

В. Д. КУРОВ, Ю. М. ДОЛЖАНСКИЙ

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПОРОХОВЫХ РАКЕТНЫХ СНАРЯДОВ

*Допущено
Министерством высшего и среднего специального образования СССР
в качестве учебного пособия
для техникумов*

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
ОБОРОНГИЗ
Москва 1961

В книге содержатся основные сведения об устройстве современного порохового ракетного снаряда и важнейших его деталей и узлов. В ней изложены методы выбора оптимальных параметров снаряда и проектирования его боевой и ракетной частей, законы горения пороха и истечения пороховых газов, методы расчета максимального давления пороховых газов, единичного импульса и реактивной тяги. Приводятся полная система уравнений движения снаряда, метод расчета его траектории и разбираются возможные способы стабилизации его в полете. Описываются стендовая отработка порохового двигателя и полигонные испытания снаряда.

Книга является учебным пособием для средних учебных заведений, вместе с тем она может быть полезна студентам вузов и инженерам, специализирующимся в области проектирования ракетных систем.

Рецензент канд. техн. наук доцент **М. Ф. Дюanze**

Редактор инж. **М. В. Малышев**

Зав. редакцией инж. **С. Д. Красильников**

ПРЕДИСЛОВИЕ

Реактивные системы с двигательными установками, работающими на твердом топливе, широко используются в разных областях ракетной техники.

Двигатели твердого топлива сравнительно просты по конструкции, мобильны, удобны в эксплуатации и в то же время достаточно надежны и эффективны. По мнению зарубежных специалистов, успехи химии твердых топлив и решение проблемы создания двигателей больших размеров позволяют считать двигательные установки этого класса наиболее перспективными. Поэтому в последнее время за рубежом вопросам проектирования ракет с двигателями, работающими на твердом топливе, уделяется особое внимание.

Предлагаемая книга содержит основные сведения, необходимые для проектирования простейших реактивных систем на базе двигателей твердого топлива — пороховых ракетных снарядов полевой артиллерии. Отдельные вопросы проектирования изложены при этом в объеме, предусмотренном программой соответствующего курса средних учебных заведений.

Книга содержит семь глав. В главе I кратко рассмотрены основные этапы исторического развития ракетной артиллерии и приведены характеристики некоторых образцов современных ракетных снарядов с двигателями твердого топлива. Глава II является вводной непосредственно к вопросам проектирования пороховых ракетных снарядов. В ней рассматривается и анализируется тактико-техническое задание на проектирование новых образцов, разбираются примерные схемы проектирования важнейших конструктивных элементов снаряда и приводится методика ориентировочного выбора основных параметров проектируемого снаряда. Главы III и V посвящены вопросам разработки конструкции боевой части снаряда и его двигательной установки. Основы теории внутренней баллистики порохового ракетного двигателя и элементы внешней баллистики ракетного снаряда изложены в главах IV и VI. Наконец, глава VII содержит основные сведения об испытаниях опытных образцов снаряда и стендовой отработке его двигателя.

Содержание глав IV и VI несколько расширено по сравнению с программой курса с тем, чтобы материал этих глав мог быть интересен и полезен для более широкого круга читателей.

Весь фактический материал и конкретные цифры, приведенные в книге, заимствованы в основном из зарубежной литературы.

Главы I и VII книги написаны В. Д. Куровым, глава IV — Ю. М. Должанским и главы II, III, V и VI — Должанским и Куровым совместно.

Авторы выражают признательность проф. В. И. Феодосьеву, взявшему на себя труд просмотреть первоначальный вариант рукописи, а также искреннюю благодарность всем тем, кто помогал им в работе над содержанием и оформлением книги; авторы особо отмечают помощь и ценные советы рецензента рукописи канд. техн. наук М. Ф. Дюнзе.

Авторы будут рады учесть все пожелания и критические замечания по книге и просят сообщать их в издательство: Москва, И-51, Петровка, 24, Оборонгиз.

Глава I

КРАТКАЯ ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ С ПОРОХОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

В древних рукописях Иидни, Китая и других восточных стран говорится об «огненных стрелах» — прототипах пороховых ракет. Конструктивно они были выполнены в виде обычной стрелы, оканчивавшейся бамбуковой трубкой, которая заполнялась дымным порохом (фиг. 1. 1). Когда дымный порох зажигали, стрела под действием реактивной силы, создаваемой вытекавшими из трубы газами, летела вперед.



Фиг. 1. 1. «Огненная стрела»

Широкое развитие «огненные стрелы» получили в Индии. Индийцы пользовались ими как на охоте, так и в военных целях для отражения врагов. В период колонизации Индии англичане впервые столкнулись с «ракетными стрелами». Изучением их занялся английский военный инженер Вильям Конгрев. К этому времени индийская ракета представляла собой уже железную гильзу с острым наконечником, похожим на острие стрелы. Для придания устойчивости стреле в полете к гильзе прикрепляли тростниковую трубку. Англичане несколько увеличили размеры гильзы и вместо тростниковой трубки к ней сзади прикрепили деревянный шест, а впереди — колпак с зажигательным составом. Эти стрелы-ракеты оказались уже настолько тяжелыми, что для запуска их пришлось сконструировать специальные пусковые стайки.

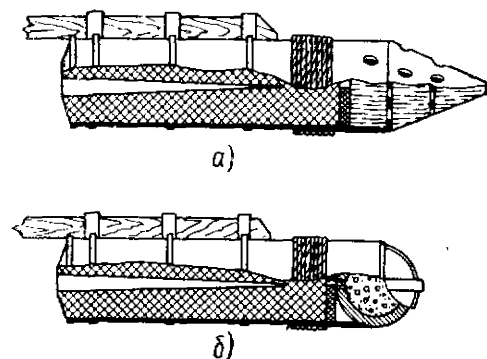
Появление ракет в Англии заставило заняться ими и другие европейские страны. В 1867 г. в день объявления войны между Данией и Англией английские корабли появились на рейде Копенгагена и выпустили по городу 40 000 ракет. В результате весь город был охвачен огнем, и Дания была вынуждена капитулировать. После этой однодневной войны датчанин Шумахер по образцу английской ракеты создал свою ракету, которая, не отличаясь по существу ничем от английской, имела отделяющуюся боевую го-

ловку, крепившуюся к камере сгорания тесьмой, сгоравшей в полете, и несколько большую пороховую полость.

Австриец Августин, изучив английскую и датскую ракеты, создал на их базе ракетный снаряд, который конструктивно представлял собой клепаную железную гильзу, заполненную по всей ее длине пороховым зарядом. В передней части гильзы помещали зажигательный снаряд либо картечную гранату. Стабилизация такого снаряда в полете осуществлялась при помощи шеста, укрепленного сбоку гильзы.

Описание первых русских ракет приводится в «уставе» Онисима Михайлова, написанном им в 1607—1621 гг. Конструктивно эти ракеты представляли собой ядро (по типу артиллерийского), заполнявшееся специально изготовленным пороховым зарядом, с каналом («ракетной пустотой») внутри. Никакого теоретического обоснования необходимости в этом канале тогда еще не было. Такой канал изготовляли потому, так как практически было установлено, что канал увеличивает реактивную тягу.

Более широко ракеты стали применяться в царствование Петра I. В этот период множество празднеств по случаю побед русского оружия отмечалось обычно большими фейерверками, которые действовали по принципу ракет. В это же время ракеты начали широко применяться и в армии. Наиболее удачно в 1707 г. была сконструирована сигнальная ракета, которая состояла



Фиг. 1.2. Ракетный снаряд конструкции А. Д. Засядько.

а—зажигательная ракета. б—фугасная ракета.

на вооружении почти 150 лет.

Первые боевые русские ракеты были созданы Александром Дмитриевичем Засядько (1779—1838 гг.). Это были фугасные и зажигательные ракеты трех калибров: 2; 2,5 и 4 дюйма. Конструктивно ракеты Засядько представляли цилиндрическую железную гильзу, заполненную порохом, в котором на $\frac{3}{4}$ длины заряда высверливали конический канал. Спереди на гильзу надевали колпак с отверстиями, заполнявшийся зажигательной пастой. Через эти отверстия пламя распространялось наружу (в зоне падения ракеты), зажигая находившиеся поблизости предметы. Сзади к ракете крепили деревянный шест для придания ей устойчивости в полете.

Так была устроена первая русская зажигательная ракета. Устройство фугасной ракеты ничем не отличалось от зажигательной, только вместо колпака с зажигательной пастой к гильзе крепили шаровую гранату со взрывчатым веществом (фиг. 1.2).

Для пуска своих ракет А. Д. Засядько сконструировал пусковое устройство, состоявшее из трубы, закрепленной на треноге таким образом, что она могла свободно вращаться в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Такое пусковое устройство было легко переносить с места на место и устанавливать на малых площадках, чем достигалась большая маневренность.

Благодаря малому весу и простоте конструкции большое количество пусковых установок можно было быстро сосредоточить на определенном участке и вести массированный огонь по противнику. В дальнейшем Засядько создал пусковые станки, позволявшие стрелять залпом одновременно шестью ракетами. Эти пусковые установки также отличались простотой конструкции и малым весом.

В описываемый период успешное проведение военных кампаний в сильной степени зависело от умения оборонять и брать крепости. Были разработаны специальные средства для взятия и обороны крепостей. Русский генерал А. А. Шильдер разработал новую систему обороны крепостей при помощи ракетных снарядов. Им же была создана подводная лодка для действия в малых водах, вооруженная в основном ракетными снарядами, пуск которых производился при помощи электричества как в подводном, так и в надводном состоянии лодки. Такое применение ракетных снарядов являлось еще одним важным достижением русской ракетной техники.

В этот же период широкого развития русской ракетной техники начал свою деятельность выдающийся русский конструктор-ракетчик Константин Иванович Константинов (1819—1871 гг.). Одним из первых изобретений Константинова была электробаллистическая установка для замера скорости снаряда на траектории.

В 1847—1850 гг. на базе электробаллистической установки К. И. Константинов создал замечательный прибор — ракетный электробаллистический маятник. Этот прибор позволяет построить кривую изменения реактивной силы снаряда по времени его полета. Наличие подобного рода прибора позволило подойти к решению вопросов, связанных с дальностью и точностью полета снарядов по заданной траектории, уже на научной основе.

Оба упомянутых выше прибора К. И. Константинова позволили наметить основы теории внутренней и внешней баллистики ракетных снарядов. На своей исследовательской базе Константинов стремился к созданию новых конструкций ракет с кучностью стрельбы, близкой к артиллерийской.

До этого ракеты одного и того же калибра и назначения и даже ракеты одной партии имели значительные производственные отклонения, что резко снижало их кучность. К. И. Константинов после ряда исследований установил, что при существующем способе производства невозможно достигнуть стабильных характеристик ракет. Поэтому он провел ряд мероприятий, направленных на достижение технологического однообразия ракет при их производстве. В ракетном заведении были установлены новые машины и

механизмы для производства гильз, высверливания каналов в порохе, приготовления однообразной ракетной смеси и т. п.

Наряду с усовершенствованием производства Константинов много сделал также и в области улучшения конструкции самой ракетной системы. Так, он предложил сухой способ набивки гильз порохом для повышения кучности стрельбы ракетными снарядами и увеличения сроков их хранения, подобрал оптимальные форму, вес и размеры ракетных снарядов для получения наибольшей дальности полета. Им же была улучшена конструкция пусковых устройств — они стали более устойчивы, снаряды в них помещались с меньшими зазорами, что давало возможность получить более стабильные характеристики снарядов при сходе с направляющих, а следовательно, и более высокую кучность полета.

Все перечисленные мероприятия дали возможность создать отечественные ракетные снаряды с лучшими показателями как по



Фиг. 1. 3. Ракетный снаряд 60-х годов XIX в.

кучности, так и по дальности по сравнению с ракетными снарядами других государств (Англии, Франции, Австрии и др.).

В России были приняты три основных калибра ракетных снарядов 2; 2,5 и 4 дюйма (102; 64 и 51 мм).

По назначению ракеты разделялись на полевые, снаряжавшиеся обычно гранатами и картечью, и крепостные; последние наряду с фугасными зарядами снаряжались также зажигательным и осветительным составом.

Дальность ракет достигала 4000—4500 м, боковое рассеивание — 30 м. Примерные конструкции таких снарядов приведены на фиг. 1. 3.

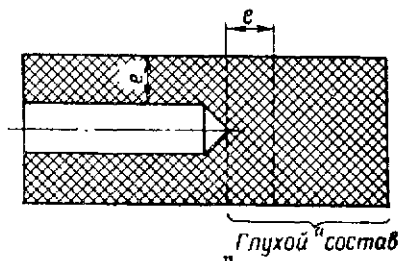
В середине XIX века европейские армии уже применяли нарезные стволы, в то время как в России все еще стреляли из гладкоствольного оружия. Такое отставание в вооружении русской армии необходимо было преодолеть. В связи с этим в русской печати военные специалисты стали высказывать соображения об отмирании ракетных систем и необходимости замены их системами нарезной артиллерии, при этом умышленно замалчивались положительные стороны ракетного оружия и особо подчеркивались его недостатки. Однако Константинов и его единомышленники выступали в печати против такой недооценки ракетного оружия и продолжали работать над теорией и конструкцией ракетных снарядов.

В частности, Константинов установил, что не весь пороховой заряд участвует в создании реактивной силы, а только та его часть, в которой имеется внутренний канал, и часть глухого (без канала) состава, длина которого должна быть равна толщине порохового

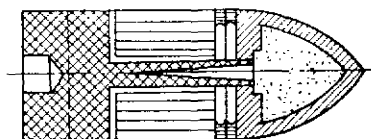
кольца (фиг. 1.4). Далее он установил, что при длине глухого состава, большей, чем толщина порохового кольца, во время горения пороха центр тяжести ракеты смещается более значительно, в результате траектория полета снаряда на активном участке изменяется, а отсюда и получается больший разброс ракет.

Уменьшение длины глухого состава до толщины порохового кольца сразу избавило ракеты от этого недостатка, что, разумеется, сразу же сказалось положительно на кучности стрельбы. Наряду с этим был устранен еще один из недостатков, присущих не только ракетным, но и артиллерийским снарядам того времени и связанный со сферической формой головки снаряда.

Константинов не только предложил заменить сферические головки продолговатыми, но и увеличил



Фиг. 1.4. К выбору оптимальной толщины «глухого» состава e пороховой шашки (e — оптимальная толщина).



Фиг. 1.5. Ракетный снаряд конструкции Константинова системы 1862 г.

длину направляющих пускового устройства. Направляющие были слишком короткими, вследствие чего снаряды сходили с направляющих с еще не полностью разгоревшимся зарядом, т. е. под действием неполной величины реактивной силы. Вследствие этого наблюдалось провисание начального участка траектории, отклонение снаряда от заданного направления и т. д., что резко снижало кучность ракет. Константинов предложил также новую конструкцию хвостовой части ракеты, сократив ее длину наполовину.

Все эти нововведения резко увеличили дальность и кучность стрельбы ракетных снарядов. Ракетный снаряд конструкции Константинова образца 1862 г. приведен на фиг. 1.5.

Несмотря на ряд достижений, ракетное оружие в России в 1887 г. было официально снято с вооружения, но производство ракет еще сохранилось до 1908 г., так как они находили еще применение в военных экспедициях, проводимых русской армией, например, в Средней Азии. Некоторые виды ракет — сигнальные, спасательные, осветительные — оставались на вооружении армии даже после ликвидации в 1910 г. Николаевского ракетного заведения — основного поставщика ракет. Однако, несмотря на официальный отказ от ракет, работы по их усовершенствованию продолжались. Среди них следует отметить работы Поморцева в области улучшения конструкции ракетных снарядов. Поморцев предложил, в частности, стабилизацию ракеты не при помощи длинных хвост-

тов, как это делалось ранее, а при помощи кольцевых стабилизаторов, которые почти не выходили за габариты ракеты. Им же были предложены ракеты, работающие на сжатом воздухе.

Наряду с созданием новых конструкций русские ученые разработали ряд важнейших теоретических вопросов ракетной техники.

Общеизвестно, что масса ракеты на активном участке траектории непрерывно изменяется вследствие сгорания пороха и истечения пороховых газов. Это сильно затрудняло расчеты внешней баллистики ракеты. Решением задачи движения в воздухе тела с переменной массой занимались многие зарубежные исследователи, но только нашим ученым удалось решить ее и тем самым заложить фундамент для дальнейших работ, приведших в конце концов к созданию современных ракет.

Задача о движении ракеты как частного случая движения тела с переменной массой была решена проф. И. В. Мещерским в 1895 г. Он же предложил математическое выражение для определения скорости ракеты и пройденного ею пути в зависимости от сопротивления воздуха, силы притяжения земли, веса горючего, давления газов и скорости их истечения.

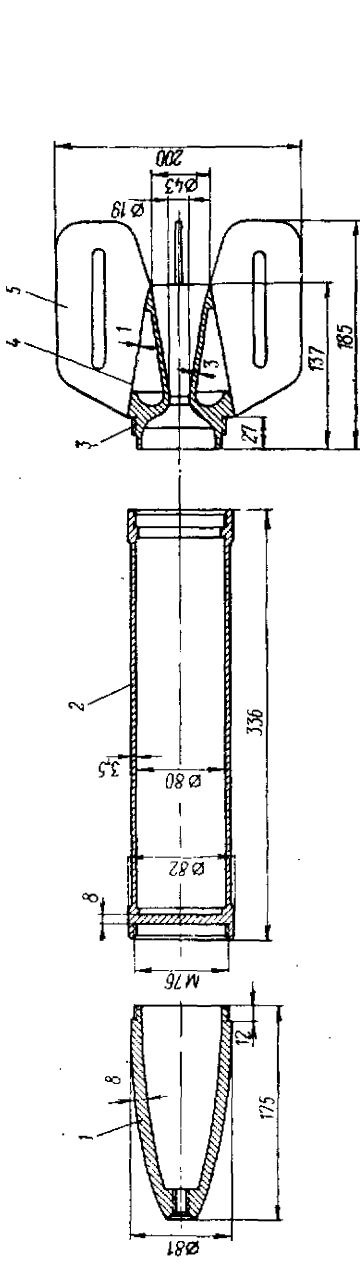
В 1897 г. Мещерский опубликовал еще одну работу, в которой привел уравнения механики для движения тел переменной массы, а в 1904 г. дал решение еще одной очень важной задачи о движении тела с одновременным присоединением и отбрасыванием от него массы, заложив основу теории воздушно-реактивных двигателей.

Работы другого русского ученого — К. Э. Циолковского также завоевали мировую известность. В 1903 г. вышла в свет работа «Исследование мировых пространств реактивными приборами», где Циолковский впервые разработал теорию полета ракет в космическом пространстве. В частности, он предложил схему жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) со всеми его основными агрегатами — насосом для подачи топлива в камеру сгорания, устройством для охлаждения камеры сгорания одним из компонентов топлива, расширяющимся реактивным соплом и др.

К. Э. Циолковский высказал также идею об искусственных спутниках Земли и планет, дав их принципиальные конструктивные схемы. Ему же принадлежит вывод формулы для определения скорости полета ракеты в любой точке активного участка траектории.

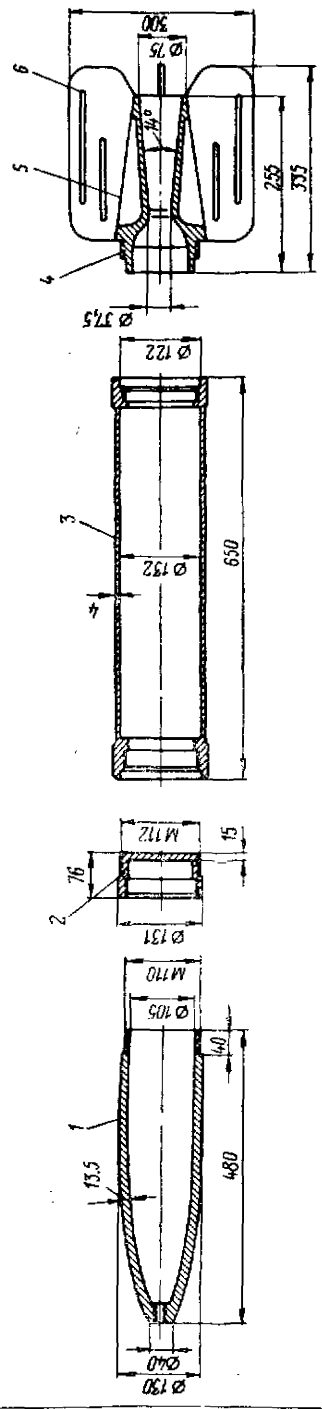
Эти работы и ряд других, выполненных как в России, так и за границей, позволили многим ученым впоследствии вернуться к идее создания ракетного оружия, но уже на более высоком теоретическом уровне.

После Октябрьской революции в нашей стране ученым и конструкторам были созданы необходимые условия для продолжения работ в области совершенствования ракет. В результате этих работ были созданы реактивные снаряды калибра 82, 132 и 300 мм (фиг. 1.6, 1.7, 1.8), которые успешно применялись на фронтах Великой Отечественной войны.

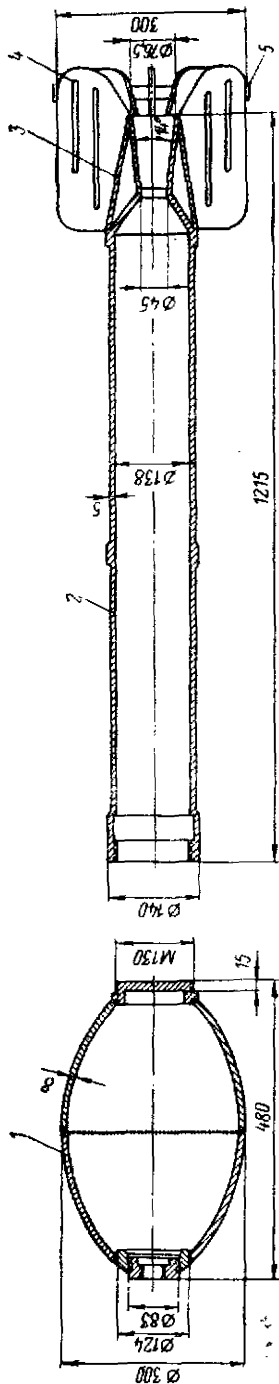


Фиг. 1.6. Ракетный снаряд М8 (СССР), калибр 82 мм, стартовый вес 8 кг, максимальная скорость 315 м/сек.

1— боевая часть, 2— камера сгорания (с глухим передним дном), 3— сопло, 4— обтекатель, 5— стабилизатор.



Фиг. 1.7. Ракетный снаряд М13 (СССР), калибр 132 мм, стартовый вес 42,5 кг, максимальная скорость 355 м/сек.
1— боевая часть, 2— переходное дно, 3— камера сгорания, 4— сопло, 5— обтекатель, 6— стабилизатор.



Фиг. 1.8. Ракетный снаряд М31 (СССР), калибр 300 мм, стартовый вес 94,6 кг, максимальная скорость 255 м/сек.
 1—боевая часть (сборка), 2—камера сгорания (выполняется как одно целое с соплом), 3—обтекатель, 4—стабилизатор, 5—направляющее кольцо стабилизатора.

Наиболее серьезно усовершенствованием ракет во всех странах начали заниматься в 30-х годах текущего столетия. В Германии эти работы велись особенно интенсивно. В 1931 г. был разработан немецкий пороховой ракетный снаряд, который окончательно был доведен лишь в 1935 г.

В 1936 г. в Германии были созданы специальные организации, занимавшиеся проектированием и доводкой только ракетного оружия. В дальнейшем к работам в этих организациях были привлечены более широкий круг ученых, а также ученые и фирмы оккупированных Германией стран.

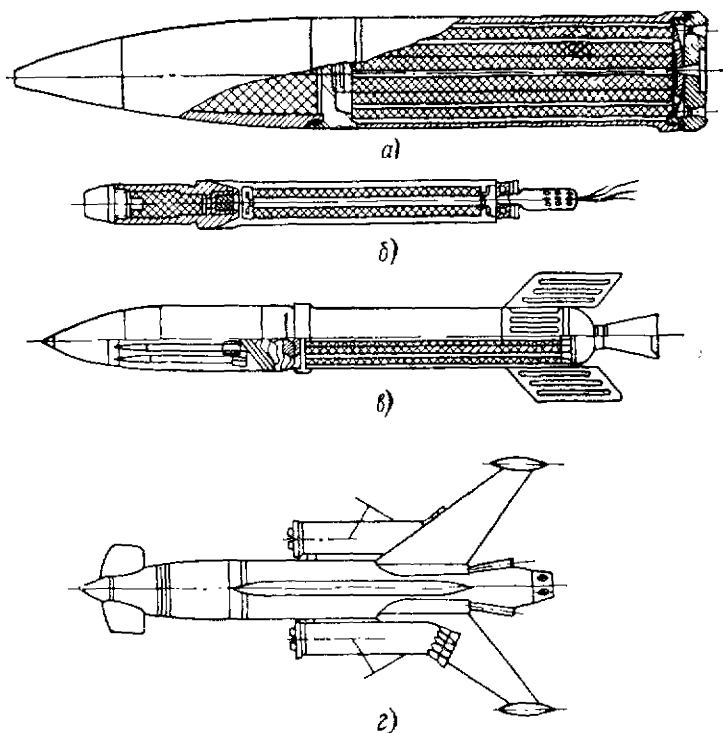
В 1941 г. немцы начали применять многоканальную шашку, тогда же они приступили к созданию минометной системы «D», стрелявшей 158-мм ракетным снарядом. В дальнейшем на базе этого снаряда были созданы 300-мм осколочно-фугасный, 280-мм фугасный, 210- и 320-мм зажигательные снаряды. В ходе войны немцы создали 80- и 150-мм ракетные снаряды.

Следует отметить, что немецкие реактивные снаряды в большинстве своем были турбореактивными и поэтому имели достаточно высокую кучность стрельбы. Немецкие пушковые установки позволяли вести огонь залпом только из 5—10 ракетных снарядов, что не обеспечивало достаточной эффективности огня.

Немцами впервые для военных целей были созданы и применены дальнобойные жидкостные ракеты (V-2) и беспилотные самолеты-снаряды с воздушно-реактивным двигателем (V-1). На фиг. 1.9 приведены конструкции некоторых типов немецких ракетных снарядов.

Наряду с Германией проектированием ракетных снарядов, правда, не столь интенсивно занимались

также и в Англии. При этом такие работы были направлены в основном для борьбы с бурно развивавшейся бомбардировочной авиацией. С этой целью в 1938 г. англичане создали 76-мм зенитную пороховую ракету, вес которой составлял 22,4 кг, а вес ВВ — 1,6 кг. Эта ракета сыграла большую роль в обороне Англии от налетов немецких самолетов. Следует отметить также удачные



Фиг. 1.9. Немецкие ракетные снаряды периода второй мировой войны.

а—210-мм осколочно-фугасный снаряд *б*—зенитный снаряд «Люфтфауст»,
в—зенитный снаряд-матка «Рейнхид», *г*—вариант R-3P зенитной управляемой ракеты «Рейнтохтер».

работы в Англии по созданию авиационных ракетных снарядов, начатые в 1941 г.; некоторые из них были приняты также на вооружение авиации США.

В Соединенных Штатах в предвоенные годы ракетной техникой почти не занимались и лишь в 1940 г. начали интенсивно проектировать боевые ракеты. Сначала был создан ракетный ускоритель для авиационной бомбы, применение которого увеличивало ее пробивную способность. Кроме того, до конца войны продолжалось совершенствование ракетного противотанкового ружья «Базука», работы над которым были начаты в 1941 г. Этим ружьем можно было поразить танк с расстояния 100—200 м. К концу войны

был создан новый тип противотанкового ракетного ружья «Супер-базука» с увеличенной пробивной способностью.

В этот период в США проводились большие работы по оснащению ракетной техникой воздушного и морского флота. В декабре 1944 г. был создан стартовый двигатель, при помощи которого пробег самолета укорачивался в 4 раза. Несколько ранее, в 1942 г. были созданы морские ракетные бомбы весом 21—29 кг для борьбы с подводными лодками. Пусковые установки для ракетного оружия были складывающимися и устанавливались на палубах кораблей.

Американцы также много работали по оснащению ракетным оружием морских и авиационных десантных соединений. Но особенно сильно ракетная техника в США начала развиваться в послевоенное время.

Приведем данные некоторых образцов боевых ракет США и других капиталистических стран.

Класс ракет для стрельбы с земли по наземным целям «земля—земля»

Противотанковые снаряды ближнего боя

«Дарт» (США)

(фиг. 1.10)

Основные характеристики снаряда

длина	1,52 м
размах крыльев	1,27 "
размах оперения	0,914 м
двигатель	пороховой ракетный (ПРД)



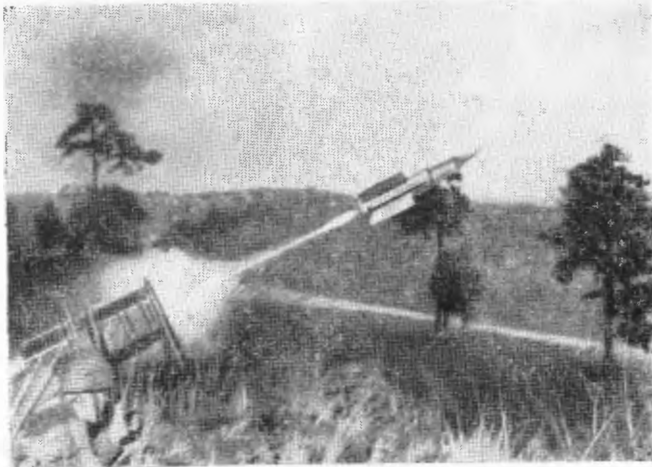
Фиг. 1.10. Противотанковый снаряд «Дарт» (США)
на пусковой установке.

„891 Вилкерс-Армстронг“ (Англия)

Основные характеристики снаряда

длина	0,819 м
размах оперения	0,279 „
калибр	114 мм
двигатель	ПРД
вес снаряда с пусковым контейнером	18 кг

На фиг. 1.11 показан этот снаряд в момент выстрела, а также переносной контейнер, являющийся одновременно пусковым устройством.



Фиг. 1.11. Противотанковый снаряд 891 «Вилкерс-Армстронг» (Англия).

Полевые армейские ракеты

„Лакросс“ (США)

(фиг. 1.12)

Основные характеристики

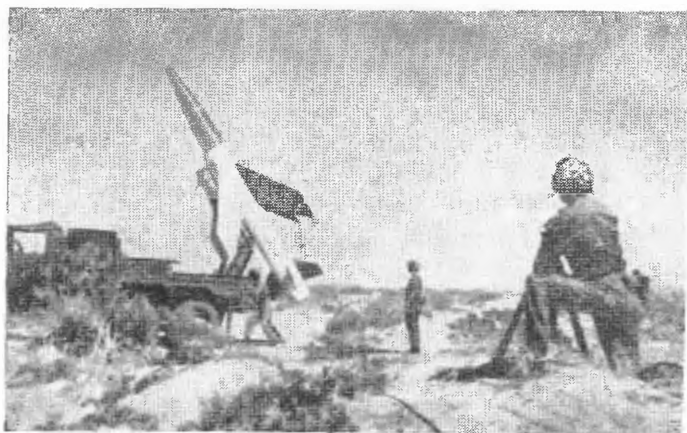
длина	6,1 м
размах крыльев	2,75 „
размах оперения	1,5 „
калибр	500 мм
двигатель	ПРД
дальность	35 км
вес ракеты	1150 кг

Баллистические ракеты среднего радиуса действия

„Полярис“ (США)

Основные характеристики

общая длина	8,07 м
-----------------------	--------



Фиг. 1.12 Ракета «Лакросс» (США) на боевой позиции.

калибр	1370 мм
двигатель	двухступенчатый ПРД
вес ракеты	13 600 кг
относительный вес топлива	0,9
вес боевой головки	450 кг

Предполагаемое топливо обеих ступеней — твердое смесового типа на полиуретановой основе с единичным импульсом $j_1 = 240 \text{ кгсек/кг}$.

Класс ракет для стрельбы с земли по воздушным целям «земля—воздух»

„Найк-Геркулес“ (США)

(фиг. 1.13)

Основные характеристики

длина	12,65 м
размах крыльев	1,88 м
калибр	635 мм
двигатель (фиг. 1.14)	двухступенчатый ПРД

„Хоук“ (США)

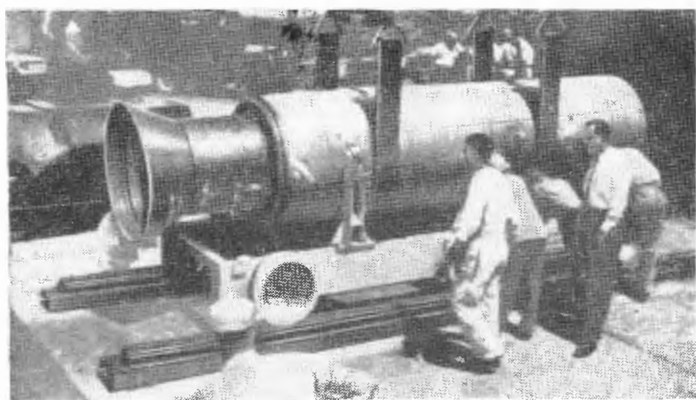
(фиг. 1.15)

Основные характеристики

длина	4,98 м
размах крыла	1,19 м

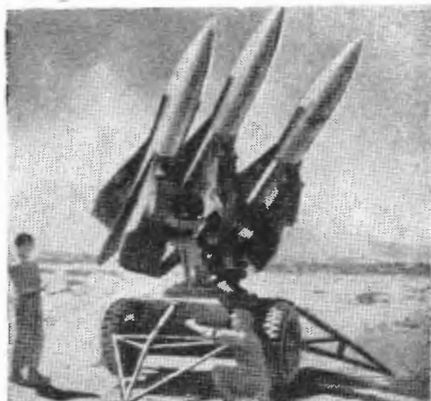


Фиг. 1.13. Зенитная ракета «Найк-Геркулес» (США) на пусковой установке.



Фиг. 1.14. Двигатель II ступени зенитной ракеты «Найк-Геркулес».

калибр	355 мм
двигатель	ПРД с двумя ступенями тяги
вес ракеты	450 кг



Фиг. 1. 15. Пусковая установка с тремя ракетами «Хоук» (США).

„Тандерберд“ (Англия)

(фиг. 1. 16)

Основные характеристики

длина	6 м
размах крыльев	1,69 м
размах оперения	1,6 м
калибр	400 мм
двигатель	двухступенчатый ПРД



Фиг. 1. 16. Зенитная ракета «Тандерберд» (Англия) на ежегодной выставке в Фанбере.

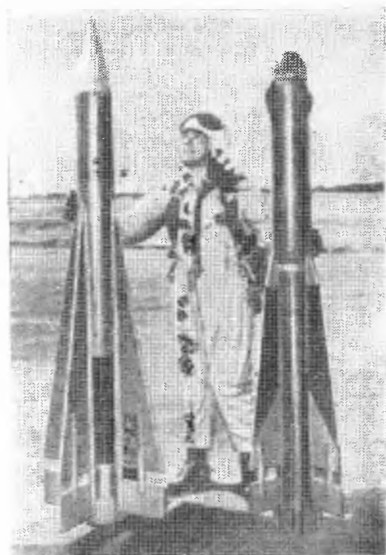
Класс ракет «воздух—воздух» для стрельбы самолета по воздушным целям

„Фолкон“ (США)

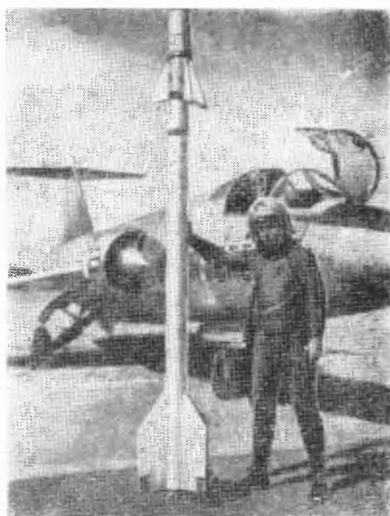
(фиг. 1.17)

Основные характеристики

длина	1,95 м
размах оперения	0,5 „
калибр	160 мм
двигатель	ПРД
дистанция боя	2—8 км
скорость	2М
вес снаряда	50 кг



Фиг. 1.17. Две последние модели снаряда «Фолкон» (США).



Фиг. 1.18. Ракета «Сайдуиндер» (США) на земле.

„Сайдуиндер“ (США)

(фиг. 1.18 и 1.19)

Основные характеристики

длина	2,8 м
размах оперения	0,48 „
калибр	110 мм
двигатель	ПРД с временем работы 2 сек.
вес снаряда	70 кг



Фиг. 1. 19. Истребитель ВВС США, вооруженный четырьмя ракетами «Сайдвиндер», укрепленными на пилонах под крыльями самолета.

„Файрфлеш“ (Англия)

(фиг. 1. 20)

Основные характеристики

длина	3,7 м
размах крыльев	0,714 м
размах оперения	0,656 м
высота с ускорителями	0,502 м
длина корпуса снаряда	2,26 м
калибр	150 мм
двигатель	два ПРД, отбрасываемых после выгорания топлива
вес снаряда	140 кг



Фиг. 1. 20. Снаряд «Файрфлеш», укрепленный под крылом английского истребителя.

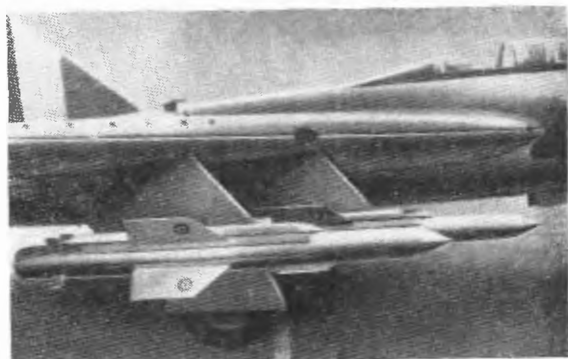
На фиг. 1. 20 хорошо видна оригинальная компоновка снаряда с двумя двигателями, укрепленными по бокам корпуса снаряда и отделяющимися после выгорания топлива.

„Файрстрик“ (Англия)

(фиг. 1.21)

Основные характеристики

длина	3,18 м
размах крыльев	0,74 „
размах оперения	0,46 „
калибр	220 мм
двигатель	ПРД



Фиг. 1.21. Снаряд «Файрстрик» на пилонх под крылом самолета.

„Матра 2-510“ (Франция)

Основные характеристики

длина	3,2 м
размах крыльев	1,0 „
калибр	200 мм
двигатель	ПРД с ус- корителем

Класс ракет «воздух—земля» для стрельбы с самолета по наземным целям

„Буллпап“ (США)

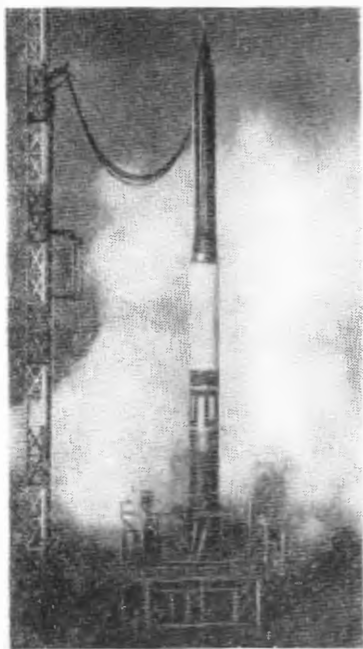
(фиг. 1.22)

Основные характеристики

длина	3,35 м
размах крыльев	0,9 „
калибр	300 мм
двигатель	ПРД
общий вес снаряда	270 кг



Фиг. 1.22 Установка снарядов «Буллпап» (США) под крылом самолета тактической авиации ВВС США



Фиг. 1.23. Ракета «Авангард» с двигателем последней ступени, работающим на твердом топливе.



Фиг. 1.24. Установка контейнера с научной аппаратурой на ракете «Юпитер-С». Последняя ступень этой ракеты работает на твердом топливе.

„ВВ. 10“ (Франция)

Основные характеристики

длина	3,4 м
размах оперения	0,8 „
двигатель	ПРД
вес ракеты	400 кг

Широкое использование ракетных двигателей на твердом топливе не ограничивалось только объектами военного назначения. Пороховые ракетные двигатели зарекомендовали себя как надежные и эффективные силовые установки для мощных ракет гражданского назначения для исследования внешних слоев земной атмосферы, запуска искусственных спутников и освоения Космоса. В качестве примера можно привести хорошо известную систему «Авангард» с двигателем последней ступени, работающим на твердом топливе (фиг. 1.23), или «Юпитер-С» (фиг. 1.24). При помощи этих ракет американцам удалось запустить несколько искусственных спутников и провести ряд других исследований по программе Международного геофизического года.

Глава II

ОРИЕНТИРОВОЧНЫЙ ВЫБОР ОСНОВНЫХ РАСЧЕТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СНАРЯДА

§ 1. ТРЕБОВАНИЯ К ПОРОХОВЫМ РАКЕТНЫМ СНАРЯДАМ¹

Основными из требований, предъявляемых к конструкции и параметрам снаряда, можно отметить следующие:

- 1) тактико-технические требования;
- 2) производственно-экономические требования.

Тактико-технические требования включают требования к снаряду, к пусковой установке и к способу применения снаряда (способу ведения огня).

Основными при этом являются требования к снаряду, однако недооценка требований к пусковой установке или способу применения снаряда может привести к тому, что весь комплекс оружия окажется недостаточно совершенным или просто небоеспособным даже при удачной конструкции основного элемента комплекса — ракетного снаряда. Требования к снаряду содержат параметры и характеристики ракетного двигателя и боевой части снаряда, а также сведения о требуемой боевой эффективности разрабатываемого объекта. Наиболее важными из них являются следующие.

Боевое назначение снаряда (тип боевой части). Боевое назначение снаряда определяется требуемым эффектом действия снаряда у цели. Классифицируя снаряды по боевому назначению, принято выделять следующие типы снарядов:

- снаряды основного назначения: фугасные, осколочные, осколочно-фугасные, бронебойные, зажигательные и др.;
- снаряды специального назначения: осветительные, дымовые, агитационные и др.

Снаряды основного назначения используются для непосредственного поражения целей. Область применения этих снарядов определяется боевыми задачами полевой артиллерии.

¹ Д. С. Локк, Управление снарядами, ИЛ, 1958.

Г. Мерилл, Г. Гольдберг, Р. Гельмгольц, Исследование операций. Боевые части. Пуск снарядов, ИЛ, 1959.

Э. А. Бонни, М. Дж. Закроу, К. У. Бессерер, Аэродинамика. Реактивные двигатели. Практика конструирования и расчета. Физматгиз, 1960.

Задание в тактико-технических требованиях боевого назначения снаряда (типа боевой части) помогает конструктору выбрать при проектировании конструктивную схему компоновки снаряда, форму его боевой части и т. д., а также тип взрывателя для комплектации разрабатываемой боевой части снаряда.

Требования к эффективности действия снаряда у цели. Для снарядов основного назначения требование к эффективности действия у цели определяет однозначно вес полезного груза системы. Рассмотрим это подробнее.

Фугасные снаряды предназначаются главным образом для стрельбы по небетонированным оборонительным сооружениям полевого типа — окопам, блиндажам, огневым точкам, наблюдательным пунктам и т. д. Фугасные снаряды крупных калибров могут применяться для комбинированных налетов на объекты типа бетонированных и железобетонных сооружений.

Фугасные снаряды поражают цель разрушительной силой ударной волны, образующейся при детонации разрывного заряда ВВ и отчасти силой удара о преграду. В соответствии с этим могущество действия фугасного снаряда у цели определяется главным образом характеристиками и количеством используемого взрывчатого вещества, заключенного в корпусе боевой части снаряда; при некотором выбранном ВВ задание по могуществу однозначно определяет вес заряда ВВ боевой части.

Осколочные снаряды предназначаются для стрельбы по воздушным и наземным целям (главным образом по материальной части), для разрушения легких полевых укрытий и т. п.

В соответствии с назначением осколочного снаряда основное требование, предъявляемое к могуществу такого снаряда, сводится к необходимости получения максимального количества эффективных осколков с возможно большим радиусом действия их.

Как правило, осколочная боевая часть должна обладать достаточно толстой оболочкой и лишь таким количеством ВВ, которое требуется для дробления этой оболочки на осколки и сообщения им необходимой начальной скорости. В задании по могуществу действия осколочного снаряда у цели, как правило, указывается предельный вес металла боевой части снаряда, по которому можно оценить минимальный вес необходимого разрывного заряда ВВ.

Оскольно-фугасные снаряды представляют собой пример унификации снарядов различного назначения и предназначаются для действия по цели осколками от оболочки и разрушительной силой фугасного эффекта взрыва. Требование к могуществу действия боевой части такого типа заключается в задании веса ВВ и желательного количества осколков.

Для некоторых типов ракетных боеприпасов, например кумулятивных противотанковых мин, задание по могуществу целиком определяет геометрию боевой головки. Действительно, могущество действия по цели кумулятивной мины характеризуется толщиной бронеплиты, пробиваемой кумулятивной струей продуктов взрыва боевой части мины. С другой стороны, установлено, что броне-

бойность кумулятивной струи зависит от геометрии заряда боевой части и в первую очередь от диаметра кумулятивной воронки D_b ; причем для грубой оценки можно считать, что

$$D_b \approx \frac{b_{\max}}{n_{\phi}},$$

где b_{\max} — предельная толщина пробиваемой плиты;

n_{ϕ} — некоторый коэффициент, зависящий от формы воронки.

Таким образом, при заданной величине b сразу же определяют основной размер кумулятивной боевой части D_b , по которому подбирают размеры всех других элементов геометрии кумулятивного заряда и боевой части.

Кроме основного задания по могуществу действия проектируемого снаряда, ТТТ могут содержать некоторые дополнительные требования к характеру действия снаряда у цели; как правило, дополнительные требования задаются при работе над зенитными снарядами, снарядами зажигательного действия и некоторыми другими.

Дальность стрельбы (или дальность прямого выстрела). Ракетный снаряд полевой артиллерии представляет собой средство поражения различных целей и объектов противника, даже если они расположены на значительном расстоянии от позиции ведения огня. В этой связи максимальная дальность стрельбы является одной из важнейших характеристик снаряда и обязательно приводится в ТТТ.

Задание по дальности однозначно определяет величину потребной скорости полета снаряда в конце активного участка траектории, поскольку, как показывает решение основной задачи внешней баллистики, начальная скорость полета тела, брошенного под некоторым углом к горизонту, в свою очередь однозначно определяет дальность полета этого тела. Величина потребной скорости v_{\max} очень важна, так как она при проектировании является одним из входных параметров для расчета внутрибаллистических характеристик ракетного двигателя снаряда.

Для снарядов класса «воздух — воздух» и противотанковых кумулятивных мин вместо максимальной дальности стрельбы задается требование прохождения так называемой контрольной дистанции боя за определенное время.

Например, «снаряд предназначается для... и должен проходить дистанцию в 1000 м не более чем за 2 сек». Подобное требование вытекает из особенностей воздушного боя самолетов и характера их маневрирования при сближении. В качестве контрольной выбирается дистанция, при стрельбе с которой самолет противника лишен возможности уйти из-под огня или произвести встречный залп.

Кучность боя. Вероятность попадания неуправляемого ракетного снаряда в цель принято характеризовать кучностью боя снаряда

Кучностью боя при этом называют безразмерную величину, характеризующую возможное предельное отклонение снаряда от расчетной точки попадания. Если наибольшее отклонение снаряда от цели может быть равным B^{\max} [м], то кучность попадания будет характеризоваться величиной

$$\eta = \frac{B^{\max}}{X},$$

где X — дальность стрельбы (расстояние от точки старта снаряда до цели).

В практике стрельбы рассеивание точек попадания снарядов вокруг средней точки прицеливания принято оценивать при помощи величин, характеризующих средневероятное отклонение снаряда по дальности (B_d) и в боковом направлении (B_b). В соответствии с этим обычно рассматривают кучность по дальности как

$$\eta_d = \frac{B_d}{X}$$

и в боковом направлении

$$\eta_b = \frac{B_b}{X}.$$

Примером формулировки требования ТТТ по кучности боя может служить, например: «... во всем диапазоне возможных скоростей полета снаряда и... элементы стабилизации снаряда должны обеспечить кучность боя по дальности не более

$$\eta_d = \frac{B_d}{X} \leq 0,03$$

и в боковом направлении не более

$$\eta_b = \frac{B_b}{X} \leq 0,01».$$

Это значит, что средневероятное отклонение точек попадания по дальности должно укладываться в пределах 3%, а в боковом направлении — в пределах 1% от дистанции стрельбы.

Задание требования по кучности помогает конструктору при выборе типа стабилизации снаряда, общей компоновочной схемы и при решении некоторых других задач проектирования.

Общий вес снаряда. Для большинства снарядов полевой ракетной артиллерии общий вес задается в ТТТ ориентировочно с довольно широким общим допуском. Строго ограничены по весу противотанковые снаряды ближнего боя, а также снаряды классов «земля—воздух» и «воздух—воздух» и др.

Температурный интервал использования снаряда. Как правило, в ТТТ указывают максимальный температурный интервал, в пределах которого ракетный снаряд должен гарантировать безотказность боевого использования.

Необходимость учета определенного интервала рабочих температур объясняется тем, что основные параметры порохового ракетного двигателя в сильной степени зависят от начальной температуры заряда и при разных температурах могут изменяться весьма существенно. Это выдвигает ряд специфических задач, которые следует иметь в виду уже в начале работ по проектированию снаряда.

Надежность всей системы оружия (безотказность снаряда в эксплуатации).

Возможности и удобства транспортировки снаряда в укупорке и непосредственно на боевой машине, причем предполагается, как правило, что после перевозок снаряд не должен терять свойства боевой готовности.

Допускаемые предстартовые проверки и другие регламентные работы и их длительность.

Возможности длительного хранения снаряда.

Указанные требования и сроки дают возможность конструктору разумно и обоснованно подойти, например, к решению вопроса о выборе материала для некоторых узлов снаряда, о подборе антикоррозионных покрытий и т. д. и проработать систему профилактиki хранения снаряда на складах и в арсеналах.

В производственно-экономических требованиях приведены необходимые технологические и экономические показатели проектируемой конструкции снаряда. Эту группу требований трудно разбирать без конкретизации их к определенному изделию, однако в качестве обычных общих требований можно привести следующие:

- ограничение материальных затрат на проектирование, изготовление и обработку снаряда и всей системы в целом;
- технологичность отдельных узлов и деталей конструкции снаряда;
- применение недефицитных и недорогих конструкционных материалов и т. д.

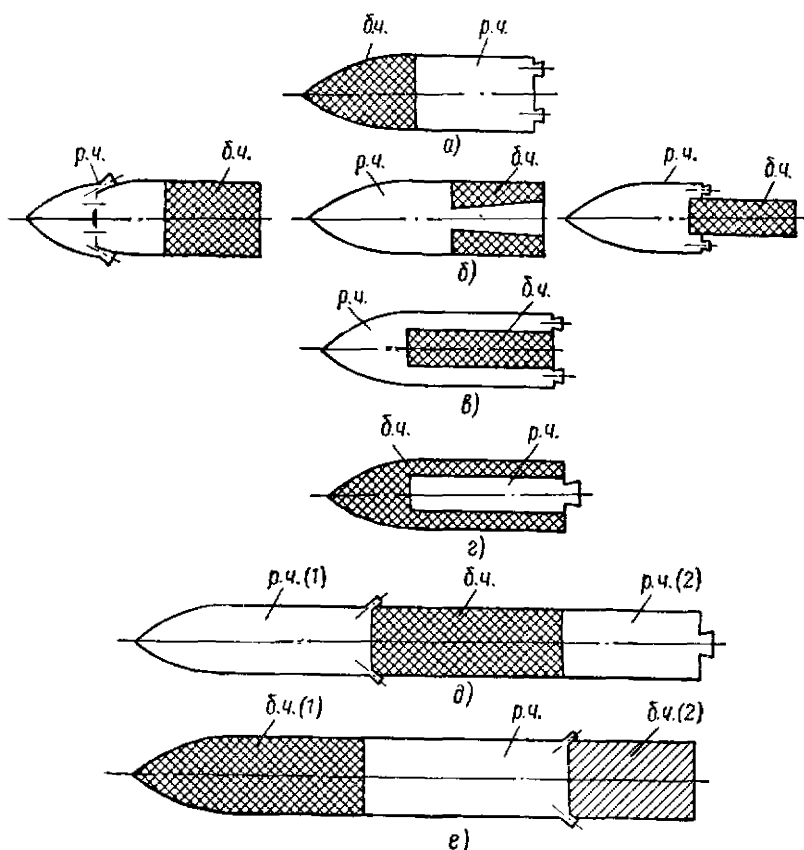
Изучение содержания ТТЗ на проектирование снаряда, а также анализ соответствующих выводов всегда должны предшествовать непосредственной разработке конструкции и расчетам. Только в этом случае созданная конструкция будет полностью отвечать предъявляемым к ней требованиям и спроектированный снаряд будет в состоянии решать поставленные перед ним задачи.

§ 2. ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ СНАРЯДА

Конструктивной схемой ракетного снаряда называют взаимное расположение основных частей снаряда — боевой и ракетной — в общей его компоновке.

Существует несколько схем возможной компоновки порохового ракетного снаряда. Примеры этих схем приведены на фиг. 2.1.

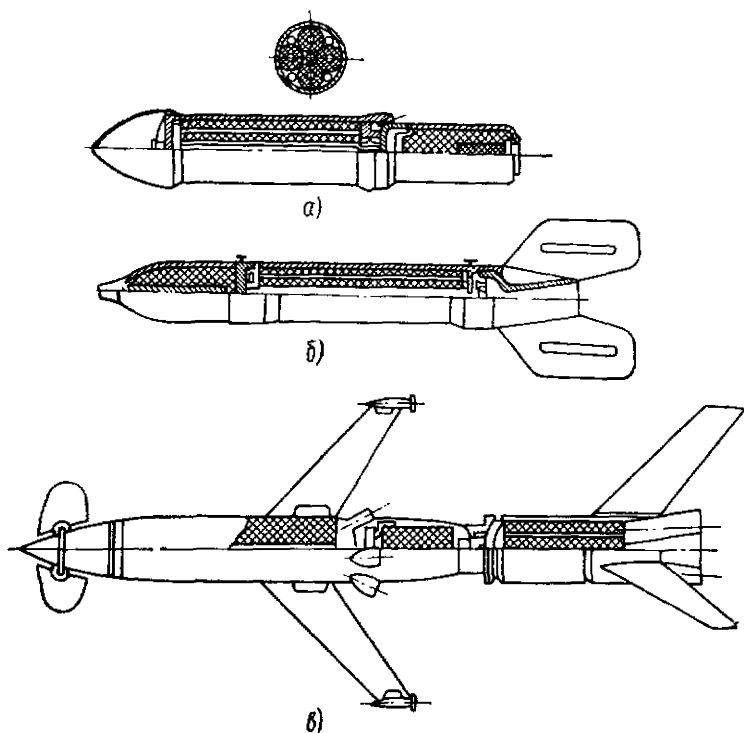
Выбирать конструктивную схему снаряда следует после тщательного анализа требований тактико-технического задания на снаряд.



Фиг. 2.1. Возможные схемы конструктивной компоновки порохового ракетного снаряда.

Наиболее часто при проектировании выбирают нормальную схему (фиг. 2.1, а). Однако эту схему ни в коей мере не следует считать оптимальной для снарядов различного назначения. Лишь для снарядов бронебойных, бетонобойных и т. п. нормальная схема является, по-видимому, единственно возможной. Осколочные же снаряды со взрывателем контактного действия будут иметь большую эффективность, будучи выполненными как раз по обратной схеме (фиг. 2.1, б). Действительно, именно в этом случае при срабатывании разрывного заряда в момент встречи снаряда с преградой максимальное число осколков боевой части разлетится над преградой, тогда как в случае нормальной схемы значительная часть осколков уйдет в землю непосредственно в месте падения

снаряда. При использовании неконтактных взрывателей весьма эффективной для осколочного снаряда следует считать конструктивную схему, предполагающую внутреннее расположение боевой части (фиг. 2.1, в). В этом случае общее число осколков значительно увеличивается за счет того, что при взрыве дробится и боевая часть, и камера сгорания.



Фиг. 2.2. Примеры использования различных конструктивных схем при проектировании реальных боеприпасов.

а—обратная схема (158,5-мм немецкий турбореактивный снаряд), *б*—нормальная схема (82-мм немецкий оперенный снаряд), *в*—схема промежуточного расположения боевой части (немецкая зенитная управляемая ракета «Рейнтохтер»).

Схему внутреннего расположения ракетной части (фиг. 2.1, г), как и схему промежуточного ее расположения (фиг. 2.1, е), можно рекомендовать для мощных фугасных снарядов. Кроме того, схема внутреннего расположения ракетной части рациональна в том случае, когда требуется уменьшить общую длину снаряда, исходя, например, из соображений устойчивости полета снаряда или по каким-либо другим причинам. Схема промежуточного расположения боевой части (фиг. 2.1, д) особенно перспективна при проектировании скоростных и сверхдальних снарядов, при этом иногда имеет смысл предусматривать возможность отделения после срабатывания хвостовой камеры сгорания.

Эффективные фугасно-осколочные снаряды можно спроектировать по схеме с промежуточным расположением ракетной части, если переднюю боевую часть такого снаряда сделать фугасной или осколочно-фугасной, а заднюю осколочной.

Примеры конкретных конструкций, разработанных с использованием разных схем взаимного расположения боевой и ракетной частей, приведены на фиг. 2. 2.

Важно еще раз подчеркнуть, что выбор конструктивной схемы является чрезвычайно важным и ответственным этапом проектирования снаряда, который нередко таит в себе весьма широкие скрытые возможности увеличения эффективности разрабатываемого оружия и улучшения других параметров боеприпаса. Иногда возможность выполнения ТТЗ зависит от выбора конструктивной схемы будущего снаряда.

Для обоснования выбранной схемы необходимо оценить преимущества и недостатки этой схемы с точки зрения удовлетворения требований ТТЗ.

При прочих равных условиях ориентироваться всегда следует на более простую в конструктивном отношении схему и выбирать более сложную лишь при убедительном обосновании необходимости такого выбора.

§ 3. ОРИЕНТИРОВОЧНЫЙ ВЫБОР ИСХОДНЫХ РАСЧЕТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО СНАРЯДА

Исходными параметрами для всех теоретических расчетов, выполняемых в процессе проектирования порохового ракетного снаряда, считаются следующие:

а) весовые параметры снаряда:

P_* — вес заряда взрывчатого вещества;

P_0 — полный вес окончательно снаряженного снаряда;

ω — вес заряда твердого топлива;

q_k — вес конструкции двигателя;

q_n — пассивный вес снаряда (вес снаряда с выгоревшим зарядом твердого топлива);

б) геометрические характеристики снаряда:

d — калибр;

l — полная длина;

$2L_{оп}$ — размах оперения;

в) основные параметры траектории полета снаряда:

X_{max} — предельная дальность стрельбы;

H_{max} — максимальная высота подъема снаряда на траектории;

v_{max} — скорость в конце активного участка траектории;

$\frac{B_x(6)}{X_{max}}$ — характеристики кучности боя снаряда;

е) рабочие характеристики и основные параметры внутренней баллистики ракетного двигателя:

$p = p(t)$ — закон изменения давления в камере сгорания по времени (кривая давления);

$\pm t^\circ$ — температурный интервал работы двигателя;

τ — время работы двигателя;

p_{\max} — максимальное давление в камере сгорания.

Часть названных характеристик приводится в тактико-техническом задании (X , P_0 , P_* , $p = p(t)$, τ и др.); те из них, которые в задании не определены, должны быть ориентировочно выбраны в начале проектирования.

Расчетные параметры для предварительной ориентировочной компоновки будущего изделия выбирают на основе опыта конструкторских и теоретических работ и с учетом требований выдающего задания.

Расчет весовых характеристик снаряда. Как правило, требование тактико-технического задания по боевой эффективности действия проектируемого снаряда у цели задает или позволяет однозначно определить вес заряда ВВ боевой части снаряда (вес полезного груза снаряда). Поэтому величину P_* всегда можно считать известной.

Имея P_* и зная боевое назначение снаряда (тип боевой части), удается ориентировочно оценить полный вес боевой части снаряда. При этом используют статистические данные по так называемым коэффициентам наполнения η , под которыми подразумевают величину отношения веса полезного груза боевой части к суммарному ее весу:

$$\eta = \frac{P_*}{F_0^{6,4}} 100\%, \quad (2.1)$$

где $F_0^{6,4}$ — вес снаряженной боевой части.

Характерные значения коэффициентов наполнения η для снарядов различного назначения:

55% — для фугасных снарядов (МЗ1, СССР);

15% — для осколочных снарядов («Люфтфауст», Германия);

25% — для осколочно-фугасных снарядов (М13, СССР).

Ориентировочное значение полного веса боевой части снаряда определяется через η в виде

$$P_0^{6,4} = \frac{P_*}{\eta\%} 100. \quad (2.2)$$

Если в ТТЗ указан калибр проектируемого снаряда d , то для ориентировочного определения весовых характеристик боевой части проектируемого снаряда можно пользоваться статистическими

коэффициентами относительного веса снаряда k_c и относительного веса полезного груза k_* .

Указанные коэффициенты определяются соотношениями:

$$k_c = \frac{P_0^{6,4}}{d^3} \text{ кг/дм}^3; \quad (2.3)$$

$$k_* = \frac{P_*}{d^3} \text{ кг/дм}^3. \quad (2.4)$$

Значения коэффициентов k_c для снарядов различного боевого назначения примерно следующие:

2 — для фугасных снарядов (300-мм снаряд, Германия);

6 — для осколочных снарядов (М8, СССР);

8 — для осколочно-фугасных снарядов (М13, СССР).

Соответственно значения k_* равны:

3 — для фугасных снарядов (300-мм снаряд, Германия);

1 — для осколочных снарядов (М8, СССР);

2 — для осколочно-фугасных снарядов (М13, СССР).

Полный вес ракетного снаряда складывается из веса боевой части $P_0^{6,4}$, веса конструкции ракетного двигателя q_n и веса порохового рабочего заряда ω . Если величина полного веса P_0 задана в ТТЗ, то остальные боевые характеристики определяются сравнительно просто.

Действительно, разложив в ряд правую часть формулы Циолковского для максимальной скорости ракеты

$$v_{\max} = U_e \ln \left(1 + \frac{\omega}{q_n} \right)$$

и сохранив в разложении члены лишь первого порядка, легко получить приблизительное соотношение

$$v_{\max} \approx U_e \frac{2\omega}{2q_n + \omega}. \quad (2.5)$$

Из (2.5) величина ω определяется как

$$\omega = q_n \frac{2v_{\max}}{2U_e - v_{\max}} \quad (2.6)$$

или, учитывая, что $q_n = P_0 - \omega$,

$$\omega = P_0 \frac{2v_{\max}}{2U_e + v_{\max}}. \quad (2.6')$$

Величина ω , найденная из соотношений (2.6) или (2.6'), представляет собой вес порохового рабочего заряда, необходимого для сообщения ракете со стартовым весом P_0 и пассивным весом q_n

скорости v_{\max} (при условии, что скорость истечения продуктов сгорания из двигателя составляет U_e).

