M \begin{matrix} 0 & 0 \\ y_i & * & x_j \\ \sin^2 \alpha \end{matrix}}{D_y / \sin^2 \alpha} = \frac{K_{ij}^y / \sin^2 \alpha}{D_y / \sin^2 \alpha} = \frac{r_{ij}^y * D_y}{D_y} = r_{ij}^y, \quad (4.27)$$

где «М» – символ, обозначает линейную операцию вычисления момента от выражения из случайных чисел, заключенного в квадратные скобки. Например,

$$\begin{aligned} M \begin{matrix} 0 & 0 \\ x_{gi} & * & x_{gj} \end{matrix} &= M \begin{matrix} x_{gi} - m_{x_g} & & x_{gj} - m_{x_g} \end{matrix} = \\ &= \int (x_{gi} - m_{x_g}) (x_{gj} - m_{x_g}) f(x_{gi}, x_{gj}) dx_{gi} dx_{gj}. \end{aligned} \quad (4.28)$$

Корреляция между координатами  $z_{gi}$  и  $z_{gj}$  аналогична корреляции между координатами  $z_i$  и  $z_j$  для каждой пары снарядов, поскольку эти координаты эквивалентны.

В условиях серийной стрельбы, корреляция между координатами промаха разных субснарядов по одной и той же оси задана взаимной нормированной корреляционной функцией. Эта корреляция обусловлена, во-первых, общими случайными возмущающими воздействиями на субснаряды, которые приводят к общей групповой ошибке. Относительная величина дисперсии групповой ошибки  $\overline{D_{гр}} = \frac{D_{гр}}{D_{\Sigma}}$  в один и тот же момент времени определяет коэффициент корреляции  $r_{ij} \quad 0 = r_{ij} = \overline{D_{гр}} = \frac{D_{гр}}{D_{\Sigma}}$  как при залповой стрельбе.

Во-вторых, взаимная корреляция при серийной стрельбе связана с автокорреляцией координат промаха субснаряда по одной оси в разные моменты времени, которая обусловлена инерционностью субснаряда и его системы наведения, приводящей к ограничению скорости изменения текущей координаты промаха субснаряда.

Коэффициенты корреляции между одноименными координатами промаха разных субснарядов равны величине взаимной нормированной корреляционной функции при значениях  $t$ , равных интервалу времени между запуском

соответствующих субснарядов в серии. Как уже говорилось, такие же значения имеют и коэффициенты корреляции между одноименными координатами точек подрыва субснарядов.

При оценке эффективности серийной стрельбы обычно задачу сводят к оценке эффективности фиктивного залпа, в котором параметры рассеивания каждого субснаряда, такие же, как и при серийной стрельбе. Коэффициенты корреляции между одноименными координатами промаха разных субснарядов в фиктивном залпе принимается одинаковыми, равными среднеквадратическому значению из отличных от единицы коэффициентов корреляционной матрицы для серийной стрельбы и рассчитываются по формуле (4.42).

При расчете параметров законов распределения координат точек подрыва субснарядов по осям земной системы координат следует иметь в виду следующее. Закон распределения высоты подрыва субснарядов определяется законом распределения высоты срабатывания взрывателя, параметры которого заданы в исходных данных. Закон распределения координат точек подрыва субснарядов по оси  $OZ_g$ , как и в случае контактного взрывателя, эквивалентен закону распределения промаха по совпадающей оси  $OZ$ . Закон же распределения проекции координат точек подрыва субснарядов на ось  $OX_g$ , определяется не только законом рассеивания промаха по оси  $OY$ , как в случае контактного взрывателя, но и законом распределения высоты срабатывания высотомерного взрывателя. Это следует из того, что проекция случайной координаты точки подрыва субснаряда на ось  $OX_g$  связана с координатами промаха  $y$  и высоты срабатывания взрывателя  $h$  линейным геометрическим соотношением

$$x_g = \frac{y}{\sin u} + \frac{h}{\operatorname{tg} u}. \quad (4.29)$$

Из сказанного вытекают расчетные формулы (4.43)–(4.46). Написанное геометрическое соотношение показывает, что между случайными

координатами  $y$  и  $x_g$ , нет функциональной связи, так как последняя зависит не только от первой, но и от независимой от них координаты  $h$ .