Величина v_{\max} , которую нужно знать, чтобы использовать соотношения (2.6) или (2.6') при конкретных расчетах, оценивается приблизительно по заданной дальности стрельбы. При этом можно пользоваться либо баллистическими таблицами, либо ориентировочными формулами, выведенными в гл. VI. Относительно U_e показано, что

$$U_e = j_1 g \text{ м/сек.}$$

где j_1 — единичный импульс двигателя;

g — ускорение силы тяжести,

а поскольку для большинства пороховых ракетных двигателей величина j_1 довольно стабильна и составляет в среднем $j_1 \approx 200 \text{ кгсек/кг}^1$, можно принимать приближенно

$$U_e = 1950 - 2000 \text{ м/сек.}$$

Таким образом удается довольно точно определить одну из важнейших весовых характеристик ракетного снаряда — вес порохового заряда двигателя. После этого пассивный вес снаряда составит

$$q_{\text{п}} = P_0 - \omega, \quad (2.7)$$

а поскольку пассивный вес складывается из веса снаряженной боевой части и конструктивного веса двигателя, величина $q_{\text{к}}$ определится разностью

$$q_{\text{к}} = q_{\text{п}} - P_0^{0.4}. \quad (2.8)$$

Сложнее оценить весовые характеристики снаряда, если величина P_0 в ТТЗ не указана. В этом случае можно выбрать следующий путь расчета.

Установлено, что почти для всех типов ракетных снарядовлевой артиллерии вес металла камеры сгорания может быть определен через вес металла боевой части при помощи некоторой функции пропорциональности Φ , представляющей собой произведение специальных коэффициентов:

$$\Phi = k_{\text{т.с}} k_{\text{д}} k_{\text{р}} \dots$$

где $k_{\text{т.с}}$ — коэффициент типа боевой части снаряда;

$k_{\text{д}}$ — коэффициент калибра снаряда;

$k_{\text{р}}$ — коэффициент, учитывающий влияние на $q_{\text{к}}$ величины давления в камере сгорания (при $d = \text{const}$);

.....

¹ В. И. Феодосьев и Г. Б. Сняреву, Введение в ракетную технику, Оборонгиз, 1956.

Таким образом, в этом случае

$$q_k \approx \Phi (F_0^{6,1} - P_*) = k_{т.с} k_d k_p \dots (F_0^{6,1} - P_*), \quad (2.9)$$

причем для фугасных снарядов средних калибров с давлением в камере сгорания не более $p=100 \text{ кг/см}^2$ (типа 300-мм фугасного снаряда, Германия) можно принимать

$$q_k \approx (2,0 \div 2,1) (P_0^{6,1} - P_*),$$

а для осколочных снарядов (типа М8, СССР)

$$q_k = (1,8 \div 1,9) (P_0^{6,1} - P_*).$$

После определения q_k остальные неизвестные весовые характеристики находим без труда. Действительно, согласно (2.8)

$$q_n = q_k + P_0^{6,1},$$

после чего по (2.6) легко рассчитать ω и найти полный вес снаряда:

$$P_0 = q_n + \omega.$$

Приведенные ориентировочные соотношения позволяют достаточно точно оценить весовые расчетные характеристики снаряда, зная которые необходимо при проектировании каждого конкретного изделия.

Выбор основных весовых характеристик имеет большое значение не только для непосредственного проектирования ракетного снаряда, но и для выдачи предварительных заданий на проектирование пусковой установки и другого вспомогательного наземного оборудования.

Определение геометрических характеристик снаряда. Из геометрических характеристик калибр снаряда, как правило, указывают в ТТЗ, по крайней мере, для снарядов классов «воздух—воздух», противотанковых и некоторых других. Если калибр в ТТЗ не задан, ориентировочную величину его можно оценить по статистическим коэффициентам k_c или k_* . Расчетной формулой для определения величины d будет зависимость

$$d = \sqrt[3]{\frac{P_0^{6,1}}{k_c} \left(\text{или} \frac{P_*}{k_*} \right)} \text{ дм.} \quad (2.10)$$

Вторая основная геометрическая характеристика ракетного снаряда — полная длина боеприпаса — может быть окончательно выбрана лишь с учетом условий устойчивости снаряда в полете, т. е. фактически только после продувок модели и опытных отстрелов контрольных образцов. Однако уже при предварительных при-

кидках можно иметь в виду, что для снарядов, стабилизируемых оперением, оптимальная длина составляет примерно

$$l = (8 \div 10) d \quad (\text{до } 15d) \quad (2.11)$$

(М8, М13, М13ДД, СССР),

а для турбореактивных

$$l = (4 \div 6) d \quad (\text{до } 10d) \quad (2.11')$$

(300- и 210-мм снаряды, Германия).

Размах стабилизирующего оперения ракетного снаряда $2L_{оп}$ определяется аэродинамическими характеристиками объекта, а также формой в плане и числом перьев в стабилизаторе. Перечислять все частные случаи, которые могут иметь место при назначении размера $2L_{оп}$, по-видимому, не имеет смысла и стоит лишь указать, что для наиболее часто используемого четырехлопастного оперения с формой пера в плане, близкой к прямоугольной, размер $2L_{оп}$ обычно не превосходит

$$(2L_{оп})_{max} = 3d.$$

Параметры траектории полета. Важнейшими параметрами траектории полета можно считать предельную дальность стрельбы и кучность боя снаряда. Оба эти характеристики задаются в ТТЗ на проектирование объекта. Остальные параметры сравнительно легко оцениваются по зависимости упрощенной теории полета снаряда вдоль траектории (см. гл. VI).

Рабочие характеристики и основные параметры внутренней баллистики ракетного двигателя. Порядок выбора основных параметров ракетного двигателя и его рабочих характеристик разобран в гл. IV.

После выбора основных параметров проектируемого снаряда приступают к проработке вариантов конструкции снаряда и детальным расчетам внутренней баллистики двигателя и полетных характеристик снаряда. В процессе этой работы принятые предварительно параметры уточняют и корректируют.

§ 4. СХЕМА ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНОГО СНАРЯДА ПОЛЕВОЙ АРТИЛЛЕРИИ И ОТДЕЛЬНЫХ ЕГО ЭЛЕМЕНТОВ

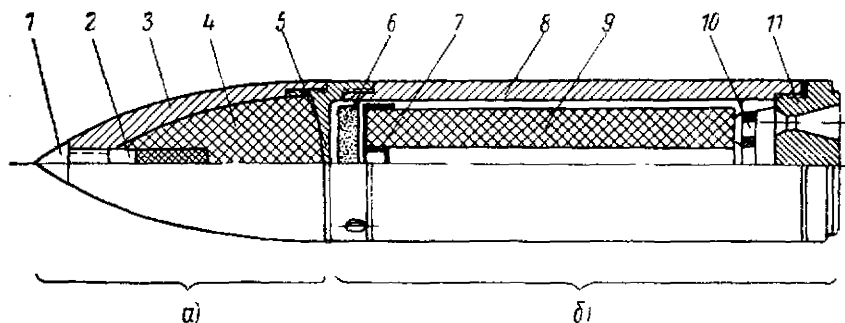
Пусковая конструкция ракетного снаряда полевой артиллерии приведена на фиг. 2.3.

В соответствии с устройством порохового ракетного снаряда проектирование его включает

- 1) проектирование элементов конструкции снаряда:
 - боевой части,
 - камеры сгорания,
 - соплового блока,
 - системы стабилизации, переходных доныев и других вспомогательных элементов конструкции;

- 2) проектирование порохового заряда двигателя:
 - выбор типа рабочего заряда и вписывание его в камеру сгорания,
 - расчет воспламенителя.

Проектирование каждого из элементов снаряда сводится к ряду последовательных расчетов и поискам наиболее удачных вариантов конструктивного решения. При этом примерную последовательность проектирования отдельных элементов снаряда можно воспроизвести следующими схемами.



Фиг. 2.3. Примерная конструкция современного порохового ракетного снаряда полевой артиллерии.

a—боевая часть, *б*—ракетная часть.

1—взрыватель, 2—дополнительный детонатор, 3—корпус боевой части, 4—боевой заряд взрывчатого вещества, 5—переходное дно, 6—воспламенитель с системой электровоспламенения, 7—передняя решетка для крепления воспламенителя и заряда, 8—корпус камеры сгорания, 9—пороховой рабочий заряд двигателя, 10—диафрагма, 11—сопловой блок.

Схема проектирования боевой части:

- 1) выбор типа боевой части в соответствии с назначением снаряда;
- 2) выбор формы боевой части и его обоснование;
- 3) расчет толщины стенки головки из условия обеспечения ее прочности при ударе о преграду (фугасные боевые части) или из других условий (например, для осколочных снарядов — получение определенного числа осколков заданного веса и т. п.);
- 4) разработка технологического процесса изготовления корпуса боевой части с ориентированием на массовое производство;
- 5) выбор типа взрывателя и разработка тактико-технического задания на его проектирование.

Схема проектирования камеры сгорания:

- 1) выбор схемы камеры сгорания;
- 2) расчет толщины стенки, гарантирующей прочность двигателя при рабочем давлении и температуре газов в полости камеры сгорания;
- 3) анализ возможности уменьшения толщины стенки камеры сгорания за счет применения термонзоляции или других специальных мер;

4) выбор схемы соединения боевой и ракетной частей снаряда и типа соединения;

5) расчет на прочность узла соединения;

6) разработка технологического процесса изготовления корпуса двигателя с ориентированием на условия массового производства.

Схема проектирования соплового блока:

1) расчет основных размеров сопла, обеспечивающих требуемые баллистические характеристики двигателя;

2) выбор типа соплового блока (одиночное сопло или крышка-сопло с несколькими соплами) и обоснование выбора;

3) геометрическое проектирование сопловой крышки снаряда и выбор типа соединения ее с камерой сгорания;

4) расчет на прочность узла соединения;

5) подбор диафрагменной решетки и согласование ее конфигурации с выбранным зарядом и крышкой-соплом;

6) тепловые расчеты элементов соплового блока;

7) разработка технологии изготовления сопловой крышки для условий массового производства.

Схема проектирования системы стабилизации снаряда:

1) выбор типа стабилизации (оперением, вращением, комбинированная стабилизация). Анализ и обоснование сделанного выбора;

2) расчет размеров стабилизаторов для случая стабилизации оперением;

3) расчет угла скоса сопла для турбореактивных снарядов;

4) корректировка элементов стабилизации по результатам продувок и опытных стрельб;

5) проработка вопросов технологии изготовления элементов стабилизации снаряда;

6) оценка ожидаемых параметров кучности боя проектируемого снаряда.

Схема проектирования переходных доньев и других вспомогательных элементов конструкции:

1) выбор и обоснование типа соединения в узле (разъемное, неразъемное; резьбовое, сварное);

2) выбор конструктивной схемы соединения и формы детали;

3) расчет деталей на прочность и самого узла на герметичность, жесткость, нераскрытие стыка;

4) проработка технологических вопросов изготовления отдельных деталей и сборки узла.

При проектировании порохового заряда двигателя выбор и расчет воспламенителя для рассматриваемого класса двигателей не представляют существенных трудностей и сводятся к подбору навески дымного пороха, выводящей основной заряд на режим устойчивого горения. Относительно же проектирования основного заряда следует сказать, что эта задача очень сложна и по существу является основной при создании двигателя. Последовательность работы при проектировании рабочего заряда топлива может быть представлена следующей схемой:

Схема проектирования порохового рабочего заряда:

1) выбор марки пороха (или другого твердого топлива) с учетом основных требований ТТЗ к параметрам внутренней баллистики и условиям эксплуатации снаряда.

Анализ сырьевой базы для выбранной рецептуры пороха с точки зрения возможности изготовления его в большом количестве при неблагоприятных условиях;

2) выбор рабочего давления в камере сгорания с учетом обеспечения требуемых параметров тяги и устойчивого горения пороха в определенном интервале начальных температур;

3) расчеты параметров внутренней баллистики двигателя (расчет горения заряда);

4) геометрическое проектирование заряда и обоснование принятой формы шашек;

5) вписывание заряда в камеру двигателя;

6) корректировка двигателя и заряда в соответствии с результатами стендовых сжиганий опытных образцов двигателей.

При проектировании конкретных образцов боеприпасов последовательность решения отдельных задач проектирования и объем выполняемой работы могут в отдельных случаях отличаться (особенно в случае проектирования специальных боеприпасов) от намеченного в приведенных выше схемах. Поэтому к таким схемам следует подходить творчески, каждый раз согласуя их с конкретным образом проектируемого снаряда и содержанием ТТЗ на этот снаряд.

Глава III

ПРОЕКТИРОВАНИЕ БОЕВОЙ ЧАСТИ СНАРЯДА

§ 1. ФУГАСНАЯ БОЕВАЯ ЧАСТЬ

Основные конструктивные характеристики фугасной боевой части

Фугасные снаряды относятся к классу снарядов основного назначения и предназначаются для разрушения различных оборонительных сооружений.

Параметры боевой эффективности фугасного снаряда целиком определяются характеристиками используемого взрывчатого вещества, весом заряда ВВ и некоторыми конструктивными элементами корпуса боевой части.

Основным требованием по могуществу снаряда принято обычно считать размещение в корпусе боевой части предельно большого количества наиболее эффективного ВВ, так что повысить могущество фугасной боевой части можно путем применения более мощного ВВ либо увеличения емкости камеры для разрывного заряда.

Первый путь практически является довольно ограниченным средством увеличения эффективности действия, так как, во-первых, сама мощность ВВ, т. е. запас внутренней энергии вещества, выделяющейся при его взрывном разложении, имеет некоторый предел и, во-вторых, с увеличением мощности ВВ повышается его чувствительность к внешним воздействиям, т. е. снижается безопасность снаряда в служебном обращении.

Увеличить емкость зарядной камеры боевой части можно — при постоянном калибре снаряда — за счет уменьшения толщины ее стенок или увеличения длины. Минимальная толщина стенки при этом должна быть такой, чтобы снаряд сохранял прочность своей конструкции при ударе о преграду, а максимальная длина ограничена требованием компактности фугасного взрыва и соображениями, связанными с условиями устойчивости снаряда на траектории.

Основной конструктивной характеристикой фугасной боевой части, указывающей на относительную величину весового содержа-

ния в ней ВВ, является коэффициент наполнения боевой части снаряда

$$\eta = \frac{P_*}{P_0^{б.ч}} 100 \%,$$

составляющий для наиболее эффективных боеприпасов 50—60%.

Другими важными конструктивными характеристиками фугасной боевой части являются:

1) относительная толщина стенок корпуса боевой части

$$\bar{\delta}_{ст} \approx \frac{8}{300} d \quad (\text{МЗІ, СССР});$$

2) относительная длина боевой части

$$\bar{l}_{б.ч} \approx 1,5d \quad (\text{МЗІ, СССР});$$

3) коэффициенты относительного веса k_c и k_* , числовые значения которых приведены в гл. II:

$$k_c = \frac{P_0^{б.ч}}{d^3} \text{ кг/дм}^3,$$

$$k_* = \frac{P_*}{d^3} \text{ кг/дм}^3.$$

Перечисленные конструктивные характеристики боевой части очень важны, так как средние статистические значения их можно с успехом использовать для ориентировочных укрупненных расчетов в предэскизном проектировании.

Следует, конечно, иметь в виду, что выбранные при их помощи параметры боевой части должны быть обязательно уточнены на последующих этапах работы над снарядом.

Выбор формы корпуса боевой части

Форму корпуса фугасной боевой части выбирают из условия обеспечения оптимальных условий развития взрыва при действии боеприпаса по заданной в тактико-техническом задании преграде. Кроме того, при выборе формы следует учитывать производственно-технические требования, а для снарядов нормальной схемы — еще и требование минимальности аэродинамического сопротивления боевой части в полете.

Действие фугасного снаряда у цели складывается из двух моментов: проникания боеприпаса в преграду и срабатывания его в преграде на некоторой определенной глубине. Следовательно, выбранная форма должна обеспечить прежде всего легкость проникания боевой части в преграду, с одной стороны, и максимальные параметры ударной волны взрыва, с другой.

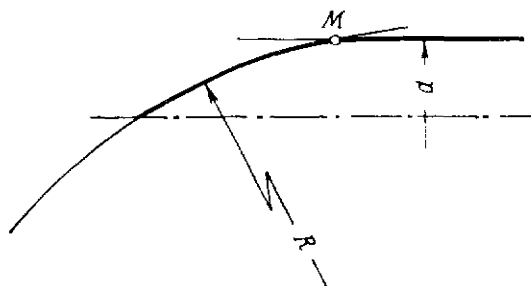
Практика проектирования и использования фугасных снарядов показывает, что с точки зрения облегчения проникания снаряда

да в случую преграду типа обычных грунтов наивыгоднейшей формой является конус с углом при вершине порядка

$$2\beta_{б.ч} = 18 \div 20^\circ \quad (\text{может быть } \sim 30^\circ).$$

Несколько худшей в этом смысле является боевая часть с оживальной образующей.

С точки зрения максимального эффекта действия у цели ударной волны фугасного взрыва наиболее желательны формы боевой части типа шара, короткого цилиндра и некоторые другие. Такие формы обеспечивают высокий коэффициент наполнения и компактность расположения ВВ в полости камеры, что и дает возмож-



Фиг. 3.1. Форма головной части, обеспечивающая минимальное аэродинамическое сопротивление.

R —радиус оживала, d —диаметр цилиндра, M —точка пересечения цилиндрической части с оживалом.

ность получить наиболее высокие параметры эффективности фугасного взрыва. Недостатком оптимальных с точки зрения эффективности форм боевых частей является неудобство их компоновки, например для снарядов с передним расположением боевой части.

Минимальное аэродинамическое сопротивление обеспечивает форма боевой части, состоящая из оживала и цилиндра, соединенных без сопряжения (фиг. 3.1). Такая форма позволяет снизить коэффициент лобового сопротивления боевой части снаряда $C_{x б.ч}$ на 15—20% по сравнению даже с наиболее обтекаемой на первый взгляд формой предельного сопряжения образующих. Однако такая форма нетехнологична и практически редко придается реальным конструкциям. Ориентироваться на эту форму имеет смысл лишь при проектировании турбореактивных снарядов, у которых

$$C_{x сн} \approx C_{x б.ч},$$

где $C_{x сн}$ — коэффициент лобового сопротивления снаряда,

тогда как для оперенных снарядов основную часть $C_{x сн}$ составляет сопротивление оперения (50—70%) и, следовательно, влияние формы головной части будет сказываться на общем $C_{x сн}$ незначительно.

Таким образом, если с точки зрения наилучшей внедряемости в преграду оптимальной формой является коническая, то для обес-

печения максимальной эффективности действия фугасного взрыва у цели и с точки зрения аэродинамики оптимальными являются совершенно иные формы. В результате выбор формы в каждом конкретном случае проектирования сводится к решению вопроса о том, какой группе требований отдать предпочтение. Решение это должно приниматься на основе анализа ТТЗ на снаряд с учетом принятой конструктивной схемы снаряда, определяющей его общую компоновку.

Расчет толщины стенки корпуса фугасной боевой части из условия прочности при ударе о преграду

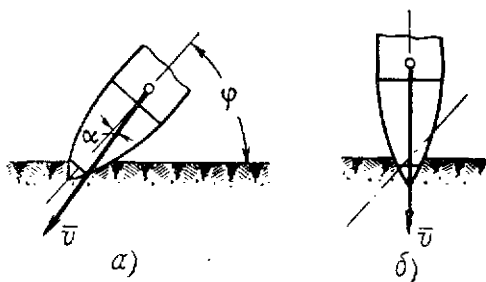
Поскольку фугасный снаряд проектируют, как правило, с максимально возможным наполнением, корпус боевой части снаряда такого типа представляет собой сравнительно тонкостенную конструкцию. Естественно, что прочность этой конструкции должна быть гарантирована для всех возможных случаев воздействия на нее внешних нагрузок в процессе изготовления, хранения, транспортировки и при боевом использовании снаряда, поэтому предельную толщину стенки корпуса боевой части выбирают из условий прочности.

При анализе возможных внешних нагрузок легко установить, что наибольшими из них являются нагрузки, действующие на снаряд в момент встречи с преградой. В связи с этим именно момент удара о преграду принимают расчетным для определения минимально допустимой толщины стенки. Следует иметь в виду, что прочность корпуса должна быть гарантирована не только в начальный момент удара о преграду, но и вплоть до срабатывания взрывателя, так как только в этом случае будут созданы условия для полного использования заряда ВВ у цели, т. е. получения максимальной эффективности взрыва.

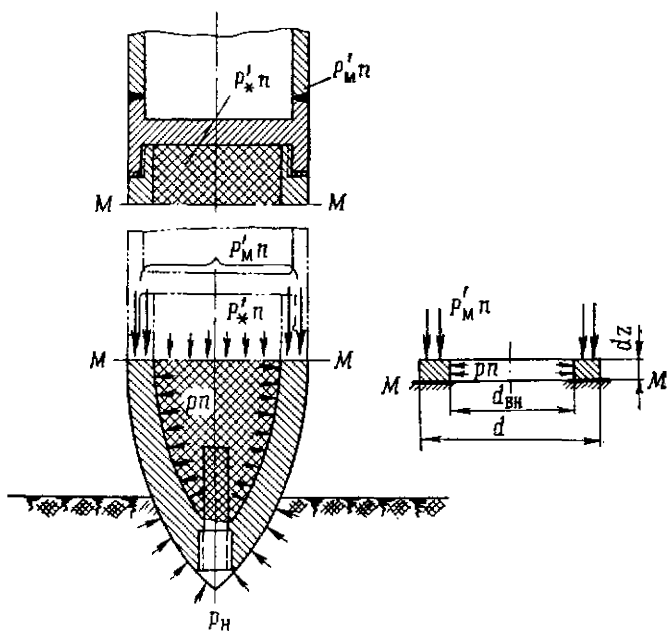
Выбор опасного сечения

Рассмотрим снаряд в некоторый произвольный момент проникания его в преграду (фиг. 3.2). Пренебрегая возможным углом атаки α снаряда на последнем участке траектории, будем считать, что удар снаряда о преграду нормален; кроме того, примем его симметричным, что для углов падения, близких к обычным (40—50°), не вносит принципиальных погрешностей в последующие расчеты, но существенно упрощает выкладки.

Известно, что внутренние напряжения в деталях и узлах различных конструкций создаются внешними силами и моментами, действующими на эти детали. Поэтому прежде чем говорить о напряжениях, действующих в стенке корпуса боевой части, рассмотрим внешние нагрузки, вызывающие их появление. В случае прямого удара внешние нагрузки сводятся только к силам, причем согласно фиг. 3.3 этими силами для части корпуса, вырезанной произвольным экваториальным сечением MM , являются:



Фиг. 3. 2. Удар снаряда о преграду.
 α —реальная схема удара, β —расчетная схема удара, \bar{u} —скорость в момент удара, φ —угол падения, \bar{u} —скорость в момент удара.



Фиг. 3. 3. Схема сил, действующих на боевую часть при ударе снаряда о преграду.

— сила сопротивления преграды прониканию, распределенная по части корпуса, внедрившейся к моменту времени t в преграду, и вызывающая появление на внешней поверхности корпуса распределенной нагрузки p_n ;

— инерционный вес металла, лежащего выше сечения MM , $P'_m n$, где n — коэффициент перегрузки;

P'_m — вес указанного металла, определяемый как сумма

$$P'_m = P'_{б.ч} + P'_{дн} + P'_{к.с} + P'_{ст} + \dots$$

$P'_{б.ч}$ — вес части корпуса б. ч., лежащей выше сечения MM ;

$P'_{дн}$ — вес диа;

$P'_{к.с}$ — вес камеры сгорания;

$P'_{ст}$ — вес стабилизаторов;

.....

— давление от снаряжения (pn), действующее на внутреннюю стенку полости боевой части.

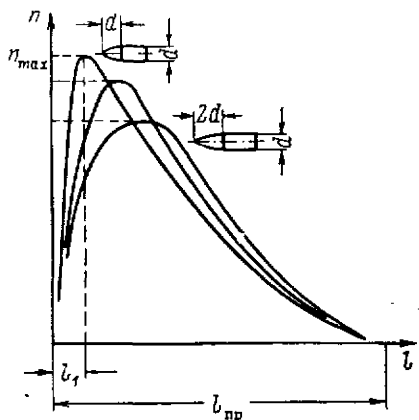
Как результат воздействия этих нагрузок в стенке развиваются два основных типа напряжений: продольные сжимающие напряжения $\varepsilon_z \approx f(P'_m n)$ и окружные напряжения $\sigma_\theta = f(pn)$.

Если считать, что весовые характеристики снаряда полностью известны, то для отыскания величины действующих напряжений необходимо знать еще:

— величину и характер изменения по глубине проникания перегрузки;

— эффект противодействия преграды прониканию в нее снаряда.

Экспериментально установлено, что величина перегрузки зависит от глубины проникания, при этом в момент углубления снаряда примерно на длину оживала она достигает n_{max} . На остальном пути проникания перегрузка постепенно снижается до нуля (фиг. 3.4). Относительно же эффекта противодействия преграды считают, что его в первом приближении можно учесть, если предположить, что в сечениях боевой части, внедрившихся в преграду, давление от снаряжения остается постоянным.

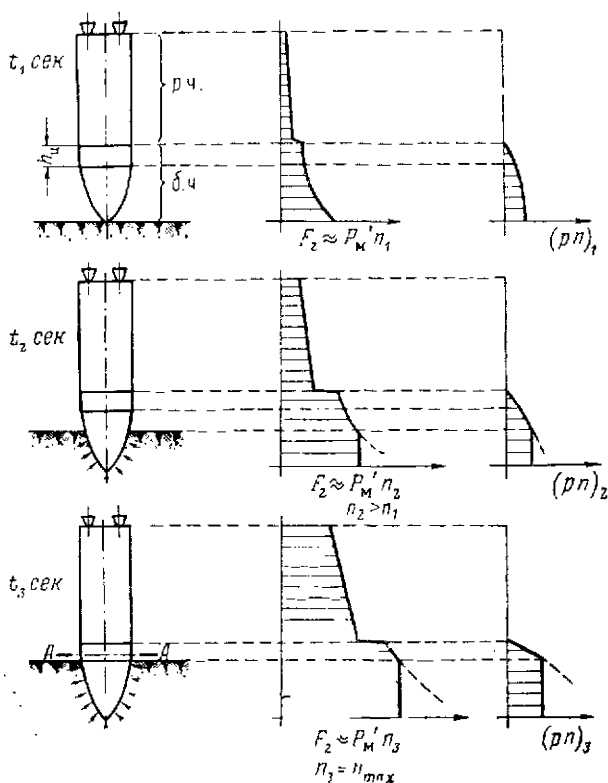


Фиг. 3.4. Характер изменения перегрузки n по мере внедрения в преграду снарядов с разной формой головной части.

l_1 — глубина проникания, соответствующая максимальной перегрузке; $l_{пр}$ — полная глубина проникания.

Учитывая сказанное, эпюры действующих сил для разных моментов времени можно представить в виде кривых, показанных на фиг. 3.5. Рассматривая кривые, можно убедиться, что опасное се-

чение, т. е., грубо говоря, сечение, в котором действуют наибольшие силы, перемещается по мере проникания боеприпаса в преграду от носка к цилиндрической части боеприпаса. Однако, сравнивая абсолютные значения сил, действующих в разные моменты времени (t_1, t_2, \dots), можно заметить, что истинное опасное сечение AA следует искать в момент времени t_3 , когда на снаряд действует



Фиг. 3.5. Эпюры, характеризующие изменение продольной силы и давления от снаряжения по мере проникания снаряда в преграду.

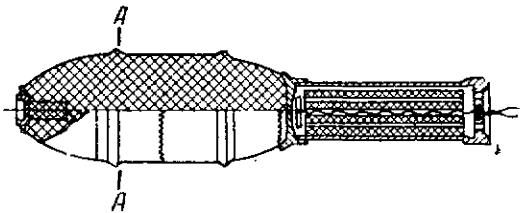
n_1, n_2, n_3 — перегрузки, соответствующие моментам времени t_1, t_2, t_3 .

наибольшая инерционная перегрузка, т. е. действующие силы максимальны. Формально за опасное сечение в этом случае можно принять любое экваториальное сечение. Однако, учитывая особенности геометрии боевой части и тот факт, что деформации сечений в преграде ограничены противодействием самой среды, воспринимающей на себя часть нагрузки, следует принять, что истинное опасное сечение AA будет находиться примерно в месте перехода оживальной части снаряда в цилиндрическую несколько выше теоретического сопряжения оживала с цилиндром.

Приведенное обоснование выбора сечения AA в качестве опасного не является строгим и построено в основном на интуитивных представлениях о физике явления; тем не менее окончательный вывод не подлежит сомнению и при желании может быть подтвержден теоретически при помощи достаточно строгих соотношений.

Вывод ориентировочных формул для расчета напряжений в опасном сечении

В практике бывает целесообразно выделить и рассматривать отдельно два расчетных случая: когда определяющими прочностью корпуса боевой части являются напряжения, вызываемые действием сил инерционного веса металла, лежащего выше сечения AA , или, когда такими напряжениями являются напряжения от (pn) .



Фиг. 3.6. Снаряд, в корпусе боевой части которого опасными являются напряжения от внутреннего давления от снаряджения.

Первый случай реализуется, например, у дальнобойных снарядов, выполненных по нормальной схеме и с относительно невысоким коэффициентом наполнения, второй — у снаряда типа, представленного на фиг. 3.6.

В первом случае в качестве расчетной схемы можно принять достаточно жесткую цилиндрическую оболочку, сжатую продольной силой $P'_m n_{\max}$. Для такой оболочки

$$\sigma_z = \frac{P'_m n_{\max}}{\frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{вн}}^2)} \quad (3.1)$$

и условие прочности будет

$$\frac{P'_m n_{\max}}{\frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{вн}}^2)} = \frac{\sigma_{\text{сж}}}{\zeta}, \quad (3.2)$$

где $P'_m n_{\max}$ — инерционный вес металла, лежащего выше опасного сечения;

n_{\max} — максимальная перегрузка;

d — калибр боевой части;

$d_{\text{вн}}$ — диаметр внутренней полости боевой части;

$\sigma_{\text{сж}}$ — предел прочности материала на сжатие;

ζ — запас прочности.

Из (3.2) можно получить соотношение для оценки предельной толщины стенки δ_{\min} , для чего достаточно использовать очевидное соотношение

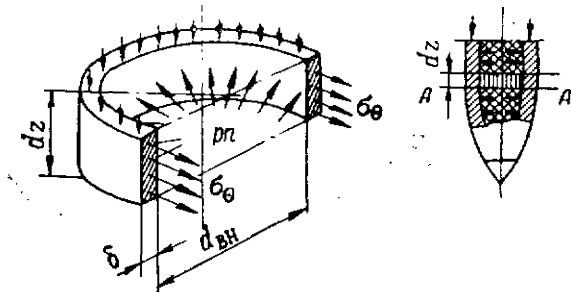
$$d_{\text{вн}} = d - 2\delta,$$

с помощью которого легко преобразовать (3.2) к виду

$$\frac{4P'_m n_{\max} \zeta}{\pi \sigma_{\text{сж}}} = d^2 - (d - 2\delta)^2 = 2d\delta - 4\delta^2.$$

Это выражение представляет собой квадратное уравнение относительно искомого δ :

$$\zeta^2 - \frac{d}{2} \delta + \frac{P'_m n_{\max} \zeta}{\pi \sigma_{\text{сж}}} = 0,$$



Фиг. 3.7. К определению напряжений от давления (pn).

дающее формально два решения

$$\delta_{1,2} = \frac{d}{2} \pm \sqrt{\frac{d^2}{4} - \frac{P'_m n_{\max} \zeta}{\pi \sigma_{\text{сж}}}},$$

но по существу единственным образом определяющее искомую величину минимальной допустимой толщины стенки

$$\delta_{\min} = \frac{d}{2} - \sqrt{\frac{d^2}{4} - \frac{P'_m n_{\max} \zeta}{\pi \sigma_{\text{сж}}}}. \quad (3.3)$$

Приведенные выкладки весьма ориентировочны и дают возможность оценить величину δ_{\min} лишь приближенно.

Во втором случае расчетной является схема тонкостенного сосуда, находящегося под действием внутреннего давления (pn). Под действием этого давления в стенке развиваются окружные напряжения σ_θ , определяемые согласно фиг. 3.7 соотношением

$$\sigma_\theta = \frac{(pn) d_{\text{вн}} dz}{2\delta dz} = \frac{(pn) d_{\text{вн}}}{2\delta}. \quad (3.4)$$

Условие сохранения прочности конструкции

$$\sigma_0 = \frac{1}{\zeta} \sigma_b,$$

где σ_b — предел прочности, позволяет определить минимальную толщину стенки, гарантирующую прочность корлуca с запасом ζ , как

$$\delta_{\min} = \frac{(pn) d_{\text{вн}}}{2 \frac{1}{\zeta} \sigma_b} \quad (3.5)$$

или через калибр снаряда

$$\delta_{\min} = \frac{(pn) d}{2 \left[(pn) + \frac{1}{\zeta} \sigma_b \right]}. \quad (3.5')$$

В более общем случае сразу не ясно, какая из нагрузок — «наседающий» вес металла или давление от снаряжения — может явиться причиной разрушения снаряда. Здесь следует анализировать сложное напряженное состояние с действующими напряжениями, определяемыми соотношениями

$$\left. \begin{aligned} \sigma_z &= \frac{P'_m n_{\max}}{\frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{вн}}^2)}, \\ \sigma_0 &= \frac{(pn) d_{\text{вн}}}{2\delta}, \\ \sigma_r^{\max} &= -(pn), \end{aligned} \right\} \quad (3.6)$$

где σ_r — радиальное напряжение,

и определять минимальную толщину стенки по так называемому эквивалентному напряжению. Однако требование необходимости учета всех трех напряжений при ориентировочном выборе δ_{\min} возникает сравнительно редко, так что этот вопрос более подробно можно не рассматривать.

Из формул (3.3) и (3.5) видно, что для расчета δ_{\min} необходимо знать величину расчетной перегрузки и уметь вычислять давление от снаряжения.

Что касается pn , то по физической природе это давление представляет собой поперечную составляющую осевого напряжения, развивающегося в упруго-пластическом столбе ВВ при ударе снаряда о преграду. Величину pn можно было бы вычислить как

$$(pn) = - \frac{K\mu}{1-\mu} (\sigma_z)_{\text{ВВ}} = - \frac{K\mu}{1-\mu} \frac{P'_* n}{\frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4}}, \quad (3.7)$$

где P'_* — вес столба ВВ, лежащего выше рассматриваемого сечения; $P'_* n$ — инерционный вес этого столба ВВ;

μ — коэффициент Пуассона;
 K — коэффициент, учитывающий динамичность приложения иа. грузки при ударе и некоторые вторичные эффекты явления-

Однако достоверных значений константы K не имеется, и пользоваться зависимостью (3.7) при практических расчетах не представляется возможным. В настоящее время принято вычислять pn , используя полуэмпирические расчетные соотношения вида

$$(pn) = k_1 (h'_n + k_2 \Delta h) n, \quad (3.8)$$

где h'_n — высота цилиндрической части корпуса, лежащей выше сечения AA ;

Δh — высота дополнительных нецилиндрических объемов в верхней части полости с BB ;

n — коэффициент перегрузки;

k_1, k_2 — опытные коэффициенты.

Расчет максимальной перегрузки, действующей на снаряд при ударе о преграду

Перегрузкой называют число n , показывающее, во сколько раз возрастают массовые силы при их динамическом приложении по сравнению с величиной их, соответствующей условиям статики.

$$n = \frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}}. \quad (3.9)$$

Считая, что в рассматриваемых явлениях масса тела остается неизменной, из (3.9) получаем

$$n = \frac{a}{g},$$

где a — ускорение, характеризующее в данном случае динамичность приложения силы;

g — ускорение силы тяжести.

Отсюда для расчета перегрузки необходимо знать, как замедляется проникание боеприпаса в преграду, т. е. установить закон $a = a(t)$ или по крайней мере уметь рассчитать величину a_{max} .

Если считать, что вся кинетическая энергия

$$E_k = \frac{m_n v_k^2}{2} = \frac{q_n v_k^2}{2g},$$

где $m_n = \frac{q_n}{g}$,

которой обладает снаряд в момент удара о преграду, тратится только на преодоление сопротивления среды прониканию, то баланс энергии определится в виде

$$\frac{m_n v_k^2}{2} = A_{\text{сопр}},$$

где $A_{\text{сопр}}$ — полная работа сил сопротивления преграды.

При ориентировочных расчетах можно принимать, что сила сопротивления по мере углубления боеприпаса изменяется по линейному закону от некоторого R_{\max} до нуля, так что

$$A_{\text{сопр}} = \frac{1}{2} R_{\max} l_{\text{пр}} = \frac{1}{2} m_{\text{п}} a_{\max} l_{\text{пр}}.$$

Теперь имеем

$$\frac{m_{\text{п}} v_{\text{к}}^2}{2} = \frac{1}{2} m_{\text{п}} a_{\max} l_{\text{пр}}$$

или

$$a_{\max} = \frac{v_{\text{к}}^2}{l_{\text{пр}}}, \quad (3.10)$$

после чего n_{\max} определится как

$$n_{\max} = \frac{v_{\text{к}}^2}{g l_{\text{пр}}}, \quad (3.10')$$

где $v_{\text{к}}$ — скорость снаряда в момент удара о преграду;

$l_{\text{пр}}$ — полная глубина, на которую мог бы углубиться снаряд в преграду, если бы вся его кинетическая энергия пошла на преодоление сил сопротивления.

Кратковременность действия максимальной перегрузки приводит к тому, что расчетной можно считать

$$n_{\text{расч}} = \epsilon_n n_{\max}, \quad (3.11)$$

где $\epsilon_n < 1$ — коэффициент, учитывающий условия удара и некоторые конструктивные особенности боевой части.

Относительно величины $l_{\text{пр}}$ следует сказать, что в настоящее время существует несколько эмпирических формул, позволяющих рассчитать эту характеристику с достаточной для предварительного анализа степенью точности.

Наиболее распространены из этих формул следующие.

1. Березанская формула

$$l_{\text{пр}} = \lambda k_{\text{п}} \frac{q_{\text{п}}}{d^2} v_{\text{к}}, \quad (3.12)$$

где $l_{\text{пр}}$ — глубина проникания в м;

$q_{\text{п}}$ — вес снаряда в момент удара о преграду (пассивный вес снаряда) в кг;

d — калибр снаряда в м;

$v_{\text{к}}$ — скорость снаряда в момент удара в м/сек;

λ — коэффициент формы снаряда;

$k_{\text{п}}$ — 1,0 для снарядов с высотой оживала

$$h_{\text{ож}} \leq 1,5d;$$

λ — 1,3 для снарядов с высотой оживала

$$h_{\text{ож}} \approx 2,5d;$$

$k_{\text{п}}$ — коэффициент проникания, величина которого определяется свойствами преграды (см. табл. 3.1).

Березанские коэффициенты проникания k_n

Тип преграды	k_n
Плотный гранит и гранитные породы; очень крепкий песчаник и известняк	$1,6 \cdot 10^{-6}$
Обыкновенный песчаник и известняк; песчаный и глинистый сланцы	$3,0 \cdot 10^{-6}$
Мягкий сланец; известняк; мерзлый грунт	$4,5 \cdot 10^{-6}$
Щебенистый грунт; отвердевшая глина	$4,5 \cdot 10^{-6}$
Плотная глина; крепкий нанос; земля, смешанная с камнем; песок влажный	$5,0 \cdot 10^{-6}$
Земля плотная; обыкновенный растительный грунт	$5,5 \cdot 10^{-6}$
Болотистая почва; мокрый глинистый грунт	$10,0 \cdot 10^{-6}$
Железобетон	$0,9 \cdot 10^{-6}$
Бетон (цементно-гранитный)	$1,3 \cdot 10^{-6}$
Кирпичная кладка на цементе; булыжная кладка	$2,5 \cdot 10^{-6}$

2. Формула Петри

$$l_{пр} = \frac{q_n}{d^2} \chi_n f(v_k), \quad (3.13)$$

где $l_{пр}$ — глубина проникания в м;

q_n — вес снаряда в момент удара о преграду в кг;

d — калибр снаряда в см;

χ_n — коэффициент свойств преграды (см. табл. 3.2);

$f(v_k)$ — функция скорости удара (см. табл. 3.3).

Таблица 3.2

Коэффициенты свойств преграды χ_n для формулы проникания Петри

Тип преграды	χ_n
Скала известковая	0,43
Каменная кладка	0,94
Бетон среднего качества	0,64
Кирпичная кладка	1,63
Песчаный грунт	2,94
Земля с растительным покровом	3,86
Мягкий глинистый грунт	5,87

Значения функций скорости $f(v_k)$ для формулы проникания Петри

Малые скорости удара										
v_k	40	60	80	100	120	140	160	180	200	220
$f(v_k)$	0,33	0,72	1,21	1,76	2,36	2,97	3,58	4,18	4,77	5,34
Средние скорости удара										
v_k	240	260	280	300	320	340	360	380	400	420
$f(v_k)$	5,89	6,41	6,92	7,40	7,87	8,31	8,74	9,15	9,54	9,92

Кроме формул (3.12) и (3.13), в литературе можно встретить зависимости такого же типа, предложенные в свое время Понселе, Валье, Вуичем, Забудским, Пересом, Нобиле и другими исследователями. Принципиальной разницы между всеми этими формулами нет, и внешнее отличие отражает лишь индивидуальный подход каждого из исследователей к решению поставленной задачи. Для примера приведем формулу Нобиле.

$$l_{np} = \frac{P_s}{\lambda_0} k_N F_{m(e)} \text{ м}, \quad (3.14)$$

где $P_s = \frac{q_n}{\pi d^2}$ — поперечная нагрузка в кг/см^2 ;

λ — коэффициент формы;
 $\begin{cases} \lambda = 1 & \text{— для остроголовых снарядов;} \\ \lambda = 1,5 & \text{— для тупоголовых снарядов;} \end{cases}$

k_N — коэффициент свойств среды;

$F_{m(e)}$ — коэффициент ударной скорости для твердых преград и грунта (по индексам).

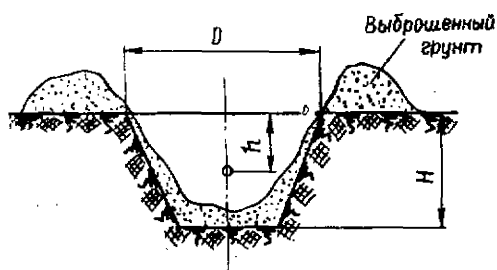
По составу членов и содержанию коэффициентов формула (3.14) аналогична разобранным зависимостям (3.12) и (3.13), выбор которых в качестве основных объясняется лишь тем, что коэффициенты в них определены наиболее подробно и при составлении их обобщено большее количество экспериментального материала.

Оценка эффективности действия снаряда у цели

Боевой эффект воздействия фугасного снаряда на преграду заключается в разрушении этой преграды газообразными продуктами взорвавшегося разрывного заряда и осколками от оболочки

боевой части. На практике установлено, что основными поражающими факторами фугасного взрыва являются ударная взрывная волна, поток осколков и сейсмический эффект взрыва.

В боевых условиях могущество действия фугасного снаряда оценивается по совместному разрушительному действию всех трех



Фиг. 3.8. Теоретические размеры воронки, образующейся в грунте при взрыве боеприпаса на глубине h .

факторов, при этом в качестве стандартной оценки сравнительной мощности взрыва принимают обычно глубину воронки, образующейся в грунте после взрыва (фиг. 3.8).

При ориентировочном определении эффективности фугасного боеприпаса характеристическую глубину H (в м) можно оценить по эмпирической формуле

$$H = k'_{\text{вз}} \sqrt[3]{\frac{P_*}{C}}, \quad (3.15)$$

где $k'_{\text{вз}}$ — некоторый коэффициент, характеризующий податливость преграды воздействию взрыва;

C — коэффициент, характеризующий влияние на эффективность взрыва глубины подрыва боеприпаса h в м;

P_* — вес боевого заряда ВВ,

или по еще более упрощенной зависимости

$$H \approx \sqrt[3]{\frac{P_*}{C'}}, \quad (3.15')$$

где коэффициент C' учитывает особенности преграды и эффект срабатывания заряда на разной глубине; числовые значения его приведены в табл. 3.4.

Таблица 3.4

Значения коэффициентов C'

Тип преграды	Значение коэффициента C'	
Каменная кладка; бетон; скала;	$h \leq 0,9$ м	5,0
	h до 1,5 м	4,0
	h до 2,0 м	3,5
	$h > 2,0$ м	3,0
Щебни и несвязные насыпи	1,0 (среднее значение)	
Обычные грунты	0,7 (среднее значение)	
Железобетон	8,0	

Если взрыв происходит непосредственно на поверхности преграды, то при прочих равных условиях образующаяся воронка будет мельче; ее глубину обычно оценивают по формуле

$$H = k_{вз}^* \sqrt[3]{P_*} - h_{ц.т.}, \quad (3.16)$$

где $k_{вз}^*$ — некоторый коэффициент, аналогичный коэффициенту $k_{вз}'$ в формуле (3.15) (см. табл. 3.5);

$h_{ц.т.}$ — координата относительно поверхности преграды центра тяжести боевой части снаряда в момент взрыва (фиг. 3.9) (более точно — это не координата центра тяжести боевой части, а соответствующая координата разрывного заряда).

Таблица 3.5

Значения коэффициентов $k_{вз}'$

Тип преграды	Значение коэффициента $k_{вз}'$
Земля рыхлая	0,6
Земля с песком и гравием	0,56
Обыкновенный грунт	0,53
Плотный чистый песок	0,45
Земля, смешанная с камнем	0,5
Скала известняковая	0,23
Бетон	0,175
Железобетон	0,13

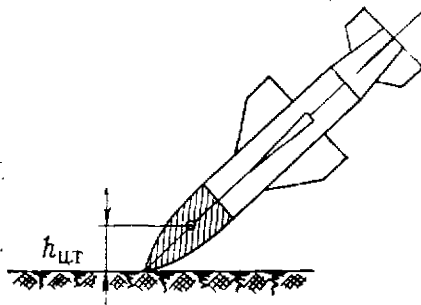
Практикой показано, что максимальный эффект взрыва (размеры воронки, образующейся в грунте) наблюдается, если взрыв происходит на глубине, которая для боеприпаса с весом заряда $ВВ P_*$ кг составляет примерно

$$h_{опт} = (0,85 \div 0,95) \sqrt[3]{P_*} \text{ м.} \quad (3.17)$$

При взрыве снаряда на любой глубине непосредственные разрушения от действия взрыва наблюдаются в некоторой области с центром в точке взрыва и предельным радиусом R_p , определяемым соотношением

$$R_p = k_p \sqrt[3]{P_*},$$

где k_p — коэффициент, числовые значения которого для разных преград приведены в табл. 3.6.



Фиг. 3.9. Определение координаты $h_{ц.т.}$ при использовании расчетной формулы (3.16).

Эта область называется областью разрушения, или сферой разрушения. Кроме сферы разрушения, при взрыве различают еще так называемые сферы сжатия и сотрясения, характеризующиеся

Таблица 3.6

Значения коэффициентов k_p

Тип преграды	Значение коэффициента k_p
Земля рыхлая	1,4
Обыкновенный грунт	1,07
Песок	1,0—1,04
Глина с песком	0,96
Известняк и песчаник	0,92
Каменная кладка	0,84
Бетон	0,77
Железобетон	0,6—0,7

наличием тех или иных характерных деформаций в преграде. Если боеприпас внедряется в преграду на глубину

$$h \geq R_p,$$

то взрыв не вскрывает толщу преграды, и имеет место так называемый камуфлет. При камуфлете эффект разрушительного действия ударной волны и осколков практически не используется, зато сейсмический эффект взрыва максимален.

Выбор взрывателя. Расчет времени замедления, обеспечивающего максимальную эффективность срабатывания боеприпаса

Фугасные боевые части комплектуются головными или боковыми взрывателями двух типов — мгновенного действия и инерционными, обеспечивающими некоторое замедление взрыва.

Взрыватели мгновенного действия используются для тонкостенных боевых частей, характеризующихся предельно высокими коэффициентами наполнения и относительно низкой прочностью. Обеспечивая срабатывание боеприпаса на поверхности преграды, такие взрыватели определяют использование эффекта действия взрывной ударной волны как основного поражающего фактора взрыва.

При использовании инерционных взрывателей взрыв происходит на некоторой глубине и поражающее действие определяется не только параметрами ударной волны, но и сейсмическим эффектом взрыва. Основным вопросом, возникающим при выборе инерционного взрывателя, является обеспечение такого замедления взрыва,

при котором эффект срабатывания боеприпаса был бы максимален. Имея в виду существование оптимальной глубины взрыва $h_{\text{опт}}$, задачу отыскания оптимального замедления можно свести к расчету времени проникания снаряда на глубину $h_{\text{опт}}$. При этом, если предположить, что движение снаряда в преграде в первом приближении равнозамедленное, то для расчета может быть использована известная зависимость равнозамедленного движения

$$l = v_0 t - \frac{a_{\text{ср}} t^2}{2},$$

из которой легко получить $t = t(l)$ в виде

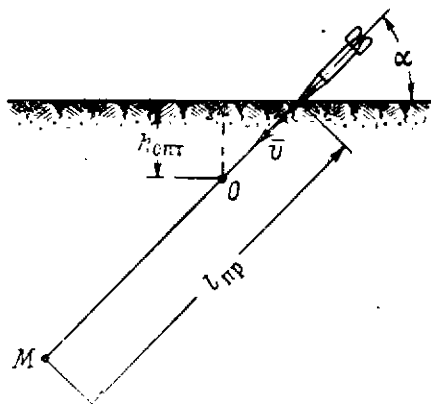
$$t_{1,2} = \frac{v_0}{a_{\text{ср}}} \pm \sqrt{\frac{v_0^2}{a_{\text{ср}}^2} - \frac{2l}{a_{\text{ср}}}}.$$

Имея в виду, что в наших обозначениях

$$v_0 = v_{\text{к}},$$

а

$$l = \frac{h_{\text{опт}}}{\sin \alpha},$$



Фиг. 3.10. К определению оптимального времени замедления инерционного взрывателя.

и что согласно формуле (3.10) и предположению о равномерности замедления снаряда будет иметь место равенство

$$a_{\text{ср}} = \frac{v_{\text{к}}^2}{2l_{\text{пр}}},$$

получим

$$t_{1,2} = \frac{2l_{\text{пр}}}{v_{\text{к}}} \pm \sqrt{\frac{4l_{\text{пр}}^2}{v_{\text{к}}^2} - \frac{4h_{\text{опт}}l_{\text{пр}}}{\sin^2 \alpha}},$$

откуда окончательное расчетное соотношение для оценки оптимального времени замедления взрывателя $T_{\text{опт}}$ определится в виде

$$T_{\text{опт}} = \frac{2l_{\text{пр}}}{v_{\text{к}}} \left(1 \pm \sqrt{1 - \frac{h_{\text{опт}}}{l_{\text{пр}} \sin^2 \alpha}} \right). \quad (3.18)$$

Здесь $l_{\text{пр}}$ — полная глубина проникания, вычисляется для данного боеприпаса по формулам (3.12) или (3.13);

$v_{\text{к}}$ — скорость снаряда в момент встречи с преградой;

$h_{\text{опт}}$ — оптимальная для данного боеприпаса глубина срабатывания взрывателя;

α — угол встречи снаряда с целью.

Найденное таким путем $T_{\text{опт}}$ является сугубо ориентирующим и окончательно уточняется по результатам опытных отстрелов контрольной партии снарядов.

Если тип взрывателя с некоторым определенным замедлением оговорен в ТТЗ или выбран по каким-либо особым соображениям, то по приведенным выше соотношениям можно оценить глубину h , на которой произойдет срабатывание взрывателя и взрыв при боевом использовании боеприпаса по той или иной преграде. Соответствующей расчетной зависимостью будет

$$h = \left(v_k T - \frac{v_k^2 T^2}{4l_{\text{пр}}} \right) \sin \alpha, \quad (3.19)$$

где T — время замедления используемого взрывателя (остальные обозначения прежние).

Имею по численному значению этой глубины следует искать в таблицах коэффициент глубины взрыва C' , необходимый для использования формулы

$$H = k_{\text{вз}} \sqrt[3]{\frac{P_*}{C'}}$$

оценивающей сравнительную эффективность проектируемой боевой части.

Следует подчеркнуть, что удачно подобрать взрыватель и, в частности, обеспечить замедление, гарантирующее срабатывание взрывателя на оптимальной глубине, очень важно для получения максимальной боевой эффективности проектируемого изделия.

§ 2. ОСКОЛОЧНАЯ БОЕВАЯ ЧАСТЬ

Основные конструктивные характеристики осколочных и осколочно-фугасных боевых частей

Осколочные снаряды предназначаются для стрельбы по воздушным и наземным целям, включая боевую технику и живую силу противника. В соответствии с назначением осколочных снарядов основные требования, предъявляемые к ним, сводятся к получению максимального количества убойных осколков с возможно большим радиусом действия их.

Как правило, осколочная боевая часть должна иметь достаточную толстостенную оболочку и лишь такое количество ВВ, которое необходимо для дробления этой оболочки на убойные осколки и для сообщения им необходимой начальной скорости.

Осколочная боевая часть характеризуется следующими конструктивными параметрами:

1) относительной длиной боевой части, составляющей, например, для снаряда М8

$$\bar{l}_{6,4} \approx 2,1d;$$

2) относительной толщиной стенок корпуса боевой части

$$\bar{\delta}_{\text{ст}} = \frac{8}{82} d \quad (\text{М8, СССР});$$

3) коэффициентом наполнения

$$\eta \approx 15\%;$$

4) коэффициентами относительного веса k_c и k_* , причем в среднем

$$k_c = \frac{P_0^{6,4}}{d^3} \approx 6,0 \text{ кг/дм}^3,$$

$$k_* = \frac{P_*}{d^3} \approx 1,0 \text{ кг/дм}^3.$$

Осколочно-фугасные снаряды предназначаются для действия осколками от оболочки по живой силе и технике противника и разрушительной силой ударной волны — по оборонительным сооружениям. По боевым и конструктивным параметрам боевые части осколочно-фугасного действия занимают промежуточное положение между снарядами осколочными и фугасными.

Параметры типичной осколочно-фугасной боевой части порохового ракетного снаряда имеют следующие значения:

1) относительная длина боевой части

$$\bar{l}_{0,4} = 3,5 d \quad (\text{М13, СССР});$$

2) относительная толщина стенок

$$\bar{\delta}_{\text{ст}} = \frac{13,5}{132} d \quad (\text{М13, СССР});$$

3) коэффициент наполнения $\eta = 25\%$;

4) коэффициенты относительного веса снаряда и снаряжения

$$k_c \approx 8,0 \text{ кг/дм}^3,$$

$$k_* \approx 2,0 \text{ кг/дм}^3.$$

Выбор формы осколочной боевой части

Форму корпуса осколочной боевой части выбирают из условия обеспечения равномерного дробления всей оболочки на минимальные по весу убойные осколки. Убойными при этом считаются осколки, способные на заданном расстоянии вывести из строя предполагаемую цель или нанести поражения жизненно важным частям небронированной боевой техники.

На основании имеющихся сведений можно в первом приближении считать, что убойным является осколок, обладающий в момент встречи с целью кинетической энергией порядка 10 кгм при весе не менее 5—10 г.

Кроме основного требования к форме осколочной боевой части — равномерности дробления оболочки, при проектировании сле-

дует еще иметь в виду, что форма должна соответствовать принятой конструктивной схеме снаряда и обеспечивать удобную компоновку отдельных узлов снаряда.

С точки зрения равномерности дробления необходимо ориентироваться на формы, обеспечивающие симметрию напряженного состояния по всей поверхности боевой части. Наивыгоднейшей с этой точки зрения является шаровая или цилиндрическая форма при условии, что инициирование взрыва происходит из центра или по оси симметрии боевой части.

Требования, связанные с компоновкой снаряда, выдвигают в качестве оптимальных формы типа оживала или цилиндра.

Из сказанного следует, что при прочих равных условиях при проектировании осколочных боеприпасов следует ориентироваться на цилиндрическую боевую часть, выполненную в виде оболочки постоянной толщины с системой центрального осевого инициирования. В этом случае осколочная боевая часть получается сравнительно простой и технологичной, с одной стороны, и наиболее мощественной, с другой.

Однако, например, снаряды нормальной схемы, как правило, не могут быть выполнены с такой боевой частью. Действительно, необходимость специального баллистического обтекателя в случае использования цилиндрической боевой части при нормальной схеме снаряда значительно увеличивает длину передней части снаряда, практически не меняя положение его центра тяжести, что ведет к снижению устойчивости снаряда в полете.

Сферическая форма боевой части практического применения пока не нашла из-за крайних неудобств ее компоновки в любой конструктивной схеме.

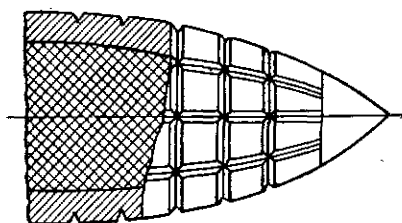
Конструкции осколочных боевых частей, обеспечивающие дробление оболочки на заданное количество осколков

При взрыве обычных осколочных боевых частей образуется некоторое количество не одинаковых по весу осколков, из которых только часть способна наносить действительное поражение. Установлено, что из общего веса металла корпуса боевой части до 30—40% идет на образование мелких осколков, не обладающих достаточной для поражения цели энергией, т. е. фактически бесполезных с точки зрения эффективности поражения цели. Кроме того, при взрыве образуется группа крупных осколков, обладающих избыточной для данной цели энергией. В результате полезно используется лишь сравнительно небольшая часть металла оболочки снаряда.

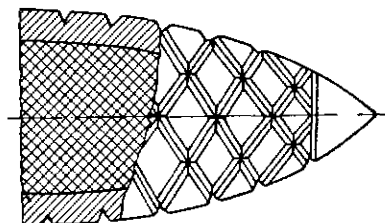
Наличие осколков, обладающих недостаточной и избыточной для поражения заданной цели энергией, снижает число оптимальных убойных осколков, т. е. боевую эффективность снаряда. Эффективность осколочных боевых частей можно значительно повысить путем принудительного дробления оболочки на заданное количество осколков требуемого веса.

Попытки регулировать разрушение боевой части так, чтобы получить возможно большее количество убойных осколков минимального веса, делались еще в 70—80-х годах прошлого столетия. Однако конструкции снарядов того времени оказались настолько громоздкими и ненадежными, что практического применения не нашли. Первые приемлемые решения задачи о дроблении оболочек осколочных снарядов на заданное количество осколков определенного веса появились значительно позднее.

Рассмотрим некоторые из схем боевых частей, обеспечивающих заданное дробление оболочки.



Фиг. 3.11. Боевая часть осколочного действия с прямоугольной сеткой надрезов.



Фиг. 3.12. Боевая часть осколочного действия с ромбической сеткой надрезов.

На фиг. 3.11 приведена боевая часть, которая, вообще говоря, может выполняться и другой формы в зависимости от компоновки узлов в принятой конструктивной схеме снаряда и отличается тем, что на ее поверхности нанесена сетка специальных надрезов. Эти надрезы являются концентраторами напряжений и обозначают сечения, по которым предполагается разрушение оболочки при взрыве. Опытные подрывы выявили, однако, что сетка надрезов, приведенная на фиг. 3.11, не обеспечивает надежного дробления оболочки по линиям надрезов, так как разрыв по поперечным подрезам, как правило, не реализуется.

Дробление можно стабилизировать, если сетку надрезов нанести под некоторым углом к оси цилиндра (ромбическая сетка надрезов), как это показано на фиг. 3.12. Угол наклона линии надрезов зависит от некоторых конструктивных параметров и характеристик материала боевой части и может быть рассчитан в каждом конкретном случае. Величина этого угла зависит от диаметра корпуса снаряда и поэтому постоянна лишь для цилиндрического участка боевой части; на оживальном участке угол наклона линии надреза непрерывно меняется, так что сама линия становится сложной винтовой кривой переменного шага.

Если боевая часть осколочного снаряда проектируется в форме прямого цилиндра, то весьма эффективной будет схема телескопической сборки двух труб с гарантированным натягом. На внутренней поверхности внешней трубы и наружной поверхности внутренней трубы наносятся ромбические сетки надрезов, совпадаю-

щие или не совпадающие друг с другом. Из других схем высокой эффективности можно назвать, например, сборно-клееные боевые части и некоторые другие.

Расчет параметров осколочного действия снаряда

Механизм дробления оболочки боевой части при взрыве представляет собой весьма сложное явление, теоретическое изучение которого осложнено еще и тем, что на протекание основных процессов существенное влияние оказывают факторы, не поддающиеся строгому учету. Тем не менее попытки получения расчетных формул, по которым можно было бы, например, рассчитать число образующихся осколков, предпринимались различными исследователями еще в прошлом столетии. Среди этих исследователей следует в первую очередь отметить Юстрова и Юловского. Они, работая над задачей дробления оболочки снаряда на заданное число осколков, независимо друг от друга пришли к выводу, что на процесс дробления, определяющий в конечном итоге число образующихся осколков, влияют следующие параметры снаряда:

- калибр и вес снаряда,
- вес разрывного заряда и характеристики используемого ВВ,
- механические характеристики металла оболочки,
- угол встречи снаряда с преградой,
- тип и характеристики взрывателя и т. д.

Из всех расчетных соотношений наиболее простой и в то же время надежной является формула, предложенная Юстровым и определяющая зависимость числа осколков от основных параметров боевой части в виде

$$N = \alpha_{\text{ВВ}} \frac{\sigma_*}{\sigma_b \varepsilon} \frac{\chi^2 + 0,5}{\chi^2 - 1,0} \frac{P_*}{d}, \quad (3.20)$$

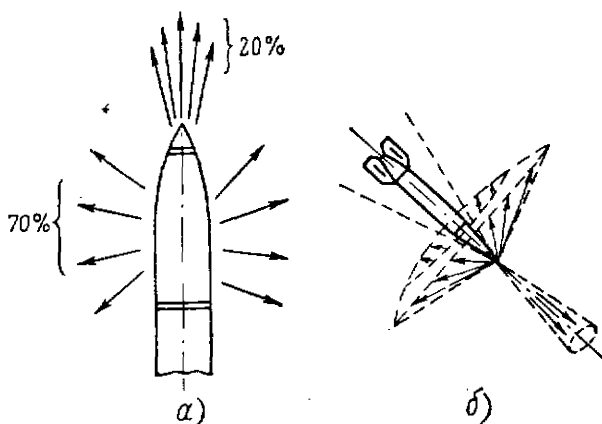
где N — число осколков, образующихся при взрыве боевой части;
 $\alpha_{\text{ВВ}}$ — коэффициент, величина которого зависит от свойств ВВ, используемого в качестве разрывного заряда (для тротила $\alpha=46$);
 P_* — вес заряда ВВ в кг;
 d — калибр боевой части в см;
 σ_b — предел прочности материала в кг/мм²;
 σ_* — предел упругости в кг/мм²;
 ε — удлинение при разрыве в %;
 χ — суммарный конструктивный параметр, определяющий осколочность снаряда и имеющий для боевых частей с различными коэффициентами наполнения η следующие средние значения:

$$\begin{aligned} \chi &= 1,8 && (\text{при } \eta = 7\%), \\ \chi &= 1,5 && (\text{ » } \eta = 10\%); \\ \chi &= 1,4 && (\text{ » } \eta = 15\%). \end{aligned}$$

По формуле (3.20) можно определить лишь полное число осколков, не выделяя из них убойных, что практически менее интересно¹.

Наиболее точно определить общее количество осколков, образующихся при взрыве той или иной боевой части, и получить спектр их распределения по массам можно только по данным статистики подрывов опытных образцов проектируемой боевой части в бронеяме (см. гл. VII).

При взрыве снаряда осколки разлетаются в пространстве неравномерно. Характер этого рассеивания примерно соответствует схе-



Фиг. 3.13 Схема разлета осколков при взрыве боевой части.

а—плоская схема, б—пространственная схема.

ме, приведенной на фиг. 3.13. В итоге истинное число эффективных убойных осколков должно определяться с учетом особенностей их реального разлета.

Важным параметром, влияющим на убойность осколка и определяющим предельное расстояние, на котором осколок сохраняет свою убойность, является начальная скорость его. Эта скорость зависит от ряда параметров боевой части (коэффициент наполнения, скорость детонации ВВ, форма боевой части и т. д.); в среднем она составляет 1000—2000 м/сек и выбирается в зависимости от конкретных условий применения снаряда. Оценить максимальную скорость осколка в месте разрыва боеприпаса можно, например, по формуле

$$w_0 \approx \frac{D\sqrt{6}}{4} \sqrt{\frac{4 P_0^{6,4} - P_*}{15 P_*}}, \quad (3.21)$$

где D — скорость детонации ВВ в м/сек;

$(P_0^{6,4} - P_*)$ — вес оболочки снаряда в кг;

P_* — вес ВВ в кг,

¹ М. Г. Ефимов, Курс артиллерийских снарядов, Оборонгиз, 1939.

Г. М. Третьяков, Боеприпасы артиллерии, Воениздат, 1940.

или по другим расчетным зависимостям, учитывающим с помощью системы поправочных коэффициентов конструктивные особенности каждого варианта боевой части.

Эффективность действия осколочного снаряда у цели

В соответствии с назначением и особенностями тактического применения осколочных снарядов наиболее целесообразны для них дистанционные трубки (взрыватели) различных конструкций, обеспечивающие срабатывание боеприпаса в некоторой определенной точке траектории. Только при использовании инициирующих средств такого типа по цели будет действовать максимальное количество из образующихся в момент взрыва осколков и достигается наибольшая эффективность боеприпаса.

Наряду с дистанционными трубками в них часто используют также обычные ударные взрыватели мгновенного действия. Применение таких взрывателей несколько снижает эффект осколочного действия, так как некоторая часть осколков при взрыве, например, на поверхности земли уходит в землю. Однако вследствие простоты конструкции обычных взрывателей и трудности отработки дистанционных трубок взрыватели ударного действия в ряде стран еще используются при проектировании осколочных снарядов.

В последнее время за рубежом наметилась тенденция к переходу на неконтактные взрыватели типа радиолокационных, которые связаны с аппаратурой управления или самонаведения снаряда и обеспечивают срабатывание снаряда в наиболее благоприятном положении его относительно цели.

Количественной мерой эффективности осколочного снаряда считают так называемый радиус сплошного поражения цели, величина которого определяется в каждом случае экспериментально при опытных подрывах боевой части в кругу мишеней. Считается, что в пределах круга с радиусом сплошного поражения вероятность поражения цели должна составлять 100%. Кроме этого круга, рассматривают площади, для которых вероятность поражения цели составляет 75, 50% и т. д., характеризую их радиусами соответствующей вероятности поражения. Значения радиусов определенной вероятности поражения цели являются исчерпывающей характеристикой боевой эффективности осколочного снаряда.

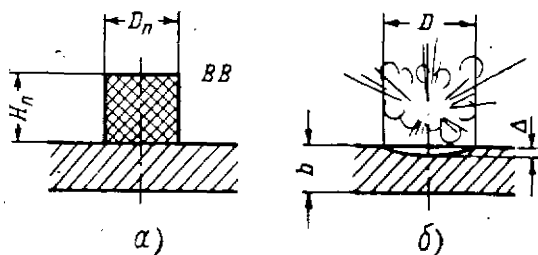
§ 3. КУМУЛЯТИВНАЯ БОЕВАЯ ЧАСТЬ

Кумулятивный эффект и его использование в броневых снарядах

Среди полевых ракетных снарядов ближнего боя весьма широко распространены так называемые кумулятивные реактивные мины. Кумулятивные мины служат весьма эффективным средством поражения бронированных машин и танков; при этом важным достоинством этих снарядов следует считать не только высокие характеристики бронепробития, но и то, что вооружать соответствующими

реактивными системами можно самые мелкие боевые подразделения армии вплоть до отдельного бойца.

Действие кумулятивных мин у цели основано на использовании так называемого кумулятивного эффекта взрыва, который заключается в следующем.

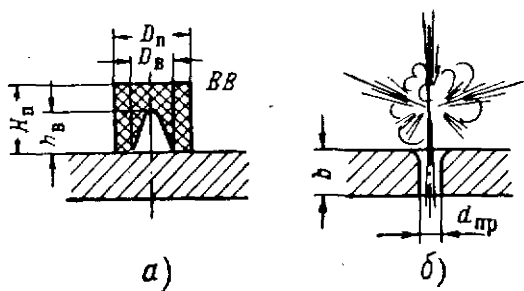


Фиг. 3.14. Эффект подрыва на бронеплите заряда ВВ обычной формы.

a—до взрыва, *б*—после взрыва.

D_n , H_n — диаметр и высота петарды; Δ — глубина выбоины.

Если на поверхности броневой плиты подорвать обычную петарду ВВ, то в плите образуется раковиннообразная выбоина (фиг. 3.14). Глубина выбоины зависит от величины заряда и бризантных свойств ВВ; как правило, она сравнительно невелика.



Фиг. 3.15. Эффект подрыва на бронеплите заряда ВВ с кумулятивной выемкой.

a — до взрыва; *б* — после взрыва;

D_n , H_n — диаметр и высота петарды; $D_в$, $h_в$ — диаметр и глубина воронки.

Глубину выбоины можно значительно увеличить, если взорвать такой же величины петарду ВВ, но сделать в заряде воронку определенной формы.

Наконец, можно подобрать такую форму и размеры воронки, что при прежнем количестве ВВ становится возможным пробить в плите сквозное отверстие (фиг. 3.15).

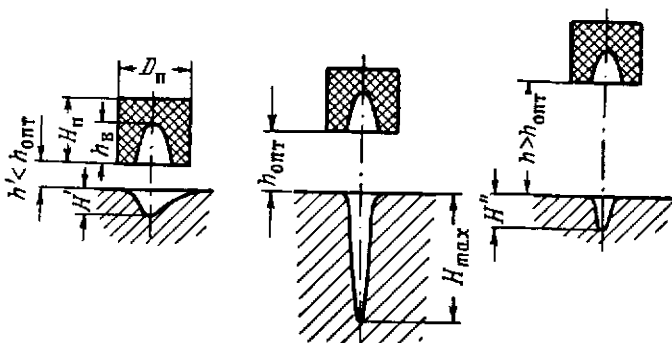
В последнем случае вследствие особых свойств воронки в ВВ энергия взрыва перераспределяется так, что большая часть ее, сконцентрированная в так называемой кумулятивной струе, будет

направлена по оси воронки на поверхность преграды. Именно в этом и заключается кумулятивный эффект взрыва.

Изучение явления кумуляции показало, что основными факторами, влияющими на эффективность бронепробивания, являются:

- размеры и форма кумулятивной воронки,
- материал облицовки кумулятивной выемки,
- расстояние от среза воронки до преграды в момент взрыва и некоторые другие факторы.

Оптимальные формы кумулятивной воронки, как правило, очень сложны в изготовлении, поэтому редко используются на реальных образцах кумулятивных мин; наиболее распространены на практике воронки конической и сферической формы.



Фиг. 3.16. Характер зависимости кумулятивного эффекта от расстояния в момент взрыва между срезом воронки и преградой.

H' , H''_{\max} и H'' — глубины пробоя; D_n , H_n — диаметр и высота петарды; h , h' , $h_{\text{опт}}$ — расстояния между срезом воронки и преградой.

Эксперименты показали, что при прочих равных условиях эффект бронепробивания заметно увеличивается, если на внутреннюю поверхность воронки тонким слоем нанести какой-либо облицовочный материал, при этом увеличение эффективности заряда зависит от выбора материала облицовки и толщины слоя покрытия. Из всех опробованных облицовочных материалов лучшими оказались медные и цинковые сплавы; другие металлы (железо, алюминий) меньше влияют на эффективность кумулятивного взрыва.

Исследование бронепробиваемости в зависимости от расстояния в момент взрыва между срезом воронки и преградой показало, что в каждом случае имеется некоторое оптимальное расстояние, при срабатывании на котором эффект действия по цели максимален (фиг. 3.16). Это расстояние обычно называют фокусным и считают основным параметром воронки.

Ориентировочное определение размеров кумулятивной воронки, обеспечивающей пробитие преграды заданной толщины

Кумулятивный эффект в боеприпасах используют путем придания заряду ВВ определенной конфигурации, содержащей в ка-

честве одного из элементов кумулятивную воронку. В остальном кумулятивный боеприпас может не отличаться от снарядов других классов.

В основе проектирования кумулятивных зарядов лежат выводы теории бронепробивного действия кумулятивной струи, полученные впервые академиком Л. М. Лаврентьевым. Он установил, например, что бронепробивной способностью обладает не вся кумулятивная струя, а лишь некоторая часть ее, которую называют эффективной длиной струи $l_{эф}$. Величина $l_{эф}$ зависит главным образом от размеров и формы воронки и, кроме того, от материала облицовки и параметров ВВ. Глубина бронепробивания существенно зависит от параметра $l_{эф}$ кумулятивной струи.

При проектировании кумулятивной головки боеприпаса приходится искать оптимальную воронку в соответствии с требуемой в ТТЗ глубиной сквозного пробивания преграды. Задача эта решается на базе широкого экспериментирования и использования данных статистики подрывов различных кумулятивных зарядов. Могут быть полезны следующие сугубо ориентировочные соотношения

1. Диаметр кумулятивной воронки составляет в среднем

$$D_v \approx \frac{1}{n_{\phi}} b_{\max},$$

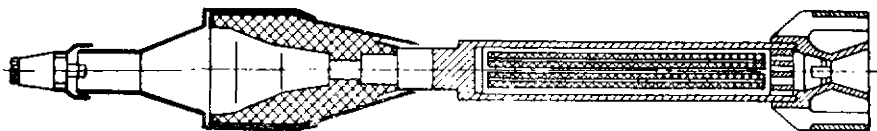
где b_{\max} — толщина заданной для пробивания преграды;
 n_{ϕ} — коэффициент, зависящий от формы воронки.

2. Диаметр пробоины не превосходит обычно

$$d_{пр} = (0,05 \div 0,3) D_v.$$

3. Для каждого типа воронок существует некоторая оптимальная высота купола воронки h_v , равная $0,5D_v$ — для полусферических выемок ($1,0 \div 1,5$), D_v — для конических выемок.

4. В формировании кумулятивной струи участвует слой ВВ, высота которого не превышает (над вершиной воронки) $0,5-0,8D_v$.



Фиг. 3. 17. Пример конструкции кумулятивной мины.

При этом дальнейшее увеличение высоты столба, а следовательно, и веса заряда ВВ без соответствующего изменения размеров воронки не повышает эффективность кумулятивного заряда и поэтому нецелесообразно.

На фиг. 3. 17 приведена для примера одна из конструкций немецких кумулятивных мин периода Великой Отечественной войны. Из фигуры видно, что ракетная часть мины принципиально не от-

личается от ракетных частей обычных оперенных полевых ракетных снарядов. Боевая же часть весьма специфична. Она представляет собой собранный из листовых выштамповок корпус определенной формы, который заполнен ВВ и содержит некоторые дополнительные элементы конструкции, обеспечивающие нормальную работу мины, — в первую очередь цепь взрывателя и кумулятивная выемка. Чувствительный элемент взрывателя на специальном баллистическом обтекателе вынесен вперед за срез ВВ так, чтобы при встрече с преградой взрыв происходил на расстояниях, близких к оптимальному. Следует иметь в виду, что, поскольку скорости полета кумулятивных мин, как правило, невысоки (80—100 м/сек), форма головной части практически не влияет на баллистические характеристики снаряда; это позволяет при проектировании головки не учитывать требования аэродинамики и проектировать наконечник, принимая во внимание исключительно соображения, связанные с требуемыми условиями работы детонационной цепи взрывателя и кумулятивной воронки.

Как уже отмечалось, ракетная часть кумулятивной мины проектируется так же, как и у других ракетных снарядов. Одну интересную особенность следует отметить лишь для ручных кумулятивных патронов с дальностью действия до 100 м. Эта особенность заключается в том, что ракетный двигатель такого патрона работает обычно на черном ружейном порохе. Объясняется это требованием абсолютной надежности этого оружия и необходимостью в связи с этим обеспечить постоянство физико-химических и баллистических параметров пороха, чего трудно добиться при использовании ракетных порохов.

Глава IV

ЭЛЕМЕНТЫ ВНУТРЕННЕЙ БАЛЛИСТИКИ ПОРОХОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

§ 1. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ О ПОРОХАХ ДЛЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Состав ракетных порохов

Бездымные (коллоидные) пороха. В настоящее время наибольшее распространение в качестве твердого топлива для ракетных двигателей получили так называемые бездымные, или коллоидные, пороха. Коллоидные пороха представляют собой твердый раствор горючей основы и окислителя с присадками специальных добавок.

Горючей основой бездымных порохов является нитроклетчатка (нитроцеллюлоза) типа пироксилина, способная желатинизироваться в некоторых веществах, содержащих высокий процент активного кислорода, с образованием коллоидного раствора. При охлаждении такого раствора получается пластическая пороховая масса, легко поддающаяся прессованию в шашки, используемые в дальнейшем в качестве элементов порохового заряда двигателя. В промышленном производстве нитроклетчатка получается как продукт обработки концентрированной азотной кислотой целлюлозы, содержащейся в древесине (50—60%), хлопке (90—93%), льне, соломе и некоторых других видах сырья. Для изготовления ракетных порохов наиболее важными являются нитроклетчатки с содержанием азота:

11,5—12,0% N — коллоксилин,

13,0—13,5% N — пироксилин № 1,

12,0—12,5% N — пироксилин № 2.

В качестве растворителя нитроклетчатки могут быть использованы разные вещества. В принятой классификации эти вещества обычно делят на так называемые летучие и нелетучие растворители. При этом летучим называется растворитель, который почти полностью удаляется из пороха в процессе производства пороховой массы и изготовления заряда. Составы на летучем растворителе получают свое название по типу используемой нитроклетчатки (например, пироксилиновый порох и т. д.); как правило, они применяются в ракетной технике сравнительно редко. Из трудноле-

тучих растворителей лучшими свойствами обладает нитроглицерин. Однако из-за склонности к взрывному разложению он не может вводиться в порох в больших количествах, и приходится использовать дополнительные растворители, чтобы нитроклетчатка была полностью растворена, а пороховая масса при этом оставалась невзрывоопасной. В качестве дополнительного растворителя широко используется, например, динитродиаэтиленгликоль. Количество дополнительного растворителя может варьироваться в широких пределах и даже превосходить количество нитроглицерина. В зависимости от процентного содержания растворителя пороха на труднолетучем растворителе называют соответственно нитроглицериновыми или дигликолевыми.

Кроме основных компонентов, в состав пороховой массы вводятся некоторые добавки, позволяющие получить топливо с желаемыми физико-химическими свойствами и баллистическими параметрами.

Для обеспечения химической стойкости пороха в его состав вводятся стабилизаторы — вещества, затормаживающие скорость химических реакций разложения, протекающих в пороховой массе при хранении шашек, и предотвращающие старение пороха. Наиболее распространенными стабилизаторами являются дифениламин, этилфенилуретан, различные централиты и некоторые другие составы.

Химическая стойкость порохов имеет существенное значение для оценки их служебной пригодности. Запас химической стойкости принято определять по так называемым лакмусовым пробам, пробе на бурые пары и по результатам некоторых других лабораторных испытаний.

Помимо химической стойкости, первостепенное значение для оценки сроков служебной годности пороховых зарядов имеет свойство физической стабильности шашек. Физическая стабильность, как показывает опыт, зависит от размеров шашки, состава пороха и технологии изготовления пороховой массы и шашки. Основным дефектом шашек с точки зрения физической стабильности считается растрескивание шашек при хранении. Предполагается, что растрескивание шашек является следствием не только физических процессов, но и некоторых химических реакций, протекающих в пороховой массе при хранении зарядов. Установлено, что введение в состав пороха некоторых специальных присадок благотворно сказывается на физической стабильности зарядов.

Свойства пороховой массы с точки зрения технологии изготовления зарядов значительно улучшаются, если в состав пороха ввести вазелин, воск, мел, сажу и некоторые другие так называемые технологические добавки.

Наконец, как правило, порох содержит большое количество специальных для каждой рецептуры присадок, снижающих скорость горения пороха (флегматизаторы), увеличивающих устойчивость горения, уменьшающих температуру горения пороха, снижающих чувствительность горения пороха к изменениям начальной

температуры заряда и параметров внутренней баллистики двигателя и т. д.

Таким образом, бездымный ракетный порох представляет собой многокомпонентный твердый раствор коллоидного типа, основой которого являются нитроцеллюлоза и растворитель. Для изготовления ракетных зарядов используются главным образом пороха на труднотлетучем растворителе.

Состав некоторых ракетных порохов коллоидного типа приведен в табл. 4.1. В американской литературе бездымные пороха обычно называются двухкомпонентными твердыми ракетными топливами.

Смесевые пороха. В связи с развитием двигателей на твердом топливе за рубежом ведутся интенсивные работы по изысканию и освоению новых рецептур и типов топлив, обладающих более высокими баллистическими и эксплуатационными характеристиками.

Одним из направлений в новых разработках является создание так называемых порохов смесевых типа. Смесевые пороха представляют собой тонкую механическую смесь горючего и окислителя, скрепленную пластической связкой.

Из зарубежной литературы известны следующие сведения о смесевых порохах.

Горючими компонентами смесевых порохов служат обычно каучукообразные или смолообразные вещества, а окислителями — неорганические соли, в молекулах которых содержится большой процент активного кислорода. Наиболее часто в качестве окислителей используются соли типа нитрата или перхлората аммония, которые сравнительно дешевы и доступны и в то же время имеют высокую плотность и удовлетворительные энергетические характеристики. Из горючих компонентов широко распространены асфальтоуглеводородные смолы, фенолфурфурольная и формальдегидная резина и другие вещества.

Известны топлива типа смесевых порохов, которые превосходят бездымные по энергетическим показателям, однако главным их преимуществом является простота изготовления зарядов и удобство эксплуатации двигателей, снаряженных такими топливами.

Важнейшей особенностью смесевых порохов является то, что заряды из этих порохов могут быть получены методом отливки, причем порох может заливаться непосредственно в камеру двигателя. Это позволяет изготавливать из смесевых порохов шашки практически любых размеров, тогда как при прессовании шашек из бездымного пороха уже при диаметре их 500—550 мм возникают существенные производственные затруднения и требуется уникальное прессовое оборудование.

Смесевые пороха, как правило, более пластичны, т. е. не разрушаются при колебаниях температуры, что выгодно отличает их от освоенных бездымных порохов, которые, как правило, растрескиваются при хранении в условиях переменной температуры.

Химический состав некоторых бездымных ракетных порохов коллоидного типа

Название компонента	Германия				Англия			США						
	Z-167	R-61	17 H	105-5	SC	ISC	Мелен-100	JP	JPN	M-7	MRN	R-61	BACA	JRN
Нитроцеллюлоза	55,8	67,8	63,7	60,0	49,5	49,5	56,5	52,2	51,5	54,5	56,51	61,5	59,9	51,5
Динитроэтилглицерин	16,35	35,3	16,0	39,66	—	—	—	—	—	—	—	35,0	—	—
Нитроглицерин	16,35	—	16,0	—	41,5	47,0	28,0	43,0	43,0	35,5	28,0	—	26,9	43,0
Динитротолуол	9,0	—	—	—	—	—	11,0	—	—	—	11,0	—	—	—
Тринитротолуол	12,5	—	—	—	9,0	—	4,4	—	1,0	0,9	4,5	—	2,9	1,0
Централит	—	—	2,0	—	—	3,5	—	—	3,0	—	—	—	—	—
Диэтилфталат	—	0,8	—	—	—	—	—	3,0	—	—	—	—	—	—
Дифениламин	—	—	1,0	—	—	—	—	0,6	—	—	—	—	—	—
Дифенилуретан	—	1,1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2,1	—	—
Этилфенилуретан	—	1,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,4	—	—
Гидроцеллюлоза	—	0,3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Акардит	0,5	—	—	0,74	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Стабилизатор	6,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
ТЭН	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Нитрозин	—	—	—	—	—	—	—	—	0,1	—	—	—	—	—
α-нитронафталин	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	6,1	—
Диметилфталат	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
KNO ₃	—	0,6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
K ₂ SO ₄	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
BaSO ₄ ; TiO	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2,0	—
MgO	—	0,25	0,5	0,4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
TiO ₂	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1,0	—	—	—	—
Сажа	—	—	0,3	0,1	—	—	—	—	—	—	—	—	0,9	—
Воск	—	0,35	—	—	0,07	0,07	0,1	—	0,2	1,2	0,5	—	—	0,2
CaCO ₃	—	—	—	—	0,35	0,35	—	—	0,05	—	0,08	—	—	0,08
KClO ₄	—	—	—	—	—	—	—	—	—	7,8	—	—	—	—

При заливке смесового пороха непосредственно в камеру по мере охлаждения заряда между стенками камеры сгорания и зарядом образуется прочная связь, благодаря которой отпадает необходимость в специальных устройствах для восприятия нагрузок, действующих на заряд в полете. Более того, при схеме двигателя с горением по поверхности внутреннего канала в этом случае отпадает необходимость бронирования шашки и предупреждается нагрев стенок камеры при больших временах горения, чем исключается необходимость нанесения на стенку слоя специального теплоизолирующего материала или использования системы охлаждения. Все это позволяет максимально использовать объем камеры сгорания двигателя для заполнения топливом и получить двигатель с повышенными весовыми характеристиками.

Соотношение горючего и окислителя в смесовом порохе может варьироваться в довольно широких пределах. Это позволяет получить желаемую величину кислородного баланса топливной смеси, тогда как для бездымных порохов соотношение горючего и окислителя определяется химическим составом компонентов и закономерностями образования коллоидных растворов, составляя вполне определенную величину, причем, как правило, меньшую единицы. Наконец, номенклатура исходных продуктов для получения смесовых порохов почти не ограничена, тогда как для изготовления бездымного пороха могут быть использованы только некоторые нитроклетчатки и ограниченный круг растворителей.

К основным недостаткам смесовых порохов следует отнести сильную зависимость параметров их горения от размеров частиц веществ, входящих в состав пороха, гигроскопичность и взрывоопасность.

Зависимость параметров горения от размеров частиц компонентов и особенно от размеров частиц окислителя определяет повышенную нестабильность горения смесовых порохов.

По запасу внутренней энергии пороха смесового типа превосходят бездымные пороха и в некоторых случаях даже некоторые штатные взрывчатые вещества; в силу этого они взрывоопасны. Нормальное горение этих порохов может переходить в детонацию. Детонацию смесовых порохов можно вызвать также действием различных внешних импульсов. Специальные эксперименты, проведенные фирмой Thiokol Chemical Corp. (США), показали, что чувствительность смесовых порохов к внешним импульсам зависит главным образом от объемного соотношения горючего и окислителя. Чем меньше объемное соотношение (при одном и том же весовом отношении), тем чувствительнее становятся пороха.

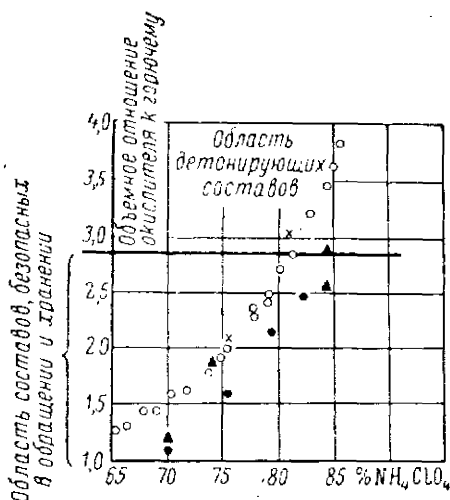
Для наиболее распространенных рецептур на основе перхлората аммония предельное объемное соотношение окислителя к горючему составляет 2,85 : 1,0 (фиг. 4.1) ¹.

¹ ЭИ ВИНТИ АН СССР, серия «Ракетная техника», 1959, вып. 2, № РТ-4. Jet Propulsion, 1958, vol. 28, No. 7.

Интенсивные работы по изысканию новых ракетных топлив и, в частности, отработке топлив смесового типа ведутся в Америке. Так, одной из фирм США разработано эффективное топливо с использованием дешевого нитрата аммония и специальной горючей основы. Горючая основа состоит из особого вещества, хорошо полимеризующегося с бутадиемом и дающего при этом материал с удовлетворительными связующими свойствами. В качестве присадок в рецептуру вводят сажу (2%) и пластификатор (2%).

Смесевые топлива фирмы Thiokol Chemical Corp. состоят в основном из полимера, неорганической соли в качестве окислителя и небольшого количества некоторых химических добавок. Предполагается, что в качестве связующих в топливах этой фирмы применяются полимеры бутадена и главным образом полисульфидные эластичные вещества.

Фирма Aerojet-General разработала в 1957 г. твердое топливо с использованием в качестве связующих веществ полиуретанов. По заявлениям представителей фирмы, единственный импульс этого топлива составляет предположительно 240 кесек/кг. Однако опыт работ с полиуретановыми топливами показал, что они обла-



Фиг. 4.1. Чувствительность смесевых ракетных топлив на основе перхлората аммония к внешним импульсам как функция отношения объемного содержания в топливе горючего и окислителя.

O, ▲, ● — точки, соответствующие топливам разного состава, проверявшимся на чувствительность к внешним импульсам.

недостатков (нестабильность скорости реакции окисления при горении, быстрое отвердевание с большой усадкой при этом и т. д.) и поэтому могут быть рекомендованы для использования в двигателях только после соответствующей доработки. Широкого распространения полнуретановые топлива пока не получили. Фирма получила патенты на ряд твердых топлив смесового типа. Одно из них состоит из:

тринитроциклогексилamina	85%
пластификатора (воск)	15%

в другом используются

перхлорат аммония	50%
тринитротолуол (ТНТ)	25%
связующий термопластик (например, битум)	25%

Фирма Aerojet-General и некоторые другие (Cercules, Rohm and Haas) работают над унитарными твердыми топливами типа

нитрополимеров и нитрованных пластмасс. Фирма Rohm and Haas объявила недавно об успешном испытании нового твердого топлива такого типа — нетринакрилата, данные которого пока неизвестны. Предполагается, что единичный импульс этого топлива может составить примерно 300 кгсек/кг.

Английская фирма Imperial Chemical Ind. разработала экспериментальное твердое топливо, в состав которого входят:

нитрат аммония	55—75%
муравьинокислый кальций	45—25%
стеаринокислый кальций	0,5%

Твердое топливо фирмы Grand Central Rocket, состоящее из перхлората аммония, полисульфида и добавок, обеспечивает единичный импульс до 250 кгсек/кг.

Работы над созданием топлив типа смесевых порохов ведутся сравнительно недавно, и тем не менее первые образцы таких топлив уже успешно испытаны в ракетных двигателях разного назначения. Примеры рецептур освоенных смесевых топлив приведены в табл. 4. 2.

Таблица 4. 2

Химический состав некоторых ракетных топлив смесевого типа

Марка Название компонента	Англия		США				
	Alt-161	перхлоратный порох	GALSIIT	NDRS	топливо фирмы Thiokol Chemical	состав на основе GALSIIT	состав с повышенной температурой горения
Хлорнокислый калий	76,0	—	75,0	—	—	80,0	50,0
Перхлорат аммония	—	81,0	—	—	—	—	—
Пикрат аммония	—	—	—	45,0	—	—	—
Пикрат натрия	—	—	—	45,0	—	—	—
Нитрат аммония	—	—	—	—	80,0	—	—
Асфальтонефтепродукт	16,8	—	25,0	—	18,0	10,0	49,0
Смолистая связка	7,0	13,0	—	10,0	—	8,0	—
Специальные добавки	0,2	6,0	—	—	2,0	2,0	1,0

Интересно отметить, что смесевые ракетные пороха разрабатывались немцами еще во время второй мировой войны. Однако разработка их в то время была вызвана острой нехваткой дефицитного сырья для коллоидных порохов, а не стремлением получить порох с повышенными характеристиками. В качестве примера поро-

ха смесового типа, разработанного в Германии в конце второй мировой войны, можно привести рецептуру Z-36 (в %):

тетранитрокарбонат	52,0
KNO ₃	41,0
древесная мука	3,0
поливинилацетат	2,0
сажа	2,0

Калорийность пороха Z-36 составляла всего 650 ккал/кг, т. е. значительно уступала штатным коллоидным порохам.

Основные направления в разработке перспективных твердых топлив¹. Из других направлений перспективных исследований, которым за рубежом придают первостепенное значение, следует отметить работы над топливами с повышенной калорийностью, с малой скоростью горения, с пониженной чувствительностью скорости к изменениям начальной температуры заряда и вибрациям давления в двигателе, над порохами с расширенным диапазоном устойчивого горения и над порохами с низкой температурой горения. Работы в указанных направлениях ведутся как по линии создания новых порохов, так и модификации топлив и порохов, принятых на вооружение. Они еще, по-видимому, далеки от завершения, так как в литературе не появилось сообщений, из которых можно сделать какие-либо окончательные выводы и рекомендовать рабочие рецептуры.

Одним из направлений перспективных разработок является повышение энергетических характеристик топлив. С этой целью в качестве компонентов твердых ракетных топлив пытаются использовать литий, фтор, борсодержащие и некоторые другие вещества.

В настоящее время широко экспериментируются составы с применением нитрата и перхлората лития. Перхлорат лития имеет весьма высокий кислородный потенциал и может быть использован для получения топлив очень высокого единичного импульса. В Америке разработкой литиевых топлив занимается фирма American Potash и др.

Большое внимание уделяется борсодержащим топливам². Бор имеет высокую теплотворную способность (14 400 ккал/кг) и способен, соединяясь с водородом, образовывать вещества — боргидриды — с еще большей калорийностью. Общим недостатком боргидридов как горючих для ракетных двигателей является их токсичность, термическая нестабильность и некоторые другие свойства, затрудняющие эксплуатацию двигателей на борсодержащих топливах. Исследования с целью улучшения физико-химических свойств боргидридов привели к созданию бор-водород-углеродов,

¹ ЭИ ВИНТИ АН СССР, серия «Ракетная техника», 1959, вып. 29, № РТ-87; вып. 41, № РТ-123.

Aviation Week, 1958, vol. 68, No. 25.

² ЭИ ВИНТИ АН СССР, серия «Ракетная техника», 1959, вып. 25, № РТ-73, 74.

имеющих удовлетворительные параметры стабильности и токсичности, но несколько сниженную теплотворную способность. Предполагается, что топливо, рекламируемое фирмой Olin Mathieson Chemical Corp., представляет собой алкилированный пентаборан или декаборан.

Фторсодержащие топлива весьма эффективны, поскольку фтор является наиболее сильным из известных окислителей, но они чрезвычайно токсичны и практического применения пока не находят.

Основные характеристики ракетных топлив

В соответствии с требованиями, предъявляемыми к ракетным топливам, важнейшими характеристиками их являются:

единичный импульс	j_1 кгсек/кг
калорийность	$Q_w(ж)$ ккал/кг
приведенная сила	f_p кгм/кг
удельный вес	γ г/см ³
температура сгорания	T_p °К
весовые теплоемкости продуктов сгорания	$C_p C_v$ ккал/кг °С
показатель процесса горения	$k = \frac{C_p}{C_v}$
газовая постоянная продуктов сгорания	R кгм/кг °К
граница аномального горения	P_{min}^* кг/см ²

Единичным импульсом топлива называют параметр, характеризующий эффективность ракетного двигателя с точки зрения приращения количества движения ракеты за счет сгорания 1 кг топлива. Для современных топлив величина единичного импульса составляет в среднем

$$j_1 \approx 200 \text{ кг сек/кг.}$$

Строго говоря, j_1 является характеристикой не столько топлива, сколько всего ракетного двигателя в целом, поэтому более правильно говорить об единичном импульсе двигателя. Однако для удобства сравнительной оценки разных топлив принято пользоваться этой характеристикой, определяя ее величину сжиганием заряда топлива в некотором эталонном двигателе.

Проводятся большие работы по увеличению единичного импульса топлив и двигателей. Имеются сообщения об успешном испытании двигателей с единичным импульсом до 250—280 кг сек/кг¹.

Калорийность топлива определяет запас тепловой энергии, выделяемой в двигателе при горении заряда, и для разных рецептур составляет в среднем 800—1250 ккал/кг. Следует иметь в виду, что из-за отрицательности кислородного баланса пороховых составов, т. е. из-за недостатка кислорода в обычных бездымных порохам, при горении их в ракетном двигателе выделяется лишь часть полного запаса внутренней тепловой энергии (20—40%), а

¹ Missiles and Rockets, 1958, 3, No. 1.

остальная энергия высвобождается при доокислении продуктов сгорания в факеле газовой струи за соплом. Полная калорийность бездымных порохов равна 3000—4000 ккал/кг. Использовать те-ряемый процент калорийности можно путем разработки различ-ного типа комбинированных двигателей с дожиганием либо путем смещения кислородного баланса рецептуры. Калорийность пороха обычно определяется при экспериментальных сжиганиях. Величи-на ее равна количеству тепла, выделяемого 1 кг пороха, сгораю-щим в замкнутом объеме, при условии охлаждения продуктов сгорания водой до температуры $+18^{\circ}\text{C}$. В первом приближении величину калорийности можно оценить расчетным путем, исполь-зуя определенные экспериментально так называемые коэффициен-ты β_i . Коэффициентом β_i для компонента пороха называется изменение калорийности пороха, вызванное введением 1% этого компонента. Условно считается, что $\beta = \text{const}$, т. е. данное количе-ство какого-либо компонента при любом составе пороха выделяет постоянное количество тепла. Это позволяет вычислять калорий-ность по формуле

$$Q_{\text{в (ж)}} \approx \sum_{i=1}^{s_n} p_i \beta_i, \quad (4.1)$$

где β_i — коэффициент в ккал/кг%;

p_i — содержание i -го компонента в % в порохе;

s_n — число компонентов, входящих в состав пороха.

Удельный вес топлив для освоенных рецептов находится в пре-делах $\gamma = 1.4 \div 1.8 \text{ г/см}^3$. Для получения высоких характеристик дви-гателя желательно иметь топливо с большим удельным весом, так как при этом можно сосредоточить большой запас энергии в еди-нице объема камеры сгорания или при заданной величине требуе-мого запаса энергии получить меньшие габариты и вес двигателя.

При горении порохового заряда в камере сгорания двигателя развиваются температуры 2000—2500° С. При таких температурах почти все конструкционные материалы плавятся, а специальные жаропрочные составы и сплавы начинают терять свои прочностные свойства. Однако из-за непродолжительности работы обычных поро-ховых ракетных двигателей опасного разогрева конструкции, как правило, не наблюдается, и приходится принимать специальные ме-ры охлаждения только в районе критического сечения сопла. Тем не менее рекомендуется выбирать топлива с более низкой температу-рой сгорания. Высокая температура сгорания становится пробле-мой при проектировании двигателей с временем горения 30—50 сек. и выше. Такие двигатели могут нормально работать только в случае широкого использования специальных термонзо-лирующих покрытий или даже при создании системы принудительного охлаждения.

Считая, что в двигателе твердого топлива процесс горения яв-ляется изобарическим, имеем

$$Q_{\text{в (ж)}} = C_p T_p, \quad (4.2)$$

т. е. малой температурой сгорания будут характеризоваться топлива с высокой теплоемкостью продуктов сгорания C_p ккал/кг °С. С другой стороны, используя известное термодинамическое соотношение

$$C_p = \frac{k}{k-1} AR, \quad (4.3)$$

где k — показатель процесса;

R — газовая постоянная продуктов сгорания;

A — термический эквивалент работы,

и выразив R через универсальную газовую постоянную

$$R = \frac{848}{\mu_2} \text{ кгм/кг}^\circ \text{К}, \quad (4.4)$$

получим

$$C_p = \frac{k}{k-1} A \frac{848}{\mu_2},$$

т. е. большей удельной теплоемкостью будут обладать продукты сгорания с малым молекулярным весом. Таким образом, при прочих равных условиях желательно использовать топлива, продукты сгорания которых имеют малый молекулярный вес и высокую газовую постоянную. Молекулярный вес газовой смеси продуктов сгорания определяется составом смеси и вычисляется по формуле

$$\mu_2 = \sum_{i=1}^n \mu_i r_i, \quad (4.5)$$

где μ_i — молекулярный вес каждого из входящих в состав продуктов сгорания газов;

r_i — объемная доля этого газа в смеси;

μ_2 — так называемый кажущийся молекулярный вес смеси.

Весьма важной характеристикой ракетных топлив является величина, условно называемая силой пороха:

$$f_p = RT_p \text{ кгм/кг}. \quad (4.6)$$

Сила пороха комплексно характеризует состав продуктов сгорания и их температуру, определяя удельную работоспособность пороха. Наряду с калорийностью сила пороха является основной энергетической характеристикой топлива.

Относительно величины p^*_{min} , определяющей нижнюю границу давлений, при которых топливо горит без аномалий, следует сказать, что граница допустимых значений давления должна быть по возможности низкой. В этом случае можно проектировать двигатель в расчете на низкие рабочие давления, т. е. с минимальными по толщине стенками и соответственно низким конструктивным весом. Современные зарубежные топлива имеют границу предельных давлений порядка 15—35 кг/см².

Некоторые баллистические характеристики ракетных топлив

Марка	G_w (ж) ккал/кг	γ г/см ³	T_p °К	C_p^1	k	f_p кгм/кг	J_1^2 кгсек/кг	P_{\min}^* кг/см ²
Z-167	830	1,58	2250	0,376	1,23	84 000	—	—
R-61 (Германия)	890	1,60	2390	0,382	1,24	87 400	—	—
17-H	790	1,62	2160	0,360	1,21	82 000	—	—
105-5	890	1,59	2390	—	—	86 900	—	—
JP	1230	1,60	3160	0,437	1,22	103 400	230	—
JPN	1230	1,61	3160	0,424	1,21	103 400	230	—
M-7	1250	—	3210	—	—	104 000	220	—
MPN	880	—	2310	0,398	—	86 800	—	—
R-61 (США)	—	1,62	—	—	1,23	—	240	20,0
JRN	895	—	2390	0,381	—	87 400	195	—
SC	955	—	2535	—	1,22	90 700	190	—
HSC	1170	1,64	3030	—	1,22	100 600	200	—
Экспериментальный английский порох	—	1,57	1700	0,367	1,24	—	160	—
ALT-161	—	1,77	1750	—	1,27	—	185	—
Английский перхлоратный порох	—	—	2400	0,367	1,26	—	—	—
GALSIT	—	1,74	1970	—	1,25	—	195	15,0
Состав фирмы Thiokol Chemical	—	1,55	1460	—	1,26	—	190	—
NDRS	—	1,77	1750	—	1,25	—	200	—
Низкотемпературный состав	—	1,65	1520	—	1,24	—	165	—
Состав, полученный на основе GALSIT	—	1,94	2700	—	1,27	—	210	—

¹ Величина C_p является функцией температуры и давления. В таблице приведено значение C_p (и соответственно k) при $p=100$ кг/см² и температуре T_p каждого топлива.

² Величина единичного импульса приводится для эталонного двигателя с давлением 70 атм и уширением сопла $d_a/d_k=2,24$.

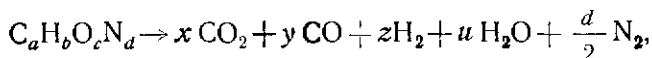
Установлено, что величина p_{\min}^* определяется не только свойствами топлива, но и конструктивными особенностями каждого отдельного двигателя, поэтому при некоторых условиях p_{\min}^* возрастает до более высоких значений. Вопросы аномального горения и выбора рабочего давления подробнее рассмотрены ниже; здесь следует лишь обратить внимание на то, что наилучшими следует считать топлива, которые в сравнимых условиях горят нормально при более низких давлениях.

Некоторые характеристики различных топлив приведены в табл. 4.3. Следует указать, что относительно отдельных топлив в литературе встречаются разноречивые данные, и поэтому соответствующие характеристики не приведены ввиду их сомнительной достоверности.

§ 2. ПРИБЛИЖЕННЫЙ РАСЧЕТ СОСТАВА ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

Многие процессы, протекающие в пороховом ракетном двигателе, и некоторые параметры внутренней баллистики существенно зависят от состава и свойств продуктов сгорания топлива, поэтому определение состава продуктов сгорания является весьма важной задачей.

В первом приближении расчет состава продуктов сгорания сводится к отысканию и решению системы уравнений относительно коэффициентов реакции сгорания топлива, которая в общем виде записывается так:



где $C_a H_b O_c N_d$ — так называемая условная формула топлива;

a, b, c, d — числа грамм-атомов соответствующих элементов в условной молекуле топлива;

$x, y, z, u, \frac{d}{2}$ — числа грамм-молекул соответствующих веществ в продуктах сгорания топлива (коэффициенты реакции).

Условной формулой называют запись, перечисляющую все химические элементы, входящие в состав компонентов топлива, с указанием суммы грамм-атомов этих элементов по всем компонентам. Условную формулу находят по химическому составу топлива и составляют для 1 кг топлива.

Порядок составления условной формулы легче всего показать на конкретном примере. Пусть в качестве топлива рассматривается порох состава (в %):

нитроклетчатка (12,2 % N)	56,6
нитроглицерин	28,0
динитротолуол	11,0
централит	4,4
воск технический	0,1

и известны химические формулы отдельных компонентов:

нитроклетчатка (12,2% N)	$C_{22,5}O_{36,16}H_{28,8}N_{8,7}$
нитроглицерин	$C_3H_5(ONO_2)_3$
динитротолуол	$C_6H_6(CH_3)(NO_2)_2$
централит	$CON_2C_2H_5(C_6H_5)_2$
воск технический	$C_{20}H_{42}$

где формула для нитроклетчатки построена с использованием соотношений:

$$\left. \begin{aligned} C_{\text{нкк}} &= 21,85 - 1,180 (N\% - 12,75); \\ O_{\text{нкк}} &= 36,40 + 0,444 (N\% - 12,75); \\ H_{\text{нкк}} &= 27,32 - 2,690 (N\% - 12,75); \\ N_{\text{нкк}} &= 9,10 + 0,722 (N\% - 12,75) \end{aligned} \right\} \quad (4.7)$$

(N — содержание азота в % в нитроклетчатке пороха).

Согласно определению условная формула пороха примет вид

$$C \sum_{j=1}^5 C_j \quad H \sum_{j=1}^5 H_j \quad O \sum_{j=1}^5 O_j \quad N \sum_{j=1}^5 N_j,$$

где, например, $\sum_{j=1}^5 C_j$ представляет собой сумму грамм-атомов углерода по всем пяти компонентам данной рецептуры на 1 кг пороха.

Найдем C_j для одного из компонентов пороха, например, для динитротолуола. По химической формуле в молекуле этого вещества содержится семь атомов углерода; с другой стороны, при наличии в порохе 11% динитротолуола в 1 кг пороха будет 110 г вещества. Отсюда количество грамм-атомов углерода, входящее в сумму индекса условной формулы пороха, будет

$$C_j = 7 \frac{110}{182} = 4,23$$

или в общем виде

$$C_j = n_j \frac{g_j}{\mu_j}, \quad (4.8)$$

где n_j — число атомов углерода в молекуле j -го компонента пороха;
 g_j — весовая доля j -го компонента в 1 кг пороха;
 μ_j — молекулярный вес j -го компонента.

В результате индекс условной формулы определится как сумма

$$a = \sum_{j=1}^s C_j = \sum_{j=1}^s n_j \frac{g_j}{\mu_j}, \quad (4.9)$$

где s — количество компонентов, входящих в рецептуру данного пороха.

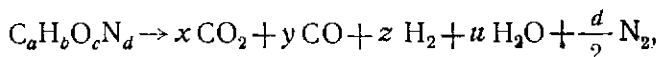
Совершенно аналогично определяются индексы для других элементов условной формулы.

Не останавливаясь подробно на расчетных выкладках, представим результаты вычислений в виде специального бланка (табл. 4.4).

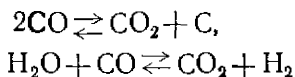
Когда найдена условная формула пороха, определяют три соотношения для расчета коэффициентов реакции сгорания, представляющие собой уравнения материального баланса реагирующих веществ:

$$\begin{aligned} a &= x + y, \\ b &= 2z + 2u, \\ c &= 2x + y + u. \end{aligned}$$

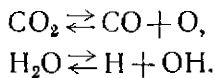
Следует иметь в виду, что, кроме основной реакции горения



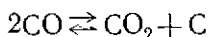
в газообразных продуктах протекают побочные обратимые реакции, основными из которых являются



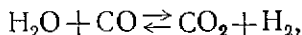
и реакции диссоциации:



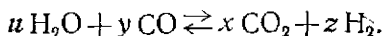
Специальный анализ показал, что для давлений и температур, характерных для камер сгорания порохового ракетного двигателя, константа равновесия реакций



настолько велика, что эту реакцию можно считать предельно сдвинутой влево, т. е. не рассматривать при практических расчетах. Реакции диссоциации также не играют существенной роли, так что остается принять во внимание лишь реакцию.



которая для продуктов сгорания пороха запишется в виде



Константа равновесия этой реакции

$$K = \frac{[H_2O][CO]}{[CO_2][H_2]}$$

даст дополнительное уравнение

$$K = \frac{uy}{xz},$$

Бланк расчета условной формулы топлива

Название компонента	Химическая формула компонента	Молекулярный вес компонента	Содержание в 1 кг пороха	Содержание отдельных элементов на 1 кг пороха в г-ат			
				$C_j = n_j \frac{g_L}{y_j}$	$H_j = k_j \frac{g_L}{y_j}$	$O_j = m_j \frac{g_L}{y_j}$	$N_j = f_j \frac{g_L}{y_j}$
Нитроглицерин	$C_{22}H_{18}O_{36}N_{16}$	1000	565	12,70	16,25	20,40	4,91
Динитролуол	$C_6H_3(CH_3)(NO_2)_2$	227	280	3,70	6,18	11,10	3,70
Централиг	$CON_2C_2H_5(C_6H_5)_2$	182	110	4,23	3,63	2,42	1,21
Воск технический	$C_{20}H_{42}$	302	44	2,18	2,18	0,14	0,29
Итого в 1 кг топлива будет,		282	1	0,07	0,15	—	—
т. е. условная формула запишется так: $C_{22,88}H_{36,39}O_{34,06}N_{10,11}$				22,88	28,39	34,06	10,11

Примечание. k_j ; m_j ; f_j — число атомов водорода, кислорода и азота в молекуле j -го компонента топлива.

с учетом которого система уравнений для определения коэффициентов реакции сгорания становится замкнутой:

$$\left. \begin{aligned} a &= x + y \\ b &= 2z + 2u, \\ c &= 2x + y + u, \\ K &= \frac{uy}{xz}. \end{aligned} \right\} \quad (4.10)$$

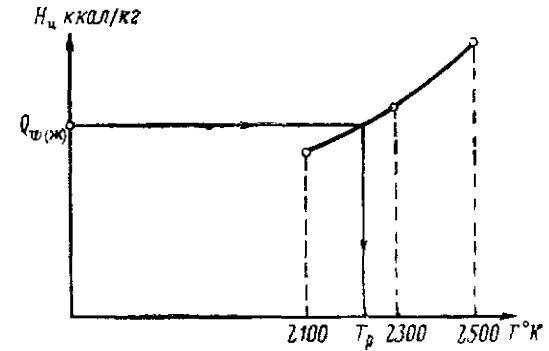
Величина K зависит от температуры продуктов сгорания, поэтому решение системы может быть найдено лишь в случае, если известна температура сгорания пороха. Если температура сгорания не задана, поступают следующим образом. Задаются тремя ориентировочными значениями T_p и определяют состав продуктов сгорания для каждой температуры. По составу продуктов сгорания и теплосодержанию компонентов газовой смеси рассчитывают полное теплосодержание продуктов сгорания; сравнивая их величины с калорийностью пороха, находят истинную температуру продуктов сгорания (фиг. 4.2), по которой уточняют состав продуктов сгорания.

Более подробно расчет температуры продуктов сгорания приведен в книге Г. Б. Синярева и М. В. Добровольского «Жидкостные ракетные двигатели» (Оборонгиз, 1957).

Зная состав продуктов сгорания, легко подсчитать основные величины, характеризующие свойства газовой смеси. Так, согласно законам газовых смесей парциальные давления отдельных компонентов смеси вычисляются по формуле

$$p_i = p_2 r_i, \quad (4.11)$$

где p_i — парциальное давление i -го компонента газовой смеси; p_2 — суммарное давление в газовой смеси, равное давлению в камере сгорания; r_i — объемная доля газа в смеси.



Фиг. 4.2. График определения истинной температуры продуктов сгорания пороха. H_u — теплосодержание пороха.

Кажущийся молекулярный вес смеси μ_2 будет

$$\mu_2 = \sum_{i=1}^{s_r} \mu_i r_i, \quad (4.12)$$

где μ_i — молекулярный вес i -го газа, входящего в состав смеси;
 s_r — количество компонентов в смеси.

Зная эти величины, можно определить теплоемкости продуктов сгорания, их газовую постоянную и некоторые другие параметры, имеющие большое значение для внутрибаллистических и тепловых расчетов двигателя. Состав продуктов полного сгорания некоторых твердых топлив приведен в табл. 4.5.

Таблица 4.5

Состав продуктов сгорания некоторых марок ракетных топлив

Компоненты продуктов сгорания	Марка						
	JPN	JP	M-7	ALT-161	BACA	HSC	Английский перхлорный порох
CO ₂	25,1	27,1	24,8	3,3	26,3	25,3	
CO	26,0	25,0	24,7	44,0	24,9	25,7	
H ₂ O	28,3	28,0	28,5	9,9	27,7	27,9	
H ₂	5,0	3,9	4,1	27,4	3,8	4,7	
N ₂	15,1	16,5	14,9	0,1	15,9	15,4	
OH	0,5	0,4	0,4	—	0,6	—	
Твердые частицы	—	—	0,9	—	1,1	0,4	
KCl	—	—	1,7	15,1	—	—	
SO ₂	—	—	—	0,2	0,3	—	
Молекулярный вес μ_2	27,8	28,0	28,7	30,0	27,9	25,0	25,0

Примечание. Состав продуктов сгорания топлив приведен в молярных процентах для случая $p=70$ атм.

§ 3. ОСНОВНЫЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ГОРЕНИЯ РАКЕТНЫХ ПОРОХОВ

Механизм горения ракетных порохов

Если судить по опубликованным работам, то к настоящему времени достаточно подробно изучено лишь горение порохов коллоидного типа. Поэтому все сказанное ниже имеет непосредственное отношение только к горению бездымных ракетных порохов этого класса. Относительно смесевых порохов экспериментально установлено, что в первом приближении основные закономерности их горения могут быть приняты такими же, как и для коллоидных.

В состав пороха входит, как правило, большое количество различных компонентов, образующих между собой сложные физические и химические связи, поэтому горение его представляет собой сложный многостадийный процесс.

Уже ранние эксперименты и первые теоретические обобщения результатов наблюдений позволили установить, что порох, как правило, горит параллельными слоями, основные реакции процесса горения происходят в газовой фазе и горению пороха предшествует термическое разложение поверхностного слоя пороховой шашки. Поскольку основа ракетного пороха — нитроцеллюлоза — нелетуча, объяснить механизм формирования газовой фазы не удавалось, пока в 1942 г. не была высказана гипотеза о газификации продуктов термического разложения поверхностного слоя пороха и не были теоретически получены результаты, хорошо согласующиеся с данными экспериментов¹.

Под газификацией понимают процесс первичного разложения твердого топлива, идущий с разрушением некоторых химических связей и приводящий к образованию газообразных продуктов и твердых частиц, взвешенных в газовой фазе. Эти продукты вступают в окончательные химические реакции горения уже в пределах газовой фазы.

По мнению многих специалистов и исследователей, разрушение твердой фазы является стадией горения, определяющей скорость всего процесса, которая в общем случае не равна скорости образования первичных газообразных продуктов, вычисляемой по формуле

$$m_r = k_m e^{-\frac{E}{RT_s}}, \quad (4.13)$$

где m_r — массовая скорость образования газа;

k_m — некоторая константа процесса;

E — суммарная энергия активации;

R — газовая постоянная;

T_s — температура газа на поверхности раздела твердой и газовой фаз.

Наиболее полную картину процессов, последовательно протекающих в порохе при его горении в камере ракетного двигателя, можно представить в следующем виде.

При нагревании внешнего слоя пороховой шашки до температуры 100—120°С в нем происходит деполимеризация молекулярных цепей нитроцеллюлозы и разрушаются сольватно-гидратные комплексы молекул.

При дальнейшем повышении температуры разрушаются более прочные химические и физические связи, и к $t=200\div 220^\circ\text{C}$ на поверхности пороховой шашки образуется жидко-вязкий слой оплавленного пороха.

С поверхности жидко-вязкого слоя испаряются летучие компо-

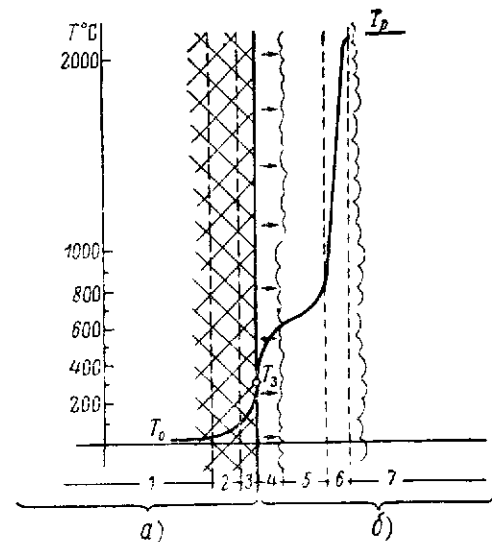
¹ ЖЭТФ, 1942, т. 12, вып. 11—12.

ненты пороха и газифицируется нитроклетчатка; в результате над поверхностью шашки образуется слой так называемого парогазодыма. Область, где образуется газовая фаза, называют зоной газификации пороха. Здесь в непосредственной близости от горячей поверхности продукты газификации практически не взаимодействуют, и протекают лишь некоторые экзотермические реакции, не имеющие существенного значения. Поток частиц в зоне газификации нормален к поверхности шашки. Продукты газификации,

увлекаемые этим потоком, уносятся в парогазовое облако, где подготавливается горючая смесь газов.

В слое парогазового облака, где достигается соответствующая концентрация активных продуктов, начинаются окончательные реакции горения, которые интенсивно протекают в так называемой зоне горения. В конце зоны горения температура газов достигает изобарической температуры горения.

Схема горения пороха коллоидного типа представлена на фиг. 4.3. Подробное изучение реакций, протекающих в зоне горения, показало, что они идут последовательно в две стадии. В конце первой стадии в продуктах сгорания преобладают продукты неполного окисления и содержатся окислы невосстановленного азота. При этом выделяется около половины теплосодержания пороха. На второй



Фиг. 4.3. Схема горения ракетного пороха коллоидного типа.

T_3 —температура газа на поверхности раздела твердой и газовой фаз. T_0 —начальная температура заряда.

а—твердая фаза пороха, б—газообразные продукты.

1—свод шашки с начальными параметрами пороха, 2—зона первичного разложения компонентов пороха, 3—жидко-вязкий слой, 4—зона газификации, 5—зона подготовки горючей смеси, 6—зона горения, 7—продукты сгорания пороха.

стадии происходит полное восстановление азота из его окислов и дальнейшее окисление остальных веществ. Реакции этой фазы высвобождают остальные 50% энергии сгорания пороха.

Установлено, что когда горение заканчивается с завершением реакций только первой стадии, в двигателе наблюдаются низкочастотные вибрации давления, горение носит неустойчивый характер и склонно к аномальному затуханию. С другой стороны, реакции второй стадии могут иметь место только при определенных условиях в двигателе, в частности, при давлении не ниже некоторой определенной для данного состава пороха величины рабочего давления. Таким образом, характер завершающих фаз механизма

горения пороха зависит от параметров внутренней баллистики двигателя и его конструкции; для высвобождения в камере сгорания большого количества энергии и устойчивого горения требуются условия, гарантирующие протекание химических реакций второй стадии горения.

После завершения реакций горения образовавшиеся газообразные продукты устремляются по свободным проходам в двигателе к соплу и выбрасываются наружу. В результате истечения продуктов сгорания развивается реактивная сила, представляющая собой реакцию истекающей струи продуктов сгорания.

Следует указать, что разобранная последовательность процессов, имеющих место при горении ракетных порохов, не является абсолютно верной. Однако она может быть принята в качестве рабочей схемы горения, поскольку дает результаты, в основном хорошо сходящиеся с данными эксперимента.

Закон горения порохов

Одной из основных особенностей порохового ракетного двигателя является тот факт, что скорость горения пороха в нем существенным образом зависит от величины давления в камере сгорания. Зависимость от давления линейной скорости горения пороха принято называть законом горения пороха, при этом под линейной (механической) скоростью горения пороховой шашки понимают скорость перемещения горячей поверхности заряда в направлении внутренней нормали:

$$u_n = \frac{de}{dt},$$

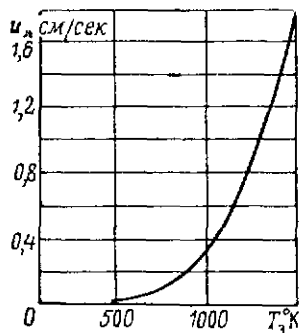
где u_n — линейная скорость горения;

e — так называемый свод шашки (минимальное расстояние, проходящее фронтом горения за время работы двигателя).

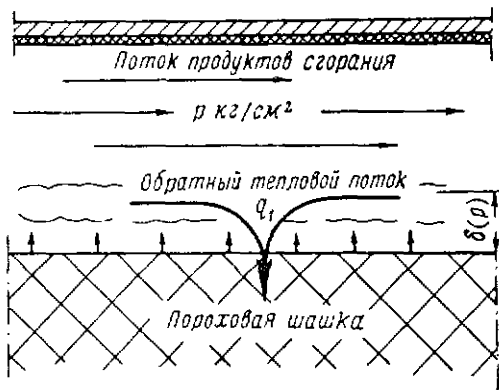
Физическая природа зависимости скорости горения от давления очевидна. Действительно, скорость горения определяется скоростью протекания химических реакций в зоне горения и количеством газов, поступающих в нее из шашки.

Количество этих газов прямо пропорционально массовой скорости образования газообразных продуктов первичного разложения пороха, которая согласно (4.13) увеличивается с ростом температуры вблизи поверхности заряда. Таким образом, скорость горения в конечном итоге увеличивается с ростом температуры вблизи поверхности заряда. Характерная кривая этой зависимости приведена на фиг. 4.4. С другой стороны, шашка нагревается за счет теплообмена ее верхнего слоя с высокотемпературной зоной горения. Тепловой поток в сторону шашки можно считать, обратно пропорциональным расстоянию между поверхностью шашки и зоной горения, т. е. скорость горения при прочих равных условиях тем больше, чем меньше расстояние между зоной горения и поверхностью шашки (фиг. 4.5).

Что же происходит в двигателе при повышении в нем давления? С ростом давления облако парогазодыма прижимается к поверхности шашки и теплообмен между шашкой и зоной горения усиливается. В результате температура вблизи поверхности заряда увеличивается и, следовательно, растет скорость образования газа, т. е. увеличивается масса продуктов, поступающих в зону горения. Все это приводит к тому, что скорость горения пороха увеличивается. Наоборот, при падении давления в двигателе парогазовое облако отходит от поверхности шашки и интенсивность теплообмена между ним и шашкой уменьшается, что приводит к снижению скорости горения.



Фиг. 4.4. Кривая зависимости скорости горения пороха коллоидного типа от температуры вблизи поверхности горячей шашки.



Фиг. 4.5. Схема, поясняющая зависимость скорости горения от величины давления в двигателе.

$$q_1 = \frac{k}{\delta(p)} (T_p - T_3) = f(p) \text{ [ккал/м}^2\text{час]}.$$

k — некоторая константа пороха; $\delta(p)$ — расстояние зоны горения от поверхности шашки; T_p — температура продуктов сгорания; T_3 — температура вблизи поверхности заряда.

Следует отметить, что при беспредельном увеличении давления существует некоторое предельное минимальное расстояние между поверхностью шашки и зоной горения (порядка длины свободного пробега молекулы), т. е. должна существовать некоторая предельная максимальная скорость горения. С другой стороны, при уменьшении давления возможно снижение скорости горения до нуля (затухание процесса горения), если тепла, приходящего в шашку из зоны горения, будет недостаточно, чтобы протекали процессы испарения и газификации жидко-вязкого слоя пороха.

Как уже указывалось, в первом приближении можно считать, что скорость горения в любой точке поверхности шашки постоянна. Гипотеза горения параллельными слоями становится неверной лишь для двигателей с высоким отношением величины горячей поверхности к свободному сечению камеры сгорания, где скорость горения растет вдоль поверхности шашки, однако этот случай можно считать особым.

Теоретическое определение зависимости скорости горения от давления представляет определенные трудности, потому что особенности химической кинетики реакций, протекающих в различных зонах парогазового облака, и основные закономерности диффузии и теплообмена газообразных продуктов весьма сложны. Кроме того, сама структура парогазового облака остается по-прежнему не исследованной. Поэтому общепринято законы горения искать в виде некоторых эмпирических зависимостей, статистически обобщающих опытные данные.

Обработка результатов экспериментальных сжиганий порохов показала, что представить функцию закона горения $u_{л} = u_{л}(p)$ одной зависимостью для различных порохов и широкого диапазона возможных значений рабочих давлений не удается. Поэтому законы горения разных порохов выражаются по-разному.

Наибольшее распространение при этом получили так называемые степенные законы горения

$$u_{л} = A + Bp^n,$$

$$u_{л} = u_1 p^n,$$

сравнительно хорошо аппроксимирующие зависимость скорости горения коллоидных порохов от давления в диапазоне до 100—150 кг/см². При более высоких давлениях (до 300 кг/см²) закон горения порохов обычно становится близким к линейному:

$$u_{л} = Ap + B,$$

$$u_{л} = u_1 p.$$

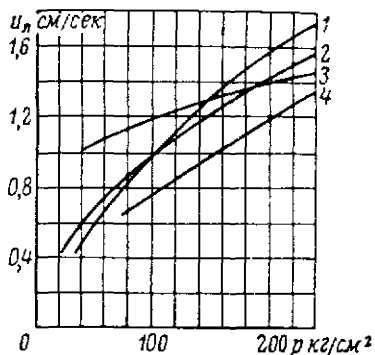
В приведенных формулах законов горения

$u_{л}$ — линейная скорость горения в см/сек;

p — рабочее давление в камере сгорания в кг/см²;

A, B, n, u_1 — некоторые опытные коэффициенты, зависящие от рецептуры пороха, начальной температуры заряда, рабочего давления и некоторых других параметров.

В табл. 4.6 для примера приведены законы горения некоторых порохов. Эти законы осреднены для всего интервала давлений и поэтому должны рассматриваться как приближенные, дающие лишь общую качественную характеристику зависимости скорости горения от давления. При практических расчетах необходимо иметь в виду, что коэффициенты закона горения сами зависят от величины давления.