Формула (4.48) для расчета коэффициента корреляции между координатами  $y$  и  $x_g$  написана на основании следующих соотношений

$$\begin{aligned}
 r^{yx_g} &= \frac{K_{y\dot{C}x_g}}{D_x D_{y_g}} = \frac{K_{y^0\dot{C}x_g^0}}{D_x D_{y_g}} = \frac{M_{y^0\dot{C}x_g^0} - \frac{y^0}{\sin u} + \frac{h^0}{\operatorname{tg} u}}{D_y \left( \frac{D_y}{\sin^2 u} + \frac{D_h}{\operatorname{tg}^2 u} \right)} = \\
 &= \frac{M_{y^0\dot{C}y^0} - \frac{y^0\dot{C}y^0}{\sin u} + M_{y^0\dot{C}h^0} - \frac{y^0\dot{C}h^0}{\operatorname{tg} u}}{\frac{D_y}{\sin u} \left( 1 + \frac{D_h}{D_y} \cos^2 u \right)} = \frac{-\frac{D_y}{\sin u} - \frac{K_{y^0\dot{C}h^0}}{\operatorname{tg} u}}{\frac{D_y}{\sin u} \left( 1 + \frac{D_h}{D_y} \cos^2 u \right)} = \\
 &= \frac{1}{1 + \frac{y^0\dot{C}h^0}{y^0\dot{C}y^0} \cos^2 u}. \tag{4.30}
 \end{aligned}$$

Преобразования, сделанные в этих равенствах, учитывают, что, во-первых, вычисление корреляционных моментов и дисперсий случайных величин есть линейная операция над центрированными случайными величинами и, следовательно, величина моментов не зависит от положения начала координат, а момент от суммы равен сумме моментов; во-вторых, угол пикирования меньше 0; в-третьих, смещенный момент от произведения двух независимых случайных величин (корреляционный момент  $K(yh)$ ) равен 0.

То обстоятельство, что коэффициент корреляции между координатами  $y$  и  $x_g$  для одного субснаряда с высотомерными взрывателями меньше единицы, приводит к тому, что коэффициенты корреляции между координатами  $x_{gi}$  и  $x_{gj}$

разных субснарядов оказываются меньше, чем коэффициенты корреляции между координатами промаха тех же субснарядов ( $r_{ij}^{xg}$ ) вычисляются по формуле

$$\begin{aligned}
 r_{ij}^{xg} &= \frac{K_{x_{gi}x_{gj}}}{D_{x_{gi}}D_{x_{gj}}} = \frac{M \left( -\frac{y_i^0}{\sin u} + \frac{h_i^0}{\operatorname{tg} u} \right) \left( -\frac{y_j^0}{\sin u} + \frac{h_j^0}{\operatorname{tg} u} \right)}{D_{x_g}} = \\
 &= \frac{M \frac{y_i^0 y_j^0}{\sin^2 u} - 2M \frac{y_i^0 h_j^0}{\cos^2 u} + M \frac{h_i^0 h_j^0}{\operatorname{tg}^2 u}}{\frac{D_y}{\sin^2 u} + \frac{D_h}{\operatorname{tg}^2 u}} = \frac{\frac{K_{ij}^y}{\sin^2 u}}{\frac{D_y}{\sin^2 u} + \frac{D_h}{\operatorname{tg}^2 u}} = \\
 &= \frac{\frac{r_{ij}^y D_y}{\sin^2 u}}{\frac{D_y}{\sin^2 u} + \frac{D_h}{\operatorname{tg}^2 u}} = r_{ij}^y \cdot r_{xg}^{yx}{}^2. \tag{4.31}
 \end{aligned}$$

В этих соотношениях все случайные величины считаются центрированными, а координаты высот срабатывания высотомерных взрывателей разных субснарядов не коррелированы между собой и с координатами промаха субснарядов.

Таким образом, при серийной стрельбе коэффициенты корреляции ( $r_{ij}^{xg}$ ) для пар субснарядов, запускаемых с разными интервалами времени относительно друг друга, будут разными, ибо для них будут различными корреляционные коэффициенты  $r_{ij}^y$ . При расчете среднего коэффициента корреляции ( $r_{ijcp}^{xg}$ ), для фиктивного залпа в полученное выше соотношение вместо коэффициентов  $r_{ij}^y$  следует подставлять их осредненное значение ( $r_{ijcp}^{xg}$ ) как это записано в формуле (4.49). Из полученных выше формул следует, что коэффициенты корреляции между проекциями координат точек подрыва разных субснарядов на ось  $OX_g$ , отличаются от коэффициентов корреляции

между проекциями координат точек подрыва тех же субснарядов на ось  $OX_g$ . Этот вывод относится как к фиктивному залпу, так и к серийной стрельбе.

При оценке эффективности серийной и залповой стрельбы обычно используются приближенные полуэмпирические формулы. В этих формулах, для тех случаев, когда средние коэффициенты корреляция по разным осям различны, используются осредненный по плоскости  $OX_gZ_g$  коэффициент корреляции ( $r_{cp}$ ) вычисляют по формуле

$$r_{cp} = \frac{x_g \quad y_g}{r_{ijcp} r_{ijcp}} = r_{ijcp} r_{xy_g}. \quad (4.32)$$

**Пример 2.** 1 Рассчитать параметры закона распределения для координат точек срабатывания БЧ кассетных субснарядов в земной системе координат  $OX_gY_gZ_g$ , при серийной стрельбе с углом пикирования  $i$ . Считаются заданными закон срабатывания взрывателя по высоте подрыва и характеристики рассеивания субснарядов в скоростной системе координат  $OXYZ$ . Заданы также характеристики корреляционных зависимостей между координатами промаха субснарядов по каждой из координатных осей.

При выполнении расчетов свести задачу к схеме двух групп ошибок и рассчитать параметры распределения координат точек срабатывания БЧ для фиктивного залпа субснарядов с двумя вариантами взрывателя:

- а) с контактным взрывателем;
- б) с высотомерным взрывателем.

2 Дано:

- $n$  – количество субснарядов в серии выстрелов;
- $i$  – угол пикирования субснарядов, град.;
- $y$  – СКО координат промаха субснарядов (при круговом законе рассеивания), м;
- $m_y$  – математическое ожидание координат точек рассеивания субснарядов по оси  $OY$ , м;

-  $m_z$  – математическое ожидание координат точек рассеивания субснарядов по оси  $OZ$ , м;

-  $m_h, M_h$ , – МО и среднее отклонение для высоты срабатывания высотометного взрывателя по оси  $OY_g$ , м;

-  $\phi$  – интервал времени между выстрелами при серийной стрельбе, с;

-  $r_{ij}(t) = r_{ij} \cdot \exp(-at) \cdot b + c \cdot \cos \omega t$  – нормированная взаимная корреляционная функция координат промаха субснарядов по осям  $OY$  и  $OZ$  где первый множитель – коэффициент корреляции разных субснарядов по каждой из осей при залповой стрельбе, а другие два приближенно в аналитическом виде представляют нормированную автокорреляционную функцию координат промаха одного и того же субснаряда в разные моменты времени по каждой оси;

-  $\bar{D}_{гр}$  – доля групповой дисперсии в суммарной дисперсии координат промаха разных субснарядов по каждой из осей рассеивания в один и тот же момент времени.