Фиг. 4.6. Характерные кривые зависимости скорости горения u от давления p для порохов коллоидного типа различных рецептур.
1—4—рецептуры порохов.

Законы горения некоторых ракетных порохов

Диапазон давлений и начальная температура заряда	$P_{\min} \leq p \leq 150 \text{ кг/см}^2$			$150 \text{ кг/см}^2 \leq p \leq 300 \text{ кг/см}^2$		
	$t_0 = -20^\circ \text{C}$	$t_0 = +20^\circ \text{C}$	$t_0 = +60^\circ \text{C}$	$t_0 = -20^\circ \text{C}$	$t_0 = +20^\circ \text{C}$	$t_0 = +60^\circ \text{C}$
Марка						
JP	$0,0683p^{0,71}$	$0,0832p^{0,71}$	$0,1011p^{0,71}$	—	$0,0049p + 0,32$	$0,006p + 0,41$
JPN	$0,0762p^{0,69}$	$0,0879p^{0,69}$	$0,1016p^{0,69}$	—	$0,0043p + 0,51$	—
Медленно горящий английский состав	$0,0323p^{0,70}$	$0,0375p^{0,07}$	$0,0436p^{0,70}$	—	$0,0029p + 0,22$	—
17-H	$0,0233p^{0,72}$	$0,0270p^{0,72}$	$0,0315p^{0,72}$	—	—	—
Alt-161	—	$0,0297p^{0,70}$	—	—	—	—
Английский перхлоратный порох	—	$0,0045p^{0,4}$	—	—	—	—

На фиг. 4.6 приведены характерные кривые зависимости скорости горения от давления для некоторых порохов коллоидного типа.

Следствием того, что скорость горения зависит от давления, является нестабильность характеристик двигателя, а также тот факт, что сам процесс горения оказывается склонным к колебаниям в случае появления в двигателе вибраций давления. В связи с этим представляют интерес работы по изысканию составов порохов, скорость горения которых не зависит или почти не зависит от изменения давления в двигателе.

Зависимость скорости горения от начальной температуры заряда t_0

Как уже было сказано, горению пороха предшествуют процессы физико-химического разложения его компонентов, идущие в твердой фазе и, как правило, с поглощением тепла. Интенсивность протекания этих процессов зависит от интенсивности подвода тепла к поверхности шашки. Чем ниже начальная температура порохового заряда, тем большее количество тепла надо подвести, чтобы начали протекать первичные реакции разрушения твердой фазы пороха и образования парогазодыма. Считая величину обратного теплового потока от зоны горения к твердой фазе топлива примерно постоянной (что наблюдается в пороховом ракетном двигателе), легко понять, что для низких начальных температур заряда необходимо соответственно больший промежуток времени прогрева поверхностного слоя шашки, в результате чего относительная скорость химических процессов, приводящих к образованию газовой фазы, будет низкой, а следовательно, будет низкой и скорость горения пороха.

Теплопроводность пороха сравнительно мала (по сравнению со скоростью горения), так что за время горения шашка не успеет прогреться, т. е. температура в основной толще шашки практически не меняется. Таким образом, зависимость скорости горения от начальной температуры заряда сохраняется в течение всего времени горения и поэтому является второй основной характеристикой горения порохов.

В первом приближении можно считать, что изменение скорости горения с изменением давления в двигателе и начальной температуры заряда являются взаимно независимыми. В этом случае для учета влияния обоих факторов на скорость горения можно пользоваться двумя различными функциями, так что

$$u_d = u(p) f(t_0),$$

где u_d — скорость горения;

$u(p)$ — закон горения пороха;

$f(t_0)$ — безразмерная функция, учитывающая влияние на скорость горения начальной температуры заряда; называется она обычно температурной функцией горения.

Удобнее всего ввести $f(t_0)$ как величину, показывающую, во сколько раз меняется скорость горения при некоторой температуре по сравнению с какой-либо фиксированной скоростью, например, скоростью при $t_0 = +20^\circ \text{C}$ (при $p = \text{const}$). В этом случае

$$f(t_0) = \frac{u_{\lambda}(p, t_0)}{u_{\lambda}(p, t_0 = +20^\circ)}. \quad (4.15)$$

В обычной практике расчетов $f(t_0)$ вычисляют через температурный коэффициент скорости горения β_T по формуле

$$f(t_0) = 1 + \beta_T (t_0 - 20^\circ), \quad (4.16)$$

где β_T показывает, насколько изменится скорость горения пороха при изменении температуры заряда на 1° (от температуры $+20^\circ \text{C}$),

$$\beta_T = \frac{u_{\lambda}(p, t_0) - u_{\lambda}(p, t_0 = +20^\circ)}{u_{\lambda}(p, t_0 = +20^\circ)} \frac{1}{t_0 - 20^\circ}. \quad (4.17)$$

В дифференциальной форме, более целесообразной для последующих математических преобразований,

$$\beta_T = \frac{1}{u_{+20}} \frac{du}{dt_3}, \quad (4.18)$$

где t_3 — переменная температура заряда.

Эксперименты показывают, что температурный коэффициент скорости горения не является абсолютной константой и несколько меняется с изменением давления в камере сгорания и температуры заряда, однако при ориентировочных расчетах это можно не учитывать.

Зависимость $\beta_T = \beta(p)$ существенна лишь при малых давлениях; пренебрежение $\beta_T = \beta(p)$ для давлений, больших $50\text{--}70 \text{ кг/см}^2$, практически не сказывается на точности результатов расчетов. Что же касается зависимости $\beta_T = \beta(t_3)$, то она влияет на температурную функцию скорости горения во всем практически возможном температурном интервале применения ракетного двигателя. Зависимость $\beta_T = \beta(t_3)$ принято представлять в виде

$$\beta_T = \frac{1}{B_T - (t_0 - 20^\circ)}, \quad (4.19)$$

где B_T — некоторая константа пороха, величина которой обратно пропорциональна температурному коэффициенту скорости горения при 20°C .

С учетом (4.19) температурная функция горения может быть представлена в виде

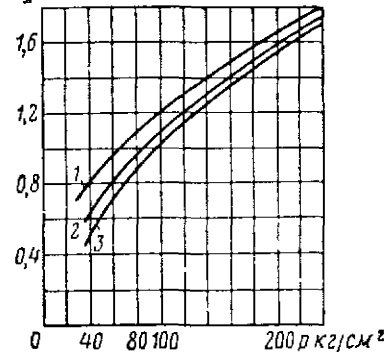
$$f(t_0) = 1 + \beta_T (t_0 - 20^\circ) = \frac{B_T}{B_T - (t_0 - 20^\circ)} = \frac{1}{1 - \frac{t_0 - 20^\circ}{B_T}} \quad (4.20)$$

Опыты показали, что при атмосферном давлении зависимость $\beta_T = \beta(t_0)$ можно характеризовать следующими значениями температурного коэффициента, приведенными в табл. 4.7.

Таблица 4.7

Температурный интервал °С	Средняя температура интервала $t_{\text{ср}}$	Среднее значение температурного коэффициента
-100 ÷ -40	-70	$2,2 \cdot 10^{-3}$
-40 ÷ 0	-20	$2,16 \cdot 10^{-3}$
-10 ÷ +10	0	$4,6 \cdot 10^{-3}$
0 ÷ +20	+10	$7,0 \cdot 10^{-3}$
+20 ÷ +40	+30	$10,3 \cdot 10^{-3}$
+40 ÷ +80	+60	$14,0 \cdot 10^{-3}$

$u, \text{ см/сек}$



Фиг. 4.7. Кривые скорости горения пороха коллоидного типа для разных условий сжигания.

1 — $t_0 = +60^\circ \text{C}$; 2 — $t_0 = +20^\circ \text{C}$; 3 — $t_0 = -20^\circ \text{C}$.

При ориентировочных расчетах можно считать, что для большинства коллоидных порохов при характерных для двигателей твердого топлива рабочих давлениях изменение температуры заряда на 1°C изменяет скорость горения в среднем на $0,1-0,5\%$ (в ту же сторону).

На фиг. 4.7 приведено семейство кривых горения для разных начальных температур заряда из ракетного пороха коллоидного типа.

Зависимость скорости горения от конструктивных особенностей двигателя (аномалии горения)

Весьма существенной особенностью работы ракетного двигателя на твердом топливе является зависимость параметров процесса горения и, в частности, величины скорости горения от конструктивных особенностей каждого конкретного двигателя и соотношения между некоторыми геометрическими характеристиками порохового заряда и размерами камеры сгорания.

С этой точки зрения интересно отметить два основных явления, наблюдаемых в двигателях твердого топлива: эрозийное горение и вибрационное (в американской литературе резонансное).

Эрозионное горение. Эрозионное горение наблюдается, как правило, в начальный момент работы двигателя и главным образом в конструкциях, где величина свободного сечения камеры сгорания не намного превосходит площадь критического сечения сопла. При таком соотношении размеров проходных сечений скорость движения продуктов сгорания вдоль поверхности шашки может заметно возрастать и в сечениях у сопла составлять существенную величину. При достаточно высоких скоростях наблюдается местное увеличение интенсивности горения, называемое эрозионным горением.

Величина линейной скорости горения в сечениях, где имеет место эрозионное горение u_a , пропорциональна местной скорости потока

$$u_a^v = u_a (1 + k_v \omega_r), \quad (4.21)$$

где u_a — расчетная линейная скорость горения без учета влияния потока продуктов сгорания;

k_v — коэффициент эрозионного горения;

ω_r — скорость потока продуктов сгорания в данном сечении.

Физическая природа появления эрозионного горения может быть представлена в следующем виде. При достаточно высоком расходе газа с горячей поверхности и сравнительно малых размерах проходных сечений у соплового конца шашки наблюдается местное повышение статического давления в потоке продуктов сгорания и увеличение скорости потока. Значительное увеличение скорости вызывает появление на внешней поверхности парогазодымового облака нестационарного турбулентного пограничного слоя. Увеличение статического давления и более интенсивный теплообмен в зоне горения за счет турбулентного перемешивания слоев парогазодыма приводят в конечном итоге к росту местной скорости горения. Количественное увеличение скорости горения определяется чувствительностью кинетики реакций, протекающих в парогазодыме и пороховой шашке, к изменению давления и теплоток в соответствующих фазах системы.

Природа эрозионного горения еще недостаточно ясна, а различные попытки упрощенных расчетов не дают удовлетворительных результатов. Тем не менее подтверждено, что определяющими факторами, вызывающими эрозионное горение, являются параметры потока продуктов сгорания и интенсивность теплопередачи и установлено, что эрозионное горение становится заметным лишь при $\omega_r > \omega_r^*$, так что более точно

$$u_a^v = u_a [1 + k_v (\omega_r - \omega_r^*)], \quad (4.22)$$

где ω_r^* — максимальная скорость потока продуктов сгорания, при которой эффект эрозии не наблюдается.

Wimpress¹ и Green² нашли, что для пороха типа JPN величина k_v составляет

$$k_v = 0,00219 \text{ сек/м.}$$

Geckler³ рекомендует принимать k_r равным

$$k_r = 0,00163 \text{ сек/м.}$$

Более поздние исследования⁴ показали, что коэффициент k_v зависит от скорости потока; при этом были получены следующие числовые значения k_v :

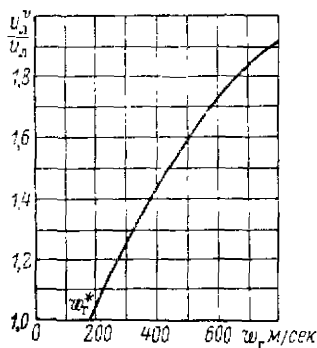
$$k_r = 0,00245 \text{ сек/м} \quad \text{при } \omega_T = 200 \text{ м/сек}$$

$$k_v = 0,00225 \text{ сек/м} \quad \text{» } \omega_T = 250 \text{ м/сек}$$

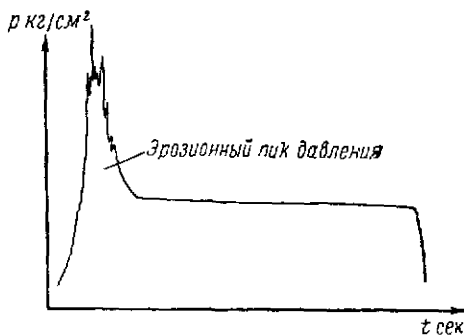
$$k_v = 0,00214 \text{ сек/м} \quad \text{» } \omega_T = 350 \text{ м/сек}$$

(для давлений в двигателе до 80 кг/см^2).

При давлениях, несколько больших 80 кг/см^2 , коэффициент k_r увеличивается для тех же скоростей примерно до $k_v \approx 0,003 \text{ сек/м}$.



Фиг. 4.8. Кривая относительного увеличения скорости горения при эрозийном горении в зависимости от скорости потока. Кривая получена для пороха, близкого по составу и свойствам к JPN.



Фиг. 4.9. Кривая давления в двигателе с интенсивной эрозией в начале горения.

На фиг. 4.8 приведена кривая относительного увеличения скорости горения при эрозийном горении в зависимости от скорости потока. Кривая получена для пороха, близкого по составу и свойствам к JPN.

На фиг. 4.9 показана характерная кривая изменения давления в двигателе при интенсивной эрозии в начальный момент горения.

¹ R. N. Wimpress, Internal Ballistics of the Solid-Fuel Rockets, McGraw-Hill, New York, 1950.

² Jet Propulsion, 1954, vol. 24, No. 1.

³ Combustion Colloquium, Cambridge University, England, Butterworths Scientific Publications, 1954.

⁴ Jet Propulsion, 1958, vol. 28, No. 9.

Экспериментальное исследование эрозивного горения показало, что оно свойственно лишь началу горения и быстро прекращается, так как свободное сечение по мере горения быстро увеличивается. Тем не менее возможность режимов эрозивного горения для ракетного двигателя, как правило, считается недопустимой. Это объясняется тем, что появление растянутого пика давления, сопровождающего эрозивный режим горения, приводит к необходимости неоправданного завышения толщины стенок камеры сгорания, т. е. к увеличению веса двигателя, что снижает конструктивные и эксплуатационные характеристики двигательной установки.

Эрозивное горение можно устранить или его эффект значительно снизить, увеличив начальное свободное сечение камеры сгорания или организовав промежуточное боковое истечение продуктов сгорания. Сильное увеличение свободного сечения при этом нежелательно, так как оно приводит к снижению плотности заряжения и увеличению длины двигателя, а боковое истечение связано с дополнительными потерями. Другим путем устранения эффекта эрозивного горения является ограничение начальной поверхности горения так, чтобы расчетное давление не поднималось сразу после воспламенения до рабочего значения. В этом случае увеличение давления за счет эрозивного горения лишь выравнивает давление, не приводя к появлению существенного пика¹.

Вибрационное (американский термин — *резонансное*) горение. Явление вибрационного горения более сложно по физической природе и таит в себе больше опасности. Возможность появления вибраций горения определяет степень надежности двигателя и всей ракеты в целом.

Вибрационное горение в ракетном двигателе твердого топлива возникает как следствие динамического воздействия потока продуктов сгорания на процесс горения рабочего заряда. В результате этого взаимодействия в камере сгорания могут развиваться интенсивные пульсации давления, амплитуда которых иногда становится соизмеримой с номинальным значением рабочего давления. Наличие указанных пульсаций давления и является основным признаком режима вибрационного горения.

Несмотря на широкие исследования, теоретические положения относительно закономерностей вибрационного горения до сих пор достоверно не проверены из-за трудностей, возникающих при постановке соответствующих экспериментов. Более того, сама схема механизма возбуждения и развития неустойчивых вибраций горения, положенная в основу теоретических исследований, является по существу гипотетической.

Наиболее наглядно картину развития вибрационного горения в некоторой произвольной точке M поверхности заряда можно представить в следующем виде (фиг. 4.10). Случайное возмущение давления, появление которого связано с динамикой нестационарного потока продуктов сгорания, проникает в зону горения твердого

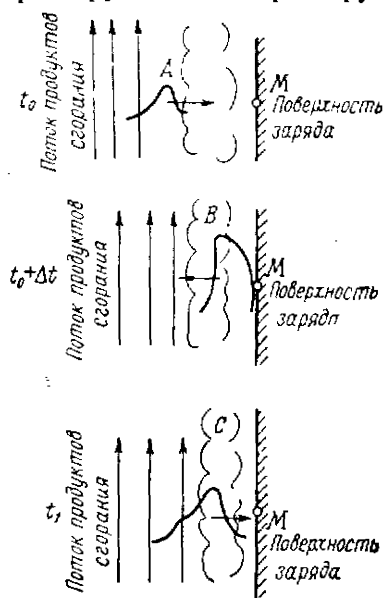
¹ Journal of the British Interplanetary Society, Oct.—Dec. 1957.

топлива. Пусть импульс давления этого возмущения изображен кривой *A*. Под действием этого импульса происходит адиабатическое сжатие зоны горения, в результате которого повышаются температура и плотность слоя реагирующих газов. Это в свою очередь приводит к более интенсивному теплообмену и повышению скорости диффузии между объемами реагирующих и не реагирующих газов. В итоге, по крайней мере временно, возрастает химическая скорость реакции горения и давление в зоне горения заметно увеличивается. При определенных условиях это может привести к тому, что обратно в сторону потока продуктов сгорания уйдет усиленная волна давления, состоящая из отраженной от поверхности заряда начальной волны и избыточного давления, разнвившегося в зоне горения за счет воздействия начальной волны (кривая *B*).

Волна давления *B* распространяется внутрь полости камеры сгорания, отражается от других поверхностей и возвращается в первоначальную точку. При этом если возвращенная волна *C* окажется менее интенсивной, чем первоначальная, то колебания давления в рассматриваемой точке постепенно затухнут. Если же параметры возвращенной волны окажутся выше первоначального возмущения *A*, то колебания начнут расти. В этом случае система будет неустойчивой для частоты, соответствующей частоте возвращения усиленных отраженных волн. Колебания давления будут расти, пока демпфирование и нелинейность увеличения интенсивности горения не приостановят дальнейший рост амплитуды вибраций или пока не произойдет аварийное разрушение камеры сгорания.

Внешним проявлением эффекта вибрационного горения являются локальные изменения линейной скорости горения заряда, ведущие к явлениям типа так называемых «прогаров» шашки. Характер изменения линейной скорости горения при вибрациях зависит от природы топлива и некоторых параметров внутренней баллистики двигателя.

Согласно опытным данным скорость горения коллоидных порохов при вибрациях в среднем уменьшается при низких рабочих давлениях и увеличивается при высоких¹.

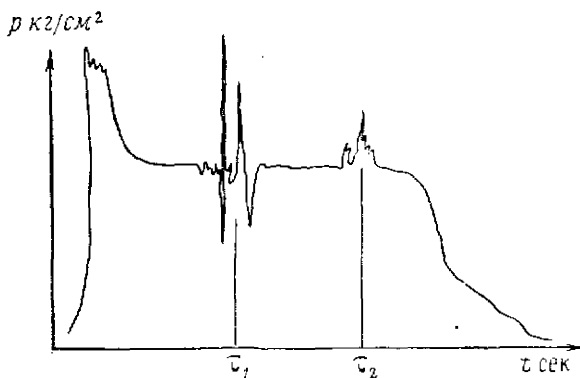


Фиг. 4.10. Эволюция импульса давления при взаимодействии его с горячей поверхностью твердого топлива в случае склонности двигателя к вибрационному горению.

¹ *Astronautica Acta*, 1959, vol. 5, No. 1; ЭИ ВИНТИ АН СССР, серия «Ракетная техника», вып. 18, № РТ-51.

Из других факторов, влияющих на характер изменения скорости горения при появлении в двигателе вибраций, следует указать рабочее давление в двигателе, частоту возбуждаемых вибраций, температуру порохового заряда, калорийность пороха и др.

Проверить закономерности влияния перечисленных факторов на линейную скорость горения пока невозможно, хотя и установлено, например, что низкокалорийные пороха и пороха с металлическими добавками отличаются повышенной стабильностью скорости горения при случайных вибрациях давления в двигателе.



Фиг. 4. 11. Кривая давления в двигателе с вибрациями давления в моменты τ_1 и τ_2 .

Интересно отметить, что вибрации давления могут появляться в пороховом ракетном двигателе, как правило, только в некоторые одни и те же определенные для данного двигателя моменты времени горения, которые зависят от размеров внутренней полости камеры сгорания и баллистических параметров двигателя (фиг. 4. 11). Характер вибраций при этом может меняться от опыта к опыту.

Экспериментальное исследование явлений, связанных с вибрационными режимами горения, показало¹, что наблюдаемые в камере колебания давления обычно соответствуют некоторому спектру звуковых частот. При этом, как правило, удается регистрировать низкие частоты. Однако появление в отдельных опытах частот порядка 50 000 гц и выше показывает, что частоты до 10 000 гц, наиболее часто наблюдаемые на практике, далеко не охватывают всего спектра вероятных частот пульсаций. Спектру наблюдаемых частот вибраций соответствует спектр стоячих волн давления, узлы и пучности которых могут быть либо стационарными, либо блуждающими и, как правило, не совпадают для волн разного тона. В разных частях камеры при этом амплитуды колебаний могут быть неодинаковыми даже для волн одного и того же тона. Воз-

¹ ЭИ ВИНТИ АН СССР, серия «Ракетная техника», 1959, вып. 5, № РТ-13.

буждение вибраций происходит обычно в тех сечениях камеры сгорания, где имеют место пучности волн давления (и соответственно температуры и т. д.).

Если вибрации горения высвобождают тепло и дополнительное количество газов точно в фазе с колебаниями давления, то никакой дополнительной работы в течение цикла не производится. Если же цикл вибраций горения запаздывает по сравнению с вибрациями давления, то над колеблющимся столбом газа каждый раз производится дополнительная работа и амплитуда вибраций растет особенно интенсивно. При этом фронт волны становится более крутым, и при определенных условиях в двигателе волна давления может даже переродиться в детонационную. По всей вероятности, сдвиг по фазе зависит одновременно от характеристик нескольких процессов, идущих как в газообразных продуктах, так и в твердой массе заряда, причем в зависимости от вида топлива и параметров двигателя главную роль могут играть разные процессы.

Не говоря уже о возможности разрушения двигателя, в случае вибрационных режимов горения часть выделяемой при горении пороха энергии тратится на колебание столба продуктов сгорания и практически терится в камере сгорания. Поэтому разработка методов эффективной борьбы с неустойчивым вибрационными режимами имеет весьма важное практическое значение.

Единного метода устранения возможности появления в двигателе вибраций не найдено, поскольку сама природа явления изучена недостаточно глубоко. Тем не менее в результате экспериментальных исследований выявлены некоторые мероприятия, в отдельных случаях сравнительно надежно стабилизирующие процесс горения. Среди этих мероприятий, по мнению зарубежных специалистов, наиболее эффективны следующие.

1. Проектирование для двигателя такой полости камеры сгорания, собственные частоты которой соответствовали бы уровням возбуждающих энергий, значительно превосходящим величину энергии, выделяемую в единицу времени в двигателе за счет горения пороха. В такой камере сгорания всякие случайные вибрации давления быстро затухают и не приводят к существенным нарушениям режима работы двигателя.

В практике проектирования пороховых ракетных двигателей этот метод широкого применения не получил, так как его использование, как правило, приводит к снижению конструктивных показателей двигателя.

2. Проектирование двигателя по схеме, в которой пучности стоячих волн давления могут появиться при случайном развитии вибраций только в сечениях, где отсутствует горение.

3. Проектирование двигателя с предусмотрением демпфирования возможных вибраций.

Средствами демпфирования колебаний в двигателе могут являться, например, вязкое трение и теплоотвод. Действительно, интенсивность колебаний резко падает если удастся турбулизи-

ровать поток продуктов сгорания, а также в том случае, когда в районе пучностей воли давления имеется достаточно большая поверхность теплоотвода. Поглощая энергию, турбулентное вязкое трение и теплоотвод устраняют источник разрастания колебаний. Естественно, что при этом значительно увеличиваются внутренние потери в камере сгорания.

Результаты некоторых газодинамических исследований показывают, что эффективным средством демпфирования колебаний может являться наличие в продуктах сгорания взвешенных частиц. Эти выводы подтверждены и на практике. Так, например, установлено¹, что такие включения, как углерод (сажа), алюминий и его окислы и некоторые другие, вводимые в состав пороха в виде тонкого порошка, достаточно эффективно блокируют возможность развития в двигателе сильных вибраций. К сожалению, современное понимание механизма горения и его взаимной связи с вибрациями давления не позволяет найти общих принципов подбора блокирующих добавок, и такие добавки отыскиваются лишь при кропотливом экспериментировании.

4. Если горение происходит только по поверхности внутреннего канала шашки, весьма эффективным средством стабилизации процесса горения является размещение в канале центрального продольного стержня из негорючего материала или выполнение канала с некруглым периметром горячей поверхности.

Механизм демпфирования колебаний введением центрального стержня пока до конца не ясен, однако, по-видимому, наблюдаемый эффект сводится к поглощению энергии вибраций газового столба за счет резонансных колебаний самого стержня.

При введении центрального стержня увеличиваются конструктивный вес двигателя и тепловые потери в камере сгорания.

5. Удалось установить, что для шашек, горящих по поверхности канала и наружной поверхности (в частности, для одноканальных цилиндрических шашек), стабильность горения увеличивается при наличии в своде шашки сквозных радиальных отверстий небольшого диаметра. Опытами установлено², что оптимальный диаметр стабилизирующих отверстий составляет примерно 0,30—0,45 диаметра канала шашки, а предельное расстояние между ними определяется геометрическими размерами поперечного сечения шашки и баллистическими характеристиками используемого пороха. Установлено также, что система радиальных отверстий должна размещаться вдоль шашки примерно по винтовой линии со смещением соседних отверстий в среднем на 120°. Для порохов с калорийностью 950—1200 ккал/кг оптимальное расстояние между двумя соседними отверстиями для шашек разных размеров колеблется в пределах 20—100 мм.

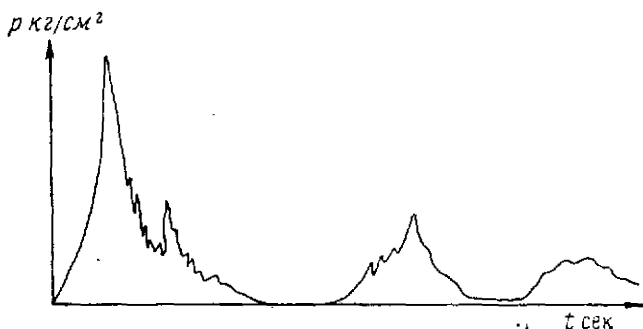
Введение радиальных отверстий практически не меняет харак-

¹ Astronautica Acta, 1959, vol. 5, No. 1.

² R. N. Wimpres, Internal Ballistics of the Solid-Fuel Rockets, McGraw-Hill, New York, 1950.

теристики двигателя и лишь вызывает некоторую дополнительную депрессивность кривой $p = p(t)$.

Прерывистое (аномальное) горение. Наконец, еще одной аномалией горения, наблюдаемой в некоторых конструкциях двигателей твердого топлива, является так называемое прерывистое, неустойчивое горение. Оно заключается в том, что при рабочих давлениях ниже некоторого критического для данной конструкции двигателя значения p_{\min}^* горение заканчивается с завершением только химических реакций первой стадии газофазных



Фиг. 4.12. Кривая давления в случае прерывистого горения в двигателе с рабочим давлением $p < p_{\min}^*$.

процессов окисления. Как уже говорилось, в этом случае выделяется лишь часть тепловой энергии, соответствующей калорийности данного пороха. Этой энергии может не хватить для поддержания непрерывного горения, и оно прекратится. Однако если за время первой вспышки двигатель успел прогреться и газы воспламенителя еще остались в камере сгорания, то через некоторое время горение может начаться вновь. В результате наблюдается несколько характерных «чиханий», после которых происходит либо окончательное затухание, либо устанавливается неустойчивый режим горения с сильными вибрациями низкой частоты (фиг. 4.12).

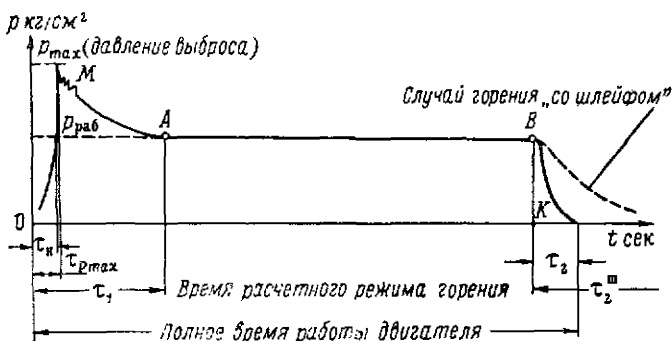
Для устранения прерывистого горения приходится повышать рабочее давление в камере сгорания или менять конструкцию двигателя. Если по каким-либо соображениям такие изменения нежелательны, приходится подбирать новый состав пороха, который обеспечивает нормальное горение в двигателе при выбранном рабочем давлении.

§ 4. ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ РАСЧЕТА ДАВЛЕНИЯ В ПОРОХОВОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Кривая изменения давления в двигателе при горении порохового заряда

В процессе горения пороха образуются газообразные продукты, которые заполняют камеру сгорания, создавая в ней давление. Характер изменения давления в камере сгорания по времени яв-

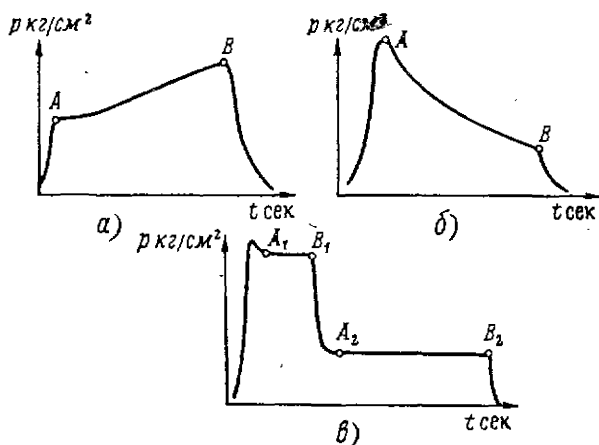
ляется одной из основных рабочих характеристик двигателя и снимается в виде так называемой кривой давления (фиг. 4.13).



Фиг. 4.13. Характерная кривая давления порохового ракетного двигателя.

τ_n — время набора рабочего давления; τ_1 — полное время переходного процесса (выхода на режим); τ_2 (τ_2^m) — время догорания и свободного истечения газов из двигателя; $p_{\text{раб}}$ — рабочее давление в камере сгорания.

На кривой давления можно выделить несколько характерных участков, характеризующих различные периоды работы двигателя. Начальное давление, необходимое для надежного горения рабоче-



Фиг. 4.14. Некоторые типы кривых давления, встречающиеся в пороховых ракетных двигателях разного назначения.

а — кривая прогрессивного горения, б — кривая дегрессивного горения, в — кривая горения с двумя ступенями тяги.

A, A₁, A₂, B, B₁, B₂ — характерные точки кривых.

го порохового заряда, набирается в двигателе в течение времени τ_n сек. за счет срабатывания специального воспламенителя, состоящего из пиропатрона и навески быстрогорящего дымного пороха.

Через время τ_n сек. давление в двигателе достигает расчетного значения, однако, как правило, после этого оно продолжает еще некоторое время расти и только через $\tau_{p \max}$ сек., достигнув максимального значения (давление выброса), начинает снижаться до своего рабочего уровня. Время окончательного установления давления называют временем выхода двигателя на режим. В конце работы двигателя после прекращения горения давление быстро стравливается через сопло в атмосферу. Иногда, когда по каким-либо причинам в конце горения в двигателе находятся твердые остатки шашек, наблюдается так называемое горение «со шлейфом», при котором давление после точки B спадает сравнительно медленно и не закономерно.

Явление горения «со шлейфом», вообще говоря, нежелательно, так как приводит к большому разбросу по скорости в конце активного участка.

Кроме кривой, приведенной на фиг. 4.13, в некоторых двигателях встречаются кривые другого типа (фиг. 4.14), Однако принципиальной разницы между всеми возможными типами кривых горения нет.

Понятие об уравнении баланса и его применении к расчету максимального давления

Давление пороховых газов в двигателе и характер изменения давления по времени определяются балансом прихода газов от горящего заряда топлива и расхода продуктов сгорания через сопло.

В общем виде уравнение баланса для некоторого произвольного времени t можно выразить соотношением

$$M_0 + M_+ = M_- + \Delta M,$$

где M_+ — секундный приход газов в двигателе;

M_- — секундный расход газов из двигателя;

ΔM — количество газов, остающихся в двигателе дополнительно по сравнению с предыдущим моментом времени;

M_0 — масса газов, находившаяся в камере к моменту t .

Считая, что порох горит параллельными слоями и шашка физически однородна, имеем

$$M_+ = \gamma u_n S_n, \quad (4.23)$$

где γ — удельный вес пороха;

S_n — полная поверхность горения;

$u_n S_n$ — объем шашки, выгорающий за 1 сек.

Совершенно аналогично для расхода газов через сопло

$$M_- = \rho_{кр} \omega_{кр} \sigma_{кр},$$

где $\rho_{кр}$ — плотность газов в критическом сечении сопла;

$\omega_{кр}$ — скорость газов в критическом сечении сопла;

$\sigma_{кр}$ — площадь критического сечения сопла.

Параметры газа в критическом сечении могут быть выражены через некоторые константы газовой смеси и параметры продуктов сгорания в камере двигателя. Так, для $\rho_{кр}$ имеем

$$\rho_{кр} = \rho_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (4.24)$$

где ρ_0 — плотность газов в камере сгорания двигателя;

$k = \frac{c_p}{c_v}$ — показатель процесса сгорания.

Считая, что состояние газов в двигателе описывается уравнением

$$p_0 v_0 = RT_0,$$

и имея в виду

$$v_0 = \frac{1}{\rho_0},$$

получим

$$\rho_{кр} = \frac{p_0}{RT_0} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (4.25)$$

где p_0 — давление в камере сгорания;

R — газовая постоянная продуктов сгорания пороха;

T_0 — температура в камере сгорания.

Критическая скорость определяется соотношением

$$w_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} gRT_0}. \quad (4.26)$$

Подставляя (4.25) и (4.26) в выражение для секундного расхода газов через сопло, найдем

$$M_- = \rho_{кр} w_{кр} \sigma_{кр} = \frac{p_0}{RT_0} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} gRT_0} \sigma_{кр}$$

или после преобразований

$$M_- = \frac{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} g}}{\sqrt{RT_0}} p_0 \sigma_{кр}. \quad (4.27)$$

Коэффициент

$$A = \frac{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} g}}{\sqrt{RT_0}}$$

является примерио постоянной величиной, называется коэффициентом истечения и составляет для разных потоков в среднем

$$A = 6 \div 10 \text{ г/кэ сек.}$$

Пренебрегая массой газов M_0 , которая находилась в камере сгорания двигателя до начала горения, уравнение баланса газов в двигателе за время Δt с учетом (4.23) и (4.27) получим в виде

$$\gamma u_a S_{\Sigma} \Delta t = A p_0 \sigma_{кр} \Delta t + \Delta M.$$

Выразим массу ΔM через параметры внутренней баллистики двигателя. Рассмотрим для этого уравнение состояния, написанное для всего объема камеры сгорания:

$$p_0 v'_{к.с} = M R T_0,$$

где $v'_{к.с}$ — свободный объем камеры сгорания;

M — масса газов, находящихся в объеме $v'_{к.с}$ в произвольный момент времени t .

Согласно этому уравнению изменение массы газов по времени определится производной

$$\frac{dM}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{p_0 v'_{к.с}}{R T_0} \right) = \frac{p_0}{R T_0} \frac{d v'_{к.с}}{dt} + \frac{v'_{к.с}}{R T_0} \frac{d p_0}{dt},$$

т. е. за Δt составит

$$\Delta M = \left(\frac{p_0}{R T_0} \frac{d v'_{к.с}}{dt} + \frac{v'_{к.с}}{R T_0} \frac{d p_0}{dt} \right) \Delta t. \quad (4.28)$$

Теперь уравнение баланса будет

$$\gamma u_a S_{\Sigma} \Delta t = A p_0 \sigma_{кр} \Delta t + \left(\frac{p_0}{R T_0} \frac{d v'_{к.с}}{dt} + \frac{v'_{к.с}}{R T_0} \frac{d p_0}{dt} \right) \Delta t$$

или

$$\gamma u_a S_{\Sigma} = A p_0 \sigma_{кр} + \frac{p_0}{R T_0} \frac{d v'_{к.с}}{dt} + \frac{v'_{к.с}}{R T_0} \frac{d p_0}{dt}, \quad (4.29)$$

где $\frac{p_0}{R T_0} \frac{d v'_{к.с}}{dt}$ учитывает количество газов, идущее на заполнение объема, освобождающегося в камере сгорания по мере выгорания шашки;

$\frac{v'_{к.с}}{R T_0} \frac{d p_0}{dt}$ учитывает количество газов, идущее на увеличение давления в объеме камеры сгорания.

Обычно уравнение (4.29) преобразуют к виду

$$\frac{d p_0}{dt} = \frac{R T_0}{v'_{к.с}} \left[\gamma u_a S_{\Sigma} \left(1 - \frac{p_0}{\gamma R T_0} \right) - A p_0 \sigma_{кр} \right], \quad (4.30)$$

для чего достаточно использовать

$$\frac{d v'_{к.с}}{dt} = u_a S_{\Sigma},$$

что справедливо, поскольку изменение объема определяется только выгоранием пороховой шашки.

В форме (4.30) уравнение баланса представляет собой дифференциальное уравнение относительно $p = p(t)$. Проще всего это уравнение решается методами численного интегрирования, для чего его удобно представить в виде

$$\Delta p = \frac{RT_0}{v'_{к.с}(t)} \left[\gamma u_{г}(t) S_{\Sigma}(t) \left(1 - \frac{p(t)}{\gamma RT_0} \right) - Ap(t) \sigma_{кр} \right] \Delta t \quad (4.31)$$

и задать в качестве начальных данных

$(p)_0$ — некоторое начальное давление;
 $(S_{\Sigma})_0$ — начальную полную поверхность горения;
 $A; \gamma; f_p = RT_0; u_{г} = u(p)$ — характеристики используемого в двигателе пороха;
 $(v'_{к.с})_0; \sigma_{кр}$ — конструктивные параметры двигателя.

Давление в любой k -ый момент работы двигателя определится по формуле

$$p_k = p_{k-1} + \Delta p_k,$$

причем

$$p_1 = (p)_0 + \Delta p_1.$$

Уравнение (4.30) можно использовать не только для построения кривой изменения давления в двигателе, но и для расчета величины максимального давления p_{\max} . Действительно, условие максимума функции $p = p(t)$ будет

$$\frac{dp}{dt} = 0,$$

что при $RT_0 \neq 0$ и $v'_{к.с} \neq 0$ дает

$$\gamma u_{г} S_{\Sigma} \left(1 - \frac{p_{\max}}{\gamma RT_0} \right) - Ap_{\max} \sigma_{кр} = 0. \quad (4.32)$$

Имея в виду, что для обычных порохов $\gamma \approx 1,6 \text{ г/см}^3$, $RT_0 \approx \approx 85 \text{ 000 кгм/кг}$, членом $p_{\max}/\gamma RT_0 \approx p_{\max}/136 \text{ 000}$ соотношения (4.32) при давлениях до 100—150 атм можно пренебречь и использовать его в упрощенном виде

$$u_{г} \gamma S_{\Sigma} = Ap_{\max} \sigma_{кр}. \quad (4.33)$$

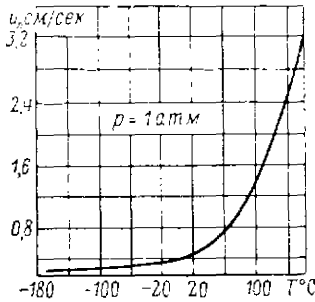
Из (4.33) величина p_{\max} для степенного закона горения $u_{г} = u_1 p^{\nu} f(t_0)$ определяется так:

$$p_{\max} = \left[\frac{u_1 \gamma f(t_0) S_{\Sigma}}{A \sigma_{кр}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} \quad (4.34')$$

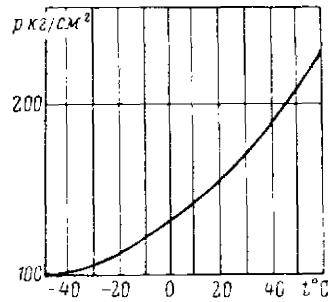
и для линейного закона горения $u = (ap^{-1} - b) f(t_0)$

$$p_{\max} = \frac{\frac{b}{a}}{\frac{A}{a\gamma} \frac{1}{S_{\Sigma}/\sigma_{кр} f(t_0)} - 1}. \quad (4.34'')$$

Поскольку выражения для расчета p_{\max} получены с использованием эмпирических формул для скорости горения, математический анализ зависимостей (4.34'') и (4.34') затруднителен. Тем не менее можно заключить, что одним из существенных параметров двигателя, влияющих на величину p_{\max} , является отношение горячей поверхности к $\sigma_{\text{кр}}$. С ростом $(S_{\Sigma}/\sigma_{\text{кр}})$ максимум давления в двигателе увеличивается, причем зависимость (4.34'') прямо указывает на существование некоторого предельного значения



Фиг. 4. 15б. Характер зависимости скорости горения нитроглицеринового пороха от начальной температуры заряда при $p = \text{const}$.



Фиг. 4. 15б. Характер зависимости рабочего давления в двигателе от начальной температуры порохового заряда.

$(S_{\Sigma}/\sigma_{\text{кр}})$, при котором давление $p_{\max} \rightarrow \infty$. Предельное значение $(S_{\Sigma}/\sigma_{\text{кр}})$ определяется из условия

$$\frac{A}{\alpha \gamma} \frac{1}{S_{\Sigma}/\sigma_{\text{кр}} f(t_0)} - 1 = 0,$$

т. е. составляет

$$\left(\frac{S_{\Sigma}}{\sigma_{\text{кр}}} \right)_{\text{пред}} = \frac{A}{\alpha \gamma f(t_0)}. \quad (4.35)$$

Зависимость величины давления в камере сгорания от начальной температуры заряда

Важной особенностью и основным серьезным недостатком порохового ракетного двигателя является сильная зависимость рабочего давления от начальной температуры заряда. Эта зависимость объясняется влиянием начальной температуры заряда на скорость горения пороха (фиг. 4. 15а) и при $\sigma_{\text{кр}} = \text{const}$ приводит к значительному разбросу по тяге, времени горения и т. д. для разных температурных условий работы двигателя.

На фиг. 4. 15б приведена характерная кривая, иллюстрирующая зависимость рабочего давления в камере сгорания двигателя твердого топлива от начальной температуры порохового заряда. Из графика видно, что в температурном интервале $\pm 40^\circ \text{C}$ давление в

двигателе, а следовательно, и величина тяги могут меняться почти вдвое, что, конечно, приводит к снижению боевых и эксплуатационных свойств оружия.

Формулы (4.34') и (4.34'') позволяют получить зависимость давления от температуры заряда в явном виде.

Действительно, при степенном законе горения для некоторой температуры заряда имеем

$$p_{t_0} = \left[\frac{u_1 \gamma f(t_0) S_{\Sigma}}{A_{\tau_{кр}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}},$$

а для $t = +20^{\circ} \text{C}$

$$p_{+20^{\circ}} = \left[\frac{u_1 \gamma S_{\Sigma}}{A_{\tau_{кр}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}},$$

откуда

$$\frac{p_{t_0}}{p_{+20^{\circ}}} = \left[\frac{\frac{u_1 \gamma f(t_0) S_{\Sigma}}{A_{\tau_{кр}}}}{\frac{u_1 \gamma S_{\Sigma}}{A_{\tau_{кр}}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}} = [f(t_0)]^{\frac{1}{1-\nu}},$$

т. е. с учетом (4.20)

$$p_{t_0} = p_{+20^{\circ}} \left[\frac{B_{\tau}}{B_{\tau} - (t_0 - 20^{\circ})} \right]^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (4.36')$$

Соответственно для случая линейного закона горения

$$p_{t_0} = \frac{\frac{b}{a}}{\frac{A}{a\gamma} \frac{1}{S_{\Sigma}/\sigma_{кр} f(t_0)} - 1} = \frac{1}{\frac{A}{b\gamma} \frac{1}{S_{\Sigma}/\sigma_{кр} f(t_0)} - \frac{a}{b}},$$

$$p_{+20^{\circ}} = \frac{1}{\frac{A}{b\gamma} \frac{1}{S_{\Sigma}/\sigma_{кр}} - \frac{a}{b}}.$$

Определим из последнего

$$\frac{A}{b\gamma} \frac{1}{S_{\Sigma}/\sigma_{кр}} = \frac{1}{p_{+20^{\circ}}} + \frac{a}{b} = \frac{1 + \frac{a}{b} p_{+20^{\circ}}}{p_{+20^{\circ}}}$$

и, подставив это выражение в формулу для p_{t_0} , получим

$$p_{t_0} = \frac{1}{\frac{1 + \frac{a}{b} p_{+20^{\circ}}}{p_{+20^{\circ}}} \frac{1}{f(t_0)} - \frac{a}{b}} = \frac{p_{+20^{\circ}} f(t_0)}{1 + \frac{a}{b} p_{+20^{\circ}} [1 - f(t_0)]}$$

что с учетом (4.20) дает

$$p_{t_0} = \frac{B_T p_{+20^\circ}}{B_T - (t_0 - 20^\circ) - \frac{a}{b} p_{+20^\circ} (t_0 - 20^\circ)}. \quad (4.36'')$$

Иногда приходится считать давление при некоторой температуре t_0 не по значению его при $t_0 = +20^\circ \text{C}$, а по значению при крайней нижней температуре, например, $t_0 = -40^\circ \text{C}$. Соответствующие расчетные зависимости легко получаются из соотношений, приведенных выше. Дадим их без вывода:

$$p_{t_0} = p_{-40^\circ} \left[\frac{B_T + 60^\circ}{B_T - (t_0 - 20^\circ)} \right]^{1-\nu}, \quad (4.37')$$

$$p_{t_0} = p_{-40^\circ} \frac{B_T + 60^\circ}{B_T (t_0 - 20^\circ) + \frac{a}{b} p_{-40^\circ} (t_0 - 40^\circ)}. \quad (4.37'')$$

По аналогии с зависимостью от начальной температуры заряда линейной скорости горения пороха температурную зависимость давления часто задают с помощью так называемого температурного градиента давления, вводя его в виде

$$\frac{1}{p_0} \frac{dp}{dt_0}$$

и характеризуя им относительную интенсивность увеличения давления в двигателе при некотором изменении начальной температуры заряда. Используя (4.36') и (4.36''), получают для соответствующих законов горения

$$\frac{1}{p_{+20^\circ}} \frac{dp}{dt_0} = \frac{1}{1-\nu} \frac{1}{B_T - (t_0 - 20^\circ)}, \quad (4.38')$$

$$\frac{1}{p_{+20^\circ}} \frac{dp}{dt_0} = \frac{1 + \frac{a}{b} p_{+20^\circ}}{B_T - (t_0 - 20^\circ) + \frac{a}{b} p_{+20^\circ} (t_0 - 20^\circ)}. \quad (4.38'')$$

Из этих формул видно, что чувствительность давления к изменению температуры тем выше, чем больше температура и выше давление в двигателе.

Формула (4.38') позволяет установить прямую связь температурного градиента давления с изменением скорости горения:

$$\frac{1}{p_{+20^\circ}} \frac{dp}{dt_3} = \frac{1}{1-\nu} \left(\frac{1}{u_{+20^\circ}} \frac{du}{dt_3} \right), \quad (4.39)$$

где использовано

$$\frac{1}{u_{+20^\circ}} \frac{du}{dt_3} = \frac{1}{B_T - (t_0 - 20^\circ)}.$$

Имея в виду $\nu = \frac{2}{3} \div \frac{3}{4}$, видим, что

$$\frac{1}{p_{+20}} \frac{dp}{dt_3} = (3 \div 4) \frac{1}{u_{+20}} \frac{du}{dt_3},$$

т. е. с изменением начальной температуры заряда давление изменяется значительно интенсивнее, чем скорость горения пороха.

Температурный градиент давления $\frac{d(\ln p)}{dt_3}$ для некоторых порохов составляет:

для пороха JP — 0,0126,

для пороха JPN — 0,0162,

для смесового пороха ALt-161 — 0,0036,

для английского перхлоратного пороха — 0,0038.

Единственным путем стабилизации параметров внутренней баллистики в задаваемом температурном интервале эксплуатации ракеты является разработка регулируемых сопел или применение комплектов сменных сопел. Соответственно уменьшая или увеличивая площадь критического сечения сопла при минусовых и плюсовых температурах, сменные и регулируемые сопла обеспечивают примерное постоянство давления в заданном температурном интервале¹.

Ограниченное использование обоих способов объясняется тем, что создание регулируемых и особенно авторегулируемых сопел связано с известными трудностями, а использование сменных сопел снижает мобильность оружия.

Чувствительность максимального давления к изменениям параметров заряда и двигателя

Чувствительностью функции $y = f(x)$ к своему аргументу (логарифмической производной) в математике называют выражение

$$\varepsilon = \frac{\frac{dy}{y}}{\frac{dx}{x}}.$$

Величина ε характеризует относительное изменение функции при некотором относительном изменении аргумента. Легко проверить, что чувствительность показательной функции $y = x^n$ равна показателю степени:

$$\varepsilon = \frac{\frac{d(x^n)}{x^n}}{\frac{dx}{x}} = \frac{\frac{nx^{n-1} dx}{x^n}}{\frac{dx}{x}} = n.$$

¹ Д. Саттон, Ракетные двигатели, ИЛ, 1952.

Используем понятие чувствительности функции к своему аргументу для исследования особенностей работы двигателей на твердом топливе.

Согласно (4.34') максимальное давление в камере сгорания двигателя при выбранном порохе является функцией параметров

$$p_{\max} = p(S_{\Sigma}, \sigma_{\text{кр}}, t_0),$$

где S_{Σ} , t_0 — параметры порохового заряда;

$\sigma_{\text{кр}}$ — конструктивный параметр камеры сгорания.

Поскольку эта функция является показательной

$$p_{\max} = \left[\frac{u_1 \gamma S_{\Sigma} f(t_0)}{A \sigma_{\text{кр}}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}},$$

чувствительность ее к изменению соответствующих параметров заряда и двигателя будет равна показателю степени, т. е.

$$\frac{dp_{\max}}{p_{\max}} = \frac{1}{1-\nu} \left[\frac{dS_{\Sigma}}{S_{\Sigma}} - \frac{d\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{кр}}} + \frac{d[f(t_0)]}{f(t_0)} \right]$$

или в конечных разностях

$$\frac{\Delta p_{\max}}{p_{\max}} = \frac{1}{1-\nu} \left[\frac{\Delta S_{\Sigma}}{S_{\Sigma}} - \frac{\Delta \sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{кр}}} + \frac{\Delta [f(t_0)]}{f(t_0)} \right], \quad (4.40')$$

Одной из особенностей работы порохового ракетного двигателя является высокая чувствительность максимального давления в нем к изменениям параметров заряда и двигателя. Действительно, поскольку для современных порохов $\nu = \frac{2}{3} \div \frac{3}{4}$,

$$\frac{\Delta p_{\max}}{p_{\max}} = (3 \div 4) \left[\frac{\Delta S_{\Sigma}}{S_{\Sigma}} - \frac{\Delta \sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{кр}}} + \frac{\Delta [f(t_0)]}{f(t_0)} \right].$$

Для линейного закона горения чувствительность давления к изменению соответствующих параметров проще всего найти, если аппроксимировать линейный закон некоторой степенной зависимостью согласно

$$ap + b = u_1 p^{\tilde{\nu}},$$

$$\frac{d}{dp}(ap + b) = \frac{d}{dp}(u_1 p^{\tilde{\nu}}).$$

Из последнего равенства

$$a = u_1 \tilde{\nu} p^{\tilde{\nu}-1} = u_1 \tilde{\nu} \frac{p^{\tilde{\nu}}}{p},$$

после чего легко получить

$$\frac{a}{ap + b} = \frac{u_1 \tilde{v} \frac{p^{\tilde{v}}}{p}}{u_1 p^{\tilde{v}}} = \frac{\tilde{v}}{p},$$

откуда \tilde{v} определится в виде

$$\tilde{v} = \frac{ap}{ap + b}.$$

Таким образом, на небольшом интервале изменения давлений линейный закон горения

$$u = ap + b.$$

может быть заменен степенным вида

$$u = u_1 p^{\frac{ap}{ap + b}}.$$

Для аппроксимирующего закона чувствительность давления определится как

$$\frac{1}{1 - \tilde{v}},$$

т. е. составит

$$\frac{1}{1 - \tilde{v}} = \frac{1}{1 - \frac{ap}{ap + b}} = \frac{ap + b}{b}.$$

Таким образом, для линейного закона горения пороха

$$\frac{\Delta p_{\max}}{p_{\max}} = \frac{ap + b}{b} \left[\frac{\Delta S_{\Sigma}}{S_{\Sigma}} - \frac{\Delta \sigma_{\text{кр}}}{\sigma_{\text{кр}}} + \frac{\Delta [f(t_0)]}{f(t_0)} \right]. \quad (4.40'')$$

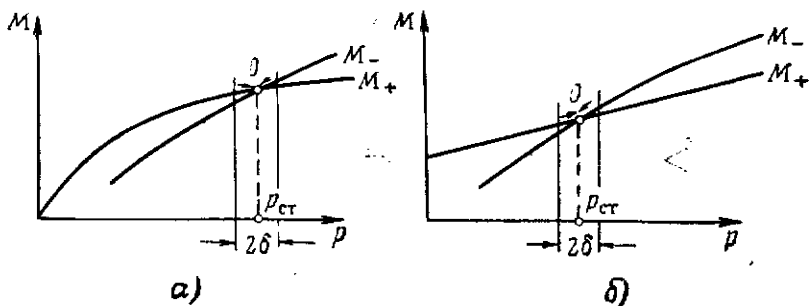
Из (4.40'') следует, что чувствительность максимального давления к изменениям параметров заряда и двигателя зависит не только от свойств пороха, но и от абсолютного давления в двигателе.

На практике желательно иметь двигатель с малой чувствительностью давления в камере сгорания к изменениям параметров заряда и двигателя, так как в этом случае характеристики двигателя являются более стабильными. Зависимости (4.40') и (4.40'') показывают, что для этого надо работать на низких давлениях и порохах с минимальными коэффициентами ν ; alb законов горения.

Устойчивость стационарного давления в камере сгорания

При определенных условиях стационарное давление $p_{\text{ст}}$ в камере сгорания порохового ракетного двигателя обладает свойством устойчивости, т. е. сохраняется неизменным при случайных колебаниях давления.

Механизм устойчивости стационарного давления очевиден из фиг. 4.16. Из кривых, приведенных на этой фигуре, видно, что при давлениях $p < p_{ст}$ приход газов от пороховой шашки превышает расход, тогда как при $p > p_{ст}$ $M_- > M_+$. Это приводит к тому, что



Фиг. 4.16. Кривые, поясняющие механизм устойчивости стационарного давления в камере сгорания порохового ракетного двигателя.

a — при степенном законе горения $u_d = u_0 p$ *б* — при линейном законе горения $u_d = ap + b$; 2δ — интервал возможных колебаний давления.

при случайном снижении давления в двигателе избыточный приход газов вновь поднимает давление до $p_{ст}$, и наоборот, при случайном повышении давления расход увеличивается значительно интенсивнее, чем приход, и избыточное давление стравливается, так что устанавливается рабочее давление, равное $p_{ст}$.

Как видим, существование стационарного давления и его устойчивость целиком определяются характером зависимости от давления M_+ и M_- .

Согласно (4.27) и замечаниям относительно коэффициента истечения

$$M_- = (6 \div 10) 10^{-3} p_0 \sigma_{кр} \text{ кг/сек},$$

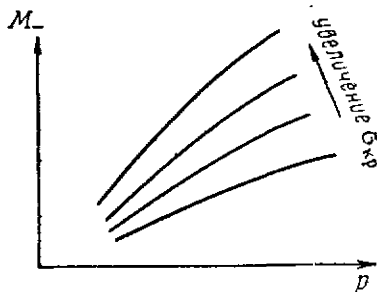
т. е. характер $M_-(p)$ практически зависит только от размера критического сечения сопла двигателя; для разных $\sigma_{кр}$ этому уравнению удовлетворяет семейство кривых, приведенных на фиг. 4.17.

Приход газов определяется зависимостью

$$M_+ = \gamma u S_z,$$

т. е. будет $M_+ = \gamma S_z u_0 p^\nu$ для степенного закона горения и $M_+ = \gamma S_z (ap + b)$ для линейного закона горения.

В обоих случаях вид функциональной зависимости $M_+ = M(p)$ определяется соотношениями коэффициентов в законе горения пороха.

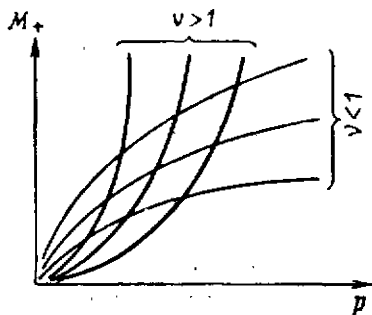


Фиг. 4.17. Зависимость $M_- = M(p)$ для двигателей с разными $\sigma_{кр}$.

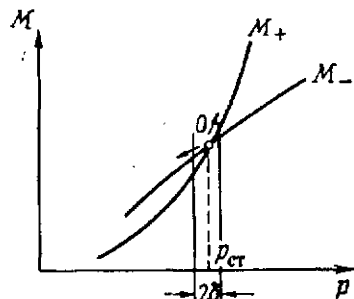
Уравнению

$$M_+ = \gamma S_{\Sigma} u_1 p^\nu = k p^\nu$$

соответствуют два семейства кривых: первое семейство для $\nu < 1$ и второе — для $\nu > 1$ (фиг. 4.18). Сопоставление кривых $M_+ = M(p)$ для степенного закона горения пороха с характеристикой истечения для данного двигателя $M_- = M(p)$ показывает, что в случае как $\nu < 1$, так и $\nu > 1$ существует точка, соответствующая стационарному режиму работы двигателя. Однако эта точка обладает свойством устойчивости только для $\nu < 1$. Действительно, из фиг. 4.19 видно, что, когда $\nu > 1$, взаимная связь между $M_+(p)$ и $M_-(p)$ такова, что



Фиг. 4.18. Зависимость $M_+ = M(p)$ для порохов со степенным законом горения.



Фиг. 4.19. Неустойчивость стационарного давления в двигателе при $\nu > 1$.

при случайном изменении давления система стремится увеличить разницу, так что в итоге давление либо упадет, либо неограниченно вырастет.

Таким образом, стационарное давление в камере сгорания порохового двигателя обладает свойством устойчивости, если показатель в законе горения пороха $\nu < 1$.

Из фиг. 4.20 видно, что при прочих равных условиях абсолютная величина стационарного давления тем меньше, чем меньше по абсолютной величине ν .

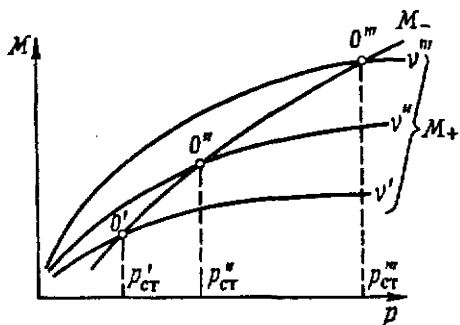
При линейном законе горения кривые прихода газов образуют семейство, представленное на фиг. 4.21. Реальный смысл из этого семейства имеют лишь кривые с $a > 0$. В случае $a = 0$ имеем дело с идеальным порохом, скорость горения которого не зависит от давления, и при $a < 0$ — с порохом, скорость горения которого должна бы уменьшаться при повышении давления, что плохо согласуется с принятой гипотезой относительно механизма зависимости скорости горения от давления и никогда не наблюдается на практике.

Из фиг. 4.22 следует, что стационарное давление в камере сгорания тем ниже, чем меньше коэффициент a (или отношение a/b) в законе горения пороха, и что существует некоторое предельное стационарное давление $p_{ст}^*$ так что при $p > p_{ст}^*$ работа двигателя невозможна. При заданной марке пороха стационарное давле-

ние зависит от вида расходной характеристики двигателя; существует некоторое предельное стационарное давление, причем и в этом случае оно соответствует условиям, когда

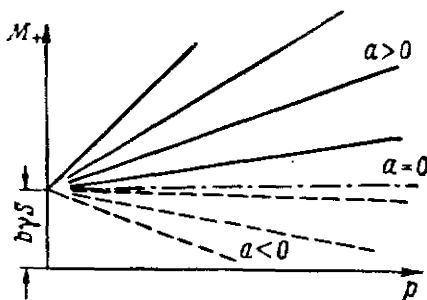
$$\frac{S_{\Sigma}}{\sigma_{кр}} = \frac{A}{a\gamma f(t_0)},$$

что уже было получено ранее (4.35).



Фиг. 4.20. Зависимость величины стационарного давления от показателя в законе горения пороха.

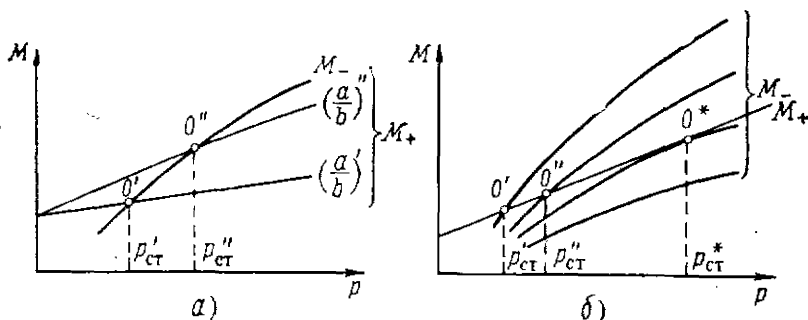
γ, ν', ν'' — значения показателя степени в законе горения; $p'_{ст}, p''_{ст}, p'''_{ст}$ — соответствующие стационарные давления.



Фиг. 4.21. Зависимость $M_+ = M(p)$ для порохов с линейным законом горения.

a и b — коэффициенты линейного закона горения.

В итоге приходим к выводу, что устойчивость стационарного давления в двигателе зависит от соотношения некоторых параметров заряда и двигателя и от свойств выбранной марки пороха.



Фиг. 4.22. Зависимость величины стационарного давления от коэффициентов линейного закона горения и конструктивных особенностей двигателя.

a — случай использования разных порохов, b — случай горения в двигателях с разными расходными характеристиками.