3 Рассчитать:

а) МО и СКО закона распределения координат точек срабатывания БЧ субснарядов с контактным взрывателем в земной системе координат:

$$- m_{x_g} = \frac{-m_y}{\sin \mu}; \quad (4.33)$$

$$- D_{x_g} = y_{x_g}^2 = \frac{y^2}{\sin^2 \mu}; \quad (4.34)$$

$$- m_{y_g} = m_h; \quad (4.35)$$

$$- D_{y_g} = y_{y_g}^2 = y_h^2; \quad (4.36)$$

$$- m_{z_g} = m_z; \quad (4.37)$$

$$- D_{z_g} = y_{z_g}^2 = y^2; \quad (4.38)$$

б) рассчитать и построить взаимную корреляционную функцию  $r_{ij}(t)$  для одноименных координат промаха двух субснарядов. В качестве расчетных точек целесообразно выбрать значения  $t$ , кратные  $\phi$ :  $\phi, 2\phi, 3\phi, (n-1)\phi$  вычисляются по формуле

$$r_{ij}^y t = r_{ij}^z t = r_{ij}(t); \quad (4.39)$$

в) рассчитать матрицу коэффициентов корреляции между одноименными координатами промаха для каждой пары субснарядов из серии ( $r_{ij}^y$ ) вычисляют по формуле

$$r_{ij}^y = r_{ij}^z = r_{ij} (i - j) \cdot \phi \quad (i < j \leq n); \quad (4.40)$$

г) построить матрицу коэффициентов корреляции между координатами точек срабатывания БЧ субснарядов с контактным взрывателем в земной системе координат ( $r_{ij}^{xg}$ ) вычисляют по формуле

$$r_{ij}^{xg} = r_{ij}^{zg} = r_{ij}^y = r_{ij}^z; \quad (4.41)$$

д) рассчитать средние коэффициенты корреляции между одноименными координатами промаха и одноименными координатами точек подрыва разных субснарядов с контактными взрывателями (коэффициенты корреляции для фиктивного залпа) ( $r_{ijcp}^{xg}$ ) вычисляют по формуле

$$r_{ijcp}^{xg} = r_{ijcp}^{zg} = r_{ijcp}^y = r_{ijcp}^z = r_{ijcp} = \frac{\sum_{i < j}^n r_{ij}^y{}^2}{n(n-1)}; \quad (4.42)$$

е) рассчитать МО и СКО закона распределения координат точек срабатывания БЧ субснарядов с высотмерным взрывателем в земной системе координат ( $m_{xg}, D_{xg}, m_{zg}, D_{zg}$ ) вычисляют по формулам

$$m_{xg} = -\frac{m_y}{\sin \alpha} + \frac{m_h}{\operatorname{tg} \alpha}, \quad (4.43)$$

$$D_{x_g} = y_{x_g}^2 = \frac{y^2}{\sin^2 \alpha} + \frac{y_h^2}{tg^2 \alpha}, \quad (4.44)$$

$$m_{z_g} = m_z, \quad (4.45)$$

$$D_{z_g} = y_{z_g}^2 = y^2, \quad (4.46)$$

где  $y_h = \frac{E_h}{c \cdot 2} \approx \frac{E_h}{0,675} \approx 1,48 \text{Ч} E_h$ ; (4.47)

ж) рассчитать коэффициент корреляции между координатой промаха  $y$  и координатой  $x_g$ , точки подрыва БЧ субснаряда с высотомерным взрывателем ( $r^{yx_g}$ ) вычисляются по формуле

$$r^{yx_g} = \frac{1}{1 + \frac{y_h^2}{y^2} \cos^2 \alpha}; \quad (4.48)$$

з) рассчитать коэффициент корреляции между координатами  $x_{gi}$  и  $x_{gj}$ , точек подрыва разных субснарядов с высотомерным взрывателем в фиктивном залпе ( $r_{ij}^{x_g}$ ) вычисляются по формуле

$$r_{ij}^{x_g} = r_{ij\text{cp}} \text{Ч} (r^{yx_g})^2; \quad (4.49)$$

и) рассчитать средний коэффициент корреляции между одноименными координатами точек подрыва БЧ разных субснарядов с высотомерными взрывателями для плоскости  $Ox_gZ_g$  ( $r_{\text{cp}}$ ) вычисляются по формуле

$$r_{\text{cp}} = \overline{r_{ij\text{cp}}^{z_2} \text{Ч} r_{ij}^{z_2}} = r_{ij\text{cp}} \text{Ч} r^{yx_g}. \quad (4.50)$$

4 Варианты заданий, таблица 4.6.

Таблица 4.6 – Исходные данные

№	$n$	$i$	$y$	$m_y$	$m_z$	$D$	$m_h$	$E_h$	$\psi$	$\phi$	$a$	$b$	$c$
1	5	-30	3	3	0	0,8	3,5	0,5	2	0,04	1,5	0,5	0,5
2	5	-30	3,5	2,5	-1	0,82	4	0,7	2,2	0,03	1,5	0,55	0,45
3	5	-30	4	3	1	0,87	5	0,6	2,1	0,02	1,5	0,6	0,4
4	5	-30	4,5	2,5	-1,5	0,85	6	1	2,1	0,04	1,5	0,65	0,35
5	5	-30	5	3	1,5	0,77	4,5	0,6	1,9	0,04	1,5	0,6	0,4
6	4	-30	3,5	2	1	0,8	4	0,8	1,5	0,05	2	0,5	0,5
7	4	-30	4,5	2	-1	0,82	5	0,9	1,6	0,05	2	0,55	0,45
8	4	-30	5	2,5	2	0,84	4,5	0,4	1,7	0,04	2	0,45	0,55
9	4	-30	5,5	1,5	-2	0,85	4	0,6	1,8	0,05	2	0,65	0,35
10	4	-30	6	2,5	0	0,81	6	0,8	1,9	0,05	2	0,55	0,45
11	5	-30	5	3	1	0,86	4	0,5	2,1	0,03	1,5	0,5	0,5
12	5	-30	4	2	-1	0,83	5	0,7	2	0,02	1,5	0,6	0,4
13	5	-40	3	2,5	0	0,8	4	0,5	2	0,02	1,5	0,5	0,45
14	5	-40	2	1,5	1	0,85	5	0,5	2,2	0,02	1,5	0,55	0,5
15	5	-40	2,5	2	-1	0,82	6	0,8	1,9	0,03	1,5	0,52	0,48

## Заключение

Расчеты по определению экономической эффективности приходится производить как для ракет, стоящих на вооружении, так и новых, только поступивших в эксплуатацию, а также для перспективных – проектируемых. Техничко-экономические показатели и нормативы, используемые при определении экономической эффективности ЛА, отличаются различной степенью достоверности для эксплуатируемых и проектируемых ракет. Для первых – это фактические данные, для вторых – статистические. В соответствии с этим, оценка экономической эффективности ракеты может быть абсолютной и сравнительной.

Абсолютная оценка предназначена для определения экономической эффективности находящихся в эксплуатации ЛА или вновь построенных и производится по фактическим технико-экономическим показателям и нормативам. Последние изменяются во времени и устанавливаются как плановые показатели на данный год. Цель абсолютной оценки – определение экономических показателей ЛА, для планирования эксплуатационной деятельности на данный плановый период.

Сравнительная оценка предназначена для нахождения оптимальных по экономичности решений при параметрических исследованиях, разработке технических заданий и технических требований по уровню экономичности к новым типам ЛА и оценки проектных решений для выявления оптимальной перспективной структуры создаваемых ракет. Она предназначена также для сравнения и оценки на сопоставимой основе отечественных ЛА с зарубежными и установления соответствия по техническому уровню, а, следовательно, и по экономике оцениваемого объекта мировому уровню.

Объективная оценка экономической эффективности нового типа ЛА и сравнения его с другим близким по типу ЛА могут быть произведены только на сопоставимой основе по степени доведенности конструкции, серийности производства, освоенности и в ценах.

С помощью сравнительного экономического анализа может быть произведена как абсолютная оценка, когда известны фактические или плановые исходные данные и нормативы, так и сравнительная – по стандартным, осредненным данным и условиям эксплуатации.