Для устойчивости стационарного давления $p_{ст}$ необходимо, чтобы отношение величины полной поверхности горения заряда к площади критического сечения сопла не превосходило некоторой пре-

дельной величины и коэффициенту закона горения пороха ν , a/b были по возможности меньше и во всяком случае выполнялось условие

$$\nu < 1,$$
$$\frac{a}{b} < 1.$$

Выбор рабочего давления в двигателе

Зависимость характера и скорости горения рабочего заряда от давления в камере сгорания показывает, что по существу давление в камере сгорания является параметром, целиком определяющим работу порохового ракетного двигателя, так как горение пороха можно считать основным процессом в двигателе. Поэтому назначение величины рабочего давления в камере сгорания является одним из наиболее ответственных моментов проектирования порохового ракетного двигателя. При выборе рабочего давления приходится сталкиваться с большим числом иногда даже противоречивых требований, так что предложить какой-либо общий метод выбора оптимального рабочего давления практически невозможно. Выбирать величину рабочего давления следует каждый раз применительно к конкретным условиям тактико-технического задания, выделяя группу требований, являющихся первостепенными для данного случая. Основные соображения по выбору рабочего давления могут быть сформулированы в следующем виде:

1) рабочее давление должно превышать некоторое предельное нижнее значение p_{\min}^* , чтобы гарантировать устойчивое, равномерное горение порохового рабочего заряда при заданных температурах заряда;

2) рабочее давление должно быть достаточно высоким, если требуется получить в двигателе сравнительно высокий единичный импульс;

3) с ростом рабочего давления увеличивается потребный конструктивный вес двигательной установки, что снижает эффективность двигателя даже при высоких баллистических характеристиках;

4) в случае когда необходимо обеспечить определенное время горения при ограниченных габаритах двигателя, давление выбирается таким, чтобы скорость горения, соответствующая этому давлению, позволяла получить заданное время работы двигателя;

5) тяга ракетного двигателя прямо пропорциональна давлению в камере сгорания; поэтому в случае, когда величина тяги задана однозначно, необходимо подбирать давление с учетом его влияния на тягу.

Нижняя граница допустимого давления. Склонность двигателей твердого топлива к аномальному, прерывистому горению в области низких давлений требует назначать рабочее давление, превосходящее некоторое p_{\min}^* , определяемое

экспериментально для каждой рецептуры пороха. Как уже указывалось, для большинства ракетных порохов коллоидного типа величина p_{\min}^* составляет в среднем 15—35 атм.

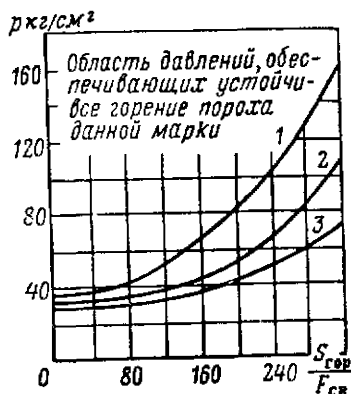
В практике проектирования и отработки пороховых ракетных двигателей наблюдались случаи, когда прерывистое горение имело место даже при давлениях, превосходящих p_{\min}^* . Эти факты долгое время оставались загадочными и считались случайностью. Однако более тщательное рассмотрение случаев аномального горения при давлениях $p > p_{\min}^*$ позволило установить, что нижний предел рабочего давления существенно зависит от условий сжигания пороха и конструктивных особенностей заряда и двигателя. Основными факторами, определяющими истинное $p_{\min}^* = f$ (условий работы реального двигателя), оказались начальная температура заряда и отношение площади поверхности горения рабочего заряда к величине свободного сечения камеры. Было установлено, что при низких температурах заряда для нормального горения в двигателе требуются более высокие рабочие давления и для двигателей, имеющих высокое значение параметра $S_{\text{гор}}/F_{\text{св}}$, допустимое p_{\min}^* резко возрастает ($S_{\text{гор}}$ — поверхность горения, $F_{\text{св}}$ — свободное сечение камеры сгорания).

Таким образом, для данной марки пороха нижняя граница допустимого рабочего давления должна определяться с учетом заданного температурного интервала работы двигателя и его конструктивных особенностей:

$$p_{\min}^* = f \left(\text{марки пороха, } t_0, \frac{S_{\text{гор}}}{F_{\text{св}}} \right).$$

Для практических расчетов удобно пользоваться специальными кривыми, ограничивающими область давлений, которые гарантируют незатухающее горение пороха некоторой марки в конкретном двигателе при разных соотношениях размеров заряда и камеры. Эти кривые строятся по данным, полученным при специальных сжиганиях пороха при разных t_0 и $S_{\text{гор}}/F_{\text{св}}$, и имеют вид парабол, представленных на фиг. 4. 23.

Из фиг. 4. 23 видно, что если конструкция заряда и двигателя определены, т. е. отношение $S_{\text{гор}}/F_{\text{св}}$ известно, то для заданного температурного интервала ($t_{0 \min} \div t_{0 \max}$) давление p_{\min}^* определяется однозначно как точка пересечения ординаты, соответствующую



Фиг. 4. 23. Нижняя граница допустимого давления в двигателе для одной из рецептур пороха коллоидного типа.

1 — $t_0 = -20^\circ \text{C}$; 2 — $t_0 = +20^\circ \text{C}$;
3 — $t_0 = +60^\circ \text{C}$.

щей заданному $S_{гор}/F_{св}$, с кривой для $t_{0 \min}$. Следует обратить внимание, что отношение $S_{гор}/F_{св}$ меняется с течением времени и при этом, как правило, уменьшается. Это приводит к тому, что если выбрано некоторое давление p , обеспечивающее незатухающее горение для $(S_{гор}/F_{св})_{t=0}$, то по мере сгорания заряда условия устойчивости не нарушаются.

Более общим для процесса проектирования порохового ракетного двигателя является случай, когда величину $S_{гор}/F_{св}$ можно варьировать. При этом, как видно из фиг. 4.23, существует множество точек, обеспечивающих условия устойчивого горения. Если никаких дополнительных требований к величине рабочего давления не учитывать, то из этих точек целесообразно рассматривать точки вдоль границы области устойчивого горения, соответствующей минимальной температуре из заданного температурного диапазона работы двигателя. В этом случае задача заключается в выборе некоторой оптимальной пары $(p_{\min}^*, S_{гор}/F_{св})$.

Для полевых реактивных боеприпасов одной из основных характеристик эффективности является максимальная дальность полета снаряда, которая для некоторого заданного веса определяется скоростью снаряда в конце активного участка траектории и некоторыми второстепенными параметрами.

Анализ формулы Цюлковского

$$v_{\max} = u_e \ln \left(1 + \frac{\omega}{q_n} \right),$$

где u_e — скорость истечения газов;

q_n — пассивный вес ракеты,

показывает, что максимальная скорость снаряда, определяющая дальность его действия, тем больше, чем меньше конструктивный вес снаряда (при $\omega = \text{const}$). С другой стороны, из схемы порохового реактивного снаряда видно, что основной частью конструктивного веса является вес ракетной камеры, причем последний в свою очередь определяется толщиной ее стенки и длиной. Следовательно, для повышения максимальной скорости снаряда необходимо, чтобы его камера сгорания имела минимальную толщину стенок и минимальную длину.

Толщину стенок камеры сгорания выбирают из условий прочности камеры под действием заданного давления в двигателе; при этом для выполнения двигателя с минимальными стенками необходимо, чтобы рабочее давление в двигателе было минимальным.

Длина камеры сгорания определяется главным образом длиной пороховых шашек $l_{ш}$. Последняя при заданном общем весе пороха ω составляет

$$l_{ш} = \frac{\omega}{\gamma n_{ш} s_{т}},$$

где γ — удельный вес пороха;

$n_{ш} s_{т}$ — площадь поперечного сечения заряда из $n_{ш}$ шашек с площадью торца каждой шашки $s_{т}$.

Очевидно, что для камеры сгорания с внутренним диаметром D_k

$$n_{ш} S_T = \frac{\pi D_k^2}{4} - F_{св},$$

т. е.

$$l_{ш} = \frac{\omega}{\gamma} \frac{1}{\frac{\pi D_k^2}{4} - F_{св}}.$$

Из формулы видно, что при $\omega = \text{const}$ и заданном диаметре внутренней полости камеры сгорания длина пороховой шашки тем меньше, чем меньше величина $F_{св}$, т. е. чем больше отношение $S_{гор}/F_{св}$. Поэтому для получения двигателя минимальной длины необходимо при проектировании задаваться высоким значением отношения $S_{гор}/F_{св}$.

Таким образом, наибольшей скоростью в конце активного участка характеризовались бы снаряды, спроектированные таким образом, что их рабочее давление было бы по возможности более низким, а параметр $S_{гор}/F_{св}$ — высоким.

Однако у такого снаряда, как это видно из фиг. 4.23, процесс горения топлива был бы неустойчивым, так как рабочая точка процесса M оказалась бы в неустойчивой области.

Из сказанного следует, что при выбранной или заданной в ТТЗ марке пороха минимально возможное давление в камере сгорания оценивается из условия, чтобы снаряд обладал достаточной скоростью в конце активного участка траектории и, следовательно, имел требуемую дальность полета.

Практически оценка минимально допустимого давления сводится к следующему. На кривой, ограничивающей область устойчивого горения для данной марки пороха, задаются несколькими парами $(p_{мин}^*; S_{гор}/F_{св})$:

$$(p_{мин}^*; S_{гор}/F_{св})_1,$$

$$(p_{мин}^*; S_{гор}/F_{св})_2,$$

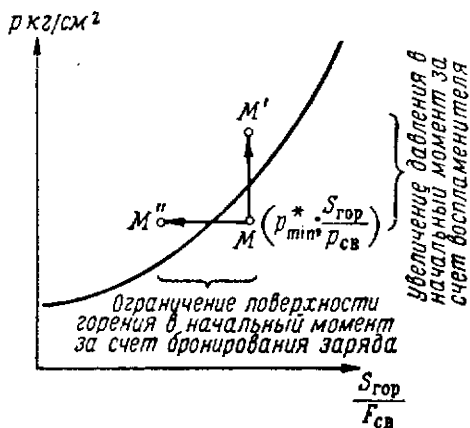
$$\dots$$

Для каждой пары этих параметров рассчитывают необходимую толщину стенки двигателя δ (по давлению) и определяют необходимую длину шашки и двигателя (по отношению $S_{гор}/F_{св}$).

В итоге каждой паре $(p_{мин}^*; S_{гор}/F_{св})$ будет соответствовать некоторая пара размеров (δ, l) , определяющих вес камеры сгорания. Выбирают те значения $p_{мин}^*; S_{гор}/F_{св}$, при которых вес двигателя окажется минимальным. Выбранные таким путем $p_{мин}^*; S_{гор}/F_{св}$ могут в дальнейшем корректироваться; при этом давле-

ние может быть несколько увеличено, если p_{\min}^* не обеспечивает требуемой величины тяги двигателя или единичного импульса, а $S_{\text{гор}}/F_{\text{св}}$ изменено для получения требуемых общих габаритов снаряда.

Следует обратить внимание на тот факт, что если окончательно выбранная начальная рабочая точка M несколько выйдет за границу устойчивого горения, горение порохового заряда в некоторых случаях удастся все же стабилизировать; при этом наиболее эффективны следующие способы:



Фиг. 4.24. Пути стабилизации горения в начальный момент работы двигателя.

1) завышение навески воспламенителя с тем, чтобы в начальный момент развилось давление больше p_{\min}^* и точка M перешла бы в область устойчивого горения;

2) бронирование части поверхности шашки, ограничивающее начальную поверхность горения, что тоже перемещает точку M в область устойчивого горения (фиг. 4.24).

Предельное верхнее давление в двигателе. Одним из соображений, ограничивающих величину рабочего давления сверху, является (с точки зрения внутренней баллистики двигателя) требование обеспечить заданное время горения заряда некоторой выбранной конфигурации, т. е. необходимое время работы двигателя.

Зависимость времени работы двигателя от рабочего давления обусловлена тем, что скорость горения пороха является функцией давления. Действительно, заряд весом ω сгорает в двигателе за время

$$\tau = \frac{\omega}{\omega_{\text{сек}}},$$

где $\omega_{\text{сек}}$ — секундный весовой расход топлива.

При любой конфигурации шашек порохового заряда в первом приближении можно считать, что

$$\omega_{\text{сек}} = u_n S_z T,$$

где u_n — скорость горения;

S_z — полная поверхность горения заряда;

γ — удельный вес топлива,
т. е.

$$\tau = \frac{\omega}{u S_{\Sigma} \gamma} .$$

и поскольку

$$u = u(p),$$

то и время горения заряда будет существенно зависеть от давления. Пусть

$$u(p) = u_1 p^{\nu} .$$

Предельное верхнее давление в двигателе, время работы которого задано равным τ , будет

$$p_{\max}^* = \left[\frac{\omega}{u_1 \gamma S_{\Sigma} \tau} \right]^{\frac{1}{\nu}} ,$$

или с учетом того, что двигатель работает в условиях разных температур,

$$p_{\max}^* = \left[\frac{\omega}{u_1 \gamma S_{\Sigma} \tau f(t_{0 \max})} \right]^{\frac{1}{\nu}} . \quad (4.41')$$

При линейном законе горения

$$\tau = \frac{\omega}{u S_{\Sigma} \gamma} = \frac{\omega}{(ap + b) f(t_{0 \max}) S_{\Sigma} \gamma}$$

и

$$p_{\max}^* = \frac{1}{a} \left(\frac{\omega}{\gamma S_{\Sigma} \tau f(t_{0 \max})} - b \right) . \quad (4.41'')$$

Естественно, конечно, что если в двигателе задано или выбрано и рабочее давление $p_{\text{раб}}$, и время τ , то приведенные соотношения позволяют оценить потребную величину поверхности горения, которая для обоих законов горения определится как

$$S_{\Sigma} = \frac{\omega}{u(p_{\text{раб}}) f(t_{\max}) \gamma \tau} . \quad (4.42)$$

Окончательный выбор рабочего давления из предельного диапазона его крайних значений

$$p_{\min}^* \leq p \leq p_{\max}^*$$

проводится на более поздней стадии проектирования двигателя и, как правило, с учетом результатов стендовых сжиганий опытных образцов двигателей.

§ 5. ОСНОВНЫЕ ЗАВИСИМОСТИ ТЕОРИИ ИСТЕЧЕНИЯ ГАЗОВ ИЗ ДВИГАТЕЛЯ

Работу порохового ракетного двигателя схематично можно представить как совокупность двух взаимосвязанных процессов — горения пороха и истечения продуктов сгорания из камеры двига-

теля. При этом реактивная сила, приводящая в движение ракету или какую-либо другую специальную установку, появляется собственно как результат особым образом организованного истечения продуктов сгорания пороха.

Из теории реактивного двигателя известно, что эффективность (тяги) двигателя этого типа зависит от многих факторов, но определяется в первую очередь параметрами истекающей газовой струи и некоторыми конструктивными характеристиками ракеты. Установлено также, что из всех параметров струи наиболее важным является скорость продуктов сгорания на выходе из двигателя, причем двигатель тем эффективнее, чем выше скорость истечения.

Для увеличения скорости истечения на выходе из камеры сгорания устанавливают специальные насадки, называемые соплами. Они позволяют увеличить скорость потока продуктов сгорания до 1500—2500 м/сек.

Элементы теории идеального сверхзвукового сопла

Изучение закономерностей движения газов и газовых смесей показывает, что существуют два вида течений, принципиально различных между собой.

При малых скоростях движения газы ведут себя практически как идеальная несжимаемая жидкость и подчиняются основным закономерностям гидродинамики. Однако, как только скорость движения газа начинает увеличиваться и превосходит некоторую предельную величину, эффект сжимаемости вносит такое своеобразие в характер течения газа, такие принципиальные качественные изменения потока, что соответствующий поток приходится рассматривать как особое течение, подчиняющееся специфическим законам, отличным от законов гидромеханики.

Оказалось, что предельной скоростью, разграничивающей эти два типа течений, является скорость распространения звука в данном газе или газовой смеси. Соответствующие течения принято называть дозвуковым и сверхзвуковым.

Не останавливаясь подробно на рассмотрении особенностей дозвуковых и сверхзвуковых течений, укажем лишь, что относительно интересующего нас вопроса о разгоне потока установлено следующее: для увеличения скорости потока при дозвуковом течении необходимо сужать поток, а при сверхзвуковом течении, наоборот, расширять. При этом математическая зависимость скорости движения газа от площади сечения потока имеет вид

$$\frac{F}{F_{кр}} = \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}{M \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}, \quad (4.43')$$

где F — площадь потока в некотором сечении струи газа;

$F_{кр}$ — площадь сечения струи, в котором скорость движения газа равна критической скорости, т. е. скорости распространения в нем звука;

M — безразмерная скорость газа в сечении струи с площадью потока F (число M потока);

$$M = \frac{\omega}{a_{зв}};$$

ω — скорость движения газа в рассматриваемом сечении;

$a_{зв}$ — скорость звука в этом же сечении;

k — показатель процесса расширения газового потока.

Для анализа зависимости (4.43) целесообразно представить графически (фиг. 4.25). Из графика видно, что в сечении $F/F_{кр} = 1$, т. е. $F = F_{кр}$, устанавливается критический режим течения $M = 1$, т. е. $\omega = a_{зв}$. При

скоростях движения $\omega < a_{зв}$ большим скоростям (большим числам M) соответствуют меньшие отношения $F/F_{кр}$, т. е. для разгона потока в этом диапазоне скоростей необходимо сужать его в соответствии с левой ветвью кривой. С другой стороны, при $\omega > a_{зв}$ большим числам M соответствуют большие отношения $F/F_{кр}$, т. е. для разгона потока при скоростях больше скорости звука необходимо расширять поток, следуя за правой ветвью кривой.

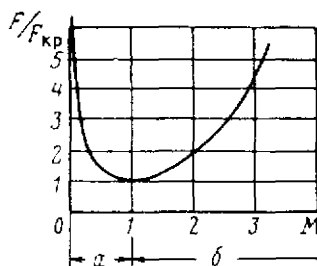
В соответствии с этим сверхзвуковое сопло, предназначенное для разгона потока продуктов сгорания от скоростей порядка нескольких десятков метров в секунду до сверхзвуковых, имеет сложный профиль, который можно условно разделить на три участка:

- входная часть сопла с сужающимся каналом;
- выходная часть сопла с расширяющимся каналом;
- критическое сечение сопла с каналом минимального сечения.

Зависимость (4.43) дает возможность подсчитать скорость течения газа в любом сечении сопла, если конфигурация сопла известна. Эта же зависимость может быть использована для определения профиля (размеров) сопла, необходимого для получения требуемых скоростей потока в соответствующих сечениях сопла. Строго говоря, зависимость (4.43) справедлива лишь при отсутствии потерь в потоке, т. е. при изменении состояния газа по идеальной адиабате. Поэтому она описывает процесс разгона газа лишь в идеальном сопле.

Параметры газового потока в критическом сечении сопла

В теории газовой динамики, изучающей сверхзвуковые течения газов, показано, что параметры газового потока в критическом



Фиг. 4.25. Зависимость безразмерной площади поперечного сечения потока от безразмерной скорости потока M .

a — диапазон дозвуковых течений, b — сверхзвуковые течения.

сечении сверхзвукового сопла зависят только от параметров газа в камере сгорания и показателя процесса расширения газа:

$$\left. \begin{aligned} \frac{p_0}{p_{кр}} &= \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ \frac{\rho_0}{\rho_{кр}} &= \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}}, \\ \frac{T_0}{T_{кр}} &= \frac{k+1}{2}, \\ \frac{a_0}{a_{кр}} &= \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{2}}, \end{aligned} \right\} \quad (4.44)$$

где p_0, ρ_0, T_0, a_0 — параметры газовой смеси продуктов сгорания;
 $p_{кр}, \rho_{кр}, T_{кр}$ — параметры потока продуктов сгорания в критическом сечении сопла;
 $a_{кр} (w_{кр})$ — критическая скорость звука.

Используя (4.44) и имея в виду, что для адиабатического процесса скорость звука $a_{зв} = \sqrt{k g R T}$, легко получить для критической скорости потока расчетную формулу вида

$$a_{кр} = w_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} g R T_0}. \quad (4.45)$$

Наряду с безразмерной скоростью потока $M = w/a_{зв}$ удобно ввести относительную величину

$$\frac{w}{w_{кр}} \left(\text{или} \quad \frac{w}{a_{кр}} \right),$$

показывающую, во сколько раз скорость потока в некотором сечении отличается от скорости его в критическом сечении. Эту величину называют коэффициентом скорости и обозначают

$$\lambda = \frac{w}{w_{кр}}.$$

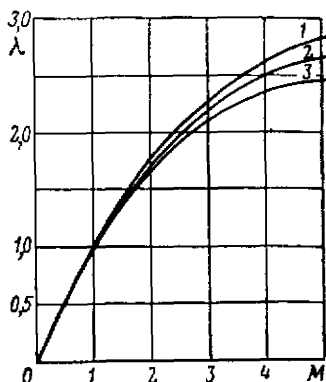
Очевидно, что параметры M и λ связаны между собой; можно показать, что связь эта описывается зависимостями

$$\left. \begin{aligned} M^2 &= \frac{\frac{2}{k+1} \lambda^2}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}, \\ \lambda^2 &= \frac{\frac{k+1}{2} M^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2}. \end{aligned} \right\} \quad (4.46)$$

В теории реактивных двигателей пользуются как безразмерной скоростью M , так и коэффициентом λ ; при этом в некоторых случаях более простые соотношения могут быть получены при использовании числа M , а в других — коэффициента λ . На фиг. 4.26 приведены кривые, иллюстрирующие взаимную связь безразмерной скорости потока и коэффициента скорости; этими кривыми можно пользоваться при расчетах.

Зависимость безразмерной площади сопла от скорости потока (4.43) через коэффициент скорости λ выражается следующим образом:

$$\frac{F}{F_{кр}} = \frac{1}{\lambda} \left[\frac{\frac{2}{k+1}}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2} \right]^{\frac{1}{k-1}} \quad (4.43'')$$



Фиг. 4.26. Кривые взаимозависимости числа M и коэффициента скорости λ .
1— $k=1,20$, 2— $k=1,25$, 3— $k=1,30$.

Этой формулой можно пользоваться наряду с (4.43'), когда нужно определить скорость потока в разных сечениях сопла или выбрать размеры характерных сечений сопла.

Расчет параметров газового потока в любом сечении сопла

Параметры газового потока в любом сечении сопла зависят не только от параметров газа в камере сгорания и показателя k , но и от местной скорости потока.

Расчетные зависимости для определения параметров потока в любом сечении имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \frac{p_0}{p} &= \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ \frac{p_0}{p} &= \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}, \\ \frac{T_0}{T} &= \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right), \\ \frac{a_0}{a} &= \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{2}}. \end{aligned} \right\} \quad (4.47)$$

При расчете потока не по числу M , а по коэффициенту скорости λ удобно пользоваться так называемыми газодинамическими функциями потока:

$$\left. \begin{aligned} \pi(\lambda) &= \frac{p}{p_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ \varepsilon(\lambda) &= \frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}, \\ \tau(\lambda) &= \frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{k-1}{2} \lambda^2\right)^{-1}. \end{aligned} \right\} \quad (4.48)$$

Значения газодинамических функций $\pi(\lambda)$, $\varepsilon(\lambda)$ и $\tau(\lambda)$ для разных k и λ сведены в специальные таблицы, что значительно облегчает выполнение необходимых расчетов. На фиг. 4.27 приведены кривые $\pi(\lambda)$, $\varepsilon(\lambda)$ и $\tau(\lambda)$, которые можно использовать при практических вычислениях.

Формулы (4.47) или (4.48) позволяют рассчитать параметры идеального потока на срезе сопла двигателя, для чего в них достаточно подставить M_a или λ_a , характеризующие скорость потока на выходе из сопла и определяющиеся согласно (4.43) или (4.43') только относительными размерами сопла. Расчетными при этом будут зависимости:

$$\left. \begin{aligned} \frac{p_0}{p_a} &= \left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \\ \frac{\rho_0}{\rho_a} &= \left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2\right)^{\frac{1}{k-1}}, \\ \frac{T_0}{T_a} &= \left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2\right)^{-1} \end{aligned} \right\} \quad (4.49)$$

или

$$\left. \begin{aligned} p_a/p_0 &= \pi(\lambda_a), \\ \rho_a/\rho_0 &= \varepsilon(\lambda_a), \\ T_a/T_0 &= \tau(\lambda_a). \end{aligned} \right\} \quad (4.50)$$

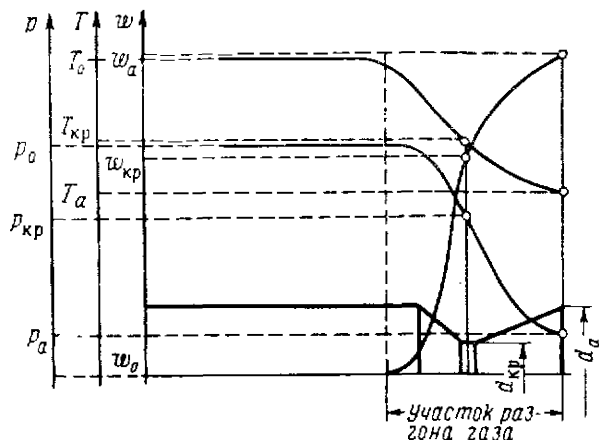
На фиг. 4.28 приведены ориентировочные кривые, иллюстрирующие характер изменения параметров газового потока по длине двигателя; для этих кривых

p_a ; ρ_a ; T_a — параметры потока продуктов сгорания в выходном сечении сопла;

M_a — число M потока в выходном сечении сопла;

λ_a — коэффициент скорости потока в выходном сечении сопла;

w_a — скорость потока продуктов сгорания в выходном сечении сопла;
 $d_{кр}$, d_a — диаметр критического и выходного сечений сопла.



Фиг. 4.28. Характер изменения параметров продуктов сгорания p , w и T вдоль камеры сгорания порохового ракетного двигателя.

Понятие о расчетном и нерасчетном режимах истечения

Режим истечения продуктов сгорания через сопло называется расчетным, если в процессе истечения газы расширяются до давления, равного давлению окружающей среды, т. е. если давление в потоке на срезе сопла p_a равно давлению окружающей среды p_n :

$$p_a = p_n.$$

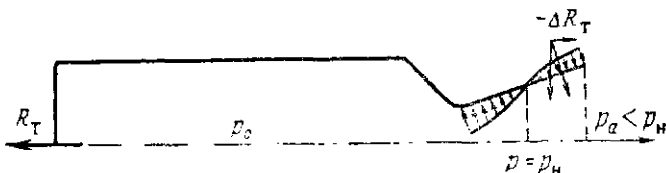
В практике часто встречается случай, когда $p_a \neq p_n$, причем $p_a > p_n$ (режим работы с недорасширением), либо $p_a < p_n$ (режим работы с перерасширением).

Режим работы двигателя с недорасширением появляется в том случае, когда по каким-либо соображениям площадь выходного сечения сопла приходится делать меньше расчетной. При истечении с недорасширением двигатель работает достаточно стабильно и устойчиво, и наблюдается лишь некоторая потеря тяги двигателя из-за неполного расширения потока продуктов сгорания. Недорасширение может происходить и в том случае, когда площадь выходного сечения сопла равна расчетной, но во время полета объекта давление меняется так, что с некоторого момента оно становится заметно меньше p_n (взлет на большие высоты с сильным разрежением атмосферы).

При режиме перерасширения газ расширяется до давления, меньшего, чем давление в окружающей среде. Это приводит к тому, что поток движется фактически из области пониженного давления в область с большим давлением. Эксперименты с соплами, перерасширяющими газовый поток, показали¹, что такое движение, про-

¹ Г. Б. Синярев, М. В. Добровольский, Жидкостные ракетные двигатели, Оборонгиз, 1957.

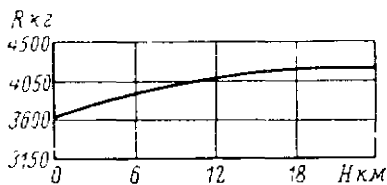
творечащее на первый взгляд физическим представляемым, может существовать. Однако возможность его существования ограничена сравнительно низкими «сверхперепадами», а само движение газа в сопле с перерасширением отличается большой неустойчивостью. При значительном перерасширении, когда $p_a/p_n < 0,3 \div 0,5$, внутри



Фиг. 4. 29. Снижение тяги двигателя R_T при работе в режиме перерасширения.

сопла могут появиться неустойчивые скачки, резко нарушающие режим нормального разгона потока продуктов, так что в некоторых случаях не будет достигнута даже критическая скорость.

При работе с перерасширением тяга двигателя также может уменьшаться по сравнению с расчетной, причем в этом случае падение тяги происходит за счет действия избыточного противодавления на часть контура сопла (фиг. 4. 29). В общем случае характер изменения тяги двигателя при истечении газов с перерасширением по сравнению с тягой при расчетном истечении зависит от степени перерасширения и конфигурации сопла, причем за счет повышения скорости истечения при перерасширении тяга двигателя несколько увеличивается, а из-за $p_a < p_n$ и эффекта противодавления на стенке сопла — снижается. Предсказать заранее, каково будет в итоге суммарное изменение тяги, обычно трудно, так как оно определяется геометрией и баллистическими параметрами каждого конкретного двигателя.



Фиг. 4. 30. Кривая относительного измерения тяги двигателя на твердом топливе в зависимости от высоты полета ракеты H .

Если сопло работает в режиме недорасширения, то при уменьшении внешнего давления (p_n), например из-за изменения высоты полета, тяга двигателя обычно несколько возрастает (фиг. 4. 30).

§ 6. РЕАКТИВНАЯ СИЛА И ЕДИНИЧНЫЙ ИМПУЛЬС ПОРОХОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Вывод формулы реактивной силы

Для вывода формулы реактивной силы воспользуемся теоремой механики о количестве движения. Согласно этой теореме изменение количества движения любой изолированной механической системы равно импульсу сил, действующих в этой системе.

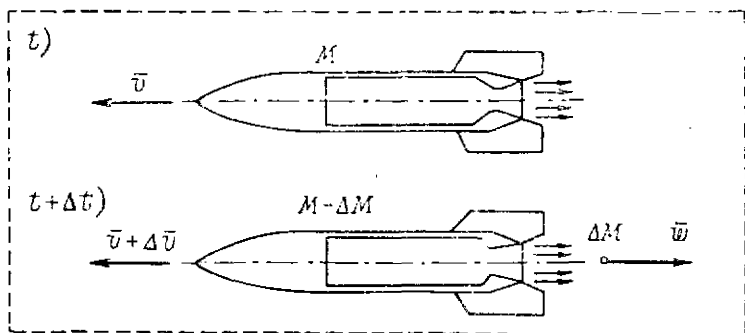
В нашем случае (фиг. 4.31) в любой произвольный момент времени t взолерованная система, состоящая из ракеты и некоторого объема окружающего ее воздуха, будет характеризоваться количеством движения.

$$K_t = m\bar{v},$$

где m — масса ракеты;

\bar{v} — скорость полета ракеты (вектор).

Через промежуток времени Δt рассматриваемая система будет состоять уже из ракеты, окружающего воздуха и массы продуктов



Фиг. 4.31. К выводу уравнения движения ракеты.

сгорания, выброшенных из сопла ракеты за Δt . При этом масса ракеты уменьшилась на Δm , а скорость ее движения возросла на $\Delta \bar{v}$. Если обозначить скорость продуктов сгорания \bar{w} , то общее количество движения системы в последнем случае будет

$$K_{t+\Delta t} = (m - \Delta m)(\bar{v} + \Delta \bar{v}) + \Delta m(\bar{v} - \bar{w}).$$

Согласно теореме о количестве движения

$$\Delta K_t = \left(\sum_{i=1}^n \bar{R}_i \right) \Delta t,$$

где $\left(\sum_{i=1}^n \bar{F}_i \right) \Delta t$ — импульс действующих на систему сил;

$\sum_{i=1}^n \bar{R}_i$ — сумма всех сил, проявляющихся в рассматриваемой системе;

ΔK_t — изменение количества движения системы.

В нашем случае

$$\begin{aligned} \Delta K_t &= K_{t+\Delta t} - K_t = (m - \Delta m)(\bar{v} + \Delta \bar{v}) + \Delta m(\bar{v} - \bar{w}) - m\bar{v} = \\ &= m\bar{v} - \Delta m\bar{v} + m\Delta \bar{v} - \Delta m\Delta \bar{v} + \Delta m\bar{v} - \Delta m\bar{w} - m\bar{v} \end{aligned}$$

или, пренебрегая величинами высшего порядка малости,

$$\Delta K_f \approx m \Delta \bar{v} - \Delta m \bar{w}.$$

В соответствии с теоремой имеем

$$m \Delta \bar{v} - \Delta m \bar{w} = \left(\sum_{i=1}^n \bar{R}_i \right) \Delta t,$$

$$m \frac{\Delta \bar{v}}{\Delta t} - \frac{\Delta m}{\Delta t} \bar{w} = \sum_{i=1}^n \bar{R}_i$$

или в дифференциальной форме

$$m \frac{d\bar{v}}{dt} - \frac{dm}{dt} \bar{w} = \sum_{i=1}^n \bar{R}_i,$$

$$m \frac{d\bar{v}}{dt} = \frac{dm}{dt} \bar{w} + \sum_{i=1}^n \bar{R}_i. \quad (4.51)$$

Выражение (4.51) представляет собой дифференциальное уравнение движения тела переменной массы. Впервые это уравнение было получено русским ученым И. В. Мещерским и опубликовано в его трудах по динамике точки переменной массы (1897 г.). Из (4.51) видно, что уравнение движения тела переменной массы отличается от уравнения движения обычных твердых тел лишь тем, что в число внешних сил включается дополнительная сила $\frac{dm}{dt} \bar{w}$, характеризующая характер изменения массы тела и параметры относительного движения отброшенной массы.

Рассмотрим подробнее $\sum_{i=1}^n \bar{R}_i$. Для выбранной системы в эту сумму входят: сила тяжести $m\bar{g}$, сила тяги \bar{R}_τ и силы, обусловливаемые взаимодействием ракеты с набегающим воздушным потоком (аэродинамические силы $\bar{R}_{\text{аэрд}}$):

$$\sum_{i=1}^n \bar{R}_i = m\bar{g} + \bar{R}_\tau + \bar{R}_{\text{аэрд}}.$$

Представив аэродинамическую силу в виде

$$\bar{R}_{\text{аэрд}} = \bar{R}_p + \bar{R}_{\text{тр}} + \Delta \bar{R}_{\text{проч}},$$

где \bar{R}_p — равнодействующая сила давления, распределенного по корпусу ракеты;

$\bar{R}_{\text{тр}}$ — равнодействующая сил аэродинамического трения;
 $\Delta\bar{R}_{\text{проч}}$ — равнодействующая прочих аэродинамических сил,
 получим уравнение движения ракеты в виде

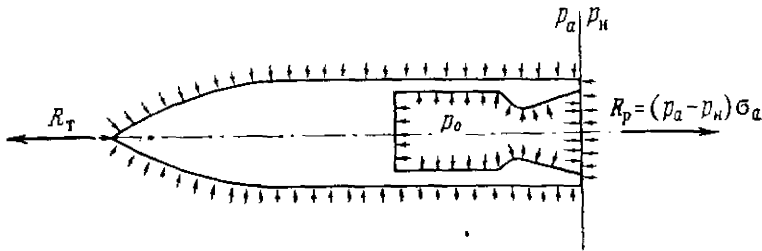
$$m \frac{d\bar{v}}{dt} = \frac{dm}{dt} \bar{\omega} + m\bar{g} + \bar{R}_T + \bar{R}_p + \bar{R}_{\text{тр}} + \Delta\bar{R}_{\text{проч}}. \quad (4.51')$$

Пусть теперь работающая ракета неподвижна (жестко закреплена на стенде). Очевидно, что в этом случае

$$v=0;$$

$m\bar{g}$ уравнивается реакцией опоры стенда;

$$\bar{R}_{\text{тр}}, \Delta\bar{R}_{\text{проч}}=0.$$



Фиг. 4.32. Схема сил, действующих на ракету, закрепленную на стенде с работающим двигателем.

т. е. (4.51') принимает вид

$$\frac{dm}{dt} \bar{\omega} + \bar{R}_T + \bar{R}_p = 0.$$

Из фиг. 4.32 видно, что вследствие симметрии корпуса ракеты давление почти по всему контуру ракеты уравнивается и лишь на срезе сопла имеет место некоторая разность давлений, так что

$$R_p = (p_a - p_n) \sigma_a,$$

где p_a — давление продуктов истечения на срезе сопла;

p_n — противодействие окружающей среды на срезе сопла;

σ_a — площадь выходного сечения сопла.

Учитывая взаимное направление векторов $\bar{\omega}$, \bar{R}_T и составляющей $(p_a - p_n) \sigma_a$ и считая положительным направление движения ракеты, получим

$$-\frac{dm}{dt} \omega + R_T - (p_a - p_n) \sigma_a = 0,$$

откуда формула, определяющая тягу ракетного двигателя, будет:

$$R_T = \frac{dm}{dt} \omega + (p_a - p_n) \sigma_a$$

или

$$R_T = m_{\text{сек}} \omega + (p_a - p_n) \sigma_a. \quad (4.52)$$

где $m_{\text{сек}} = dm/dt$ — секундный расход вытекающих из двигателя газов.

При расчетном режиме истечения $p_a = p_n$, и формула тяги принимает вид

$$R_T = m_{\text{сек}} \omega. \quad (4.52')$$

Если обозначить

$$\omega_{\text{эф}} = \omega + \frac{\sigma_a}{m_{\text{сек}}} (p_a - p_n),$$

то для любого режима истечения тяга может быть представлена в едином виде:

$$R_T = m_{\text{сек}} \omega_{\text{эф}}, \quad (4.52'')$$

где $\omega_{\text{эф}}$ — эффективная скорость истечения.

В расчетной практике удобно пользоваться формулой для расчета R_T через давление в камере сгорания двигателя p_0 . Соответствующую зависимость легко получить, если учесть, что согласно (4.27)

$$m_{\text{сек}} = A p_0 \sigma_{\text{кр}}.$$

Действительно, подставив это выражение $m_{\text{сек}}$ в (4.52), получим

$$\begin{aligned} R_T &= m_{\text{сек}} \omega_a + (p_a - p_n) \sigma_a = A p_0 \sigma_{\text{кр}} \omega_a + p_a \sigma_a - p_n \sigma_a = \\ &= \left(A \omega_a + \frac{p_a}{p_0} \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{кр}}} \right) p_0 \sigma_{\text{кр}} - p_n \sigma_a. \end{aligned}$$

Рассмотрим сумму в круглой скобке последнего соотношения. Здесь

$$A = \frac{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \sqrt{\frac{2k}{k+1} g}}{\sqrt{RT_0}} = A(k);$$

$$\omega_a = \sqrt{\frac{2k}{k+1} gRT_a} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} gRT_0 \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}.$$

Согласно (4.49)

$$\frac{p_a}{p_0} = \frac{1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}} = \frac{p_a}{p_0} (k, M_a),$$

но из (4.43) следует, что

$$M_a = M \left(k, \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{кр}}} \right),$$

т. е.

$$\frac{p_a}{p_0} = f \left(k, \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{кр}}} \right),$$

так что $A\omega_a$ зависит только от k и $\sigma_a/\sigma_{кр}$. В итоге видим, что

$$A\omega_a + \frac{p_a}{p_0} \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} = \xi \left(k, \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} \right),$$

т. е.

$$R_\tau = \xi \left(k, \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} \right) p_0 \tau_{кр} - p_n \sigma_a,$$

или, пренебрегая величиной $p_n \sigma_a$ ввиду малости атмосферного давления по сравнению с рабочими давлениями в камере сгорания,

$$R_\tau = \xi \left(k, \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} \right) p_0 \tau_{кр}. \quad (4.53)$$

Коэффициент $\xi(k, \sigma_a/\sigma_{кр})$ называют коэффициентом реактивной силы или коэффициентом Ланжевеиа. Числовые значения этого коэффициента для $k=1,25$ и разных уширений сопла $d_a/d_{кр}$ приведены в табл. 4.8.

Таблица 4.8

Числовые значения теоретической величины коэффициента реактивной силы

Уширение $d_a/d_{кр}$	1,0	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0	2,2	2,4	2,6	2,8	3,0
$\xi = \xi(d_a/d_{кр})$	1,25	1,38	1,46	1,51	1,56	1,60	1,62	1,64	1,67	1,68	1,70

Полный импульс реактивной силы и единичный импульс двигателя

Полным импульсом реактивной силы J называют интегральную характеристику кривой тяги двигателя R_τ по времени:

$$J = \int_0^\tau R_\tau dt,$$

где τ — время работы ракетного двигателя.

Если тяга двигателя примерно постоянна в течение всего времени работы двигателя, то

$$J = \bar{R}_\tau \tau. \quad (4.54)$$

Величина полного импульса комплексно характеризует эффективность работы порохового ракетного двигателя с учетом уровня развиваемой им тяги и времени действия тяги на ракету.

Важнейшей характеристикой порохового ракетного двигателя принято считать величину, показывающую, какой импульс сообщается ракете при сгорании в двигателе 1 кг пороха. Эта величина называется единичным импульсом:

$$j_i = \frac{J}{\omega}, \quad (4.55)$$

где ω — полный вес порохового рабочего заряда.

Выражая ω через секундный расход пороховых газов $\omega = m_{\text{сек}} g \tau$ и учитывая (4.54), найдем

$$j_1 = \frac{J}{\omega} = \frac{\bar{R}\tau}{g m_{\text{сек}} \tau} = \frac{\bar{R}}{m_{\text{сек}} g}. \quad (4.56)$$

Подставляя сюда значение R и $m_{\text{сек}}$, получим эту формулу в развернутом виде

$$j_1 = \frac{R}{g m_{\text{сек}}} = \frac{1}{A p_0 \sigma_{\text{кр}}} (\xi p_0 \sigma_{\text{кр}} - p_n \sigma_a)$$

или

$$j_1 = \frac{\xi}{A} - \frac{1}{A} \frac{p_n}{p_0} \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{кр}}}. \quad (4.56')$$

Используя это выражение и некоторые из приведенных выше зависимостей, можно показать, что

$$j_1 = \frac{w_{\text{эф}}}{g}. \quad (4.57)$$

Единичный импульс следует считать основным критерием оценки эффективности порохового ракетного двигателя. Чем выше его значение, тем эффективнее соответствующий двигатель.

Вывод формулы К. Э. Циолковского

Формулу К. Э. Циолковского легко получить из уравнения движения ракеты, если считать, что полет осуществляется при отсутствии сопротивления движению ракеты и пренебречь воздействием на полет массовых сил. С этими допущениями уравнение движения ракеты упрощается до вида

$$m \frac{d\vec{v}}{dt} = \frac{dm}{dt} \vec{w}_{\text{эф}}$$

или с учетом направлений векторов \vec{v} и $\vec{w}_{\text{эф}}$

$$m \frac{dv}{dt} = - \frac{dm}{dt} w_{\text{эф}}$$

и легко может быть проинтегрировано.

Действительно, разделив переменные, получим

$$dv = - w_{\text{эф}} \frac{dm}{m},$$

откуда

$$\int_{v_0}^{v_t} dv = \int_{m_0}^{m_t} - w_{\text{эф}} \frac{dm}{m},$$

$$\Delta v_t = v_t - v_0 = - w_{\text{эф}} \ln \frac{m_t}{m_0}, \quad (4.58')$$

где Δv_t — приращение скорости за счет работы ракетного двигателя (по сравнению с начальной скоростью);

m_t — масса ракеты, оставшаяся к моменту времени от начальной массы ее m_0 .

Максимальное приращение скорости при этом составит

$$\Delta v_{\max} = -w_{\text{эф}} \ln \frac{m_k}{m_0}, \quad (4.58'')$$

где m_k — конечный вес ракеты, представляющий собой пассивный вес q_n ;

m_0 — начальный вес ракеты (стартовый вес).

Отношение m_k/m_0 характеризует совершенство конструктивно-го выполнения ракеты и называется коэффициентом μ_k ракеты:

$$\Delta v_{\max} = -w_{\text{эф}} \ln \mu_k.$$

Можно показать, что для многоступенчатой ракеты с последовательно отделяющимися ступенями

$$\Delta v_{\max} = -w_{\text{эф}} \ln (\mu_{k1} \mu_{k2} \dots \mu_{kn_{\text{ст}}}),$$

где $n_{\text{ст}}$ — число рабочих ступеней.

Для пороховых ракетных снарядов формулу К. Э. Циолковского принято записывать несколько иначе, используя

$$m_k = q_n,$$

$$m_0 = q_n + \omega,$$

т. е. в виде

$$v_{\max} = w_{\text{эф}} \ln \frac{q_n + \omega}{q_n} = w_{\text{эф}} \ln \left(1 + \frac{\omega}{q_n} \right) \quad (4.58''')$$

или с учетом (4.57)

$$v_{\max} = j_1 g \ln \left(1 + \frac{\omega}{q_n} \right). \quad (4.59)$$

Зависимость тяги и единичного импульса от конструктивных особенностей и баллистических характеристик двигателя

В самом общем виде тяга ракетного двигателя определяется соотношением

$$R_T = \left(A w_a + \frac{f_a}{f_0} \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{кр}}} \right) p_0 \sigma_{\text{кр}} - p_n \sigma_a,$$

причем было показано, что

$$\left(A w_a + \frac{f_a}{f_0} \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{кр}}} \right) = \xi \left(k, \frac{\sigma_a}{\sigma_{\text{кр}}} \right).$$

Таким образом, тяга полностью определяется величиной рабочего давления в камере сгорания двигателя, составом и свойствами газообразных продуктов сгорания пороха (k) и конструктивными особенностями двигателя, особенно соотношением площадей выходящего и критического сечений сопла; некоторое влияние на

тягу оказывают параметры окружающей среды (p_n). Однако если окружающей средой является атмосфера, то

$$(p_n)_{\max} = 1 \text{ кг/см}^2$$

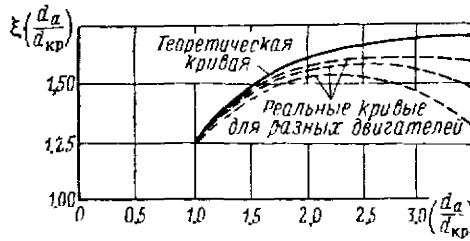
и при давлениях в камере сгорания порохового ракетного двигателя $p_0 \approx 50 \div 100 \text{ кг/см}^2$ этим влиянием можно пренебречь.

При выбранном рабочем давлении, фиксированном $\sigma_{кр}$ и определенном порохе тяга порохового ракетного двигателя является однозначной функцией $\sigma_a/\sigma_{кр}$. В практике проектирования вместо отношения площадей $\sigma_a/\sigma_{кр}$ чаще пользуются отношением диаметров соответствующих сечений, называя его уширенным сопла:

$$\xi = \frac{d_a}{d_{кр}}$$

т. е. при оговоренных выше условиях тяга двигателя целиком определяется уширением сопла.

Теоретическая зависимость $R = R(d_a/d_{кр})$, определяемая зависимостью $\xi =$



Фиг. 4.33. Характер реальной зависимости $\xi = \xi(d_a/d_{кр})$.

$= \xi(d_a/d_{кр})$ (см. табл. 4.7), реализуется на практике лишь при малых уширениях. При больших уширениях из-за потерь в сопле и некоторых вторичных эффектов истечения наблюдается менее интенсивный по сравнению с теоретическим рост тяги с увеличением $d_a/d_{кр}$ и даже некоторое снижение ее величины при $(d_a/d_{кр}) > (d_a/d_{кр})_{\text{пред}}$. Ориентировочная зависимость коэффициента Ланжевена от уширения сопла для условий реального истечения представлена на фиг. 4.33. Из приведенной на этой фигуре кривой видно, что

$$\left(\frac{d_a}{d_{кр}}\right)_{\text{пред}} = 2 \div 3$$

и максимальная величина коэффициента Ланжевена не превосходит

$$\xi_{\max} = 1,4 \div 1,55.$$

Из факторов, влияющих на величину удельного импульса, в первую очередь должны быть отмечены следующие:

- 1) уширение сопла $d_a/d_{кр}$;
- 2) давление в камере сгорания двигателя p_0 ;
- 3) начальная температура порохового заряда и температура продуктов сгорания;
- 4) калорийность пороха $Q_{\omega(ж)}$;
- 5) наличие разного рода потерь в двигателе и прежде всего в сопле и тепловых потерь в камере сгорания.

Рассмотрим последовательно влияние на j_1 каждого из перечисленных выше факторов.

Согласно (4.56)

$$j_1 = \frac{R_\tau}{g m_{сек}},$$

и поскольку $m_{сек}$ от уширения сопла не зависит, то $j_1 = j_1 (d_a/d_{кр})$ аналогична $R_\tau = R (d_a/d_{кр})$. При этом сохраняют силу приведенные выше соображения относительно существования некоторых предельных уширений, при переходе за которые на практике наблюдается снижение расчетных параметров тяги и единичного импульса. Зависимость единичного импульса от уширения неодинакова для разных значений рабочего давления в камере сгорания. С повышением рабочего давления прирост импульса за счет увеличения уширения становится более заметным. Для примера в табл. 4.9 приведен относительный прирост единичного импульса двигателя для разных давлений за счет увеличения уширения сопла с $\sigma_a/\sigma_{кр}=1,0$ до $\sigma_a/\sigma_{кр}=5,0$ в одном случае и с $\sigma_a/\sigma_{кр}=1,0$ до расчетного (для каждого давления) в другом.

Таблица 4.9

Относительный прирост единичного импульса в зависимости от уширения сопла для разных давлений в камере сгорания

Давление в камере сгорания	100	150	200
	кг/см ²		
$\frac{\Delta j_1}{j_1} \%$ при $\frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}}=1 \rightarrow \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}}=5,0$	26,8	27,8	28,2
$\frac{\Delta j_1}{j_1} \%$ при $\frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}}=1 \rightarrow \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} = \left(\frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} \right)_{расч}$	29,0	32,1	33,6

Из табл. 4.9 видно, что при больших уширениях давление сказывается сравнительно слабо на величине единичного импульса. Так, при $d_a/d_{кр} \approx 2,24$ увеличение рабочего давления со 100 до 200 кг/см² (т. е. вдвое) увеличивает значение единичного импульса всего на 1,4%. Такое приращение импульса практически не компенсирует даже увеличение веса двигателя, вызванное необходимостью обеспечить прочность при повышении давления.

С другой стороны, увеличение уширения сопла с $d_a/d_{кр}=2,24$ до расчетного увеличивает единичный импульс на 2,2% при $p_0 = 100$ кг/см², на 4,3% при $p_0 = 150$ кг/см², на 5,4% при $p_0 = 200$ кг/см².

Если учесть, что из-за ограниченности угла раствора выходного конуса при увеличении уширения сопла приходится увеличивать его длину, то с ростом уширения вес двигателя (его сопловой части) будет расти. При этом эффективное приращение импульса соответственно снизится.

Таким образом, с увеличением уширения сопла единичный импульс двигателя растет лишь до некоторых предельных уширений, составляющих примерно

$$\left(\frac{d_a}{d_{кр}}\right)_{пред} = 2 \div 3.$$

Дальнейшее уширение может привести к снижению единичного импульса двигателя. С ростом уширения сопла увеличивается вес соплового блока двигателя, так что при расчетах всегда необходимо оценивать эффективное приращение импульса, а не абсолютное.

Остановимся несколько подробнее на зависимости единичного импульса от давления. Согласно (4.56') при $\sigma_a/\sigma_{кр} = \text{const}$

$$j_1 = \text{const}_1 + \frac{\text{const}_2}{p_0},$$

т. е. с увеличением давления в камере сгорания импульс j_1 растет, достигая при $p_0 \rightarrow \infty$ максимального значения:

$$(j_1)_{\max} = \frac{\xi}{A}.$$

Для одного из двигателей значения j_1 для разных рабочих давлений, вычисленные по (4.56'), составляли:

$$\begin{array}{ll} j_1 = 215 \text{ кгсек/кг} & \text{при } p_0 = 50 \text{ кг/см}^2 \\ j_1 = 220 & \text{„ „ } p_0 = 100 \text{ „} \\ j_1 = 223 & \text{„ „ } p_0 = 200 \text{ „} \\ j_1 = 225 & \text{„ „ } p_0 = 500 \text{ „} \end{array}$$

однако стендовые испытания этого двигателя показали, что истинная зависимость единичного импульса от давления несколько слабее, причем средние значения измеренных на опыте импульсов были:

$$\left. \begin{array}{ll} j_1 = 196 \text{ кгсек/кг} & \text{при } p_0 = 70 \text{ кг/см}^2 \\ j_1 = 200 & \text{„ „ } p_0 = 100 \text{ „} \\ j_1 = 202,4 & \text{„ „ } p_0 = 200 \text{ „} \\ j_1 = 202,5 & \text{„ „ } p_0 = 250 \text{ „} \end{array} \right\} \frac{d_a}{d_{кр}} = 1,42.$$

Отсюда видно, что начиная с $p_0 = 150 \text{ кг/см}^2$ двигатель имел единичный импульс, практически не зависящий от рабочего давления в камере сгорания.

Таким образом, с увеличением рабочего давления в камере сгорания единичный импульс порохового ракетного двигателя увеличивается. На практике установлено, что для каждой конструкции двигателя существует некоторое максимальное значение $(j_1)_{\max}$, так что никакие изменения давления не могут обеспечить

$$j_1 > (j_1)_{\max}.$$

Снова следует обратить внимание на то, что с повышением давления в камере сгорания увеличивается конструктивный вес двигателя за счет увеличения толщины стенок камеры так, что необходимо каждый раз учитывать не теоретическое, а эффективное приращение импульса с учетом потерь на дополнительный вес.

С ростом начальной температуры t_0 заряда единичный импульс двигателя увеличивается, так как при этом растет запас физического тепла, содержащегося в порохе и высвобождаемого по мере горения заряда, и наблюдаются такие изменения остальных параметров внутренней баллистики двигателя, которые приводят к увеличению единичного импульса (рост давления в двигателе, уменьшение времени работы и т. д.).

Характер влияния начальной температуры заряда на единичный импульс виден из примера, приведенного в табл. 4. 10.

Таблица 4. 10

Зависимость единичного импульса двигателя от начальной температуры заряда в интервале $\pm 50^\circ\text{C}$

$t_0^\circ\text{C}$	+50	+30	+15	0	-30	-40	-50
j_1 кг сек/кг	205,9	202,8	201,3	199,6	199,2	196,6	195,6

Как видно из приведенных данных, в интервале температур $\pm 50^\circ\text{C}$ единичный импульс может изменяться примерно на 5% относительно своего значения при $t_0 = +15^\circ\text{C}$.

Температура газов влияет на единичный импульс постольку, поскольку она определяет коэффициент истечения

$$A = \frac{\varphi(k)}{\sqrt{\kappa T_0}},$$

а единичный импульс

$$j_1 = \frac{1}{A} \left(\xi - \frac{P_n}{P_0} \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} \right),$$

т. е.

$$j_1 = \frac{\sqrt{RT_0}}{\varphi(k)} \left(\xi - \frac{P_n}{P_0} \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} \right).$$

Трудность тепловой защиты двигателей с высокой температурой в камере сгорания и снижение прочностных характеристик конструктивных материалов с повышением температуры ограничивают допустимую температуру продуктов сгорания. Поэтому повышение температуры газов как путь увеличения единичного им-

пульса двигателя нежелательно и вопрос о количественной зависимости $\Delta j_1 = f(\Delta T)$ здесь не рассматривается.

Поскольку

$$Q_{w(j)} = c_p T_0$$

и

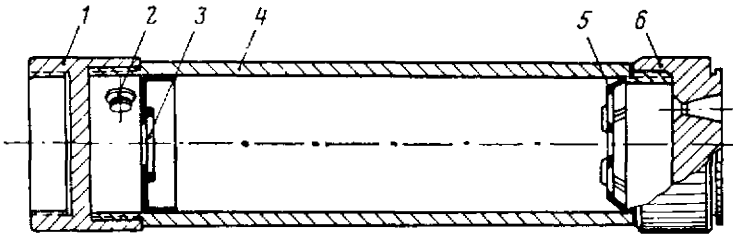
$$j_1 = \frac{\sqrt{RT_0}}{\varphi(k)} \left(\xi - \frac{p_n}{p_0} \frac{c_a}{\sigma_{кр}} \right),$$

формально единичный импульс пропорционален $\sqrt{Q_{w(j)}}$. На практике эта зависимость сказывается слабее и выражается пропорциональностью корню $\sqrt[3]{Q_{w(j)}}$ и даже $\sqrt[4]{Q_{w(j)}}$.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЯ ПОРОХОВОГО РАКЕТНОГО СНАРЯДА

§ 1. ВЫБОР КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И МАТЕРИАЛА ТРУБЫ

Двигатель порохового ракетного снаряда состоит, как правило, из корпуса камеры сгорания и некоторых дополнительных элементов, основными из которых являются сопловый блок и переднее переходное дно, соединяющее камеру с боевой частью снаряда (фиг. 5. 1). Камера сгорания предназначена для размещения в



Фиг. 5. 1. Конструкция двигателя порохового ракетного снаряда.

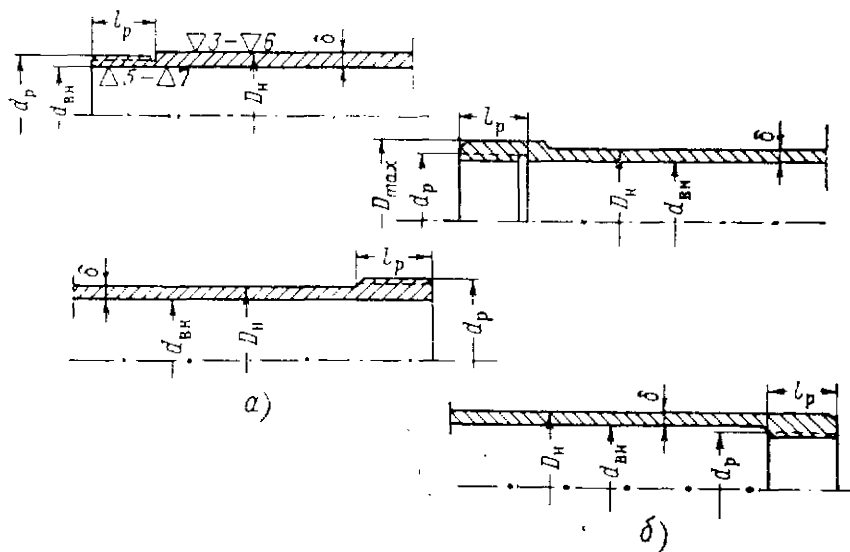
1—дно переднее переходное, 2—корпус пиросвечи воспламенителя, 3—фиксатор положения шашки, 4—труба камеры сгорания, 5—диафрагма, 6—сопловой блок.

ней рабочего заряда твердого топлива, воспламенителя, системы зажигания и т. д., а также для обеспечения нормальных условий горения топлива во время работы двигателя.

Конструктивно корпус камеры сгорания обычно выполняется в виде цилиндрической трубы. Иногда встречаются конструкции иного типа, однако изготовление и сборка их представляют, как правило, значительные трудности, и поэтому такие камеры применяются сравнительно редко. Некоторые из вариантов конструктивного выполнения камер сгорания приведены на фиг. 5. 2. Сравнительная оценка приведенных на фиг. 5. 2 типовых схем камер сгорания показывает, что принципиального различия между ними нет; камеры отличаются друг от друга только местом расположения

соединительной резьбы (снаружи — фиг. 5.2, а, внутри — 5.2, б) и конструкцией резьбового участка. Следует отметить, что если ряд выполняется не на резьбовых соединениях, а на каких-либо других (сварка, склеивание, посадка с натягом и т. п.), схема камеры сгорания остается прежней и только резьбовой участок заменяется другим, соответствующим данному соединению.

Вариант трубы камеры сгорания следует выбирать прежде всего из тех соображений, чтобы в совокупности с указанными выше двумя сопрягающимися с трубой деталями образовывалось проч-



Фиг. 5.2. Типовые конструктивные схемы камеры сгорания двигателя.

l_p — длина резьбовой части; δ — толщина стенки; D_n , $d_{вн}$ — диаметр наружный и внутренний; d_p — диаметр резьбы; D_{max} — максимальный диаметр.

ное соединение, обеспечивающее нераскрытие стыка и герметичность полости камеры в условиях высоких давлений и температур, имеющих место в работающем пороховом ракетном двигателе. Важным критерием оценки конструктивной схемы камеры сгорания являются требования технологичности с ориентировкой на условия изготовления детали в массовом производстве. С этой точки зрения, например, варианты трубы с внутренней резьбой менее желательны, поскольку для них:

- обработка камеры изнутри представляет известные трудности, особенно при наличии поднутрения;
- получение качественной резьбы на деталях малых калибров затруднено.

Наконец, следует указать еще на то, что конфигурация внутренней полости камеры влияет на параметр λ двигателя, о чем подробнее сказано ниже.

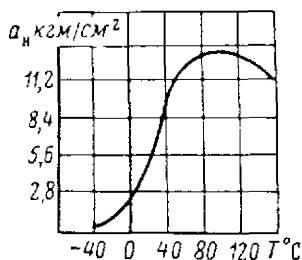
Весьма важным моментом проектирования камеры сгорания, помимо выбора варианта конструктивной схемы, является вопрос о материале корпуса двигателя. При выборе материала следует помнить, что при работе двигателя возможны мгновенные выбросы давления в начале и конце горения порохового заряда, особенно в процессе отработки снаряда. Отсюда одной из важнейших характеристик материала стенки камеры сгорания следует считать ударную вязкость, которая должна быть достаточно высокой во всем температурном интервале, заданном для двигателя.

Снаряды периода второй мировой войны изготовлялись, как правило, из нелегированных конструкционных сталей. Эти стали по характеристикам удовлетворяют всем требованиям к материалу камеры сгорания, но имеют сравнительно низкие механические свойства. В связи с этим требования прочности заставляли выполнять камеру сгорания сравнительно толстостенной, что увеличивало конструктивный вес снаряда, снижая максимальную скорость и дальность его полета.

Более целесообразно использовать для камер сгорания низколегированные стали повышенной прочности. Эти стали позволяют значительно облегчить ракетный двигатель при незначительном удорожании его.

У сталей с более сложным легированием могут наблюдаться провалы ударной вязкости при низких температурах (фиг. 5.3), кроме того, технология изготовления деталей из таких сталей обычно сравнительно сложна, поэтому их применяют редко.

Для двигателей, работающих на высококалорийных порохам или в течение длительного времени, стенки камеры сгорания покрывают специальными термоизолирующими составами. Иногда термopокpытие вводят просто, чтобы снизить конструктивный вес снаряда, так как за счет изолирования стенки от воздействия высокой температуры удается снять в ней температурные напряжения и тем самым снизить требуемую толщину стенки. Хорошо известный немецкий зенитный снаряд «Тайфун-П» работал на порохе обычной калорийности $Q_{в(ж)} = 800 \div 850$ ккал/кг в течение 1,5 сек. Однако стенки камеры сгорания этого снаряда были покрыты двумя слоями термoизоляции, что позволило снизить их толщину до $\delta = 2,0$ мм и при такой толщине гарантировать сохранение прочности камеры для рабочего давления $p_{\max} = 130$ атм. Контрольные сжигания двигателей снаряда «Тайфун-П» без термopокpытия сопровождалось разрушением камеры сгорания. Для сохранения прочности камеры приходилось увеличивать толщину стенки более чем вдвое. При этом вес двигателя тоже почти удваивался, что приводило к снижению максимальной скорости снаряда



Фиг. 5.3. Зависимость ударной вязкости от температуры $T^{\circ}C$ для стали с провалом a_n кгм/см² на низких температурах.

до 870—920 м/сек, тогда как снаряд с термолпокрытием и $\delta=2,0$ мм имел $v_{\max}=1500$ м/сек.

В настоящее время весьма широкое применение в ракетной технике и в том числе ракетном двигателестроении находят новые конструкционные материалы типа пластмасс и среди них в первую очередь — различные стеклопластики.

Стеклопластики представляют собой композиции, состоящие из армирующего высокопрочного наполнителя и полимеризирующегося связующего, в котором этот наполнитель распределен. В конструкционных стеклопластиках в качестве наполнителя наиболее часто используют стеклянные волокна и нити или стеклоткань. При этом в зависимости от требований к материалу и условий работы детали основной связующего служат различные синтетические смолы, например эпоксидные, фенольные, специальные полиэфирные и др.