В основу совершенствования методологии расчета технико-экономических характеристик ЛА положены следующие основные принципы:

1) по уровню технико-экономического совершенства сравнению между собой подлежат ЛА одного класса;

2) оценка производится при ранних для данного класса ЛА (двигателей) условиях по общей серийности производства и другим нормативам в среднем за весь срок жизни данного объекта и в сопоставимых стандартах мировых ценах, приведенных к определенному году;

3) методика является стандартной, обеспечивает сопоставимость и однозначность получаемых с ее помощью экономических показателей для конкретной ракеты;

4) методика имеет прикладное значение, является удобной для практического применения, расчеты можно выполнять как вручную, так и в автоматизированном режиме – на ЭВМ;

5) сравнение ракет по экономическим показателям предполагает сопоставимость их ЛТХ. Методика базируется на единообразии в понятиях и определениях весовых показателей, скорости, дальности полета и расхода топлива;

6) с методической точки зрения представленная в работе методика оценки применима для всех типов ЛА.

## Список использованных источников

- 1 Авиация и космонавтика: научно–популярный журнал ВВС / Военно–воздушные силы РФ. – 1997. – М.: РОО «Техинформ», 1997. – 2007 № 6; 2007 № 7; 2007 № 10; 2008 №10.
- 2 Авиация: энциклопедия / гл. ред. Г.П. Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.
- 3 Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гушин и др.; Под ред. О.М. Алифанова. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.
- 4 Большая экономическая энциклопедия. – М.: Эксмо, 2007. – 816 с.
- 5 Буравлев, А.И. Методика оценки вероятности поражения размерных объектов высокоточными средствами поражения / А.И. Буравлев // Вооружение и экономика. – 2012. – № 3 (15).
- 6 Горбунов, А.А. Методы практической аэродинамики при автоматизированном проектировании системы несущих поверхностей летательного аппарата: учебное пособие / А.А. Горбунов, А.Д. Припадчев; Оренбургский гос. ун-т. – Оренбург: ОГУ, 2015. – 145 с.
- 7 ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. – М.: ИПК Издательство стандартов, 2004 г.
- 8 Дегтярь, В.Г. Гидродинамика подводного старта / В.Г. Дегтярь, В.И. Пегов. – М.: Машиностроение, 2009. – 147 с.
- 9 Дмитриевский, А.А. Внешняя баллистика / А.А. Дмитриевский, Л.Н. Лисенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 258 с.
- 10 Доросинский, Л.Г. Информационные технологии поддержки жизненного цикла изделия / Л.Г. Доросинский, О.М. Зверева. – Ульяновск: Зебра, 2016. – 243 с.
- 11 Дракин, И.И. Основы проектирования беспилотных ЛА с учетом экономической эффективности / И.И. Дракин. – М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.

12 Колесников, К.С. Динамика разделения ступеней летательных аппаратов / К.С. Колесников, В.И. Козлов, В.В. Кокушкин. – М.: Машиностроение, 1977. – 175 с.

13 Кременецкая, М.Е. Итерационные модели оценки количества изменений на этапах разработки изделий ракетно-космической техники и их влияние на продолжительность реализации проекта / М.Е. Кременецкая, А.В. Соллогуб, А.Н. Филатов // Полет. – 2012. – № 3. – С.13–17.

14 Куренков, В.И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учебное пособие / В.И. Куренков, Л.П. Юмашев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. унст-та, 2006. – 239 с.

15 Кузык, Б. Оборонка может быть высоко прибыльной / Б. Кузык // Независимое военное обозрение. – 2002. – № 17. – С. 25–29.

16 Кулаков, Н.Н. Методы оценки повышения надежности технических изделий по технико-экономическим показателям / Н.Н. Кулаков, А.О. Загоруйко. – М.: «Наука», сибирское отделение, 1969. – 156 с.

17 Лебедев, А.А. Динамика систем управления беспилотными летательными аппаратами / А.А. Лебедев, В.А. Карабанов. – М.: «Машиностроение», 1965. – 174 с.

18 Макаров, Ю.Н. Экономическое обеспечение безопасного функционирования и развития ракетно-космических производств / Ю.Н. Макаров, Е.Ю. Хрусталева // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. – 2012. – № 5. – С.28–39.

19 Методы оптимизации с приложением к механике космического полета. [Сборник статей]. Под ред. Дж. Лейтмана. – М.: «Наука», 1965. – 198 с.