Конструкционные стеклопластики характеризуются весьма высокой удельной весовой прочностью. Так, например, на основе стеклоткани и связующего на эпоксидной смоле можно получить материалы с $\sigma_b=4000\div 4500$ кг/см² и $a_n \approx 150$ кгсм/см² при удельном весе $\gamma=1,7\div 1,8$ г/см³. Сравнительная удельная весовая прочность стеклопластиков по отношению к некоторым другим конструкционным материалам может быть проиллюстрирована следующими цифрами¹:

легированная сталь	900 ($\sigma_b \approx 7000$ кг/см ²)
термообработанная легированная сталь	1800 ($\sigma_b \approx 14000$ кг/см ²)
высокопрочная легированная сталь	2000 ($\sigma_p \approx 16000$ кг/см ²)
высокопрочный сплав на основе алюминия	2100 ($\sigma_p \approx 6000$ кг/см ²)
титановый сплав	2800 ($\sigma_p \approx 13000$ кг/см ²)
пластмасса из стекловолокна с обычной пропиткой	2150 ($\sigma_p \approx 3850$ кг/см ²)
пластмасса из стекловолокна со специальной пропиткой	2950 ($\sigma_p \approx 5250$ кг/см ²)

(σ_p —разрушающее напряжение растяжения)

Обладая высокой удельной весовой прочностью, стеклопластики имеют чрезвычайно низкую теплопроводность $\alpha \approx 0,002$ кал/см × град · сек ($\alpha_{\text{стали}} \approx 0,1$ кал/см · град · сек; $\alpha_{\text{алюм}} = 0,4$ кал/см · град · сек) и поэтому являются одновременно конструкционными и термоизолирующими материалами, удовлетворительно работая в условиях кратковременного действия температур порядка 2000—2500° С.

Приведем несколько примеров применения пластических масс в конструкции ракетных снарядов:
— на снаряде «Найк-Геркулес» и некоторых других снарядах-пере-

¹ Ю. Я. Вайнтрауб, Стеклопластики и возможность их применения в производстве вооружения (по зарубежным материалам). НТИ, 1959.

хватчнках США установлена боевая часть, корпус которой изготовлен из стеклотекстолита (фирма Aerojet — General);

— крестообразное крыло противотанкового ракетного снаряда «Виккерс 891» (Англия) выполнено из стеклопластика;

— на зенитном снаряде флота США «Тэлос» установлены стабилизаторы из стеклотекстолита;

— фирма Contravers совместно с фирмой Erlicon B. (Швейцария) разработала модель 56 снаряда класса «земля—воздух» RSC-1, корпус двигателя которого изготовлен из стекловолокна, пропитанного специальным органическим клеевым составом;

— фирма Reiphold (США) спроектировала, разработала и запустила в опытное производство артиллерийский ракетный снаряд с двигателем твердого топлива, полностью изготовленный из пластмасс;

— наконец, внутренняя термозоляция корпуса двигателя твердого топлива антиракеты «Найк-Зевс», работающего в течение 60 сек., представляет собой футеровку из стеклотекстолита.

Детали ракетного снаряда могут быть изготовлены из стеклопластиков путем намотки (носовой обтекатель, корпус камеры сгорания, сопло) или прессования (переходные донья, диафрагменная решетка, сопло, стабилизаторы).

При использовании метода намотки стеклоткань (или ленточку из стеклянных нитей), пропитанную связующим составом, наматывают в несколько слоев на специальную жесткую оправку. Оправку с нанесенным на нее материалом помещают в термостат, где происходит полимеризация связующего и отверждение материала. После требуемой выдержки в термостате оправку вынимают и снимают с нее готовое изделие.

Прессуют пластические массы в специальных подогреваемых пресс-формах. Полимеризация связующего происходит во время выдержки детали в закрытой пресс-форме.

При проектировании деталей из стеклопластиков следует иметь в виду, что отдельные наиболее опасные сечения детали могут быть усилены введением в конструкцию детали стальной арматуры.

С другой стороны, найдены пути, позволяющие в ближайшем будущем существенно повысить прочность самих стеклопластиков. Одним из таких путей являются попытки увеличить адгезию связующего к стеклянному волокну, например, предварительной обработкой наполнителя специальными кремнийорганическими соединениями. Эти соединения способны образовывать химические связи как со стеклом, так и со смолами, входящими в состав связующего. В итоге стеклопластик становится более монолитным и прочность его возрастает.

Другим путем являются попытки использовать более высокопрочный наполнитель — кварцевые волокна и др. Здесь прочность повышается лишь в конструкциях, где основная нагрузка передается на наполнитель.

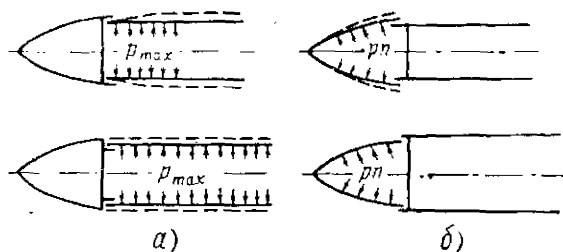
Примерами конструкционных стеклопластиков могут служить

широко распространенные в ракетостроении США материалы — рокетон, миссайлон, орбитон и некоторые другие¹.

§ 2. ВЫБОР СХЕМЫ СОЕДИНЕНИЯ РАКЕТНОЙ ЧАСТИ СНАРЯДА С БОЕВОЙ ЧАСТЬЮ И СОПЛОВЫМ БЛОКОМ

Соединять ракетную часть снаряда с боевой можно либо непосредственно, либо при помощи переходного элемента — переднего дна.

Непосредственное соединение возможно в том случае, когда либо у боевой части имеется дно (фиг. 5.4, а), либо труба камеры сгорания глухая (фиг. 5.4, б). Из двух схем, возможных для слу-



Фиг. 5.4. Конструктивные варианты соединения боевой и ракетной частей снаряда без использования переходного дна.

p_n—давление от снаряжения.

чая, когда боевая часть снаряда имеет дно, лучше при прочих равных условиях выбирать первую. Эта схема обеспечивает нераскрытие стыка под действием высокого давления в камере сгорания, растягивающего камеру по окружности, так как распирающие усилия на конце трубы воспринимаются жестким элементом боевой части. Вообще говоря, выполнение боевой части с глухим дном само по себе имеет ряд существенных недостатков (трудность механической обработки внутренней полости камеры, невозможность использования прогрессивных методов снаряжения и т. д.) и поэтому допускается лишь в необходимых случаях.

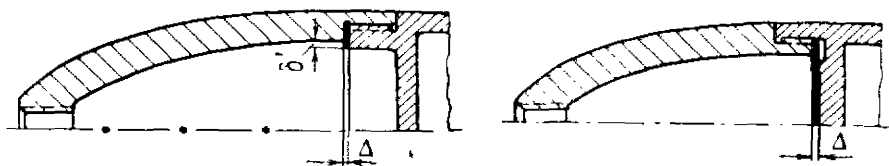
Из двух других схем целесообразнее использовать вторую. Недостатками первой схемы по сравнению со второй в этом случае являются:

— давление от снаряжения (*p_n*), возникающее в момент удара снаряда о преграду и распирающее стенки боевой части, во втором случае воспринимается жестким буртом корпуса камеры сгорания, так что раскрытие стыка в момент удара и возможность преждевременного разрыва полностью предотвращаются;

— при обработке деталей в производстве добиться полного соответствия очертаний по внутреннему контуру камеры и головки

¹ Ю. Я. Вайнтрауб, Стеклопластики и возможность их применения в производстве вооружения (по зарубежным материалам). НТИ, 1959.

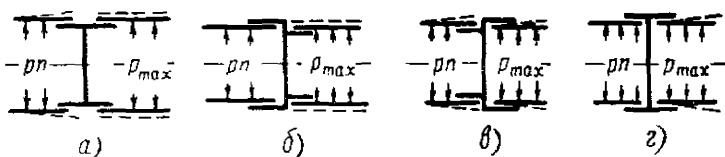
технологически весьма трудно. На практике всегда будет несогласование размеров деталей δ' (фиг. 5.5), что затрудняет качественное снаряжение боевой части и не дает возможности использовать, например, футлярный метод снаряжения, отличающийся большими достоинствами;



Фиг. 5.5. Сравнение двух схем соединения боевой части снаряда с ракетной.

— прокладка, обеспечивающая выбор зазора Δ между дном и головной частью, имеет в первом случае вид узкого кольца (фиг. 5.5). При свинчивании деталей эта прокладка легко деформируется и не выполняет своего назначения.

Анализ возможных типов соединения боевой и ракетной частей позволяет сделать вывод, что при соединении их с помощью переходного дна из всех возможных конструктивных схем (фиг. 5.6) с точки зрения прочности и плотности стыка наилучшим следует считать вариант, когда соединяемые детали охватываются элементами конструкции дна (фиг. 5.6, з). Другие соединения могут применяться только в тех случаях, когда это вызывается какой-либо необходимостью и только при условии, что прочность узла и герметичность стыка будут при этом обеспечены.

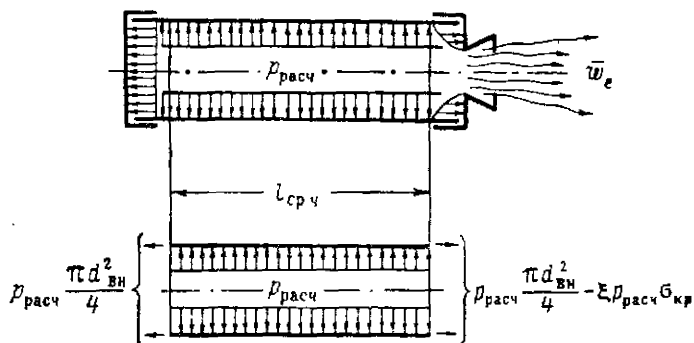


Фиг. 5.6. Конструктивные варианты соединения боевой и ракетной частей снаряда при помощи переходного дна.

Все сказанное об узле соединения боевой части с ракетной в равной степени относится и ко второму узлу, где ракетная часть соединяется с сопловым блоком. И здесь наиболее выгодным следует считать вариант соединения, когда камера сгорания охватывается крышкой-соплом. Следует лишь иметь в виду, что к этому соединению предъявляются повышенные требования, так как сопловая часть двигателя подвержена более значительному воздействию температуры.

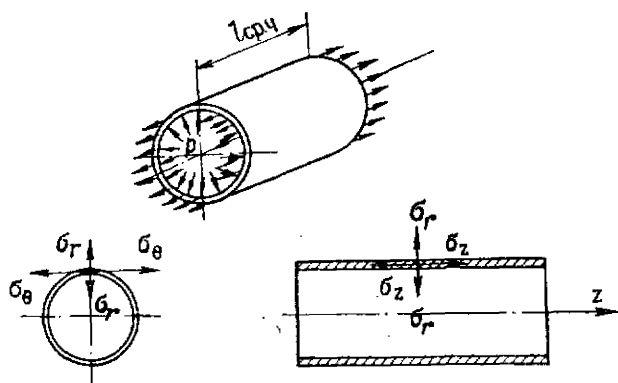
§ 3. РАСЧЕТ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ НА ПРОЧНОСТЬ

Корпус камеры сгорания. Основной несущей деталью камеры сгорания является ее цилиндрический корпус. Корпус камеры сгорания находится под воздействием давления $p_{расч}$.



Фиг. 5.7. Расчетная схема нагрузки для проверки прочности средней части трубы камеры сгорания.

равномерно распределенного по внутренней поверхности, и осевой растягивающей силы, появляющейся за счет воздействия давления на боковые крышки камеры сгорания. Для расчета средней части цилиндра корпуса можно пользоваться соотношениями безмоментной теории оболочек, пренебрегая эффектом краевого изгиба и ис пользуя расчетную схему нагрузки, представленную на фиг. 5.7.

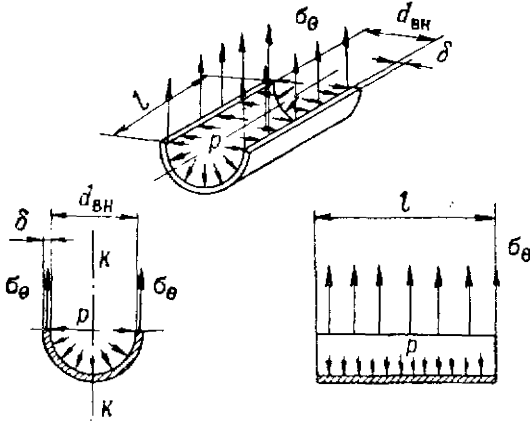


Фиг. 5.8. Схема распределения главных напряжений, действующих в стенке трубы камеры сгорания.

Под действием этой нагрузки в стенке камеры сгорания возникает поле напряжений, каждая точка которого характеризуется в общем случае тремя напряжениями (фиг. 5.8): окружным σ_θ , радиальным σ_r , осевым σ_z .

Найдем соотношения, определяющие эти напряжения через конструктивные размеры камеры сгорания и характеристики материала корпуса.

Для определения σ_θ рассмотрим равновесие части цилиндра, вырезанной двумя меридиональными и экваториальным сечениями (фиг. 5.9). Поскольку стенку камеры сгорания можно считать тонкой, положим, что напряжение σ_θ постоянно по толщине стен-



Фиг. 5.9. Напряжения σ_θ в стенке камеры сгорания.

ки и равномерно распределено в ней. При таком предположении уравнение равновесия вырезанной части в проекции на KK будет

$$\sigma_\theta 2\delta l - p_{\text{расч}} d_{\text{вн}} l = 0, \quad (l - \text{длина двигателя}) \quad (5.1)$$

где равнодействующая от сил давления найдена с использованием известной теоремы о равнодействующей сил давления в заданном направлении: равнодействующая сил давления, равномерно распределенного по некоторому контуру, в заданном направлении равно произведению давления на проекцию замыкающей этого контура на заданное направление (фиг. 5.10):

$$F_{k+k} = p^* (AB)_{kk} = p^*, \quad AB \sin \alpha = p^* CB.$$

Из уравнения (5.1) получим

$$\sigma_\theta = p_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}}{2\delta} \quad (5.1')$$

или через калибр снаряда d

$$\sigma_\theta = p_{\text{расч}} \frac{d - 2\delta}{2\delta}, \quad (5.1'')$$

поскольку

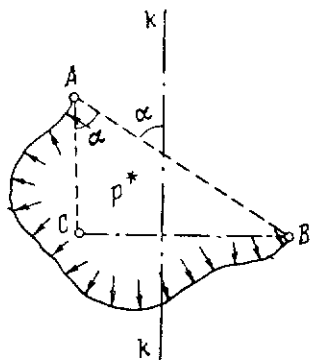
$$d = d_{\text{вн}} + 2\delta.$$

Напряжения σ_z возникают в поперечном сечении трубы за счет растягивающего осевого усилия. Из схемы сил (см. фиг. 5.7) видно, что на камеру в продольном направлении действуют две силы:

$$P_{\text{расч}} \frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4} \text{ — на переднее переходное дно;}$$

$$\left(P_{\text{расч}} \frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4} - \xi P_{\text{расч}} \sigma_{\text{кр}} \right) \text{ — на крышку-сопло (коэффициент Лаи-}$$

жевена ξ учитывает перераспределение давления по крышке-соплу при истечении газов через сопло).



Фиг. 5.10. К расчету равнодействующей от сил внутреннего давления $P_{\text{расч}}$.

p^* — давление, действующее по контуру AB , α — угол между замыкающей контура и заданным направлением KK .

Если на тело в противоположном направлении действуют две неравные силы, тело будет перемещаться и растягиваться. При этом растягивающей будет наименьшая из действующих сил, а движущей — разность действующих сил. Применительно к нашему случаю получим, что камера сгорания будет растягиваться силой

$$P_1 = P_{\text{расч}} \left(\frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4} - \xi \sigma_{\text{кр}} \right) \quad (5.2)$$

и перемещаться под действием силы

$$\left[P_{\text{расч}} \frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4} - \left(P_{\text{расч}} \frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4} - \xi P_{\text{расч}} \sigma_{\text{кр}} \right) \right] =$$

$$= \xi P_{\text{расч}} \sigma_{\text{кр}} = R_T,$$

R_T — сила тяги.

Под действием силы P_1 в поперечном сечении камеры появятся напряжения, равные (по определению напряжения)

$$\sigma_z = \frac{P_1}{\frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{вн}}^2)} = \frac{P_{\text{расч}} \left(\frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4} - \xi \sigma_{\text{кр}} \right)}{\frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{вн}}^2)}$$

$$= P_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{d^2 - d_{\text{вн}}^2}, \quad (5.3)$$

где d — внешний диаметр трубы камеры сгорания;

$d_{\text{кр}}$ — диаметр критического сечения сопла.

Наконец, относительно напряжения σ_r нетрудно заметить, что на внутренней поверхности камеры это напряжение имеет наибольшее значение

$$\sigma_r^{\max} = -p_{\text{расч}} \quad (5.4)$$

и уменьшается до

$$\sigma_r = 0 \quad (\text{вернее до } \sigma_r = p_n)$$

на наружной (свободной) поверхности трубы (p_n — наружное давление).

Таким образом, все три главных напряжения, возникающие в стенке камеры сгорания под действием внутреннего давления, найдены:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_\theta &= \frac{p_{\text{расч}} d_{\text{вн}}}{2\delta}, \\ \sigma_z &= p_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{d^2 - d_{\text{вн}}^2}, \\ \sigma_r^{\max} &= -p_{\text{расч}}. \end{aligned} \right\} \quad (5.5)$$

Сравнение алгебраических величин напряжений σ_θ , σ_z и σ_r показывает, что в терминах главных напряжений наибольшим из них — σ_1 — является, как правило, напряжение σ_θ , а наименьшим — σ_3 — напряжение σ_r , даже если оно принимает свое максимальное значение.

Прочностной расчет заключается в последовательном решении двух основных задач. Первая из них — конструктивный расчет — сводится к ориентировочному определению толщины стенки δ , которая при выбранном материале детали (известном σ_b) должна обеспечивать с запасом ξ сохранение прочности конструкции при нагружении ее давлением $p_{\text{расч}}$. При решении этой задачи учитывают обычно только наибольшее из действующих напряжений (в нашем случае σ_θ) и определяют необходимую толщину из условия

$$\sigma_\theta \leq \frac{1}{\xi} \sigma_b.$$

Подставляя сюда значения σ_θ из (5.1'')

$$p_{\text{расч}} \frac{d - 2\delta}{2\delta} \leq \frac{1}{\xi} \sigma_b,$$

найдем δ равным

$$\delta \geq \frac{p_{\text{расч}} d}{2 \left(p_{\text{расч}} + \frac{1}{\xi} \sigma_b \right)}. \quad (5.6)$$

Величина $p_{\text{расч}}$, входящая в формулу, вычисляется как

$$p_{\text{расч}} = k_1 k_2 p_{+i_{\max}}^{\max}, \quad (5.7)$$

где коэффициенты k_1 и k_2 учитывают регламентированные допуски на разброс давления для порохов разных партий и выброс давления при воспламенении заряда;

p_{+r}^{\max} — максимальное давление, рассчитанное по уравнению баланса для крайней положительной температуры из заданного в ТТЗ температурного интервала.

Определение толщины стенки по (5.6) позволяет оценить вес конструкции двигателя q_k . При этом может быть использована ориентировочная зависимость

$$q_k \approx 1,3 \frac{\pi}{4} (d^2 - d_{\text{вн}}^2) l \gamma = 1,3 \frac{\pi}{4} [d^2 - (d - 2\delta)^2] l \gamma$$

или после преобразований

$$q_k \approx 4\gamma (d\delta - \delta^2) l, \quad (5.8)$$

где γ — удельный вес материала трубы;

d — калибр снаряда;

δ — толщина стенки двигателя.

Если q_k (в кг) не укладывается в пределах допустимого по ТТЗ веса двигателя, приходится заменять материал более прочным или пересматривать внутреннюю баллистику двигателя, подгоняя двигатель по весу в требуемые пределы.

После корректировки величины δ решают вторую задачу прочностного расчета — проверочный расчет. В проверочном расчете оценивают истинное напряженное состояние в опасной точке стенки камеры и определяют реальный запас прочности конструкции. При принятых допущениях относительно характера распределения напряжений по толщине стенки опасной будет точка, лежащая на внутренней поверхности трубы с главными напряжениями:

$$\sigma_1 = \sigma_\theta = p_{\text{расч}} \frac{d - 2\delta}{2\delta},$$

$$\sigma_2 = \sigma_z = p_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{d^2 - d_{\text{вн}}^2},$$

$$\sigma_3 = \sigma_r^{\max} = -p_{\text{расч}}.$$

В случае многоосного напряженного состояния для суждения о прочности детали в опасной точке пользуются понятием эквивалентного напряжения $\sigma_{\text{экв}}$. Под эквивалентным понимают условное напряжение растяжения, действие которого в данной точке вызывает такое же напряженное состояние в ней, как и действие истинных главных напряжений. Такое определение эквивалентного напряжения позволяет записать условия прочности детали со сложным напряженным состоянием в виде

$$\sigma_{\text{экв}} \leq \frac{1}{\zeta} \sigma_b,$$

а истинный запас прочности ζ^* определять как отношение этих напряжений:

$$\zeta^* = \frac{\sigma_b}{\sigma_{\text{экв}}}$$

Для расчета эквивалентного напряжения необходимо знать, какой фактор напряженного или деформированного состояния является определяющим для разрушения детали. До сих пор природа разрушения различных материалов и деталей из них изучена недостаточно, чтобы можно было обоснованно искать какое-то эквивалентное состояние и соответствующее ему условное эквивалентное напряжение. Существуют лишь отдельные гипотезы на этот счет, которые называют теориями прочности.

Для материалов типа вязких сталей хорошее совпадение расчета и эксперимента имеет место при использовании так называемой теории прочности предельных касательных напряжений, согласно которой

$$\sigma_{\text{экв}} = \sigma_1 - \nu\sigma_3, \quad (5.9')$$

или теории прочности предельной энергии формоизменения, по которой

$$\sigma_{\text{экв}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2}, \quad (5.9'')$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — главные напряжения;

ν — коэффициент, учитывающий некоторые свойства материала и для стали равный единице.

Вопросы, связанные с различными теориями прочности и расчетом эквивалентных напряжений, более подробно освещены в специальной литературе по этому вопросу и учебниках сопротивления материалов.

Проверочный расчет позволяет окончательно уточнить размер δ , обеспечивающий требуемый запас прочности конструкции.

Если стенки камеры сгорания не имеют термоизолирующего покрытия, необходимо учитывать влияние температуры на прочность двигателя. Это влияние сказывается прежде всего в появлении в стенках камеры сгорания дополнительных напряжений, пропорциональных величине перепада температуры на стенке. Эти напряжения называются температурными. В первом приближении можно считать, что температурные напряжения и напряжения от давления независимы, так что суммарные напряжения можно искать как

$$\sigma_i^{\Sigma} = \sigma_i^P + \sigma_i^T,$$

где σ_i^{Σ} — суммарное напряжение, определяемое действием температуры и давления;

σ_i^P — составляющая напряжения, учитывающая влияние только давления;

σ_i^T — составляющая напряжения, учитывающая влияние только температуры.

Составляющие σ_i^p можно рассчитывать по формулам (5.5).

Температурные напряжения σ_i^T зависят главным образом от перепада температуры на стенке двигателя и геометрических характеристик поперечного сечения трубы. Формулы для расчета температурных напряжений имеют вид

$$\left. \begin{aligned} \sigma_0^T &= \frac{E\alpha\Delta T_{\max}}{1-\mu} f_1(d, \delta), \\ \sigma_2^T &= \frac{E\alpha\Delta T_{\max}}{1-\mu} f_2(\mu, d, \delta), \\ \sigma_r^T &= E\alpha\Delta T_{\max} f_3(\mu, d, \delta), \end{aligned} \right\} \quad (5.10)$$

где E — модуль упругости материала стенки;

α — коэффициент теплопроводности материала стенки;

μ — коэффициент Пуассона;

$f_1(d, \delta)$, $f_2(\mu, d, \delta)$ и $f_3(\mu, d, \delta)$ — некоторые функции, учитывающие влияние на температурные напряжения геометрических характеристик сечения трубы;

ΔT_{\max} — расчетный перепад температуры на стенке двигателя.

Одним из наиболее сложных вопросов, связанных с расчетом температурных напряжений, является определение температурного перепада

$$\Delta T_{\max} = (T_{\text{вн}} - T_{\text{н}})_{\max},$$

где $T_{\text{вн}} = T(t)$ — переменная по времени температура металла на внутренней поверхности трубы;

$T_{\text{н}} = T(t)$ — переменная по времени температура металла на наружной (внешней) поверхности трубы.

Чтобы выбрать расчетное ΔT_{\max} , надо знать, как меняется по времени температура на границах стенки. Характер изменения $T_{\text{вн}} = T(t)$ и $T_{\text{н}} = T(t)$ зависит от температуры в камере сгорания и некоторых физических характеристик потока продуктов сгорания, движущихся вдоль внутренней стенки двигателя, от толщины и теплопроводных свойств стенки и, наконец, от параметров потока, обтекающего наружную стенку трубы. Пусть в начальный момент времени работы ракетного двигателя температура его стенки составляла $T_0^{\text{ст}}$. Тогда в процессе горения пороха часть тепла за счет излучения и конвекции будет передаваться от горячих продуктов сгорания ($T^{\text{п.с}} = 2200^\circ \text{K}$) к «холодной» ($T_0^{\text{ст}} \ll T^{\text{п.с}}$) стенке. Поток тепла будет восприниматься внутренней поверхностью стенки двигателя. Тепло, поглощенное стенкой, станет частично накапливаться в слоях металла, прилегающих к внутренней границе трубы, и частично передаваться наружным слоям металла. За счет накопления тепла температура внутренних слоев будет быстро расти, стремясь в пределе к температуре продуктов сгорания $T^{\text{п.с}}$. Передача тепла к наружным слоям металла приведет в свою очередь к повышению температуры этих слоев. С ростом температуры

наружной границы стенки часть тепла начнет излучаться во внешний поток, омывающий двигатель. Скорость роста температуры внутренней и наружной стенок, как и распределение температуры в сечении стенки, определяются соотношением процессов теплопоглощения и теплопроводности, свойствами материала стенки, излучением тепла во внешнюю среду и некоторыми другими факторами.

Решение задачи о нестационарном нагреве стенки сравнительно сложно и поэтому не приводится. Характер изменения температурного поля стенки по времени иллюстрируется фиг. 5.11.

С учетом температурных напряжений напряженное состояние опасной точки трубы будет характеризоваться суммарными напряжениями:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\theta}^{\Sigma} &= p_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}}{2\delta} + \frac{E\gamma\Delta T_{\text{max}}}{1-\mu} f_1(d, \delta), \\ \sigma_z^{\Sigma} &= p_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{d^2 - d_{\text{вн}}^2} + \frac{E\gamma\Delta T_{\text{max}}}{1-\mu} f_2(\mu, d, \delta), \\ \sigma_r^{\Sigma} &= -p_{\text{расч}} + E\alpha\Delta T_{\text{max}} f_3(\mu, d, \delta), \end{aligned} \right\} \quad (5.11)$$

где σ_{θ}^{Σ} , σ_z^{Σ} , σ_r^{Σ} — суммарные напряжения, причем, индексы напряжений распределяются, как и прежде:

$$\sigma_1 = \sigma_{\theta}^{\Sigma},$$

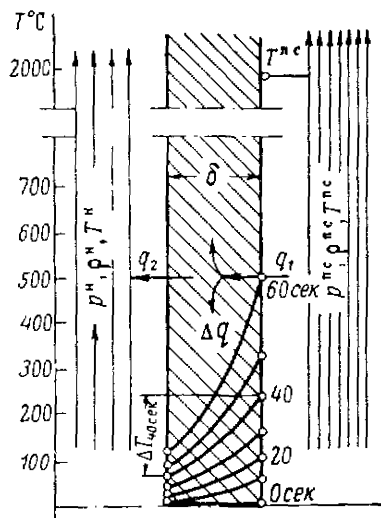
$$\sigma_2 = \sigma_z^{\Sigma},$$

$$\sigma_3 = \sigma_r^{\Sigma}.$$

Нагрев стенки приводит не только к появлению дополнительных напряжений. Важно не упускать из вида и то, что с изменением температуры стенки меняется допустимое для данного материала напряжение. В связи с этим в расчет необходимо вводить не стандартное значение σ_b , а величину $(\sigma_b)_T$, определенную для некоторой средней температуры стенки двигателя.

С учетом температурных напряжений и снижения допустимого напряжения при нагреве стенки формула для конструктивного расчета принимает вид

$$\delta \geq \frac{p_{\text{расч}} d}{2 \left[p_{\text{расч}} + \frac{1}{\xi} (\sigma_b)_T - \sigma_{\theta}^T \right]}, \quad (5.12)$$



Фиг. 5.11. Изменение температурного поля при нестационарном нагреве стенки камеры сгорания порохового ракетного двигателя.

p^H ; ρ^H ; T^H — давление, плотность и температура наружной среды; p^c ; ρ^c ; T^c — соответственно давление, плотность и температура продуктов сгорания. q_1 — тепловой поток в стенку камеры сгорания; q_2 — тепловой поток в окружающую среду; Δq — тепло аккумулируемое стенкой.

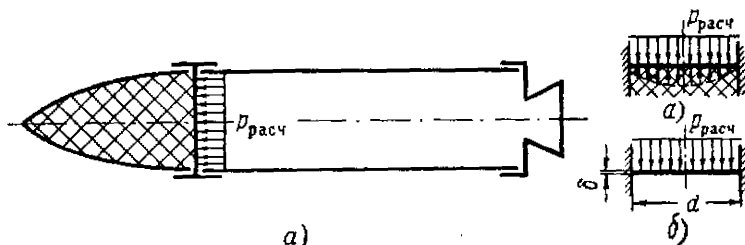
причем при сравнительно невысоких перепадах температуры ΔT_{\max} (равномерном прогреве стенки) можно пользоваться упрощенным соотношением

$$\delta \geq \frac{p_{\text{расч}} d}{2 \left[p_{\text{расч}} + \frac{1}{\zeta} (\sigma_b) T \right]} \quad (5.12')$$

Условие проверочного расчета принимает вид

$$\sigma_{\text{экр}} < (\sigma_b) T.$$

При равномерном прогреве стенки температурные составляющие напряжений можно в первом приближении не учитывать и при расчете $\sigma_{\text{экр}}$.



Фиг. 5.12. Выбор схемы для проверки прочности переходного дна камеры сгорания.

Переходное дно. Переходное дно соединяет камеру сгорания с боевой частью снаряда. Основной нагрузкой, действующей на эту деталь, является равномерно распределенное по дну давление $p_{\text{расч}}$. Строго говоря, за расчетную схему для проверки прочности этой детали необходимо принять заземленную по контуру круглую пластину, лежащую на упругом основании, которым является снаряжение боевой части снаряда (фиг. 5.12, а). Однако при практических расчетах чаще пользуются упрощенной схемой (фиг. 5.12, б), не учитывающей наличие упругого основания.

На фиг. 5.13 показана схема сил и моментов, действующих на элемент круглой пластины и определяющих напряжения на гранях этого элемента.

Не останавливаясь на выводе, приведем окончательные формулы для расчета напряжений, определяющих прочность детали. Эти формулы (для точек, лежащих на наружном контуре пластинки) имеют вид

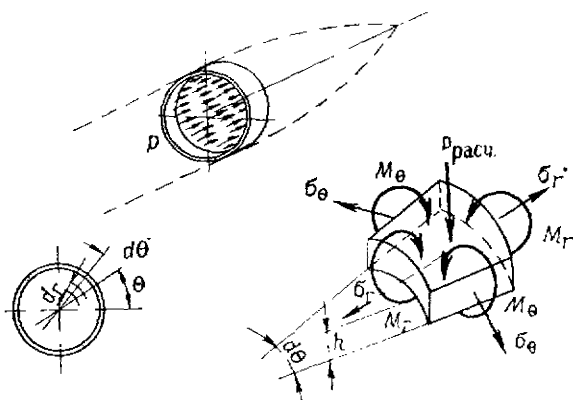
$$\left. \begin{aligned} \sigma_r^{\max} &= \frac{3}{16} p_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}^2}{\delta^2}, \\ \sigma_{\theta} &= \frac{3\mu}{16} p_{\text{расч}} \frac{d_{\text{вн}}^2}{\delta^2}. \end{aligned} \right\} \quad (5.13)$$

Конструктивный расчет детали проводят по напряжениям σ_r^{\max} . Толщину стенки при этом определяют через калибр снаряда из соотношения

$$\frac{3}{16} p_{\text{расч}} \frac{(d - 2\delta)^2}{\delta^2} = \frac{1}{\zeta} \sigma_b$$

в виде

$$\delta_{1,2} = \frac{d}{2} \frac{1}{1 \pm \sqrt{\frac{4 \frac{1}{\zeta} \sigma_b}{3 p_{\text{расч}}}}} \quad (5.14)$$



Фиг. 5.13. Схема нагружения элемента круглой пластины.

θ — текущий угол сечения; dr , $d\theta$ — размеры элементарной площадки в плоскости дна; h — высота площадки (толщина стенки); M_r , M_θ — изгибающие моменты; σ_r , σ_θ — нормальные напряжения на гранях площадки.

Поскольку наличие в реальной конструкции упругой подушки $ВВ$ снимает часть действующей нагрузки, толщина стенки дна δ , определенная из (5.14), будет гарантировать прочность детали. В связи с этим поверочный расчет для дна, как правило, не делают. Более того, можно подобрать такой коэффициент $k < 1$, что и

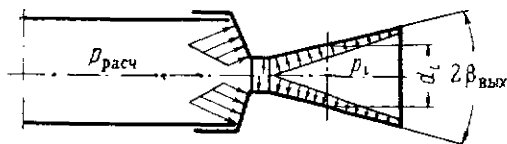
$$\delta = k \frac{d}{2} \frac{1}{1 \pm \sqrt{\frac{4 \frac{1}{\zeta} \sigma_b}{3 p_{\text{расч}}}}}$$

будет обеспечивать прочность переходного дна.

Для предварительной оценки величины δ можно пользоваться зависимостью

$$\delta = 0,45d \sqrt{\frac{p_{расч}}{\frac{1}{\zeta} \sigma_b}} \quad (5.15)$$

В практике проектирования реактивных боеприпасов могут встречаться случаи, когда для увеличения жесткости dna или для некоторых других целей (улучшение дробления камеры сгорания при взрыве боевой части и т. д.) переходному дну придается выгнутая форма. В этом случае прочностной расчет детали стано-



Фиг. 5.14. Схема распределения расчетной нагрузки на стенки ракетного сопла.

$2\beta_{вых}$ — угол раствора выходного раструба сопла.

вится еще более громоздким. В первом приближении рассчитать требуемую толщину стенки выгнутого dna можно по формулам (5.14) и (5.15), имея в виду, что величина δ будет при этом определена с избытком.

Сопловой блок камеры сгорания. Сопловой блок может быть выполнен в виде крышкн-сопла или одного центрального сопла.

На фиг. 5.14 представлена схема нагрузки, действующей на стенки одиночного сопла. Под действием составляющей этой нагрузки стенки сопла растягиваются в радиальном направлении, в результате чего в них развиваются напряжения

$$\sigma_\theta = \frac{p_i (d_{ви})_i}{2\delta_i} \cos \alpha,$$

где p_i — статическое давление в i -ом сечении сопла (диаметр d_i).

Согласно элементарной теории сопла, это давление определяется из соотношения

$$\frac{p_0}{p_i} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где p_0 — давление в камере сгорания;

M_i — число M потока в i -ом сечении, определяемое в свою очередь величиной площади i -го сечения F_i ,

$$\frac{F_i}{F_{кр}} = \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}{M_i \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}};$$

$F_{кр}$ — площадь в критическом сечении сопла.

В итоге для некоторого i -го сечения сопла минимальная толщина стенки, обеспечивающая прочность детали с запасом прочности ζ , определится как

$$\delta_i = \frac{(d_{вн})_i}{2} \frac{P_{расч}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{k}{k-1}}} \frac{1}{\zeta} \frac{1}{\sigma_b} \quad (5.16)$$

Напряженные температурные условия в сопле, и особенно в районе критического сечения, приводят к тому, что стенки сопла делают толще, чем это требуется согласно (5.16). Дополнительная масса металла увеличивает теплоотвод от внутренней поверхности профиля сопла, предотвращая перегрев и эрозию металла, вызываемую воздействием скоростного потока газа на перегретую стенку. При больших расходах и времени работы для предотвращения разгара сопел используют специальные вставки критического сечения, изготовляемые из графита, молибдена или других жароупорных материалов. В расширяющейся части сопла температура быстро падает и ее влияние на прочность стенок сопла можно уже не учитывать¹.

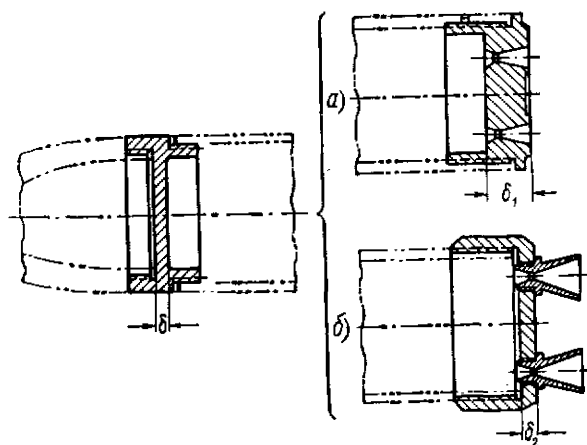
При выполнении соплового блока в виде крышки-сопла толщина детали определяется линейными размерами сопла и при этом гарантирует, как правило, прочность дна с многократным запасом (фиг. 5.15, а). Прочность такой детали дополнительно можно не проверять. Даже при сборном многосопельном блоке (фиг. 5, 15, б) толщину обычно в конце концов определяют из соображений конструктивного и технологического порядка, а не прочности. Для контроля можно иметь в виду, что дно будет прочным в многосопельном блоке, если минимальная толщина детали не будет меньше толщины переднего дна, рассчитанной по приведенным выше формулам.

Резьбовые соединения узлов камеры сгорания. Наиболее распространенным соединением камеры сгорания снаряда с боевой частью и крышкой-соплом является резьбовое. Резьба может оказаться слабым местом конструкции снаряда, особенно для снарядов турбореактивных, где вращение с большим

¹ G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, 1957.

числом оборотов вызывает дополнительную нагрузку, резко снижающую эффективность резьбового соединения.

На фиг. 5.16 представлена схема нагрузки резьбового соединения, характерная для условий работы резьбы в конструкции ра-

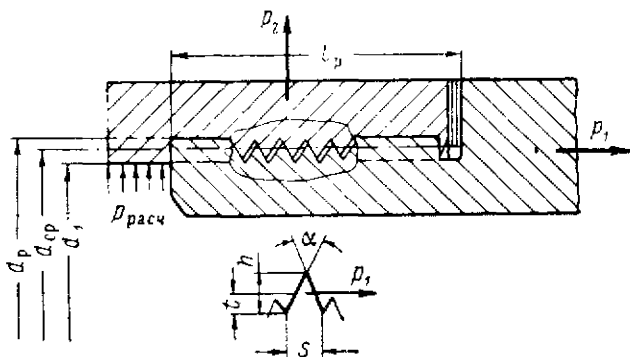


Фиг. 5.15. К вопросу о проверке прочности крышки-сопла, выполненной в виде многослойного блока. $\delta < \delta_1, \delta_2$; $\delta, \delta_1, \delta_2$ определены конструктивными и технологическими соображениями.

кетного снаряда. Основную нагрузку на витки резьбы создает продольная сила p_1 , равная, как это было уже показано,

$$p_1 = \frac{\pi}{4} (d_{\text{вн}}^2 - d_{\text{кр}}^2) p_{\text{расч}}$$

Распирающая нагрузка p_2 напряжений в резьбе не создает, однако за счет этой силы уменьшается величина контактной поверх-



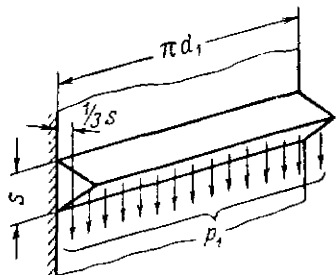
Фиг. 5.16. Схема нагрузки резьбового соединения камеры сгорания с сопловым блоком.

p_1 — продольная нагрузка; d_1 — внутренний диаметр резьбы; d_p — диаметр резьбы; $d_{\text{ср}}$ — средний диаметр резьбы; p_2 — распирающее усилие, раскрывающее стык; s, α, h, l — элементы профиля резьбы.

ности витков и нарушается герметичность соединения; все это приводит к снижению прочности стыка, так что можно считать, что наличие p_2 эквивалентно некоторому увеличению расчетной нагрузки p_1 , что должно учитываться в расчетах. Для снижения нежелательного эффекта ухудшения прочностных характеристик стыка за счет действия p_2 детали обоих сборочных узлов часто свинчиваются на суриковой замазке или специальных глетовых составах. При такой сборке плотность стыка заметно возрастает, и можно считать, что наличие p_2 не снижает прочность резьбового соединения.

Действие нагрузки p_1 вызывает изгиб, смятие и срез рабочих витков резьбы. Расчеты показывают, что определяющими при этом будут изгибные напряжения.

При расчете резьбы на изгиб предполагают, что работа витка резьбы эквивалентна изгибу бруса, совпадающего по форме с профилем резьбы и заделанного по площади основания профиля (фиг. 5.17). Тогда, используя известные зависимости для изгиба бруса, получим



Фиг. 5.17. Расчетная схема проверки работы резьбы на изгиб.

$$\sigma_{из} = \frac{M_{из}}{W} \frac{1}{z},$$

где $\sigma_{из}$ — напряжение изгиба;

$M_{из}$ — изгибающий момент;

W — момент сопротивления сечения изгибу;

$sz = l_p$ — рабочая длина резьбы;

z — число рабочих витков резьбы; s — шаг резьбы, или после подстановки $M_{из}$ и W

$$\sigma_{из} = \frac{p_1 \frac{1}{3} s}{\pi d_1 (0,85 s)^2} \frac{1}{z} \approx 0,88 \frac{p_1}{d_1' p}. \quad (5.17)$$

Здесь коэффициент 0,85 учитывает особенности реального профиля резьбы по сравнению с теоретическим.

Необходимая рабочая длина резьбы определится отсюда в виде

$$l_p = 0,88 \frac{p_1}{d_1 \frac{1}{\zeta} \sigma_b},$$

где ζ — запас прочности,

или с учетом выражения, определяющего p_1 ,

$$l_p = 0,88 \frac{\pi}{4} \frac{(d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2)}{d_1 \frac{1}{\zeta} \sigma_b} p_{\text{расч}} \approx 0,7 \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{[d_1 \frac{1}{\zeta} \sigma_b]} p_{\text{расч}},$$

т. е. через номинальный диаметр резьбы:

$$l_p \approx 0,7 \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{(d_p - 2s)} \frac{p_{\text{расч}}}{\frac{1}{\zeta} \sigma_b}. \quad (5.18)$$

Полную длину резьбового участка можно определять, считая

$$L_p = (1,4 \div 1,5) l_p,$$

т. е. по формуле

$$L_p \approx \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{(d_p - 2s)} \frac{p_{\text{расч}}}{\frac{1}{\zeta} \sigma_b}. \quad (5.18')$$

Условие прочности резьбы на срез, очевидно, запишется в виде

$$p_1 = \pi d_1 (0,85s) z \frac{1}{\zeta} \tau_s,$$

где τ_s — разрушающее напряжение среза,

откуда напряжение среза, появляющееся в витках резьбы под действием расчетной нагрузки, определится как

$$\tau_s \approx 0,3 \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{(d_p - 2s) l_p} p_{\text{расч}}. \quad (5.19)$$

Видим, что это напряжение более чем вдвое ниже напряжений от изгиба σ_n , которые для этого же сечения определяются из (5.18) равными

$$\sigma_n \approx 0,7 \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{(d_p - 2s) l_p} p_{\text{расч}}. \quad (5.20)$$

Без доказательства примем, что эквивалентным напряжением для проверки прочности резьбы будет

$$\sigma_{\text{эkv}} = \sqrt{\sigma_n^2 + 4\tau_s^2},$$

что с учетом (5.19) и (5.20) дает

$$\begin{aligned} \sigma_{\text{эkv}} &= \sqrt{0,7^2 + 4 \cdot 0,3^2} \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{(d_p - 2s) l_p} p_{\text{расч}} \approx \\ &\approx 0,92 \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{(d_p - 2s) l_p} p_{\text{расч}}. \end{aligned} \quad (5.21)$$

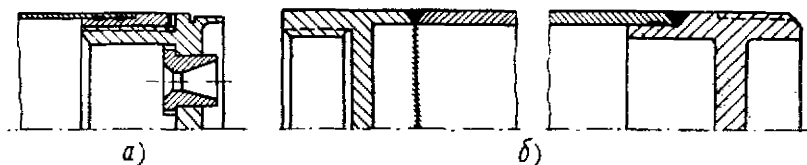
Для стеновых камер и двигателей, допускающих многократный запуск, целесообразно оценить возможность смятия резьбы. Смятия резьбы не будет, если

$$p_1 \leq \pi d_{cp} (0,64s) z \sigma_{см}, \quad (5.22)$$

где 0,64 учитывает часть высоты профиля, работающую на смятие; $sz = l_p$ — длина рабочей части резьбы;

$\sigma_{см}$ — допустимая удельная нагрузка смятия.

Приведенные здесь соотношения могут быть использованы не только для расчета резьбовых соединений камеры сгорания с боевой частью и крышкой-соплом, но и для расчета других резьб (ввинчиваемых сопел, пиросвеч и т. д.), встречающихся в конструкции ракетного снаряда.



Фиг. 5.18. Примеры использования сварных соединений в конструкции ракетного снаряда.

Соединения узлов камеры сгорания при помощи сварки. Резьбовые соединения имеют ряд конструктивных недостатков, из которых наиболее существенными являются необходимость значительного развращения соединяемых деталей в месте стыка по толщине и сравнительно большая протяженность посадочного места.

Более перспективны с этой точки зрения соединения при помощи сварки — контактной (фиг. 5.18, а) или дуговой (фиг. 5.18, б).

При использовании дуговой сварки детали, как правило, соединяют в стык с V-образной разделкой кромок. Расчетной нагрузкой для проверки прочности стыкового шва является растягивающее усилие, причем в предположении непрерывности шва по всей длине сварки условие прочности соединения может быть записано в виде

$$p_1 \leq \sigma' h 2\pi d, \quad (5.23)$$

откуда необходимая высота сварного шва h (толщина стенки в месте сварки) определится как

$$h = \frac{p_1}{2\pi d \frac{1}{\zeta} \sigma'}$$

или после подстановки

$$p_1 = \frac{\pi}{4} (d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2) p_{\text{расч}}$$

$$h \approx 0,125 \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{d} \frac{p_{\text{расч}}}{\frac{1}{\zeta} \sigma'}, \quad (5.24)$$

где σ' — допускаемое напряжение на растяжение для стыкового сварного шва. Величина его зависит прежде всего от вида сварки и составляет 0,6—0,9 от допускаемого напряжения для основного металла (0,6 — для ручной сварки, 0,9 — для автоматической под слоем флюса).

При уточненных расчетах следует учесть, что, кроме растягивающей силы p_1 , на сварной шов действует краевой изгибающий момент, величина которого зависит от соотношения давления в камере сгорания и жесткости трубы.

При небольших толщинах свариваемых деталей обычно используется контактная сварка, шовная или даже точечная. Прочность стыкового узла в этом случае определяется возможностью среза точек сварки и записывается в виде

$$p_1 \leq \tau'_s \frac{\pi d_{\text{с.т}}^2}{4} n_{\text{с.т}}, \quad (5.25)$$

где τ'_s — допускаемое напряжение среза для сварной точки;

$d_{\text{с.т}}$ — диаметр сварной точки;

$n_{\text{с.т}}$ — число точек,

откуда необходимое число сварных точек определится как

$$n_{\text{с.т}} = \frac{p_1}{\frac{\pi d_{\text{с.т}}^2}{4} \frac{1}{\zeta} \tau'_s}$$

или после подстановки выражения для p_1

$$n_{\text{с.т}} = \frac{d_{\text{вн}}^2 - \xi d_{\text{кр}}^2}{d_{\text{с.т}}^2} \frac{p_{\text{расч}}}{\frac{1}{\zeta} \tau'_s}. \quad (5.26)$$

Здесь для разных видов сварки значения τ'_s следует брать 0,5—0,65 от σ_b основного металла, а оптимальную величину диаметра сварной точки считать равной

$$d_{\text{с.т}} = 1,5h_{\text{min}} + 5 \text{ мм},$$

где h_{min} — минимальная из толщин свариваемых деталей.

§ 4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ СОПЛОВОГО БЛОКА СНАРЯДА

Диафрагма, объем камеры сгорания за диафрагмой и сопловая крышка образуют так называемый сопловый блок двигателя. Блок служит для формирования потока продуктов сгорания на выходе из камеры двигателя и организации расчетного истечения. Проектирование соплового блока является одним из наиболее ответственных этапов разработки конструкции снаряда.

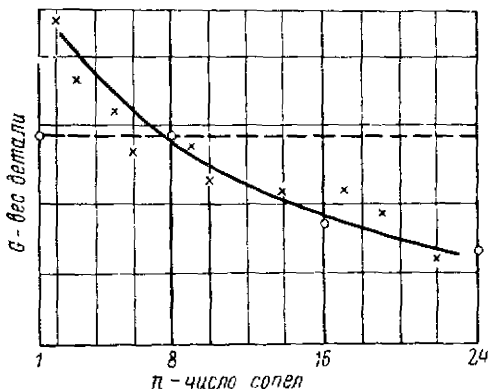
Выбор типа сопловой крышки

Сопловая крышка может быть выполнена в виде одного центрального сопла или многосопельного блока (крышки-сопла). Выбор между этими вариантами соплового блока зависит от ряда факторов, среди которых в первую очередь следует указать:

- конструктивную схему снаряда;
- тип стабилизации снаряда;
- калибр снаряда;
- требования ТТЗ по дальности полета и кучности.

Вполне очевидно, что вариант выполнения сопловой крышки с одним центральным соплом возможен только при проектировании снаряда нормальной схемы или, например, схемы с внутренним расположением ракетной части, точно так же, как и проектирование турбореактивного снаряда заранее предполагает использование крышки-сопла. Влияние калибра снаряда на выбор типа его сопловой крышки менее определено. Можно сказать лишь, что снаряды калибров до 80—100 мм выполняют, как правило, с одним центральным соплом, хотя, например, известный немецкий снаряд «Тайфун-П» ($d=100$ мм) имел все же многосопельную крышку. В снарядах калибра $d > 100$ мм сопловый блок может быть выполнен как с многосопельной крышкой, так и с одним центральным соплом. При прочих равных условиях выполнение соплового блока в варианте с крышкой-соплом характеризуется рядом существенных преимуществ, среди которых особенно важны следующие:

- 1) возможность получения выигрыша в весе узла, особенно для снарядов средних и больших калибров (фиг. 5. 19);
- 2) увеличение кучности снарядов за счет сведения практически к нулю возможного эксцентриситета реактивной силы;



Фиг. 5.19. Диаграмма изменения веса соплового блока для вариантов выполнения его в виде крышки с n рассверленными соплами.

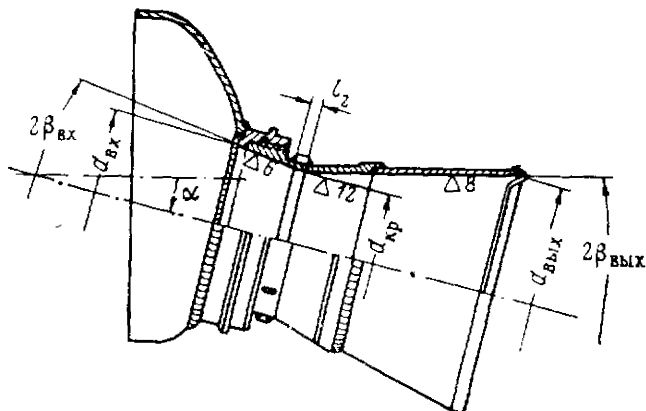
○ — вес реальных деталей; X — расчетные точки

3) улучшение газодинамического режима истечения газов из камеры и снижение потерь на формирование потока на входе в сопло;

4) уменьшение габаритов снаряда по длине и т. д.

Одиночные сопла, особенно сопла больших размеров, представляют собой, как правило, штампо-сварные конструкции (фиг. 5.20). Иногда при изготовлении таких сопел применяют литье.

Крышка-сопло может быть выполнена в виде одной детали с расверленными соплами либо в виде сборки, в которой отдельные сопла ввертывают (реже вваривают, завальцовывают, впрессовы-



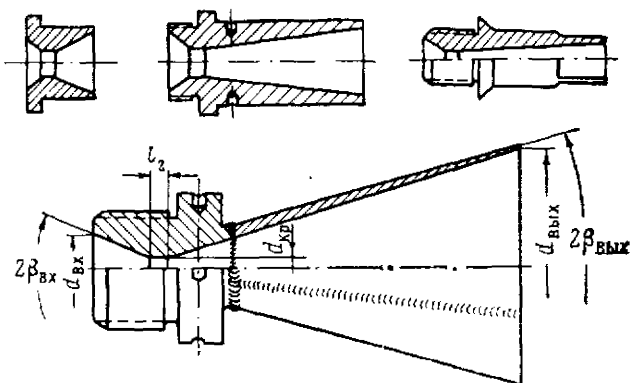
Фиг. 5.20. Пример конструктивного выполнения центрального сопла.

$2\beta_{вх}$ и $2\beta_{вых}$ — угол раствора входного и выходного конусов сопла;
 α — угол наклона оси сопла к оси двигателя.

вают) в дно с соответствующе подготовленными посадочными отверстиями (см. фиг. 5.15). Вариант конструктивного оформления крышки-сопла выбирают на основе весового анализа блоков и сравнительной оценки их технологичности. Отдельные малые сопла сборных многосопельных крышек изготовляют в виде одной детали, точеной из прутка, или в виде сварной конструкции (фиг. 5.21).

Сопла для двигателей с временем горения до 5—10 сек. можно изготовлять из обычной малоуглеродистой стали и не охлаждать в процессе работы. При большем времени работы приходится принимать специальные меры для предотвращения перегрева или даже прогара стенок сопла. Поскольку внешнее принудительное охлаждение в двигателе твердого топлива вносит нежелательное усложнение конструкции и существенно увеличивает вес двигателя за счет балластной массы охладителя, меры эти сводятся к подбору специальных материалов, использование которых в конструкции сопла предотвращает излишний перегрев детали. В качестве таких материалов широко используют различные керамики, спе-

циально обработанный графит и другие термостойкие материалы. Детали из них получают прессованием или методами порошковой металлургии.



Фиг. 5.21. Варианты сопел для сборных многосопельных крышек.

$d_{вх}$ и $d_{вых}$ — соответственно входной и выходной диаметры сопла.

Расчет проходных и линейных размеров сопла

Контур внутренней полости сопла определяется тремя проходными ($d_{вх}$, $d_{кр}$ и d_a) и тремя линейными (l_1 , l_2 и l_3) размерами, где $d_{вх}$ — диаметр входного сечения;

$d_{кр}$ — диаметр критического сечения;

d_a — диаметр выходного сечения;

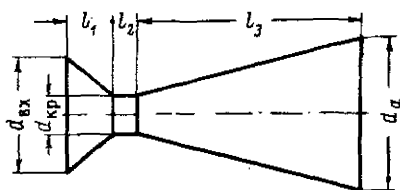
l_1 — длина входного конуса;

l_2 — длина критического участка сопла;

l_3 — длина выходного раструба.

Схема основных размеров сопла представлена на фиг. 5.22.

Проходные сечения сопла определяют важнейшие параметры ракетного двигателя. Так, например, формула реактивной силы R , записанная в форме с коэффициентом Ланжевена, показывает, что величина этой силы целиком определяется давлением в камере сгорания и размерами проходных сечений сопла.



Фиг. 5.22. Схема проходных и линейных размеров сопла.

$$R = \xi \rho_0 \sigma_{кр},$$

где $\sigma_{кр}$ — площадь критического сечения сопла;

ξ — коэффициент Ланжевена, численное значение которого зависит от отношения диаметров выходного и критического сечений сопла (от уширения сопла).

Наиболее ответственным из названных размеров является диаметр критического сечения сопла $d_{кр}$. Величина его в первом приближении может быть найдена из уравнения баланса

$$u_d \gamma S_d = A p_0 \sigma_{кр},$$

согласно которому

$$d_{кр} = \sqrt{\frac{4u_d \gamma S_d}{\pi A p_0}},$$

или с учетом средних значений констант $\gamma = 1,6 \text{ г/см}^3$ и $A \approx 8 \text{ г/кгсек}$

$$d_{кр} \approx 0,5 \sqrt{\frac{u_d S_d}{p_0}}, \quad (5.27)$$

где u_d — линейная скорость горения пороха при заданных условиях в данном двигателе в см/сек ;

S_d — полная поверхность горения заряда в см^2 ;

p_0 — рабочее давление в камере сгорания в кг/см^2 .

Практика отработки пороховых ракетных двигателей показывает, что расчетный диаметр критического сечения всегда должен быть откорректирован в соответствии с результатами стендовой отработки изделия, так как истечение продуктов сгорания в сильной степени зависит от конструктивных особенностей каждого конкретного двигателя.

Если на опытах определить коэффициент ϕ , учитывающий отличие величины реального расхода газов через сопло от рассчитанного теоретически, то более точно размер $d_{кр}$ можно определить по формуле

$$d_{кр} = 0,5 \sqrt{\frac{u_d S_d}{\phi p_0}}, \quad (5.28)$$

где ϕ называется коэффициентом истечения и представляет собой отношение величины истинного расхода газов из данного двигателя к теоретическому:

$$\phi = \frac{M_{-}^{ист}}{\omega_{кр} \rho_{кр} \sigma_{кр}} = \frac{M_{-}^{ист}}{A p_0 \sigma_{кр}},$$

$\omega_{кр}$, $\rho_{кр}$ — скорость и плотность газов в критическом сечении сопла;

$M_{-}^{ист}$ — истинный расход газов из двигателя.

Для двигателей с разными вариантами сопловых блоков и параметрами внутренней баллистики коэффициент ϕ составляет в среднем $\phi = 0,85 \div 0,98$.

Существуют иные способы расчета величины $d_{кр}$, однако ни один из них не гарантирует получение размера $d_{кр}$, не нуждающегося в последующем уточнении.

Вторым важным размером сопла является d_a . Величину его для данного $d_{кр}$ выбирают в зависимости от предполагаемого уширения сопла, которым задаются при проектировании. Уширением сопла называется отношение выходного диаметра сопла к диаметру критического сечения:

$$\varepsilon = \frac{d_a}{d_{кр}} \quad \left(\text{реже } \frac{\sigma_a}{\sigma_{кр}} \right).$$

Это отношение является весьма важной конструктивной характеристикой двигателя, так как определяет такие параметры двигателя, как тяга и единичный импульс. При постоянных параметрах внутренней баллистики тяга ракетного двигателя и его единичный импульс могут быть увеличены только за счет изменения уширения сопла.

На практике сопла с большими уширениями применяются сравнительно редко, так как газодинамические потери в таких соплах снижают эффект увеличения R и j_1 с ростом $\varepsilon = d_a/d_{кр}$. Можно даже наблюдать снижение баллистических характеристик двигателя в соплах с $d_a/d_{кр} > 3 \div 4$, так как прирост тяги в таких соплах иногда не компенсирует увеличение веса конструкции двигателя.

Следует иметь в виду, что некоторое выбранное уширение сопла можно получить за счет длины сопла или угла раствора выходного раструба (фиг. 5. 23). Условие безотрывного течения газов по соплу ограничивает допустимый угол раствора конуса величиной

$$2\beta_{\text{вых}} = 20 \div 30^\circ.$$

Оптимальным при этом считают угол

$$(2\beta_{\text{вых}})_{\text{опт}} \approx 18^\circ,$$

однако по расчетным данным, при изменении $2\beta_{\text{вых}}$ от 10 до 30° единичный импульс двигателя меняется всего на $2-3\%$.

Размер l выбирают по результатам весового анализа вариантов сопла.

Наибольшее распространение на практике имеют сопла с уширением

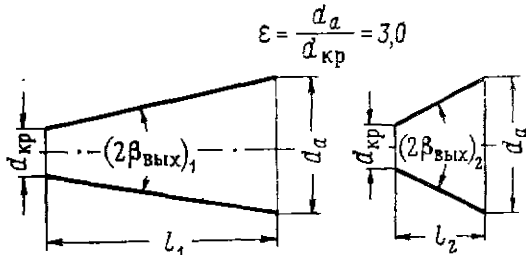
$$\varepsilon = 1,5 \div 2,5.$$

При выбранном уширении сопла и рассчитанном $d_{кр}$ диаметр выходного сечения сопла определится как

$$d_a = \varepsilon d_{кр}, \quad (5. 29)$$

причем обычно выбирают

$$d_a = (1,5 - 2,5) d_{кр}.$$



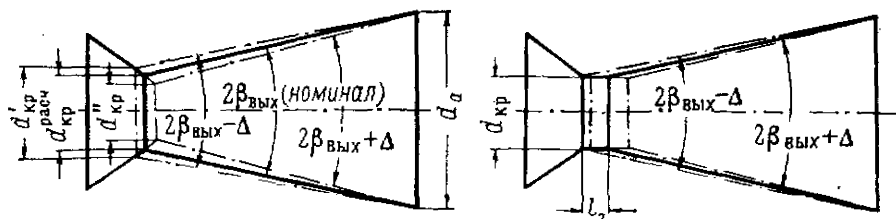
Фиг. 5. 23. Схема сопел, обеспечивающих $\varepsilon = d_a/d_{кр} = \text{const}$ за счет различных пар размеров $2\beta_{\text{вых}}$; l .

Третий проходной размер сопла $d_{\text{вх}}$ не является расчетным и выбирается из конструктивных соображений. Точно так же не рассчитываются и выбирают при проектировании линейные размеры сопла l_1 и l_2 . При назначении этих размеров можно иметь в виду следующие рекомендации:

1. $l_1 \approx (3 \div 4) d_{\text{кр}}$ и должен быть не менее 10—20 мм при угле раскрытия входного конуса $2\beta_{\text{вх}} = 90^\circ$.

Такое соотношение элементов геометрии входного конуса обеспечивает формирование потока на входе в сопло с наименьшими потерями при сравнительно небольшой длине входного конуса.

2. $l_2 \leq d_{\text{кр}}$ и должен быть не менее 3—5 мм.



Фиг. 5.24. Зависимость стабильности (технологической) размера $d_{\text{кр}}$ от наличия площадки l_2 при допуске на угол раствора выходного конуса $\pm \Delta$.

Δ — допуск на величину угла $2\beta_{\text{вых}}$; $d_{\text{кр}}^{\text{расч}}$ — расчетная величина критического сечения; $d_{\text{кр}}^*$ — диаметры критического сечения, соответствующие предельным значениям угла $2\beta_{\text{вых}}$.

Этот размер назначается с учетом двух основных требований — производственно-технологических и эксплуатационных. С точки зрения производства необходимость в площадке l_2 объясняется тем, что только при наличии такой площадки возможно выдержать размер $d_{\text{кр}}$ по высокому классу точности при сравнительно нежестких допусках на размеры входного и выходного конусов (фиг. 5.24). Кроме того, цилиндрическая поверхность критического сечения может быть использована как надежная контрольная и технологическая база обработки профиля внутреннего канала сопла. Эксплуатационные требования к величине l_2 определяются тем, что от величины l_2 в известной степени зависит стабильность размера $d_{\text{кр}}$ во время работы двигателя. Явления типа эрозии стенок сопла приводят к тому, что при малых l_2 наблюдается существенный «разгар» сопла, приводящий к снижению давления в камере сгорания, в результате чего двигатель выпадает из расчетного режима работы.

При определенных $d_{\text{кр}}$ и d_a и выбранном растворе выходного раструба сопла величину l_3 определяют из соотношения

$$\text{tg } \beta_{\text{вых}} = \frac{d_a - d_{\text{кр}}}{2 l_3} \dots$$

причем расчетную формулу удобно представить в виде

$$l_3 = \frac{d_{кр}}{2 \operatorname{tg} \beta_{\text{вых}}} (\varepsilon - 1), \quad (5.30)$$

где $\beta_{\text{вых}}$ — половина угла раствора выходящего конуса сопла.

Подбор диафрагмы

Почти во всех современных пороховых ракетных двигателях имеется диафрагма, конструктивно входящая в сопловой блок сряда. Диафрагма предназначена для надежного фиксирования порохового рабочего заряда в камере сгорания и одновременно служит колосниковой решеткой, обеспечивающей лучшее горение заряда и полное догорание его частиц в камере без выброса их из двигателя. Следует иметь в виду, что некоторое количество частиц пороха все же выбрасывается потоком продуктов сгорания наружу, так что колосниковая решетка помогает лишь снизить число таких частиц. С точки зрения газодинамического режима работы ракетного двигателя наличие диафрагмы снижает характеристики двигателя, так как она является источником дополнительного внутреннего сопротивления и дросселирует поток продуктов сгорания.

Многочисленные опыты с диафрагмами различной формы показали, что величина свободного сечения $F_{\text{д.св}}$ или даже отношение

$F_{\text{д.св}} / \frac{d_{кр}^2}{4}$ являются недостаточными характеристиками действительной роли диафрагмы в двигателе.

Для оценки качеств диафрагмы весьма важна конфигурация детали, а также соотношение форм диафрагмы и выбранного порохового заряда и взаимного расположения проходных сечений диафрагмы и сопел двигателя. Пороховые шашки своими торцами ие должны перекрывать свободное сечение диафрагмы, так как иначе эффективное свободное сечение диафрагмы снижается и потери давления возрастают. Газодинамические характеристики диафрагмы заметно улучшаются, если шашки опираются не на плоскость решетки, а на специальные выступы диафрагмы, выполняемые обычно в виде ребер. Наличие таких выступов обеспечивает постоянный зазор между торцами горящих шашек и поверхностью диафрагмы, что улучшает условия течения газов к соплу и уменьшает потери и сопротивление диафрагмы. Высота центрирующих ребер составляет обычно 5—10 мм (для снарядов средних калибров). Форму решетки диафрагмы выбирают с таким расчетом, чтобы сопловые отверстия камеры сгорания проектировались на свободные полости решетки. Из других соображений, учет которых позволяет проектировать диафрагму с высокими характеристиками, имеет смысл отметить следующие.

1. Форма диафрагмы должна быть такой, чтобы между внутренней поверхностью камеры и внешним контуром диафрагмы существовал зазор порядка 10 мм. С этой точки зрения не допус-

кается, чтобы внешним контуром было кольцо с диаметром, равным $d_{вн}$.

Указанное требование относится к случаю использования в двигателе заряда (одношашечного или многошашечного), горящего по внешней и внутренней поверхностям. При использовании одношашечных зарядов, горящих только из каиала, форма внешнего контура диафрагмы существенного значения не имеет.

2. Желательно, чтобы очертания элементов диафрагмы в направлении потока газов были обтекаемыми. Чтобы избежать сложной механической обработки, диафрагмы с элементами обтекаемой формы целесообразно получать литьем.

3. Прочностной расчет диафрагменной решетки представляет собой практически трудно решаемую задачу. Толщину ребер диафрагмы выбирают, как правило, экспериментально. При оценке прочностных свойств диафрагмы следует иметь в виду, что деформации этой детали в процессе работы двигателя недопустимы.

4. В турбореактивных снарядах конструкцию диафрагмы следует выбирать с учетом центробежных нагрузок, вызываемых вращением снаряда. При выборе формы для диафрагм в этом случае приходится ориентироваться на такие, прочность и жесткость которых в радиальном направлении увеличены (звездчатые, арочные и др.). Опыт показывает, что от неправильного выбора диафрагмы или неудачного подбора узла «заряд — диафрагма» может появиться выброс давления в начальный момент времени горения, что, естественно, нежелательно.

Вообще говоря, возможно спроектировать пороховой ракетный двигатель, который не имел бы диафрагмы. Крепить шашки в таком двигателе можно при помощи специальных устройств, смонтированных на переднем дне, а предотвратить выброс частиц пороха — за счет соответствующей конструкции сопловой крышки. При прочих равных условиях двигатель, не имеющий диафрагмы, более перспективен, так как обеспечивает более высокие эксплуатационные параметры снаряда.

Опыты указывают на целесообразность наличия в двигателе так называемого задиафрагменного свободного объема, представляющего собой полость между диафрагмой и крышкой-соплом. Длина $l_{св-д}$ этого объема зависит от особенностей конкретного двигателя и для снаряда М13, например, составляет

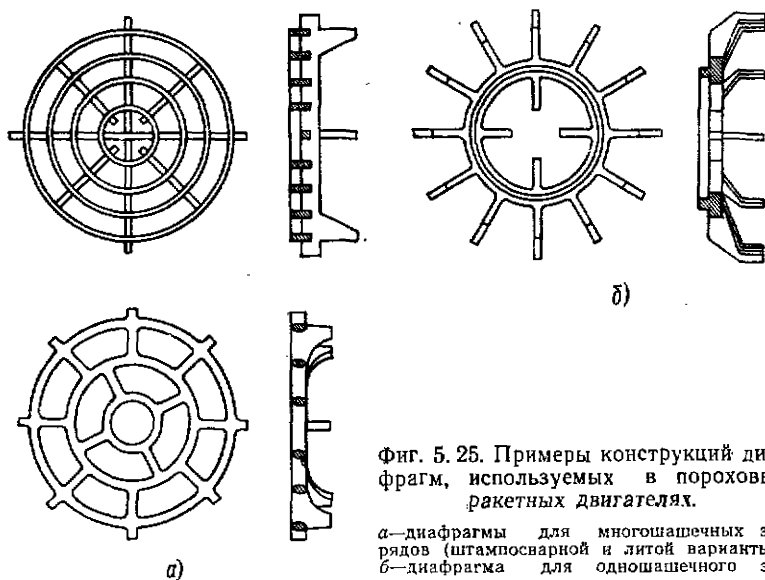
$$l_{св-д} \approx 0,25 d_{вн}, \quad (5.31)$$

где $d_{вн}$ — внутренний диаметр камеры сгорания двигателя.

С увеличением задиафрагменного объема параметры работы двигателя улучшаются, однако при этом возрастает конструктивный вес снаряда, что недопустимо.

Желательно, чтобы задиафрагменный объем представлял собой тело вращения с плавным переходом к очертаниям сопловой крыш-

ки, однако это не обязательно. Примеры конструкций диафрагм приведены на фиг. 5.25.



Фиг. 5.25. Примеры конструкций диафрагм, используемых в пороховых ракетных двигателях.

а—диафрагмы для многорядных зарядов (штампованной и литой варианты), б—диафрагма для однорядного заряда.

Понятие о регулируемых и сменных соплах и соплах с управляемой газовой струей¹

Как уже указывалось, одной из особенностей горения ракетных порохов является зависимость скорости их горения от начальной температуры заряда:

$$u_n = u_{+20^\circ} \cdot f(t_0),$$

где u_{+20° — скорость горения пороха при температуре заряда $t_0 = +20^\circ \text{C}$;

$f(t_0)$ — температурная функция горения,

$$f(t_0) > 1 \text{ при } t_0 > 20^\circ \text{C},$$

$$f(t_0) < 1 \text{ при } t_0 < 20^\circ \text{C}.$$

Изменение скорости горения с изменением t_0 приводит к тому, что при $d_{\text{кр}} = \text{const}$ давление в камере сгорания меняется в зависимости от условий сжигания заряда и при одних и тех же конструктивных параметрах заряда будет низким при низких (минусовых) температурах и высоким — при высоких. Поскольку величина давления определяет основные характеристики ракетного двигателя (тягу, единичный импульс), разброс давления для разных начальных температур заряда приводит к неустойчивости этих характеристик, значительно снижая боевые и эксплуатационные свойства оружия. При этом следует иметь в виду, что чувствитель-

¹ J. Gates and S. Pinto, ASME Preprint, N 59T (March—April 1959).

ность давления к изменению скорости горения довольно высока и, например, для случая степенного закона горения пороха составляет

$$\frac{\Delta p}{p} = \frac{1}{1-\nu} \left(\frac{\Delta u_{t_0}}{u_{t_0}} \right) = 3 \div 4 \left(\frac{\Delta u_{t_0}}{u_{t_0}} \right),$$

поскольку для современных порохов

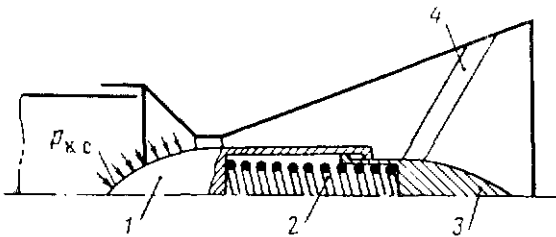
$$\nu = \frac{2}{3} \div \frac{3}{4}.$$

Для некоторых марок порохов скорость горения при разных температурах сжигания колеблется настолько сильно, что соответствующий разброс давления в камере сгорания просто недопустим.

Если иметь в виду, что для некоторого определенного порохового заряда давление в камере сгорания при фиксированной скорости горения зависит только от величины критического сечения сопла двигателя

$$p = \frac{\gamma S_d}{A} u_{л} \frac{1}{\sigma_{кр}},$$

то естественно наметить два пути стабилизации давления в двигателе для определенного температурного интервала его эксплуатации:



Фиг. 5. 26. Элементарная схема авторегулируемого сопла.

- 1) использовать пороха со слабой зависимостью скорости горения от начальной температуры заряда и низкой чувствительностью величины давления в камере сгорания к параметрам заряда;
- 2) применять специальные сопла, величина критического сечения которых меняется бы с изменением давления так, чтобы давление оставалось примерно постоянным.

Поскольку порохов, не чувствительных к начальной температуре заряда, практически еще не создано, первый путь относится к перспективным исследованиям. Второй же путь вполне реален, и существует немало двигателей, величину критического сечения которых регулируют для стабилизации давления в широком температурном интервале эксплуатации ракетного снаряда.

Наиболее рационально использовать такую конструкцию регулируемого сопла, которая бы автоматически следила за давлением в камере сгорания и непрерывно реагировала на колебания давления. Такие сопла называют авторегулируемыми. Элементарная схема сопла с плавным регулированием давления представлена на фиг. 5. 26. Из схемы видно, что авторегулируемое сопло отличается от нерегулируемого обычного сопла тем, что в нем смонти-

ровано специальное приспособление, следящее за величиной давления в камере сгорания и изменяющее проходное сечение сопла в зависимости от этого давления.

Приспособление состоит из плавающего грибка 1, управляющей пружины 2 и опоры 3, закрепленной тремя пилонами 4 в раструбе сопла. В каждый момент времени плавающий грибок находится под действием двух сил — равнодействующей от давления $p_{к.с}$ (в камере сгорания), распределенного по лобовой поверхности грибка, и силы сопротивления пружины — и занимает в зависимости от соотношения этих сил то или иное положение на оси сопла.

Пружину 2 подбирают так, чтобы при расчетном давлении в камере сгорания грибок занимал положение на оси сопла, при котором площадь проходного сечения сопла обеспечивает баланс газов в двигателе, т. е. при котором

$$u\gamma S_2 = A p_0 \sigma_{кр}.$$

При увеличении $p_{к.с}$ сила, действующая на грибок за счет этого давления, возрастает, и грибок перемещается вправо, увеличивая проходное сечение сопла. Давление при этом начинает уменьшаться, и грибок постепенно возвращается в положение, соответствующее расчетному давлению в камере сгорания. При падении давления грибок под действием пружины перемещается влево и перекрывает критическое сечение сопла, что вызывает рост давления.

Для схемы регулирования, представленной на фиг. 5.26, нельзя добиться $p_0 = \text{const}$ и удается лишь значительно снизить величину разброса давления. Объясняется это тем, что сила противодействия пружины $p_{пр}$ не постоянна и сама зависит от площади критического сечения, так как

$$p_{пр} = cx = ck\sigma_{кр},$$

поскольку величина $\sigma_{кр}$ определяется координатой x положения грибка на оси сопла.

Здесь c — жесткость пружины;

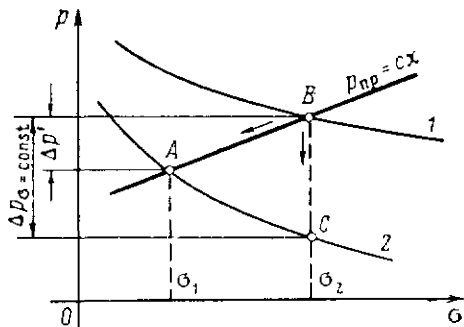
k — некоторый коэффициент, определяющий связь координаты x положения грибка на оси сопла с площадью открытого сечения сопла.

На фиг. 5.27 приведены кривые $p_0 = f(\sigma_{кр})$, являющиеся решением уравнения баланса для крайних температур заданного интервала ($\pm 50^\circ\text{C}$), и характеристика пружины $p_{пр} = cx$. Из фигуры видно, что если сопло нерегулируемое ($\sigma = \text{const} = \sigma_2$), то при изменении начальной температуры заряда в диапазоне от -50 до $+50^\circ\text{C}$ давление в двигателе колеблется в пределах $\Delta p_{\sigma = \text{const}}$, соответствующих отрезку ординаты BC на графике. За счет введения авторегулирования по схеме фиг. 5.26 при изменении давления в камере сгорания грибок-регулятор перемещается и площадь проходного сечения соответственно изменяется. Если характеристика пружины изображена прямой AB , то предельный разброс давления в температурном интервале $\pm 50^\circ\text{C}$ определится величиной $\Delta p' < \Delta p_{\sigma = \text{const}}$, при этом площадь критического сечения двигателя меняется от σ_2 до σ_1 .

Регулятор, приведенный на фиг. 5.26, является простейшим. Более совершенные схемы регулирования позволяют поддерживать давление в камере сгорания практически постоянным во всем температурном интервале использования снаряда. Такие схемы, естественно, более сложны.

Следует иметь в виду, что регулировать сопло иногда приходится не только для стабилизации давления при эксплуатации снаряда в разных температурных условиях, но и, например, для обеспечения постоянства давления в камере сгорания при некоторой фиксированной начальной температуре заряда, когда геометрия шашки такова, что поверхность горения

не остается постоянной в процессе выгорания топлива.



Фиг. 5.27. Диаграмма, характеризующая снижение максимального разброса давления в камере сгорания за счет использования простейшей схемы регулирования величины критического сечения $\sigma_{кр}$.

1 — $t_0 = +50^\circ\text{C}$; 2 — $t_0 = -50^\circ\text{C}$.

Проектирование и обработка авторегулируемого сопла сопряжены с большими трудностями. Одной из основных проблем создания сопла с регулятором является обеспечение нормальной работы конструкции в условиях обтекания регулятора потоком высокотемпературных продуктов сгорания. При этом необходимо учитывать не только изменение свойств конструкционных материалов в области высоких рабочих температур, но и искажение рабочих характеристик

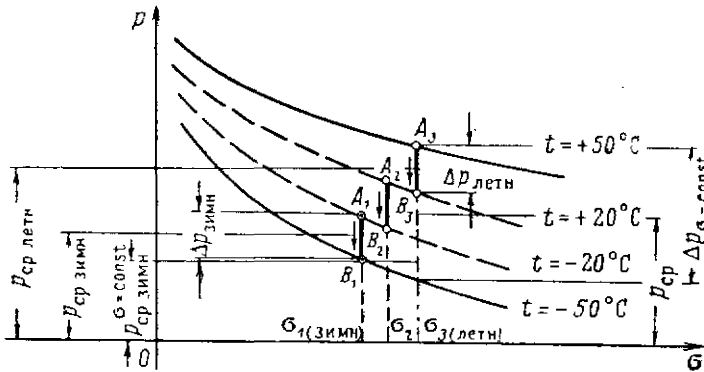
пружин, используемых, как правило, в схеме регулятора. Разработка сопел с автоматическим регулированием величины $\sigma_{кр}$ допускается лишь для случаев, когда их использование оправдывается высокими требованиями к объекту и малым допуском на величину рабочего давления.

Иногда целесообразно ступенчатое регулирование $\sigma_{кр}$, конструктивно наиболее просто решаемое использованием комплекта сменных сопел. Схема применения таких сопел представлена на фиг. 5.28. Пусть при $\sigma = \text{const} = \sigma_{зймн}$ расчетным является давление $p_{ср}$, а разброс этого давления для крайних температур составляет величину $\Delta p_{\sigma = \text{const}}$. Из кривых, приведенных на фиг. 5.28, видно, что величина $\Delta p_{\sigma = \text{const}}$ может быть примерно такой же, как среднее рабочее давление, так что крайние давления могут отличаться от $p_{ср}$ почти в полтора раза. Такой разброс давлений недопустим. Разделим заданный температурный интервал $\pm 50^\circ\text{C}$ эксплуатации снаряда на:

- летний ($+50 \div +20^\circ$),
- межсезонный ($+20 \div -20^\circ$),
- зимний ($-20 \div -50^\circ$)

и подберем три разных сопла, использование каждого из которых в своем диапазоне температур позволит добиться примерно постоянства тяги двигателя при относительно небольшом разбросе величин рабочего давления. Эти сопла удобно также называть летным $\sigma_{\text{летн}}$, межсезонным σ и зимним $\sigma_{\text{зимн}}$.

На фиг. 5.28 видно, что для каждого из этих сопел разброс давления значительно меньше, чем для случая $\sigma = \text{const}$, а средние уровни давления соответственно несколько выше ($p_{\text{ср. зимн}} > p_{\text{ср. const}}$). В итоге получаем, что для примерного постоянства характеристик ракетного двигателя можно подобрать несколько сменных (сезонных) сопел и использовать одно из них при соответствующей начальной температуре заряда.



Фиг. 5.28. Диаграмма, иллюстрирующая возможность снижения разброса давления p в камере сгорания ракетного двигателя с большим интервалом рабочих температур t за счет применения сменных сопел.

При расчете сменных сопел исходят из основного требования $R = \text{const}$, что с учетом

$$R = \xi p_0 \sigma_k$$

даёт

$$p_0 \sigma_k = \text{const}$$

или

$$p_1 \sigma_1 = p_2 \sigma_2, \quad (5.32)$$

откуда для частного случая $t_1 = +20^\circ$ имеем

$$\frac{\sigma_{+20^\circ}}{\sigma_t} = 1 + \frac{1 + kp_{+20^\circ}}{kp_{+20^\circ}} \frac{t - 20^\circ}{B_T}, \quad (5.33)$$

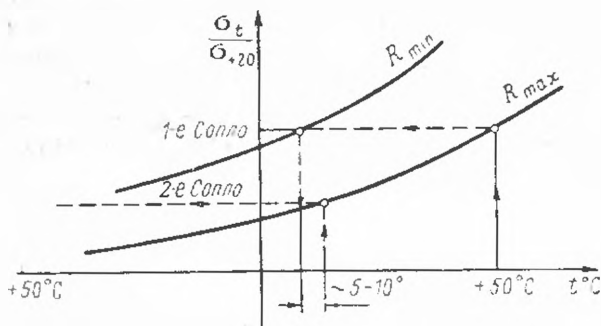
где k — отношение коэффициентов закона горения пороха;

B_T — термохимическая константа пороха,

и предполагается, что $u_{i1} = u(ap + b)f(t_0)$, а все обозначения соответствуют принятым во внутренней баллистике.

Соотношение (5.33) позволяет подбирать сменные сопла графически. Последовательность подбора очевидна из фиг. 5.29. Же-

лательно, чтобы диапазоны работы каждого из сопел перекрывались на $5-10^\circ$. При проектировании двигателя со сменными соплами следует иметь в виду, что число номеров таких сопел должно быть минимальным. Чтобы исключить трудоемкую операцию переустановки сопел, особенно в случае проведения работ на

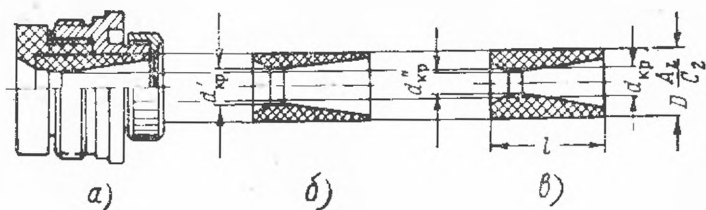


Фиг. 5.29. Схема подбора сменных сопел, обеспечивающая постоянство тяги двигателя (в пределах заданного разброса тяг).

R_{\min} — минимальная потребная тяга и R_{\max} — максимальная.

стартовой позиции, целесообразно иметь не сменные сопла, а сменные центральные вкладыши. Смена таких вкладышей не требует последующей кропотливой выверки сопел, и тем самым значительно сокращается время регламентных работ.

На фиг. 5.30 приведено сопло с набором сменных вкладышей. При изготовлении таких сопел комплект вкладышей к каждому соплу окончательно обрабатывают обычно в сборке. Это позволяет



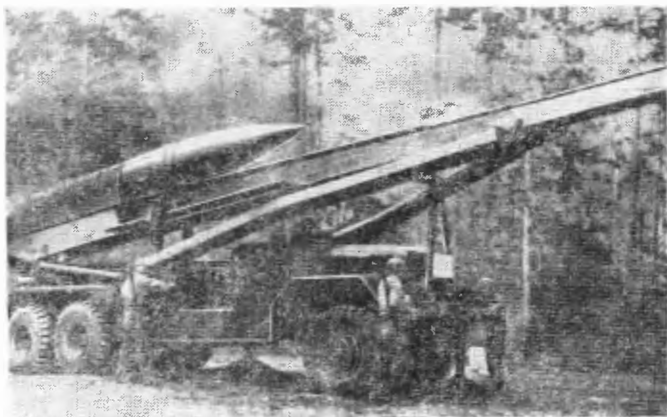
Фиг. 5.30. Сопло со сменными вкладышами.

а — вкладыш межсезонный (для средних начальных температур заряда);
 б — вкладыш летний; в — вкладыш зимний. $d_{кр}$, $d_{кр}^*$, $d_{кр}^{**}$ — критические сечения межсезонного, летнего и зимнего вкладышей; $D \frac{A_2}{C_2}$ — посадочный диаметр сборки вкладыша с корпусом сопла.

выполнить требования к поверхности внутреннего канала сопла и добиться точного соответствия размеров при посадке.

Одним из путей стабилизации характеристик порохового ракетного двигателя в температурном интервале, заданном для этого двигателя, является предстартовое темперирование двигателя.

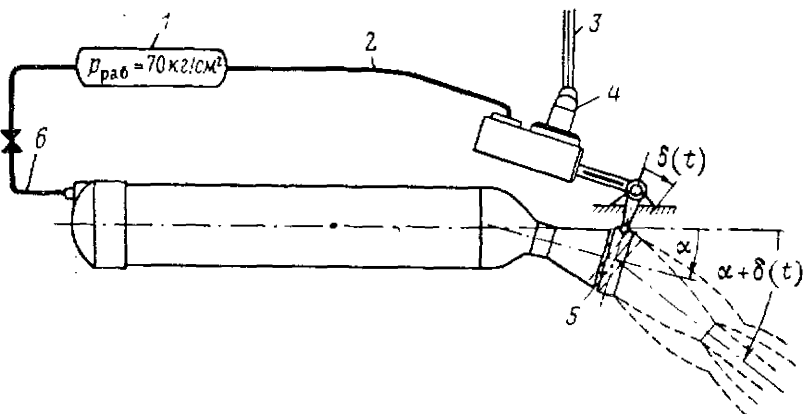
В американских периодических изданиях несколько раз приводились фотографии армейской ракеты «Онест Джон», прогреваемой перед стартом (фиг. 5.31). В качестве источника тепла для такого прогрева американцы используют металлическую сеть — покрывало, через которое в течение определенного времени пропускается электрический ток. Метод этот внешне очень удобен, однако из-за низкой температуропроводности пороха может использоваться лишь в сравнительно редких случаях.



Фиг. 5.31. Прогрев двигателя ракеты «Онест Джон» перед стартом.

В последнее время появились конструкции двигателей с соплом, позволяющим изменять направление истечения газовой струи в соответствии с определенной программой или командой. Такой поворот струи приводит к появлению боковой составляющей (относительно оси двигателя) реактивной силы, которая обычно используется для управления полетом объекта. Сопла с управляемой газовой струей разрабатываются как для маршевых ракетных двигателей, так и для стартовых агрегатов.

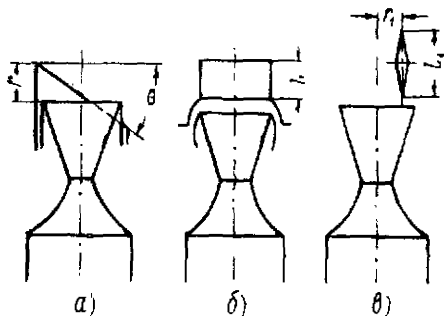
В качестве примера можно привести стартовый агрегат самолета-снаряда «Снарк» (США). Использование чувствительной электроники в системе управления этого снаряда не допускает больших перегрузок объекта при старте. В итоге снаряд набирает скорость сравнительно медленно и, поскольку органы аэродинамического управления становятся эффективными лишь при относительно высоких скоростях полета, на участке старта снаряд является фактически неуправляемым. Это может привести к заметному отклонению снаряда в начальный момент полета от расчетной траектории и последующему снижению точности стрельбы. Единственным средством управления полетом самолета-снаряда на участке старта является использование эффекта поворота струи продуктов сгорания стартового снаряда в сторону, соответствующую



Фиг. 5.32. Схема устройства стартового агрегата с поворотным насадком, отклоняющим ось струи (самолет-снаряд «Снарк» (США).

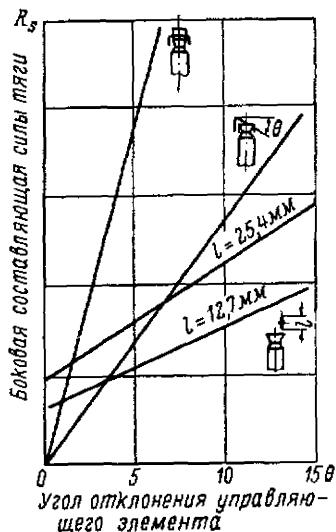
$\delta(t)$ —угол командного поворота насадки, α —угол между осями сопла и двигателя, $\alpha + \delta(t)$ —суммарный угол отклонения струи.

1—гидроаккумулятор, 2—нагнетающая магистраль, 3—к автономной системе управления объектом, 4—рабочий сервоцилиндр, 5—поворотное кольцо, 6—магистраль отбора пороховых газов.



Фиг. 5.33. Схемы сопел с управляемой газовой струей.

а—сопло с косым поворотным срезом, б—сопло с поворотным насадком, в—сопло с газовым рулем.



Фиг. 5.34. Рабочие характеристики сопел с управляемой газовой струей.

щую требуемому отклонению объекта. Схема стартового агрегата «Сиарк» приведена на фиг. 5.32. Команда на поворот отклоняющего насадка сопла подается на исполнительный механизм от автопилота объекта¹.

Поворотное сопло для маршевого двигателя целесообразно разрабатывать, например, для ракетных снарядов с большой рабочей высотой полета, где разрежение воздуха не позволяет использовать аэродинамическое управление, а газовые рули нежелательны из конструктивных соображений, и в некоторых других случаях. Так известно, что сопла с поворотными насадками используются на маршевом двигателе одной из ступеней баллистической ракеты «Полярис».

Сопла с управляемой струей могут выполняться в нескольких вариантах, схематично изображенных на фиг. 5.33. Наиболее эффективным из этих вариантов, по данным специальных исследований², является сопло с телескопическим поворотным насадком. Следует, однако, иметь в виду, что обработка такого сопла связана с наибольшими трудностями.

На фиг. 5.34 для сравнения приведены рабочие характеристики указанных вариантов сопел, из которых очевидны преимущества сопла с телескопическим насадком.

§ 5. НЕКОТОРЫЕ ТИПЫ ПОРОХОВЫХ РАКЕТНЫХ ЗАРЯДОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Рабочий заряд ракетного двигателя твердого топлива состоит, как правило, из одного или нескольких самостоятельных элементов, называемых шашками. Пороховые шашки получают из специально подготовленной исходной смеси прессованием в виде длинных брусков заданного поперечного сечения или литьем. Бруски эти после остывания и разбраковки режут на части требуемой длины и окончательно механически обрабатывают.

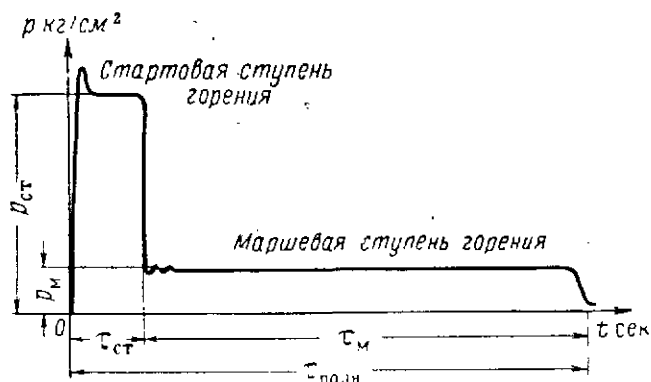
Геометрические размеры и форма пороховых шашек, формирующих рабочий заряд двигателя, в значительной степени влияют на основные характеристики и режим работы порохового ракетного двигателя. Особенно большое значение форма пороховых шашек имеет для вида кривой горения $p=p(t)$, определяя ее прогрессивность, нейтральность или дегрессивность.

Прогрессивной при этом называют кривую, которая соответствует режиму работы двигателя, при котором давление в камере сгорания по мере горения заряда возрастает. По аналогии дегрессивная кривая характерна для режима работы, при котором давление в камере сгорания монотонно снижается в процессе работы двигателя, и нейтральная — для случая, когда давление остается постоянным (или примерно постоянным).

¹ ЭИ ВИНТИ АН СССР, серия «Ракетная техника», 1959, вып. 6, № РТ-15.

² Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63, No. 580.

Для большинства снарядов полевой ракетной артиллерии требуется, чтобы тяга двигателя была постоянной в течение всего времени работы двигателя. Это значит, что при нерегулируемом сопле конфигурация заряда пороха должна обеспечить примерное постоянство величины давления в камере сгорания в течение всего времени горения пороха. Однако это требование не является общим, так как для некоторых типов ракет более целесообразной может оказаться, например, прогрессивная характеристика горения, обеспечивающая низкую тягу в начале и высокую — в конце работы двигателя.



Фиг. 5.35. Кривая горения с двумя ступенями тяги, обеспечивающая максимальную скорость выхода снаряда на участок управляемого полета.

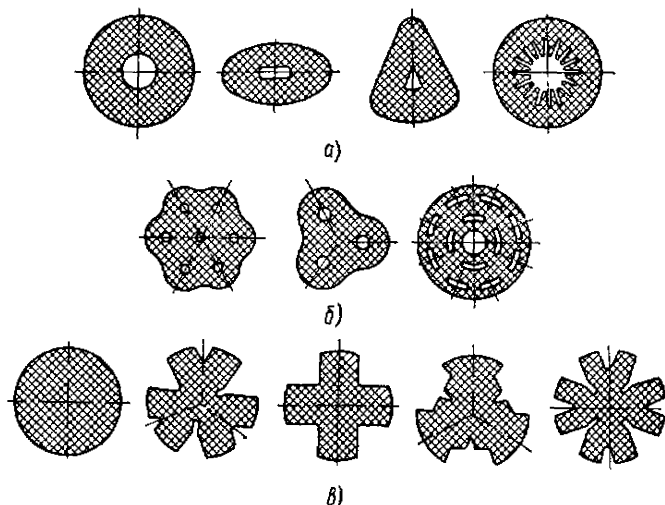
$p_{ст}$, $p_{м}$ — давление в камере сгорания на стартовом и маршевом режимах; $t_{ст}$ и $t_{м}$ — время работы двигателя в режиме старта и в режиме марша; $t_{полн}$ — полное время работы двигателя.

В этом случае ракета проходит нижние плотные слои воздуха с относительно небольшой скоростью и разгоняется в основном в разреженных слоях атмосферы.

В итоге среднее эффективное сопротивление и потери скорости на преодоление сопротивления значительно снижаются по сравнению с тем, когда тяга двигателя постоянна. Для других ракетных снарядов желательно, чтобы скорость выхода снаряда на участок управляемого полета была максимальной, а снаряд на этом участке двигался с меньшей скоростью и успевал реагировать на команды системы управления. В этом случае предпочтительна депрессивная и, может быть, даже ступенчатая характеристика горения (фиг. 5.35).

В некоторых случаях для быстрого набора требуемой скорости снаряд проектируется двухступенчатым, причем первая ступень является стартовым ускорителем и отбрасывается по окончании горения.

Среди всех возможных форм поперечного сечения шашек, из которых наиболее часто используемые приведены на фиг. 5.36, относительное постоянство давления обеспечивают шашки со специальной формой канала (например, звездочкой) и шашки, горящие одновременно и по наружной поверхности и по поверхности внутренних каналов (одноканальная цилиндрическая, эллиптическая и трехгранная, семиканальная и трехканальная трехлепестковая шашки). Для этих шашек можно подобрать соотношения элементов геометрии сечения, при которых полная поверхность горения



Фиг. 5.36. Некоторые формы поперечного сечения шашек, часто встречающиеся у зарядов двигателей твердого топлива.

а—одноканальные шашки, *б*—многоканальные шашки, *в*—бесканальные шашки.

сохраняется в течение всего времени работы двигателя примерно постоянной, что и определяет при $\sigma_k = \text{const}$ постоянство величины давления.

Рассмотрим для примера одноканальную цилиндрическую шашку. Пусть в начальный момент горения размеры поперечного сечения шашки будут:

R_0 — радиус окружности внешней поверхности;

r_0 — радиус внутреннего канала;

$L_0 = \text{const}(t)$ — длина шашки (что может быть достигнуто, например, бронированием боковых торцов шашки).

Полная поверхность горения S_0 для этого момента будет

$$S_0 = 2\pi R_0 L_0 + 2\pi r_0 L_0 = 2\pi (R_0 + r_0) L_0;$$

через t сек. часть шашки сгорит, причем если скорость горения за это время составляла u мм/сек, то размеры шашки станут

$$R_t = R_0 - 2ut,$$

$$r_t = r_0 + 2ut,$$

и полная поверхность горения S_t составит

$$\begin{aligned} S_t &= 2\pi R_t L_0 + 2\pi r_t L_0 = 2\pi (R_t + r_t) L_0 = \\ &= 2\pi (R_0 - 2ut + r_0 + 2ut) L_0 = 2\pi (R_0 + r_0) L_0 \equiv S_0. \end{aligned}$$

Если шашка горит не только по боковой поверхности, но и по поверхности торцов, то величина суммарной поверхности горения несколько меняется, однако это изменение сравнительно мало, особенно для шашек большой длины. Оценим величину ΔS_{\max} . Очевидно, что в случае, когда торцы шашки участвуют в горении,

$$S_0 = 2\pi (R_0 + r_0) L_0 + 2\pi (R_0^2 - r_0^2),$$

$$S_t = 2\pi (R_0 + r_0) L_t + 2\pi [(R_0^2 - r_0^2) - 4ut (R_0 + r_0)],$$

где

$$L_t = L_0 - 2ut.$$

Отсюда легко определить ΔS_t в виде

$$\Delta S_t = S_t - S_0 = -1 \cdot 2\pi ut (R_0 + r_0).$$

Знак минус показывает, что поверхность горения постепенно уменьшается. Из геометрических соображений

$$(ut)_{\max} < R_0,$$

так что максимальное изменение поверхности горения не превзойдет

$$|\Delta S_{\max}| < 12\pi (R_0 + r_0) R_0, \quad (5.34)$$

а так как длина пороховых шашек, как правило, составляет обычно 8—12 калибров шашки, т. е.

$$R_0 = \frac{L}{16 \div 24},$$

то

$$|\Delta S_{\max}| < (0,5 \div 0,75) (R_0 + r_0) L_0.$$

Сравнивая эту величину с первым членом выражения, определяющего S_0 , получим, что ΔS_{\max} даже для таких сравнительно коротких шашек не превосходит (0,25 ÷ 0,35) S_0 .

На самом же деле ΔS_{\max} еще меньше, поэтому применение заряда из одноканальных цилиндрических шашек, как правило, гарантирует постоянство давления в двигателе с возможным отклонением порядка 5% к концу горения.

Необходимо обратить внимание на то, что в некоторых двигателях для обеспечения $p = \text{const}$ может оказаться совершенно необя-

зательным, чтобы суммарная поверхность горения заряда оставалась постоянной во время работы двигателя. Дело в том, что по мере выгорания рабочего заряда меняются некоторые характеристики и параметры двигателя и заряда, определяющие величину давления в камере сгорания, так что для стабилизации давления требуется компенсировать это изменение условий работы двигателя. Наиболее удобно для этого регулировать поверхность горения заряда. Так, по данным Wimpres¹, для обеспечения в одном из двигателей строгого $p = \text{const}$ в случае использования зарядов из пороха JPN необходимо было постепенно уменьшать поверхность горения, снизив ее величину к концу горения примерно на 25%.

Шашки, горящие только с наружной поверхности (бескапальная цилиндрическая шашка, крестообразная и т. д.), имеют, как правило, депрессивный характер горения, тогда как шашкам, горящим изнутри, свойственно прогрессивное горение (если каналу их не придать специальную форму).

Для того чтобы пороховая шашка горела только по некоторой ограниченной, заданной наперед поверхности, ее бронируют. Бронировка заряда заключается в том, что на поверхности шашки, которые не должны участвовать в горении, наносят специальное покрытие, прочно соединяющееся с пороховой массой шашки и исключающее возможность появления пламени на этих поверхностях. Так, например, для того чтобы шашка горела только по поверхности канала, бронируют наружную поверхность и торцы шашки. В качестве бронирующего материала можно привести, например, широко используемый в США бронесостав на основе стандартного каучука S (стандарт США) с добавками газовой сажи, пластификатора и специальных вулканизирующих добавок. Для бронирования зарядов указанную смесь готовят в определенной пропорции и раскатывают в листы требуемой толщины. Шашки обертывают в эти листы и выдерживают под высоким давлением в специальных термостатах ($t \approx 100^\circ \text{C}$) в течение определенного времени. При термостатировании каучук вулканизируется, и в результате образуется покрытие, надежно бронирующее обработанную поверхность шашки. Кроме каучука, в качестве основы бронировочного состава можно использовать различные полимеризующиеся смолы и синтетические материалы.

При подборе бронесостава следует помнить, что основными требованиями к нему можно считать:

- необходимость обеспечения хорошей адгезии с поверхностью пороховой шашки;
- нечувствительность к воздействию пламени и потоку продуктов сгорания вдоль бронировки;
- сохранение свойств в широком температурном интервале эксплуатации заряда.

¹ R. N. Wimpres, Internal Ballistics of the Solid-Fuel Rockets, McGraw-Hill, New York, 1950.

Если требуемый характер кривой $p = p(t)$ может быть обеспечен выбором шашки той или иной формы поперечного сечения и частичным бронированием поверхности заряда, то вторая основная характеристика работы двигателя — время горения заряда — целиком определяется размерами шашки и главным образом величиной так называемого свода горения. Свод горения можно определить как минимальное расстояние между начальной поверхностью горения и положением фронта пламени в конечный момент времени горения. Так, для одноканальной цилиндрической шашки, когда горение наблюдается как по наружной поверхности, так и в канале, величина свода e определится выражением

$$e' = \frac{R_0 - r_0}{2},$$

поскольку положение фронта пламени в конце горения соответствует примерно срединной поверхности шашки. Если одна из поверхностей такой шашки забронирована и горение происходит только по поверхности внутреннего канала (или, наоборот, только снаружи), величина свода будет

$$e'' = R_0 - r_0.$$

Из этого примера видно, что при прочих равных условиях шашки, горящие снаружи и по поверхности канала, имеют меньшую толщину свода, т. е. меньшее время работы, чем шашки, горящие только по поверхности канала или только по наружной поверхности. Если поверхностью горения является поверхность торца шашки, то

$$e''' = L_0$$

и, поскольку обычно $L_0 \gg R_0$, время работы двигателя в этом случае максимально.

Разобранные свойства зарядов разной конфигурации сведены в табл. 5.1.

С уменьшением общих габаритов шашки толщина свода по абсолютной величине тоже уменьшается, поэтому для получения минимальных времен горения используют многошашечные заряды. Пусть, например, одношашечный заряд из одноканальной цилиндрической шашки с размерами R_{01} , r_{01} , L_{01} в прежнем калибре снаряда заменен зарядом, состоящим из семи шашек, с геометрией поперечного сечения, подобной исходной шашке (R_{02} , r_{02} , L_{02}). Посмотрим, как при этом изменится время горения заряда. В первом случае величина свода горения, целиком определяющая продолжительность горения шашки, будет

$$e_{1ш} = \frac{R_{01} - r_{01}}{2} = \frac{R_{01}}{2} \left(1 - \frac{r_{01}}{R_{01}} \right)$$

Свойства некоторых простейших типов шашек для случая сравнимых габаритов зарядов

 $(R_0, r_0 = \text{const})$

Сравнительное время горения \ Характер кривой горения	Малое	Среднее	Наибольшее
Прогрессивная		Шашки с горением по поверхности цилиндрического канала	
$p = \text{const}$	Шашки, горящие снаружи и по поверхности канала	Шашки, горящие по поверхности канала, имеющие сложную форму; шашки с пропилами	Шашки, горящие с торца
Дегрессивная		Шашки с горением по наружной поверхности	

и во втором соответственно

$$e_{7ш} = \frac{R_{02} - r_{02}}{2} = \frac{R_{02}}{2} \left(1 - \frac{r_{02}}{R_{02}}\right)$$

($e_{7ш}$ — свод семишашечного заряда).

Считая, что

$$2R_{01} \approx d_{вн}$$

и что при плотной укладке семи шашек в камеру сгорания с внутренним диаметром $d_{вн}$

$$2R_{02} = \frac{d_{вн}}{3},$$

получим, что для шашек с подобным поперечным сечением

$$\frac{e_{7ш}}{e_{1ш}} = \frac{R_{02} \left(1 - \frac{r_{02}}{R_{02}}\right)}{R_{01} \left(1 - \frac{r_{01}}{R_{01}}\right)} \approx \frac{1}{3},$$

т. е. во втором случае время горения заряда уменьшается втрое по сравнению с самым быстрогорящим вариантом одношашечного заряда.

При переходе к многошашечному заряду плотность заряжания, характеризуемая весом единицы длины заряда, как правило, снижается (см. табл. 5.2) и увеличивается длина камеры сгорания;

необходимая для размещения в двигателе прежнего количества пороха. Это приводит к ухудшению весовых характеристик двигателя и, в частности, к снижению отношения $\omega/q_{\text{ш}}$, которое согласно формуле К. Э. Циолковского определяет величину скорости, приобретаемой снарядом за счет работы ракетного двигателя.

Таблица 5.2

Сравнительная плотность заряжания, характерная для пороховых ракетных зарядов с разной формой поперечного сечения

Форма поперечного сечения шашки	Количество шашек в заряде	Плотность заряжания
Одноканальная цилиндрическая шашка	1	1,000
То же	5	0,834
"	7	0,916
Телескопическая шашка	1	0,984
Семиканальная шашка Уолша	1	~1,000
Трехканальная трехлепестковая шашка	7	0,967
Крестообразная шашка	1	0,909

Отметим, что при постоянной толщине свода шашки величину времени горения можно изменять за счет изменения величины давления, определяющего скорость горения пороха, однако при этом время работы двигателя можно изменять сравнительно в узких пределах.

Таким образом, в качестве предварительной рекомендации по выбору типа порохового заряда для проектируемого двигателя можно сказать следующее.

1. Если требуется, чтобы в течение всего времени работы двигателя тяга поддерживалась на постоянном уровне, следует выбирать шашку среди зарядов, горящих изнутри и имеющих сложную конфигурацию канала или горящих снаружи и по поверхности канала; для очень больших времен работы необходимо ориентироваться на схему торцового горения заряда.

2. Для обеспечения дегрессивности горения следует использовать шашки, горящие снаружи, или проектировать двигатель с двумя ступенями тяги.

3. Прогрессивный характер горения обеспечивают формы шашек, предусматривающие горение изнутри канала.

4. Для резкого сокращения времени работы во всех трех случаях следует переходить к многашашечным зарядам. При этом можно считать, что в первом приближении время горения сокращается в прямом соответствии с увеличением числа шашек в заряде.

Рассмотрим подробнее вопрос о выборе заряда для двигателей со средним временем горения. Для времени работы двигателя 20 — 30 сек. и выше основная проблема создания работоспособной конструкции заключается в предотвращении перегрева несущих деталей и узлов камеры сгорания и главным образом стенок двигателя. С этой точки зрения вариант заряда с горением по поверхности внутреннего канала является оптимальным, так как при плотной укладке в камеру сгорания такой заряд надежно изолирует стенки камеры толщиной пороховой массы, которая из-за низкого коэффициента теплопроводности является почти идеальным изолирующим материалом. Прогрессивность характеристики $p=p(t)$ для шашки с простым каналом (цилиндрическим), не всегда желательная для двигателя, может быть устранена или, по крайней мере, значительно снижена за счет создания в шашке дополнительных депрессивных поверхностей горения или использования специальных так называемых компенсирующих шашек.

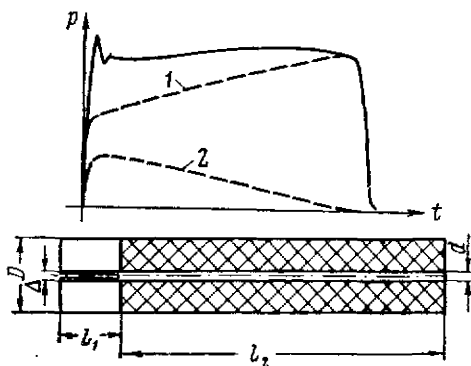
На фиг. 5.37 приведена шашка с горением по поверхности канала, доработанная так, что поверхность ее горения остается примерно постоянной, т. е. характеристику горения которой можно считать практически нейтральной.

Доработка формы шашки заключается в том, что в толще шашки на конце ее делают пропилы шириной Δ мм. Горение происходит не только по поверхности канала шашки, но и по поверхности пропилов. В итоге в начальный момент времени суммарная поверхность горения может быть заметно увеличена. По мере горения поверхность пропилов S уменьшается из-за увеличения размера d , поскольку

$$S_{\Delta} = (D - d) l_1 n.$$

Депрессивность поверхности пропилов и прогрессивность основной поверхности горения дают возможность при определенном подборе элементов геометрии шашки добиться примерной нейтральности характеристики горения заряда.

Если для выполнения требований ТТЗ по параметрам тяги поверхность горения должна быть равной S см², то соотношения эле-



Фиг. 5.37. Схема заряда с щелевыми пропилами, обеспечивающими примерную нейтральность кривой $p=p(t)$ при горении по поверхности внутреннего канала.

1—кривая горения для простой одноканальной шашки, 2—кривая горения компенсирующей поверхности.

ментов геометрии пороховой шашки такого типа определяются в первом приближении из условий

$$\left. \begin{aligned} S_{\text{кон}} &\approx \pi D l_2, \\ S_{\text{нач}} &\approx \pi d l_2 + n(D-d) l_1, \end{aligned} \right\} S_{\text{нач}} = S_{\text{кон}} = S,$$

(n — число пропилов в заряде),
откуда

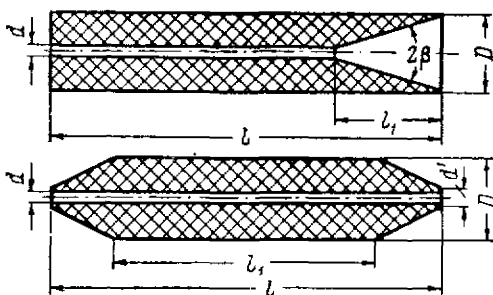
$$\left. \begin{aligned} l_2 &\approx \frac{S}{\pi D}, \\ l_1 &\approx \frac{S - \pi d l_2}{n(D-d)} = \frac{S}{nD}, \end{aligned} \right\} \quad (5.35)$$

где l_1 — длина пропила;
 D — наружный диаметр шашки;
 d — внутренний диаметр шашки;
 $S_{\text{нач}}$ и $S_{\text{кон}}$ — соответственно начальная и конечная поверхности горения,

или, если пропилы будут выполнены симметрично с двух концов шашки:

$$l_1 \approx \frac{S}{2nD}. \quad (5.35')$$

Компенсирующие поверхности могут быть выполнены не только в виде пропилов по концам шашки. Из других вариантов таких поверхностей можно назвать, например, обратный внутренний конус и некоторые другие (фиг. 5.38).



Фиг. 5.38. Примеры зарядов, горящих по поверхности внутреннего канала, со сниженной прогрессивностью кривой $p=p(t)$.

$l_1, l, d, D, 2\beta, d'$ — характерные размеры шашки.

В заключение остановимся на вопросе о подборе заряда для ракетных двигателей со ступенчатой характеристикой горения, обработке которых в последнее время уделяется большое внимание. Если не рассматривать возможные варианты двигателя с двойной тягой, в которых программирование тяги определяется конструктивными особенностями двигателя (конструкции с последовательно расположенными камерами, представляющими единое конструктивное целое, и некоторые другие), то ступенчатая характеристика горения может быть получена:

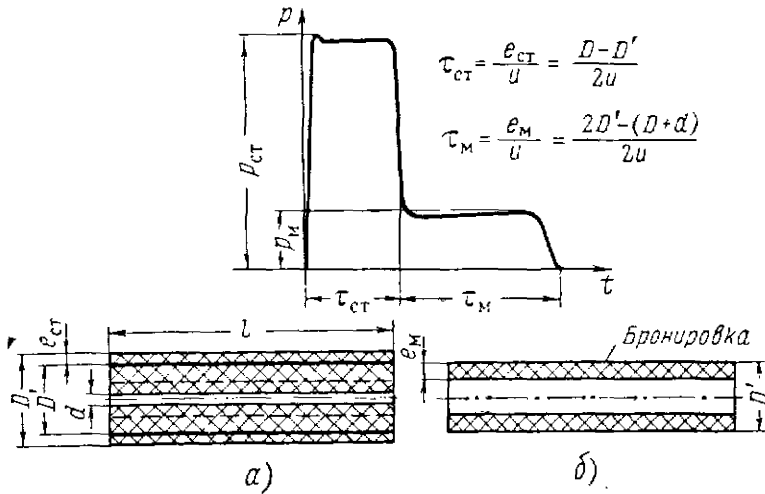
1) для малого времени горения

— за счет использования обычных одноканальных цилиндрических шашек с промежуточным бронированием (фиг. 5.39). При этом шашка может быть изготовлена из пороха одной и той же

марки или из двух различных порохов. В последнем случае технология изготовления заряда существенно усложняется и получить надежно работающий заряд становится довольно трудно;

2) для среднего времени горения

— за счет изготовления составной шашки, использующей две рецептуры пороха: быстро горящую — для стартового и медленно горящую — для маршевого участков полета (фиг. 5. 40);



Фиг. 5. 39. Пример заряда, обеспечивающего двойную тягу для малого времени работы двигателя.

$e_{ст}$ — свод шашки, сгорающий на первой ступени работы двигателя; $e_{м}$ — свод шашки, сгорающий за время работы в режиме марша.

— за счет использования двух различных рецептур пороха по мере горения по требуемой программе;

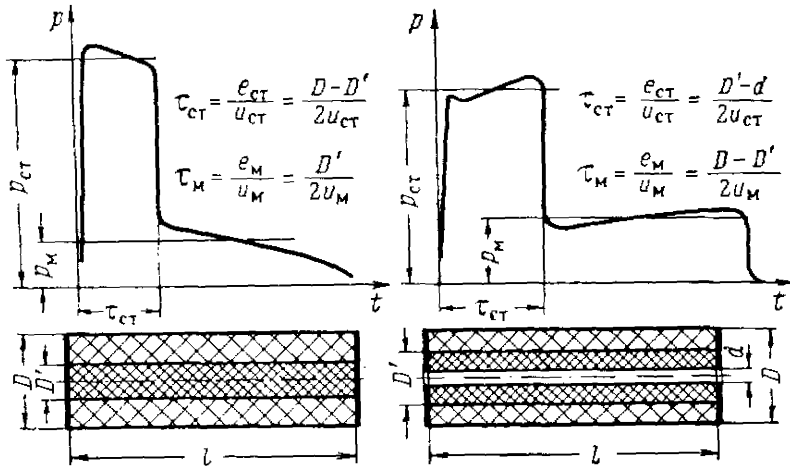
3) для большого времени работы

— за счет использования двух различных рецептур пороха. в схеме торцового горения. Примером может служить заряд управляемой мишени ВМФ США ХКДТ-1 «Тиль», приведенной на фиг. 5. 41. Заряд изготовлен целиком из пороха смешанного типа с рецептурой (в %):

нитрат аммония	80
синтетический каучук	10
добавки (катализаторы горения, сажа, пластификатор, вулканизирующие добавки)	10

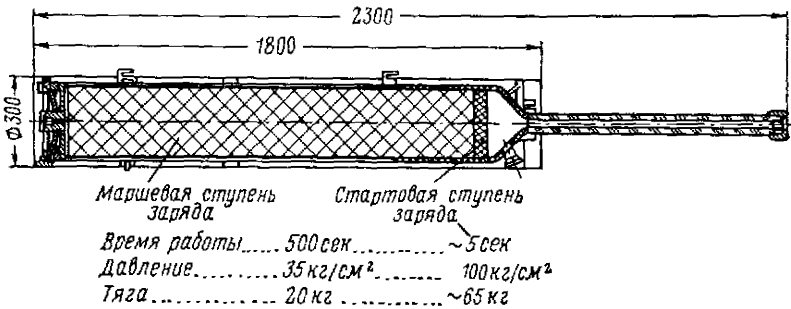
Более высокая скорость горения стартовой части заряда достигается за счет некоторого изменения состава каталитических добавок и изменений технологии изготовления топливной смеси.

При фиксированной геометрии заряда характеристики работы двигателя могут быть изменены только путем использования раз-



Фиг. 5.40. Примеры зарядов, обеспечивающих двойную тягу для средних времен работы двигателя.

личных рецептов топливной смеси (например, быстро или медленно горящих порохов и т. д.) или изменения рабочего давления.



Фиг. 5.41. Схема устройства заряда управляемой мишени ВМФ США ХКДТ-1 «Тиль».

§ 6. ЗАДАЧА О ВПИСЫВАНИИ В КАМЕРУ СГОРАНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА ЗАРЯДА ИЗ ОДНОКАНАЛЬНЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ШАШЕК

Почти все снаряды полевой ракетной артиллерии проектируются с многошашечным вариантом заряда твердого топлива. Это объясняется главным образом тем, что с ростом протяженности активного участка полета (т. е. с увеличением времени горения заряда) кучность боя полевых ракет, как правило, снижается, так что для этих снарядов желательно иметь заряд с минимальным временем работы двигателя. Рост стартовой перегрузки при этом не накладывает особых ограничений на величину τ сек., поскольку даже

максимальные из практически возможных перегрузок старта, как правило, не вызывают опасных напряжений в элементах конструкции снаряда.

При проектировании многошашечного заряда необходимо прежде всего выбрать число шашек, при котором удовлетворяются основные требования ТТЗ к ракетному двигателю при достаточно высоких баллистических и конструктивных характеристиках его (плотность заряжания, отношение $\omega/q_{пл}$, длина камеры сгорания и т. д.). Задача заключается в том, чтобы разместить в камере некоторое определенное количество пороха ω кг в виде заряда, гарантирующего нормальное горение пороха при укладке шашек с максимальной плотностью. Величина ω кг обычно определяется при предварительном выборе конструктивных и весовых параметров снаряда. Размер $d_{вн}$ мм — внутренний диаметр камеры сгорания, характеризующий объем для размещения заряда, — находят при прочностном расчете камеры.

Задача о вписывании в камеру сгорания оптимального варианта многошашечного заряда из одноканальных цилиндрических шашек может быть решена разными путями — от простого эмпирического подбора различного числа шашек и до использования громоздких аналитических расчетов. В первом приближении для решения этой задачи с достаточной степенью точности (и в то же время при сравнительной простоте расчетных выкладок) можно использовать графоаналитический метод, последовательность которого изложена ниже.

Пусть мы имеем заряд из n одноканальных цилиндрических шашек, поверхность торцов которых мала по сравнению с боковой поверхностью $S_{бок}$ (для общности можно, например, считать, что торцы шашек забронированы). Для такого заряда

$$S = S_{бок} = \pi (D + d) ln \quad (5.36)$$

или с учетом

$$d = D - 4e,$$

где e — свод горения шашки,

$$S_{бок} = 2\pi (D - 2e) ln. \quad (5.36')$$

Из этого уравнения

$$D = 2e + \frac{S_{бок}}{2\pi ln},$$

D ; d ; l — соответственно внешний, внутренний диаметр и длина пороховой шашки.

Полученное соотношение устанавливает связь диаметра шашки многошашечного заряда с некоторыми параметрами (e , n), определяющими характеристики заряда с точки зрения поставленной задачи. Однако практической пользы от этого соотношения мало, поскольку оно содержит величину $S_{бок}$, вообще говоря, пока не определенную и никак не связанную с параметрами заряда или двигателя. Выразим $S_{бок}$ через эти параметры,

Очевидно, что

$$\omega = v_{\text{зар}} \gamma = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) l n \gamma,$$

где $v_{\text{зар}}$ — объем заряда твердого топлива.

Разлагая разность квадратов диаметров на сомножители и группируя определенным образом выражение в правой части равенства, получим

$$\omega = \pi (D + d) l n \frac{D - d}{4} \gamma = S_{\text{бок}} e \gamma,$$

откуда

$$S_{\text{бок}} = \frac{\omega}{e \gamma}$$

и

$$D = 2e + \frac{\omega}{2\pi e l \gamma n}. \quad (5.37)$$

Теперь уже можно разбить суммарный заряд ω кг на n шашек с определенными размерами (D , d , l) так, чтобы время горения соответствовало требуемому (e). Однако разместится ли такой заряд в камере двигателя, а если и разместится, то будет ли гореть там устойчиво, неизвестно, т. е. выбор возможного варианта заряда чисто формален.

Тождественно преобразуем равенство

$$\omega = S_{\text{бок}} e \gamma$$

к виду

$$\omega = S_{\text{бок}} e \gamma \frac{F_{\text{св}} F_{\text{вн}}}{F_{\text{св}} F_{\text{вн}}},$$

где $F_{\text{вн}} = \frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4}$ — площадь поперечного сечения камеры сгорания;

$F_{\text{св}}$ — свободное сечение камеры при размещении в ней n шашек пороха.

Известно, что параметр

$$\frac{S_{\text{бок}}}{F_{\text{св}}}$$

характеризует устойчивость горения пороха в двигателе; обозначим его χ и перепишем последнее соотношение с учетом этого обозначения и несколько перегруппировав оставшиеся члены:

$$\omega = \gamma e \chi \frac{F_{\text{св}}}{F_{\text{вн}}} F_{\text{вн}}$$

$$\frac{F_{\text{св}}}{F_{\text{вн}}} = \frac{F_{\text{вн}} - F_{\text{торц}}}{F_{\text{вн}}} = 1 - \frac{F_{\text{торц}}}{F_{\text{вн}}},$$

где $F_{\text{торц}}$ — площадь торцового сечения заряда.

Будем считать, что в первом приближении длина камеры сгорания равна длине размещенных в ней шашек, тогда

$$1 - \frac{F_{\text{горц}}}{F_{\text{вн}}} = 1 - \frac{F_{\text{горц}} l}{F_{\text{вн}} l} = 1 - \frac{v_{\text{зар}}}{F_{\text{вн}} l} = 1 - \frac{\omega \cdot \gamma}{F_{\text{вн}} l},$$

т. е.

$$\omega = \gamma e x \left(1 - \frac{\omega}{\gamma F_{\text{вн}} l} \right) F_{\text{вн}},$$

откуда величина ω определится в виде

$$\omega = \gamma F_{\text{вн}} \frac{e x l}{e x + l}. \quad (5.38)$$

Подставляя это ω в (5.37), получим

$$D = 2e + \frac{F_{\text{вн}} \frac{e x}{e x + l}}{2\pi e} \frac{1}{n}. \quad (5.39')$$

Введем безразмерные комбинации:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon &= \frac{e x}{l}, \\ \delta &= \frac{D}{d_{\text{вн}}}, \\ \xi &= \frac{e}{d_{\text{вн}}}. \end{aligned} \right\} \quad (5.40)$$

Поделив обе части равенства (5.39') на $d_{\text{вн}}$, легко получить

$$\frac{D}{d_{\text{вн}}} = 2 \frac{e}{d_{\text{вн}}} + \frac{1}{8} \frac{\frac{l}{d_{\text{вн}}}}{1 + \frac{e x}{l} \frac{e}{d_{\text{вн}}}} \frac{1}{n}, \quad (5.39'')$$

что в безразмерных величинах записывается как

$$\delta = 2\xi + \frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1 + \varepsilon \xi} \frac{1}{n}. \quad (5.39)$$

Теперь заданный вес пороха ω кг можно разбить на n таких шашек, которые разместятся в камере проектируемого двигателя и будут гореть в нем устойчиво.

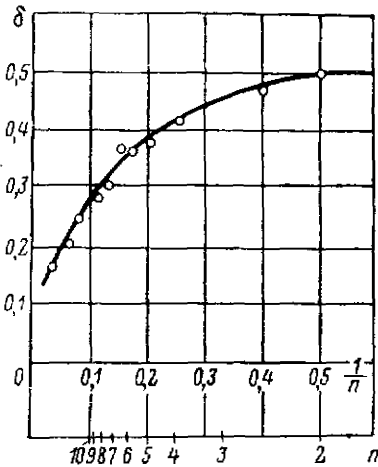
Оптимальным, естественно, будет вариант заряда, который разместится в камере сгорания в плотной укладке, т. е. для которого $d_{\text{вн}}$ будет диаметром описанной окружности. Этот вариант проще всего определить графически как точку пересечения графика уравнения (5.39) с так называемой кривой плотных укладок (фиг. 5.42). Кривая плотных укладок строится по точкам табл. 5.3, содержащей безразмерные диаметры разного числа окружностей, вписанных в круг данного диаметра d .