20 Методология научных исследований в авиа- и ракетостроении: учебное пособие / В.И. Круглов, В.И. Ершов, А.С. Чумадин, В.В. Курицина. – М.: Логос, 2011. – 432 с.

21 Методика экономической оценки пассажирских самолетов: учебное пособие / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов, Т.Н. Шаталова, О.А. Тихонова. – Оренбург: ГОУ ОГУ, 2009. – 121 с.

22 Микерин, Г.И. Международные стандарты оценки: в 2-х кн. – М.: ОАО «Типография «Новости», 2000. – 1 кн.

23 Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно-пилотируемые летательные аппараты) / П.П. Афанасьев, Ю.В. Веркин, И.С. Голубев [и др.]; Под ред. И.С. Голубева, Ю.И. Янкевича. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 528 с.

24 Павлюк, Ю.С. Баллистическое проектирование ракет: учебное пособие для вузов / Ю.С. Павлюк. – Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1996. – 92 с.

25 Пестов, М.Д. Боевая эффективность и надежность ЛА: методы расчетов: учебное пособие / М.Д. Пестов. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 100 с.

26 Пайсон, Д.Б. Учет неопределенных факторов при проектировании и маркетинге ракетно-космической техники / Д.Б. Пайсон, А.С. Фионов // Полет. – 2005. – № 11. – С. 49–55.

27 Понтрягин, Л.С. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С. Понтрягин, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко. – М.: Физматгиз, 1961. – 214 с.

28 Припадчев, А.Д. Аэродинамические исследования корпусов и органов стабилизации летательного аппарата: учебное пособие / А.Д. Припадчев, А.А. Горбунов; Оренбургский гос. ун-т. – Оренбург: ОГУ, 2017. – 94 с.

29 Припадчев, А.Д. Автоматизация расчета на прочность элементов конструкции воздушного судна: учебное пособие / А.Д. Припадчев, А.А. Горбунов; Оренбургский гос. ун-т. – Оренбург: ОГУ, 2014. – 171 с.

30 Припадчев, А.Д. Конструирование узлов летательных аппаратов: учебное пособие / А.Д. Припадчев; Оренбургский гос. ун-т. – Оренбург: ОГУ, 2012. – 144 с.

31 Припадчев, А.Д. Оценка стоимости научно-исследовательских работ в авиастроении: учебное пособие / А.Д. Припадчев, А.А. Горбунов; Оренбургский гос. ун-т. – Оренбург: ОГУ, 2016. – 130 с.

32 Солодов, А.В. Инженерный справочник по космической технике / А.В. Солодов. – М.: Воениздат, 1977. – 198 с.

33 Столярчук, В.А. Основы автоматизации проектно-конструкторских работ: учебное пособие / В.А. Столярчук. – М.: Изд-во МАИ, 2003. – 68 с.

34 Тарасов, Е.В. Методы проектирования летательных аппаратов / Е.В. Тарасов, В.М. Балык. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 324 с.

35 Тарасов, Е.В. Алгоритм оптимального проектирования летательного аппарата / Е.В. Тарасов. – М.: «Машиностроение», 1970. – 256 с.

36 Тестоедов, Н.А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей: учебное пособие / Н.А. Тестоедов, В.В. Кольга, Л.А. Семенова; под ред. Н.А. Тестоедова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2013. – 308 с.

37 Феодосьев, В.И. Введение в ракетную технику / В.И. Феодосьев, Г.Б. Синярев. – М.: Оборонгиз, 1960. – 178 с.

38 Хилл, П. Наука и искусство проектирования. Методы проектирования и научное обоснование решений / П. Хилл. – М.: Мир, 1973. – 264 с.

39 Широкопад, А.Б. Энциклопедия отечественного ракетного оружия 1817-2002 / А.Б. Широкопад. Под общей редакцией А.Е. Тараса. – М.: АСТ, Мн.: Харвест, 2003. – 544 с.

40 Экономика и организация производства летательных аппаратов: учебное пособие для студентов авиационных специальностей вузов / А.М. Геворкян [и др.]; 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1995. – 168 с.