Безразмерные диаметры вписанных окружностей

n	δ	n	δ	n	δ	n	δ	n	δ	n	δ
1	1	7	0,333	13	0,230	19	0,200	25	0,175	31	0,160
2	0,5	8	0,294	14	0,220	20	0,196	26	0,168	32	0,156
3	0,464	9	0,269	15	0,220	21	0,189	27	0,165	33	0,156
4	0,414	10	0,256	16	0,213	22	0,184	28	0,165	34	0,150
5	0,370	11	0,247	17	0,205	23	0,176	29	0,160	35	0,150
6	0,333	12	0,244	18	0,200	24	0,172	30	0,160	36	0,150

Графиком уравнения (5.39) в координатах $\delta, 1/n$ является прямая линия, проходящая через точку $M(0; 2\xi)$ под углом φ оси абсцисс (фиг. 5.43), тангенс которого равен

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1 + \varepsilon} \frac{1}{\xi}.$$



Фиг. 5.42. Кривая плотных упаковок для безразмерных диаметров шашки.

Эта прямая может быть ориентирована относительно кривой плотных упаковок по-разному. При этом если имеется одна точка пересечения (фиг. 5.43) — решение единственно, если же кривые пересекаются несколько раз — существует соответствующее число вариантов заряда, каждый из которых удовлетворяет оптимальным условиям. Возможен случай, когда кривые не будут иметь общих точек. В этом случае, если имеется пара координат, при которых обе кривые сходятся достаточно близко, ищут решение

в районе этой пары (фиг. 5.44) и проводят обратный расчет, в котором уточняют исходные параметры заряда и двигателя. Если такой пары координат нет, то приходится варьировать исходные величины ε, κ, l и т. д., добиваясь нужного изменения ориентации прямой

$$\delta = 2\xi + \frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1 + \varepsilon} \frac{1}{\xi} \frac{1}{n}.$$

При этом прямая может быть либо перенесена вдоль оси δ , так что

$$\delta = 2\xi_1 + \frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1 + \varepsilon} \frac{1}{\xi_1} \frac{1}{n},$$

где $\xi_1 = e_1/d_{\text{вн}}$, e_1 — новая величина свода горения, либо повернута вокруг точки M (фиг. 5.45):

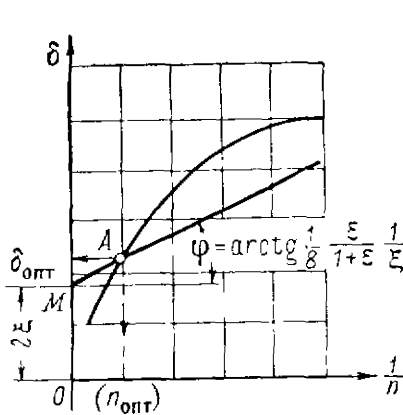
$$\delta = 2\xi + \left(\frac{1}{8} \frac{\epsilon}{1 + \epsilon} \frac{1}{\xi_1} \right) \frac{1}{n}.$$

В обоих случаях ищется такое положение прямой, при котором имеется хотя бы одна общая или, по крайней мере, достаточно близкая точка.

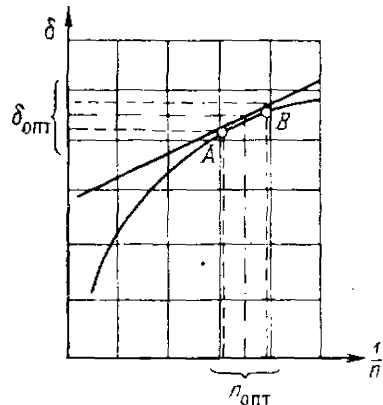
Для анализа способов практического изменения ориентации прямой рассмотрим коэффициенты уравнения (5.39):

$$1) \quad 2\xi = \frac{2e}{d_{\text{вн}}}.$$

Этот коэффициент может быть увеличен (при $d_{\text{вн}} = \text{const}$) только за счет увеличения толщины свода шашки e . При этом для сохранения постоянным заданного времени горения необходимо:



Фиг. 5.43. К выбору оптимального варианта многошашечного заряда из одноканальных цилиндрических шашек.



Фиг. 5.44. Выбор оптимального варианта заряда при отсутствии точки пересечения кривых (первый случай).

— либо повысить давление в двигателе до p_1 так, чтобы в нужной степени возросла скорость горения пороха и

$$\frac{e}{u(p)} = \frac{e_1}{u(p_1)},$$

— либо перейти на порох другой репертуры с нужной скоростью горения при прежнем давлении

$$\frac{e}{u(p)} = \frac{e_1}{u_1(p)}.$$

Таким образом, перенос прямой вдоль оси δ связан с необходимостью повысить рабочее давление в двигателе или перейти на новую более медленно горящую рецептуру топлива.

$$2) \left(\frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1+\varepsilon} \frac{1}{\xi} \right) = \frac{1}{8} \frac{\frac{ex}{l}}{1 + \frac{ex}{l} \frac{e}{d_{вн}}}$$

Величина коэффициента зависит от e , κ и l , причем, поскольку при фиксированном ω значения e и l связаны между собой, произвольно менять можно лишь два параметра, например, κ и e . Из формулы видно, что этот коэффициент растет с увеличением κ , стремясь в пределе к величине, определяемой соотношением

$$\lim_{\kappa \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1+\varepsilon} \frac{1}{\xi} \right) = \frac{1}{8} \frac{1}{\xi} \lim_{\kappa \rightarrow \infty} \frac{\frac{ex}{l}}{1 + \frac{ex}{l} \frac{e}{d_{вн}}} = \frac{1}{8} \frac{1}{\frac{e}{d_{вн}}}, \quad (5.41)$$

и увеличивается при уменьшении e , причем

$$\lim_{e \rightarrow 0} \left(\frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1+\varepsilon} \frac{1}{\xi} \right) = \frac{1}{8} \frac{\frac{\kappa}{l}}{\frac{1}{d_{вн}}} \lim_{e \rightarrow 0} \left(\frac{1}{1 + \frac{ex}{l}} \right) = \frac{1}{8} \frac{1}{\frac{e}{d_{вн}}} \kappa. \quad (5.41')$$

На практике коэффициент ограничен еще меньшими значениями, так как при κ больше некоторого $\kappa_{пр}$ в двигателе наблюдаются явления, свойственные неустойчивому горению порохового заряда, а из-за ограниченности максимальной скорости горения существующих рецептур величина e не может быть ниже некоторой, равной

$$e_{\min} = [u(p)]_{\max} \tau.$$

При уменьшении κ и увеличении e коэффициент стремится к минимальному предельному значению, равному в обоих случаях нулю:

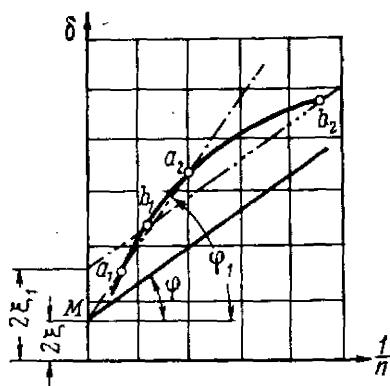
$$\lim_{\kappa \rightarrow 0} \left(\frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1+\varepsilon} \frac{1}{\xi} \right) = \frac{1}{8} \frac{1}{\frac{e}{d_{вн}}} \lim_{\kappa \rightarrow 0} \left(\frac{\frac{ex}{l}}{1 + \frac{ex}{l}} \right) = 0, \quad (5.42)$$

$$\lim_{e \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{8} \frac{\varepsilon}{1+\varepsilon} \frac{1}{\xi} \right) = \frac{1}{8} \frac{\frac{\kappa}{l}}{\frac{1}{d_{вн}}} \lim_{e \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{1 + \frac{ex}{l}} \right) = 0. \quad (5.42')$$

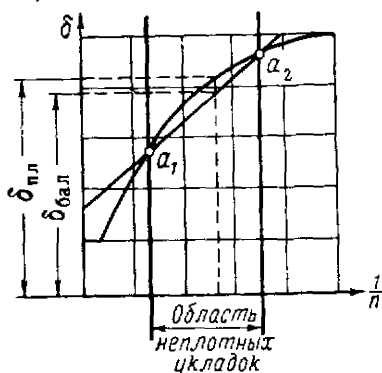
Таким образом, поворот прямой вокруг точки M (фиг. 5.45) может быть вызван изменением параметра κ двигателя или выбором новой расчетной толщины свода шашки. При этом увеличение κ и снижение величины e (использование в двигателе медленно горящих порохов и низких рабочих давлений) вызывают поворот прямой против часовой стрелки.

Поскольку e входит в оба коэффициента уравнения прямой, при переносе прямой вдоль оси δ происходит дополнительный поворот ее вокруг точки M и при одном повороте — некоторое смещение точки M на оси δ .

В заключение отметим, что ординаты точек пересечения прямой, соответствующей уравнению (5.39), с кривой плотных укладок



Фиг. 5.45. Выбор оптимального варианта заряда при отсутствии точек пересечения кривых (второй случай).



Фиг. 5.46. Выделение области значений n и δ , соответствующих варианту неплотных укладок шашек в камеру.

делят плоскость на части, в которых либо кривая лежит над прямой, либо, наоборот, прямая лежит над кривой. В первой области для любого числа n в диаметр $d_{\text{вн}}$ плотно укладываются шашки, соответствующие безразмерному диаметру $\delta_{\text{пл}}$, а для размещения в камере заряда ω кг требуются шашки диаметра $\delta < \delta_{\text{пл}}$. Таким образом, заряд может быть размещен в $d_{\text{вн}}$, но укладка будет неплотной (фиг. 5.46). В областях, где $\delta > \delta_{\text{пл}}$, заряд не может быть размещен в камере сгорания, так как диаметр шашек должен быть больше величины, соответствующей предельному вписыванию n окружностей в $d_{\text{вн}}$.

Пусть удалось добиться, чтобы пересечение кривых определило искомый вариант оптимального многошашечного заряда. Прежде чем окончательно остановиться на этом варианте заряда, необходимо, как правило, проверить κ для канала шашки этого заряда.

$\delta_{\text{пл}}$ — безразмерный диаметр шашки, обеспечивающей плотную укладку заряда в камере, $\delta_{\text{бал}}$ — безразмерный диаметр шашки, обеспечивающей требования по параметрам внутренней баллистики.

поскольку в расчет была введена некоторая x , средняя для всего двигателя. Для проверки можно пользоваться соотношением

$$x_{\text{кан}} = \frac{(S_{\text{бок}})_{\text{кан}}}{(F_{\text{св}})_{\text{кан}}} = \frac{\pi d l}{\frac{\pi d^2}{4}} = \frac{4l}{d}, \quad (5.43)$$

где $d = D - 4e$;

$x_{\text{кан}}$ — параметр x канала шашки;
 $(S_{\text{бок}})_{\text{кан}}$ — поверхность горения канала;
 $(F_{\text{св}})_{\text{кан}}$ — свободное сечение канала,
 причем допускается

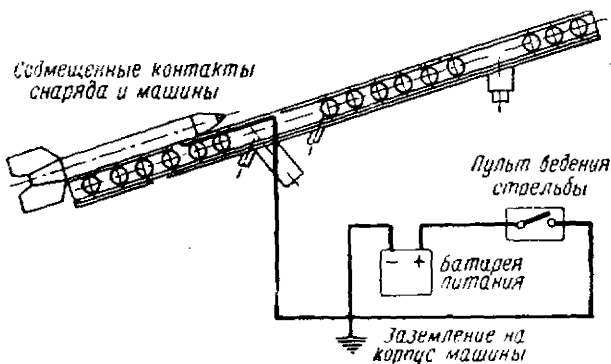
$$x_{\text{кан}} = (2 \div 3) x_{\text{нар}},$$

где $x_{\text{нар}}$ — соответствующее отношение площадей для наружной свободной полости двигателя:

$$x_{\text{нар}} = \frac{(S_{\text{бок}})_{\text{нар}}}{(F_{\text{св}})_{\text{нар}}} = \frac{\pi D l n}{\frac{\pi d_{\text{вн}}^2}{4} - \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) n} = \frac{4 D l n}{d_{\text{вн}}^2 - (D^2 - d^2) n}. \quad (5.44)$$

§ 7. ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛА ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ОСНОВНОГО ЗАРЯДА ТОПЛИВА

Основной заряд ракетного двигателя воспламеняется за счет сжигания в камере сгорания дополнительного заряда, состоящего обычно из дымного пороха с определенным размером зерна. Дым-



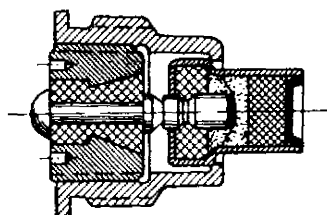
Фиг. 5.47. Схема электрической системы ведения огня боевой машины БМ-13.

ный порох в специальном футляре или миткалевом мешочке размещают в передней части камеры сгорания у переходного диа. Для передачи командного импульса воспламенителю боевые машины оборудуют специальной электросистемой ведения стрельбы, типовая схема которой представлена на фиг. 5.47. Электросистема замыкается на контактное устройство (пиросвечу) снаряда. Пиросвеча содержит специальную сборку, иазываемую пиропатроном и представляющую собой навеску легковоспламеняемой

пороховой мякоти с вмонтированным в нее мостиком накаливания (фиг. 5.48).

При команде «огонь» в цепи появляется ток, передающийся через совмещенные контактные устройства направляющей и снаряда на пиросвечу. Срабатывает мостик накаливания, и пороховая мякоть пиропатрона сгорает, посылая форс огия на воспламенитель. В результате воспламенитель получает нужный командный импульс. Продукты сгорания воспламенителя заполняют камеру, вызывая начальное повышение давления в ней, и устремляются к соплу. Омывая пороховые шашки основного заряда, поток продуктов сгорания вызывает их воспламенение.

Основным требованием к воспламенителю принято считать необходимость создания в камере сгорания условий, гарантирующих надежное зажигание и выведение на режим устойчивого горения основного заряда двигателя и прежде всего — повышение в полости камеры давления до величины, несколько превышающей давление расчетного режима работы. Поскольку величина



Фиг. 5.48. Пиросвеча ракетного снаряда М-13.

на удельного газообразования вещества воспламенителя является физической константой, давление, создаваемое в двигателе за счет сгорания воспламенителя, будет целиком определяться массой сгоревшего вещества и конструктивными особенностями заряда и двигателя. В первом приближении можно считать, что при использовании в качестве воспламенителя дымного пороха для надежного воспламенения основного заряда необходимо, чтобы на каждый литр свободного объема камеры сгорания приходилось 1,5—2 г воспламенителя, т. е.

$$q_v = (1,5 \div 2,0) v_{св} \text{ г,}$$

где q_v — навеска воспламенительного состава.

При этом за свободный объем можно принимать величину

$$v_{св} \approx 1,15 \left(\frac{\pi d_{вн}^2}{4} - n s_{торц} \right) l_{ш} \text{ л,}$$

где 1,15 учитывает наличие в двигателе задифрагменного объема и свободного пространства у переднего дна;

$l_{ш}$ — длина шашки заряда и $s_{торц}$ — площадь торцов.

Таким образом, для расчета потребной навески воспламенителя в первом приближении можно пользоваться формулой

$$q_v = (1,65 \div 2,2) \left(\frac{\pi d_{вн}^2}{4} - n s_{торц} \right) l_{ш}. \quad (5.45)$$

В реальных условиях процесс воспламенения зависит не только от величины начального свободного объема, но и от особенностей

конструкции заряда и двигателя. Получить теоретически формулу, определяющую необходимое q_v , через параметры заряда и двигателя не удастся, поэтому окончательно навеску воспламенителя подбирают с учетом результатов опытных сжиганий.

Для подбора воспламенителя к многошашечным зарядам из одноканальных цилиндрических шашек можно рекомендовать эмпирическую зависимость, полученную в виде

$$q_v = \sqrt{S_{\Sigma} [\rho M^2]} \sigma_{кр} [c M^2] z, \quad (5.46)$$

однако и эта формула не претендует на универсальность для разных двигателей с многошашечным зарядом.

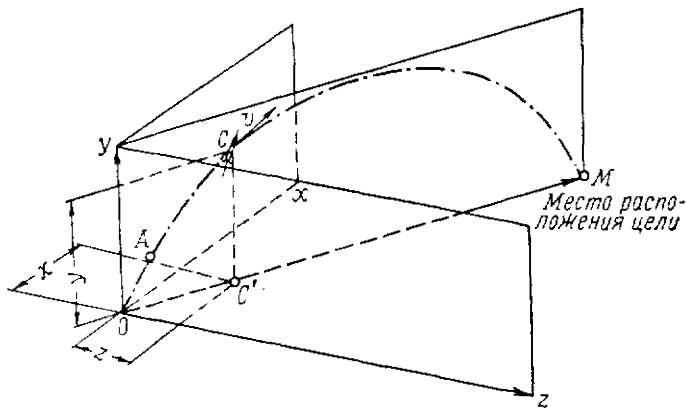
Глава VI

ЭЛЕМЕНТЫ ВНЕШНЕЙ БАЛЛИСТИКИ НЕУПРАВЛЯЕМОГО ПОРОХОВОГО РАКЕТНОГО СНАРЯДА

§ 1. ТРАЕКТОРИЯ ПОЛЕТА НЕУПРАВЛЯЕМОГО РАКЕТНОГО СНАРЯДА

Определения. Системы отсчета координат

Внешняя баллистика изучает законы движения снарядов и ракет в воздухе и способы управления этими законами. Применение основ теории внешней баллистики на практике позволяет спроектировать ракетный снаряд, обеспечивающий выполнение ТТЗ по дальности стрельбы и кучности боя.



Фиг. 6. 1. Траектория полета неуправляемой ракеты в земной системе координат.

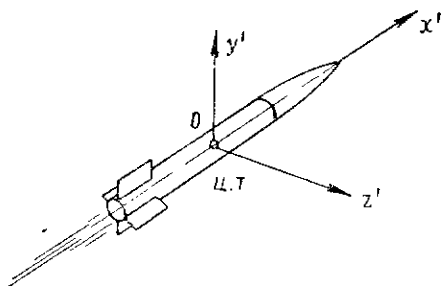
A—конец активного участка.

В общем случае траектория полета ракетного снаряда представляет собой пространственную кривую с началом в точке старта снаряда. Эту кривую принято фиксировать в так называемой земной системе координат (фиг. 6. 1).

В земной системе за начало отсчета принимают точку, совпадающую с местом старта ракеты. Оси координат располагают так, что одна из них, обозначаемая обычно Oy , вертикальна, а две другие

произвольно ориентированы в горизонтальной плоскости. Если в земной системе координат провести вектор цели \overline{OM} , то плоскость, определяемая осью Oy и вектором \overline{OM} , называют плоскостью стрельбы. Плоскость стрельбы является характерной плоскостью земной системы координат.

Траектория полета ракеты полностью определяется, если известна взаимная связь земных координат $f(x, y, z)=0$; при этом характер движения ракеты вдоль траектории будет зависеть от закона изменения по времени координат положения ракеты на траектории:



$$\begin{aligned}x &= x(t), \\y &= y(t), \\z &= z(t).\end{aligned}$$

Фиг. 6. 2. Оси связанной системы координат.

Движение ракеты вдоль траектории представляет собой лишь переносную часть ее общего движения. Второй частью этого движения является относительное вращение ракеты вокруг точки ее, находящейся на линии траектории (центра тяжести ракеты). Это

движение принято называть относительным и рассматривать, вводя дополнительную подвижную систему координат, связанную с перемещающимся телом, в данном случае — летящей ракетой. Эта система координат называется связанной. Начало связанной системы координат совмещается с центром тяжести ракеты; оси системы выбирают так, чтобы ось Ox' совпала с продольной осью ракеты, а ось Oy' обеспечивала вертикальность (при отсутствии крена) координатной плоскости $x'Oy'$. При таком выборе осей связанной системы координат для ракеты, расположенной без крена в плоскости стрельбы, плоскость $x'Oy'$ совпадает с плоскостью стрельбы. Ориентация осей связанной системы координат относительно ракеты представлена на фиг. 6. 2.

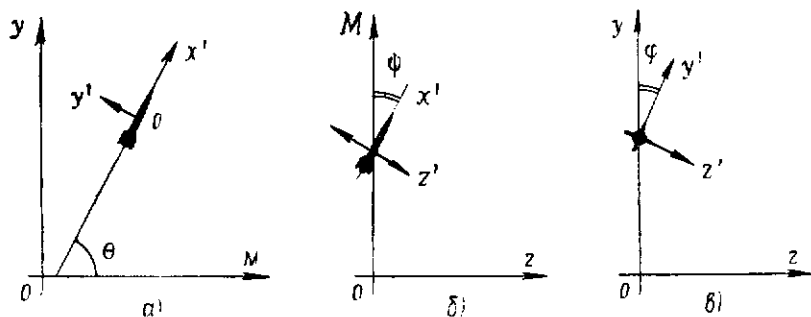
При введении связанной системы координат относительное вращение ракеты можно изучать как измененное относительное положение осей земной и связанной координатных систем. В этом случае вводятся следующие координатные углы: угол тангажа θ , угол рыскания ψ , угол крена φ .

Углом тангажа называют угол между осью Ox' связанной системы координат и плоскостью xOz земной системы. Для наглядности угол тангажа можно представить как угол между осью ракеты и горизонтальной плоскостью. Углом рыскания называют угол между осью ракеты и плоскостью стрельбы. Этот угол показывает, насколько ракета уклоняется от своего положения в плоскости стрельбы. И, наконец, углом крена называют угол между плоскостью $x'Oy'$ связанной системы координат и плоскостью стрельбы.

Этот угол характеризует поворот ракеты вокруг своей продольной оси.

Углы θ , ψ и φ представлены на фиг. 6.3; для простоты на схемах показаны частные случаи, изобразить которые графически наиболее просто.

Таким образом, чтобы задать положение ракеты в пространстве в произвольный момент времени t , необходимо знать закон пере-



Фиг. 6.3. Определение углов θ , ψ и φ ракеты.

θ —угол тангажа для ракеты, расположенной в плоскости стрельбы, ψ —угол рыскания ракеты, летящей с углом $\theta=0$, φ —угол крена ракеты, летящей с $\theta=0$, $\psi=0$.

мещения центра тяжести ракеты вдоль траектории относительно земной системы координат

$$\left. \begin{aligned} x &= x(t), \\ y &= y(t), \\ z &= z(t) \end{aligned} \right\} \quad (6.1)$$

и характер относительного вращения ракеты вокруг центра тяжести, т. е. положение осей связанной системы координат относительно координатных плоскостей земной системы

$$\left. \begin{aligned} \theta &= \theta(t), \\ \psi &= \psi(t), \\ \varphi &= \varphi(t). \end{aligned} \right\} \quad (6.1')$$

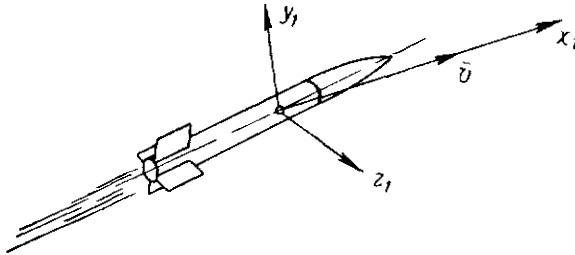
С большой степенью точности траекторию полета снарядов можно считать плоской кривой, расположенной целиком в плоскости стрельбы, за исключением, быть может, отдельных участков, когда под действием внешних и внутренних возмущающих сил ракета отклоняется от своего положения в плоскости стрельбы. Особенно близки к плоским кривым траектории ракет с небольшой дальностью полета — снарядов полевой ракетной артиллерии.

Если считать траекторию полета плоской кривой, то земную систему координат целесообразно ориентировать так, чтобы плоскость xOy совпадала с плоскостью стрельбы. В этом случае траек-

торию можно рассматривать на плоскости xOy и определять положение ракеты на траектории при помощи координат:

$$\left. \begin{aligned} x &= x(t), \\ y &= y(t), \\ \theta &= \theta(t), \\ \psi &= \psi(t), \\ \varphi &= \varphi(t). \end{aligned} \right\} \quad (6.2)$$

Кроме земной и связанной систем координат, при изучении движения ракет в воздухе приходится пользоваться системой координат,



Фиг. 6.4. Оси поточной системы координат.

нат, учитывающей направление движения набегающего потока воздуха относительно ракеты. Эту систему координат называют поточной. Оси поточной системы координат выбирают таким образом, чтобы ось Ox_1 ее совпадала с вектором абсолютной скорости движения ракеты (т. е. совпадала с направлением скорости набегающего потока воздуха и была направлена против этого потока), ось Oy_1 выбирают так, чтобы в случае $\psi=0$ плоскость x_1Oy_1 совпадала с плоскостью стрельбы; третью ось Oz_1 выбирают перпендикулярной первым двум осям. Более подробно поточная система координат рассмотрена несколько ниже. Оси поточной системы координат показаны на фиг. 6.4.

Элементы траектории неуправляемого полета

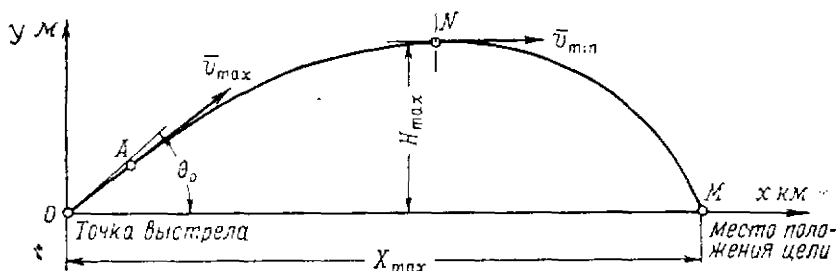
Основной внешней особенностью траектории полета ракеты является наличие на траектории двух последовательных участков — активного и пассивного.

Активным называют участок траектории, по которому ракета летит с работающим двигателем. На этом участке происходит разгон снаряда до так называемой скорости в конце активного участка полета, которая обычно является максимальной для всей траектории.

На пассивном участке траектории (участке свободного полета) двигатель уже не работает и полет продолжается по инерции за счет запаса кинетической энергии, приобретенной ракетой на активном участке полета. На восходящей ветви пассивного участка

траектории скорость движения снаряда постепенно снижается до некоторого минимального значения, соответствующего моменту достижения снарядом вершины траектории, а затем на нисходящей ветви увеличивается.

Выстрел порохового ракетного снаряда обычно производится со специальной пусковой установки, имеющей направляющие устройства той или иной конструкции. Движение снаряда по направляющей до момента схода с нее иногда выделяют в самостоятельный так называемый начальный участок траектории. Для достижения требуемой дальности полета пусковая направляющая должна быть установлена под некоторым углом к горизонту. Этот угол называется углом установки направляющей.



Фиг. 6.5 Схема траектории полета неуправляемого ракетного снаряда.

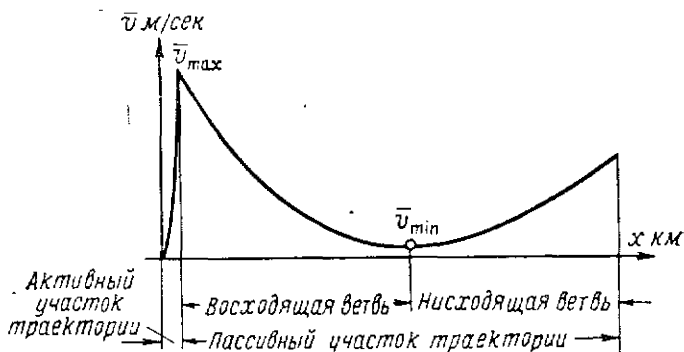
OA —активный участок траектории, AM —пассивный участок траектории, AN —нисходящая ветвь пассивного участка, NM —нисходящая ветвь пассивного участка, X_{\max} —максимальная дальность полета, H_{\max} —максимальная высота подъема траектории, \bar{v}_{\max} —скорость снаряда в конце активного участка траектории, θ_0 —угол установки направляющей (угол стрельбы), \bar{v}_{\min} —минимальная скорость ракетного снаряда.

Типовая траектория полета неуправляемого ракетного снаряда представлена (для случая движения в плоскости xOy , совпадающей с плоскостью стрельбы) на фиг. 6.5. Следует иметь в виду, что если под вектором цели понимать вектор \overline{OM} , проведенный из точки старта снаряда в точку, соответствующую на местности расположению объекта, по которому ведется стрельба, то в общем случае этот вектор может не совпадать с направлением оси Ox (даже для плоской траектории).

На фиг. 6.6 показано, как меняется полная скорость снаряда по мере его движения вдоль траектории. Кривая иллюстрирует характер изменения скорости качественно.

Относительная протяженность активного участка траектории по сравнению с остальной частью траектории невелика. Так, для пороховых ракет с дальностью в несколько десятков километров она составляет, быть может, несколько сот метров, т. е. имеет относительную протяженность порядка до 10%. Поэтому при ориентировочных баллистических расчетах активный участок на траектории можно не учитывать и, считая, что снаряд приобретает скорость \bar{v}_{\max} практически в точке старта, рассматривать упрощенную схему траектории (фиг. 6.7).

В качестве примера пороховых ракетных снарядов, неуправляемая траектория полета которых может быть схематически представлена кривыми фиг. 6.5 или 6.7, можно привести хорошо известные армейские ракеты США: «Корпорал» (дальность порядка

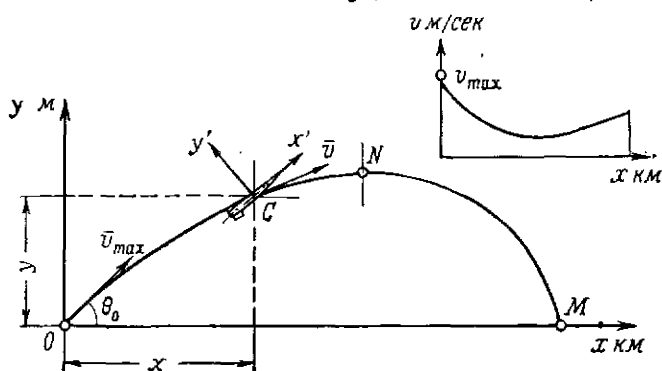


Фиг. 6.6. Характер изменения скорости при движении ракеты вдоль траектории.

80 км), «Онест Джон» (дальность порядка 35 км), «Лакросс» (дальность порядка 30 км), «Сержант» (дальность порядка 80 км) и многие другие.

Пороховые снаряды могут быть выполнены и в варианте управляемых ракет. Примером таких ракет могут служить снаряды:

График изменения скорости для упрощенной схемы траектории



Фиг. 6.7. Упрощенная схема траектории полета неуправляемого ракетного снаряда.

«Фолкон» (США, система «воздух—воздух»), «Сайдундер» (США, система «воздух—воздух»), «Дарт» (США, противотанковый), «Кобра» (Швейцария, противотанковый), «Файрстринк» (Англия, система «воздух—воздух»), «SS-11» (Франция, противотанковый).

Характер и вид траектории полета этих снарядов зависят от многих факторов и в первую очередь от взаимного расположения в момент выстрела цели и места старта ракеты, наличия и характера защитных маневров цели, тактико-технических данных аппаратуры и всей системы наведения или самонаведения снаряда и т. д. В настоящей работе вопросы, связанные с теорией управляемого полета, не рассматриваются¹.

§ 2. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА СНАРЯД В ПОЛЕТЕ

Схема сил и моментов

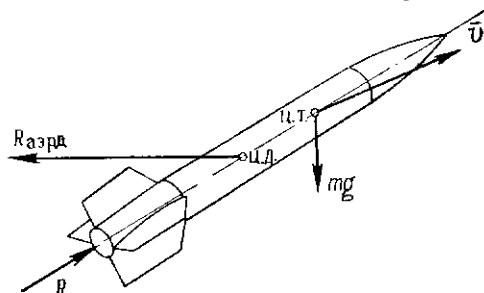
Всякое перемещение тела в пространстве является результатом воздействия на тело внешних сил и моментов.

Рассматривая полет ракетного снаряда, легко видеть, что характер движения ракеты в пространстве определяется воздействием на нее трех сил: R_T — силы тяги ракетного двигателя; $R_{\text{аэрд}}$ — суммарной силы взаимодействия ракеты с набегающим потоком воздуха, тормозящим движение ракеты и отклоняющим ее полет от идеальной кривой; mg — массовой силы тяжести (веса ракеты).

Схема этих сил приведена на фиг. 6.8. В случае управляемой ракеты к силам, показанным на фиг. 6.8, добавляются управляющие силы, приложенные на элементах управления полетом ракеты.

При разборе вопросов внутренней баллистики порохового ракетного двигателя было сказано, что тяга этого двигателя возникает как результат, как реакция истечения продуктов горения порохового рабочего заряда через сопло двигателя. Направление тяги совпадает с осью сопла, т. е. при соосном расположении двигателя в снаряде — с продольной осью снаряда. Для вычисления тяги следует пользоваться соотношением (4.52) или упрощенной зависимостью (4.53).

Массовой силой тяжести (весом ракеты) называют, как и обычно, равнодействующую сил тяготения, действующих на отдельные детали порохового снаряда. Точку приложения этой силы называют центром тяжести. По направлению силы тяжести совпадает с направлением вертикали в соответствующей точке траектории.



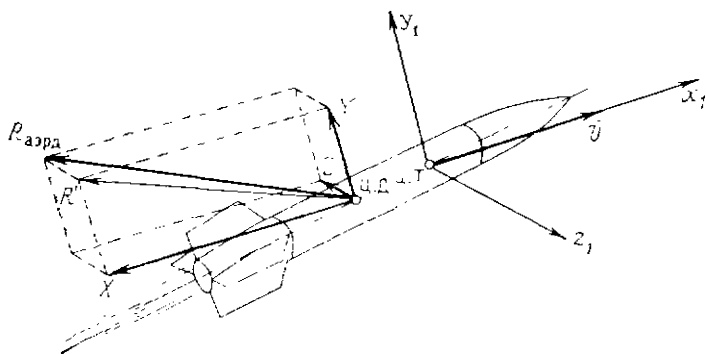
Фиг. 6.8. Полная схема сил, действующих на пороховой снаряд в полете.

¹ Подробное изложение их можно найти, например, в книгах:

А. Локк, Управление снарядами, ИЛ, 1958.

В. И. Феодосьев и Г. Б. Синярев, Введение в ракетную технику, Оборонгиз, 1956 и др.

При полете снаряда в воздухе набегающий поток активно воздействует на корпус ракеты. Результат этого воздействия можно представить в виде распределения по поверхности ракеты избыточного нормального давления и касательных сил, равнодействующую полной системы которых называют полной аэродинамической силой сопротивления. Точку приложения полной аэродинамической силы называют центром давления снаряда. Положение центра давления зависит от характера эпюры распределения составляющих аэродинамических сил. Условно считают, что он расположен на оси ракеты в точке, которая рассчитывается в каждом конкретном примере. Вектор полной аэродинамической силы сопротивления в общем случае произвольно ориентирован в пространстве в сторону, противоположную направлению движения снаряда. Этот вектор принято связывать с поточной системой координат и представлять в виде трех компонентов, ориентированных по осям этой системы. Соответствующие компоненты называют силой сопротивления, подъемной и боковой силами (фиг. 6.9).



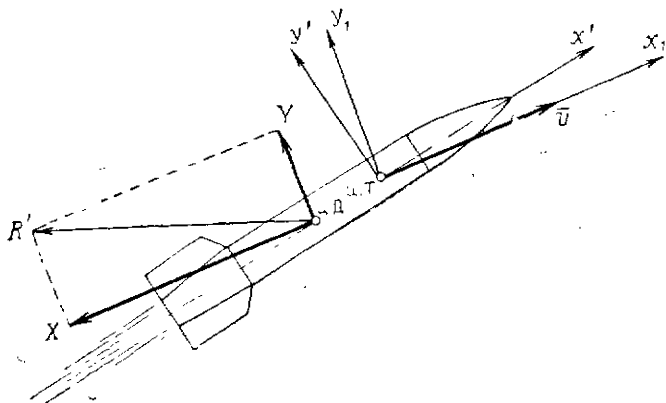
Фиг. 6.9. Составляющие равнодействующей аэродинамической силы в поточной системе координат.

X —сила лобового сопротивления, Y —подъемная сила.

Поскольку было принято, что при ориентировочных расчетах траекторию можно считать плоской кривой, естественно силой Z пренебречь и считать вектор скорости v совпадающим с плоскостью стрельбы. В этом случае истинная аэродинамическая сила $R_{\text{аэрд}}$ заменяется достаточно близкой к ней по величине силой R' , причем удается значительно упростить систему аэродинамических сил, сводя ее к силе сопротивления и подъемной силе, лежащим в плоскости, совпадающей с плоскостью стрельбы (фиг. 6.10). Эти составляющие обычно и рассматривают при исследовании аэродинамических сил, действующих на ракету в полете.

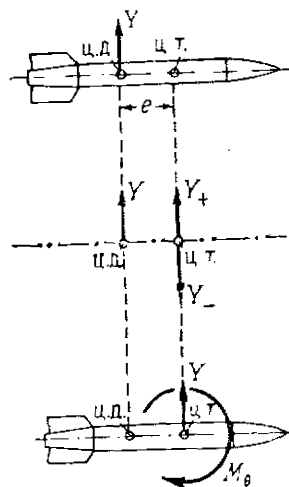
Из фиг. 6.8 видно, что на ракете имеются две точки приложения внешних сил — центр тяжести и центр давления. Оказывается удобным привести силы к одной какой-нибудь точке, например к центру тяжести, с которым совпадают начала поточной и связан-

ной систем координат. Для этого в точке приведения (в нашем случае — центре тяжести снаряда) прикладывают две взаимно-уравновешивающиеся силы, совпадающие по величине и линии



Фиг. 6.10. Упрощенная схема составляющих полной аэродинамической силы сопротивления.

действия с приводимой силой. Равновесие тела или характер его движения при таком приложении сил не нарушается. Рассматривая теперь все три силы, легко видеть, что их можно представить в виде суммы силы, приложенной уже в точке приведения, и момента вокруг этой точки пары двух других сил. Величина и направление силы при ее приведении сохраняются неизменными; дополнительный момент определяется величиной силы и расстоянием от точки первоначального приложения силы до точки приведения. На фиг. 6.11 дан пример приведения аэродинамической подъемной силы в центр тяжести снаряда для частного случая положения вектора этой силы.

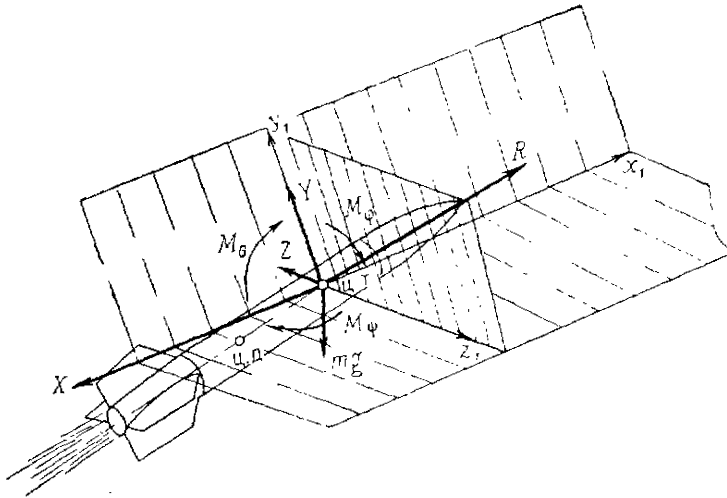


Фиг. 6.11. Схема приведения силы к центру тяжести снаряда.

Y_+ , Y_- — условные векторы приведения силы Y к ц. т. снаряда.

На фиг. 6.12 показана полная расчетная схема сил и моментов, приведенных к центру тяжести снаряда. Схема сил и моментов для упрощенного варианта плоской траектории, совмещенной с плоскостью стрельбы, приведена на фиг. 6.13. Из сопоставления фиг. 6.12 и 6.13 видно, что в последнем случае исчезает боковая составляющая аэродинамической силы, а все остальные силы приводятся к одной плоскости. Относительно моментов дело обстоит так, что в общем случае даже в плоской системе сил целесообразно рассматривать все три момента M_θ , M_ϕ и M_ψ , причем для оперенных снарядов определяющим является момент

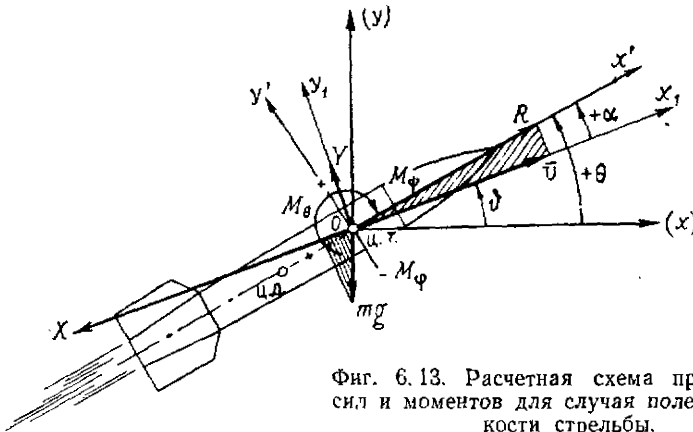
M_θ , а M_ψ и M_φ отражают лишь возможность совершения ракетой колебательных движений в соответствующих плоскостях вокруг центра тяжести снаряда с ограниченными возможными угло-



Фиг. 6.12. Расчетная схема сил и моментов, приведенных к центру тяжести снаряда.

выми перемещениями. Для турбореактивных снарядов, вращающихся в полете, основными являются моменты M_θ и M_φ .

Поскольку все три группы сил, действующих на ракетный снаряд в полете, определены в разных системах координат, необходимо связать эти системы между собой. Для случая плоской траектории



Фиг. 6.13. Расчетная схема приведенных сил и моментов для случая полета в плоскости стрельбы.

указанная связь устанавливается, если задать координаты центра подвижных систем (связанной и поточной) относительно земной системы координат и углы между положительными направлениями координатных осей.

Угол между продольной осью ракеты, совпадающей с осью Ox' связанной системы координат, и осью Ox земной системы определен как угол тангажа ракеты θ .

Кроме этого угла, рассматривают обычно угол между осями Ox' и Ox_1 связанной и поточной систем координат. Этот угол называют углом атаки снаряда и обозначают α .

Третий угол — между осью Ox_1 поточной системы координат и осью Ox земной системы — определяется через первые два в виде $\vartheta = \theta - \alpha$. Угол ϑ характеризует направление касательной к траектории в данной точке полета, поскольку вектор полной скорости u всегда касателен к траектории:

$$\operatorname{tg} \vartheta = \left. \frac{dy}{dx} \right|_{x_k, y_k},$$

где x_k, y_k — текущие координаты положения ц. т. на траектории.

Теперь легко выделить из всей системы действующих сил те, которые способствуют движению ракеты вперед, и силы, тормозящие движение ракеты. Для этого достаточно спроектировать все силы на ось Ox_1 , определяющую направление движения.

В результате проектирования получаем, что единственной движущей силой является проекция тяги ракетного двигателя

$$F_{\text{дв}} = R_T \cos \alpha,$$

а сопротивление движению оказывают сила лобового сопротивления X и составляющая веса ракеты

$$F_{\text{сопр}} = X + mg \sin(\theta - \alpha).$$

Вторая составляющая силы тяжести уравновешивается подъемной силой Y . При

$$F_{\text{дв}} > F_{\text{сопр}},$$

т. е. в случае

$$R_T > \frac{X + mg \sin(\theta - \alpha)}{\cos \alpha},$$

равнодействующая этих двух сил

$$\Delta F_{\text{дв}} = F_{\text{дв}} - F_{\text{сопр}}$$

направлена в сторону движения ракеты. Под действием $\Delta F_{\text{дв}}$ ракета движется ускоренно, набирая все большую скорость.

На пассивном участке траектории $R_T = 0$ равнодействующая сил $F_{\text{дв}}$ и $F_{\text{сопр}}$ направлена в сторону, противоположную направлению движения ракеты, и ракета движется с замедлением.

Строго говоря, равенства

$$F_{\text{дв}} = R_T \cos \alpha \text{ или } F_{\text{дв}} = 0,$$

$$F_{\text{сопр}} = X + mg \sin(\theta - \alpha)$$

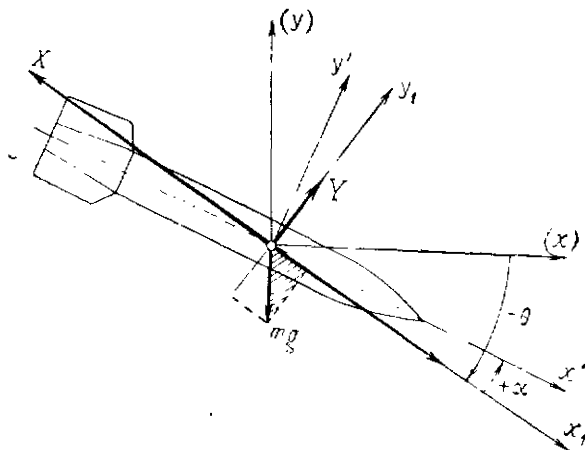
справедливы лишь для восходящей ветви траектории.

При движении по нисходящей ветви траектории согласно фиг. 6. 14

$$F_{\text{дв}} = mg \sin(-\theta - \alpha),$$

$$F_{\text{сопр}} = X,$$

т. е. даже при отсутствии тяги двигателя имеется составляющая, направленная в сторону движения ракеты. Наличие этой силы объясняет характер изменения скорости снаряда на нисходящей ветви траектории (см. фиг. 6. 6).



Фиг. 6. 14. Соотношение сил на нисходящей ветви траектории.

В итоге получаем, что на ракету в полете действуют следующие основные силы и моменты:

R_T — сила тяги ракетного двигателя;

mg — сила тяжести, равная весу снаряда;

X, Y — составляющие аэродинамической силы сопротивления;

M_θ — момент тангажа;

M_φ — момент крена;

M_ψ — момент рыскания,

причем для пассивного участка траектории $R_T = 0$.

Схема действующих сил для восходящей и нисходящей ветвей траектории представлена на фиг. 6. 13 и 6. 14. Этими схемами можно пользоваться, если предполагается, что ракета движется по траектории, лежащей в плоскости стрельбы.

Сила тяжести. Расчет веса и положения центра тяжести снаряда

При полете снаряда в пределах гравитационного поля Земли среди прочих сил на снаряд действует сила земного тяготения, называемая силой тяжести. Сила тяжести P пропорцио-

нальна массе тела. Коэффициент пропорциональности называют ускорением силы тяжести:

$$P=mg,$$

$$g=9,81 \text{ м/сек}^2 \text{ (на поверхности Земли).}$$

Центром тяжести твердого тела (например ракетного снаряда) называется центр гравитационных сил, действующих на каждую отдельную часть этого тела.

Физическим представлением силы тяжести является вес тела. Поэтому центром тяжести можно еще назвать точку приложения равнодействующей системы векторов, изображающих веса отдельных точек системы. При таком определении центра тяжести действие силы тяжести на систему материальных точек или твердое тело сводится к полному весу рассматриваемой системы точек или данного твердого тела, приложенному в центре тяжести этого тела.

В итоге, чтобы учесть воздействие силы тяжести на пороховой ракетный снаряд, движущийся по определенным законам по своей траектории, необходимо найти вес снаряда и точку приложения этого веса — центр тяжести снаряда.

Вес однородного твердого тела обычно считают пропорциональным объему, занимаемому этим телом:

$$P=mg=\rho gV=\gamma V, \quad (6.3)$$

где ρ — плотность вещества данного тела;

γ — удельный вес тела;

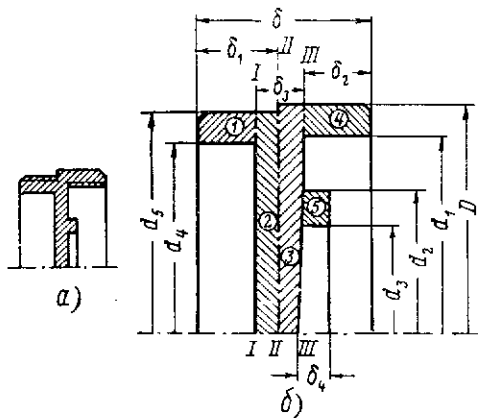
V — объем тела.

Снаряд в целом нельзя считать сплошным однородным твердым телом. Однако к отдельным деталям снаряда такое предположение вполне применимо. Следовательно, чтобы рассчитать вес снаряда, необходимо просуммировать веса всех деталей, входящих в окончательную сборку, причем веса отдельных деталей можно определить через их объемы и удельный вес материала.

В сборке порохового реактивного снаряда встречаются детали, вычисление объема которых не представляет никакого труда (например цилиндрический корпус камеры сгорания), и детали, сложная конфигурация которых затрудняет необходимые вычисления. В последнем случае принято сложную деталь разбивать условными сечениями на ряд более простых (цилиндр, конус и т. д.) и вычислять объем детали как сумму объемов ее элементарных частей.

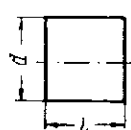
Пусть, например, надо рассчитать вес детали, представленной на фиг. 6. 15. На первый взгляд кажется, что рассчитать объем этой детали весьма трудно, однако достаточно провести условно три сечения I—I, II—II и III—III, чтобы деталь распалась на пять элементов, объем которых легко вычисляется.

Как правило, элементарными фигурами, на которые удается разбить сложные детали, входящие в сборку порохового ракетного снаряда, являются цилиндр, усеченный конус, а также некоторые

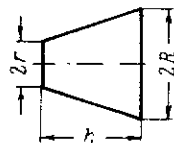


Фиг. 6.15. К расчету веса детали «переходное дно».

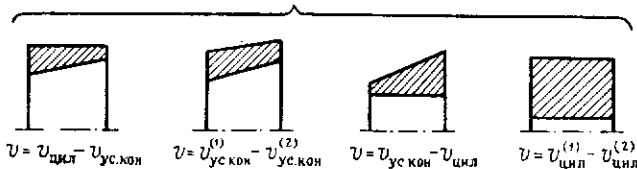
a—эскиз детали, *б*—расчетная схема,
I-I, *II-II*, *III-III*—плоскости сечения, D, d_i —
 диаметры, δ_i —линейные размеры фигуры.



$$V_{\text{цил}} = \frac{\pi}{4} d^2 l$$



$$V_{\text{ус.кон}} = \frac{\pi}{3} h (R^2 + Rr + r^2)$$



Фиг. 6.16. Характерные элементарные фигуры, встречающиеся при вычислении объема различных деталей ракетного снаряда.

комбинации этих фигур (фиг. 6.16), т. е. для расчета объема любой детали достаточно знать формулы

$$v_{\text{цил}} = \frac{\pi}{4} d^2 l,$$

где d — диаметр основания цилиндра;
 l — длина образующей цилиндра,

$$v_{\text{ус.кон}} = \frac{\pi}{3} h (R^2 + Rr + r^2),$$

где R, r — радиусы большего и меньшего оснований усеченного конуса;

h — высота усеченного конуса.

Действительно, объем переходного дна (будем для общности считать его некоторой k -ой деталью сборки) определится как сумма

$$V_k = \sum_{i=1}^m v_i, \quad (6.4)$$

$$V_k = v_1 + v_2 + v_3 + v_4 + v_5$$

(1, 2, 3, 4, 5 — номера элементарных фигур),

где

$$v_1 \approx \frac{\pi}{4} (d_5^2 - d_4^2) (\delta - \delta_2 - \delta_3);$$

$$v_2 = \frac{\pi}{4} d_5^2 (\delta_3 - \delta + \delta_1 + \delta_2);$$

$$v_3 = \frac{\pi}{4} D^2 (\delta - \delta_1 - \delta_2);$$

$$v_4 = \frac{\pi}{4} (D^2 - d_1^2) \delta_2;$$

$$v_5 = \frac{\pi}{4} (d_2^2 - d_3^2) \delta_4;$$

$$V_k = \sum_{i=1}^5 v_i.$$

Размеры $D, d_1, d_2, \dots, \delta, \delta_1, \delta_2, \dots$ указаны на чертеже детали.

После определения объема k -ой детали вес ρ_k ее определится

$$\rho_k = V_k \gamma, \quad (6.5)$$

как

$\gamma \approx 7,8 \text{ г/см}^3$ — для стальных деталей,

$\gamma \approx 16 \text{ г/см}^3$ — для снаряжения боевой части (при снаряжении взрывчатым веществом), а также для элементов порохового заряда двигателя.

Зная веса отдельных деталей, общий вес снаряда найдем как сумму

$$P_{\text{сн}} = \sum_{k=1}^n p_k, \quad (6.6)$$

где p_1 — вес взрывателя;

p_2 — вес дополнительного детонатора;

.....

p_n — вес герметизирующей заглушки сопла.

Было показано, что для внешней баллистики важно знать не только величину действующей силы, но и точку ее приложения. Поэтому следующей задачей является отыскание координат центра тяжести снаряда.

Назовем статическим моментом массы m , сосредоточенной в точке A относительно произвольной плоскости N , произведение массы на ее расстояние от плоскости. Относительно статических моментов некоторой материальной системы точек справедлива теорема: если всю массу материальной системы сосредоточить в ее центре тяжести, то статический момент этой массы относительно какой-нибудь плоскости равен сумме статических моментов относительно той же плоскости масс всех точек системы.

Если применить эту теорему к координатным плоскостям, то получим систему равенств, определяющих координаты центра тяжести системы

$$\left. \begin{aligned} m_{\Sigma} x_{\text{ц.т}} &= \sum_{i=1}^n m_i x_i, \\ m_{\Sigma} y_{\text{ц.т}} &= \sum_{i=1}^n m_i y_i, \\ m_{\Sigma} z_{\text{ц.т}} &= \sum_{i=1}^n m_i z_i, \end{aligned} \right\} \quad (6.7)$$

откуда

$$\left. \begin{aligned} x_{\text{ц.т}} &= \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{m_{\Sigma}}, \\ y_{\text{ц.т}} &= \frac{\sum_{i=1}^n m_i y_i}{m_{\Sigma}}, \\ z_{\text{ц.т}} &= \frac{\sum_{i=1}^n m_i z_i}{m_{\Sigma}}, \end{aligned} \right\} \quad (6.8)$$

где $x_{\text{ц.т}}$, $y_{\text{ц.т}}$, $z_{\text{ц.т}}$ — координаты центра тяжести системы;

$m_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n m_i$ — суммарная масса всех точек системы;

m_i, x_i, y_i, z_i — масса и координаты каждой материальной точки, входящей в систему.

При расчете координат центра тяжести полезно пользоваться следующими свойствами центра тяжести:

1) если система имеет центр симметрии, то центр тяжести совпадает с центром симметрии;

2) если система имеет плоскость симметрии, то центр тяжести лежит в этой плоскости;

3) для системы, имеющей ось симметрии, центр тяжести находится на оси симметрии.

Поскольку продольная ось является, как правило, осью симметрии порохового ракетного снаряда, центр его тяжести нужно искать на этой оси. Выбрав систему координат так, чтобы одна из ее осей совпадала с продольной осью снаряда, получим, что для отыскания центра тяжести снаряда достаточно определить лишь одну координату

$$x_{ц.т} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i x_i}{m_{\Sigma}}$$

или через веса деталей:

$$x_{ц.т} = \frac{\sum_{i=1}^n p_i x_i}{P_{сн}}, \quad (6.9)$$

где p_i — вес i -ой детали;

x_i — координата центра тяжести i -ой детали;

$$P_{сн} = \sum_{i=1}^n p_i \text{ — вес снаряда.}$$

Из последней формулы видно, что для определения положения центра тяжести снаряда необходимо знать не только веса отдельных деталей, но и положение их центров тяжести.

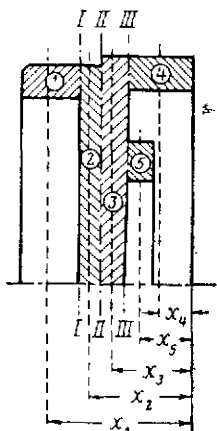
Расчет центра тяжести снаряда через веса и координаты центров тяжести отдельных деталей, входящих в снаряд, возможен на основании так называемого распределительного свойства центров тяжести.

Согласно этому свойству, если систему материальных точек с суммарной массой m_{Σ} разделить на части с массами m', m'', \dots , то центр тяжести исходной системы остается центром тяжести совокупности m', m'', \dots , причем

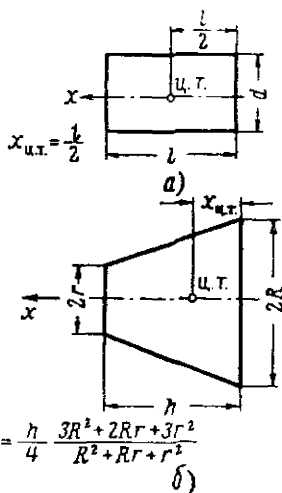
$$m_{\Sigma} x_{ц.т} = m' x'_{ц.т} + m'' x''_{ц.т} + \dots$$

где $x'_{ц.т}, x''_{ц.т}$ — координаты центра тяжести отдельных частей системы.

Поскольку вес отдельной детали обычно рассчитывают через веса элементарных фигур, составляющих эту деталь, координату центра тяжести детали вычисляют с использованием теоремы о статических моментах, примененной к элементарным фигурам (фиг. 6.17). При этом координату центра тяжести каждой элементарной фигуры рассчитывают по чертежу детали с учетом того, что положение центра тяжести каждого отдельного элемента известно (фиг. 6.18).



Фиг. 6.17. Определение положения центра тяжести сложной фигуры. I—б—элементы фигуры, x_i —координата ц. т. i -го элемента фигуры.



Фиг. 6.18. Координаты центра тяжести элементарных фигур.

а—цилиндр; б—усеченный конус.

Определив для каждого отдельного узла, входящего в сборку боевой ракеты, веса отдельных деталей и положение их центров тяжести, рассчитывают положение центра тяжести узла. Зная же координаты центров тяжести отдельных узлов сборки, нетрудно рассчитать координату центра тяжести всего снаряда.

Схема расчета центра тяжести порохового ракетного снаряда и отдельного его узла (боевой части) приведена на фиг. 6.19.

Окончательная расчетная формула для определения координаты центра тяжести снаряда имеет вид

$$x_{ц.т.}^{сн} = \frac{P_{б.ч} x_{ц.т.}^{б.ч} + P_{р.ч} x_{ц.т.}^{р.ч}}{P_{сн}},$$

причем, например, для боевой части

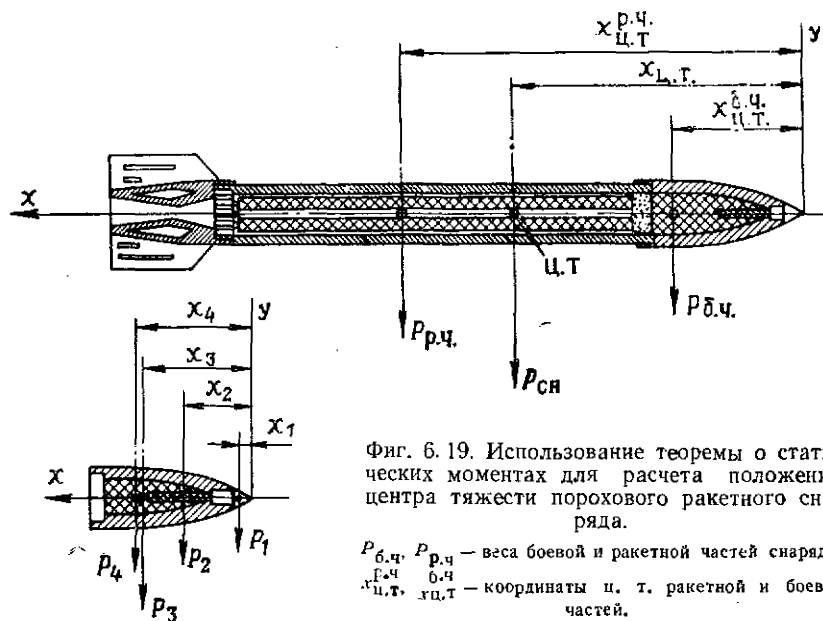
$$x_{ц.т.}^{б.ч} = \frac{P_1 x_1 + P_2 x_2 + P_3 x_3 + P_4 x_4}{P_{б.ч}},$$

где P_1 —вес взрывателя;

p_2 — вес дополнительного детонатора;
 p_3 — вес оболочки боевой части;
 p_4 — вес ВВ.

$$P_{б.ч} = p_1 + p_2 + p_3 + p_4.$$

Следует обратить внимание на то обстоятельство, что при использовании теоремы о статических моментах мы должны иметь координаты центров тяжести отдельных элементов относительно



Фиг. 6.19. Использование теоремы о статических моментах для расчета положения центра тяжести порохового ракетного снаряда.

$P_{б.ч.}$, $P_{р.ч.}$ — веса боевой и ракетной частей снаряда;
 $x_{б.ч. ц.т.}$, $x_{р.ч. ц.т.}$ — координаты ц. т. ракетной и боевой частей.

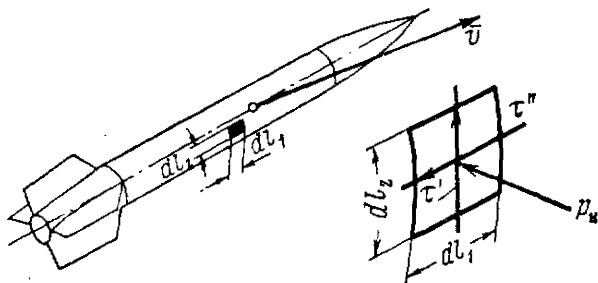
некоторого общего, хотя и произвольного начала координат. Предварительные же расчеты дают координату центра тяжести каждого отдельного элемента относительно одной из характерных точек или граней этого элемента. Поэтому, прежде чем пользоваться теоремой, необходимо пересчитать координаты отдельных элементов данной сборки в соответствии с чертежом и выбранной системой координат.

Аэродинамические силы и моменты. Расчет аэродинамических сил и моментов и определение положения центра давления

Аэродинамические силы возникают как результат взаимодействия снаряда с набегающим потоком воздуха. Это взаимодействие сводится к появлению на поверхности снаряда непрерывно распределенного нормального давления и касательных напряжений (фиг. 6.20) и, кроме того, к развитию зоны пониженного давления (фиг. 6.21) в области за срезом сопла (главным образом в случае, если двигатель снаряда не работает; при работающем ракетном

двигателе струя продуктов сгорания ликвидирует зону пониженного давления за срезом сопла).

За счет касательных напряжений и донного разрежения возникают силы, тормозящие движение ракеты. Их принято соответственно называть силой сопротивления трения и силой донного со-



Фиг. 6. 20. Схема составляющих сил взаимодействия снаряда с набегающим потоком, действующих на элементарной площадке поверхности.

dl_1, dl_2 — размеры элементарной площадки; τ', τ'' и p_n — составляющие касательных и нормальных сил, действующих на площадке.

противления. Равнодействующая распределенного по корпусу ракеты нормального давления ориентирована относительно снаряда и набегающего потока, вообще говоря, произвольно, однако, связав равнодействующую с поточной системой координат, можно выделить составляющую сопротивления, направленную против скорости движения, и составляющую, нормальную к ней. Первую называют

силой сопротивления за счет нормального давления, вторую — подъемной силой.



Фиг. 6. 21. Развитие зоны пониженного давления за срезом сопла ракеты, летящей с неработающим двигателем.

Таким образом, полная сила, возникающая за счет аэродинамического взаимодействия снаряда с набегающим потоком воздуха, может быть представлена в виде двух составляющих: силы лобового сопротивления X и подъемной силы Y . При этом сила X появляется за счет тре-

ния, донного разрежения и составляющих нормального давления, направленных вдоль оси Ox_1 поточной системы координат

$$X = X_f + X_d + X_p, \quad (6.10)$$

а сила Y — за счет составляющих нормального давления, направленных вдоль оси Oy_1 поточной системы.

Строго говоря, запись

$$X = X_f + X_d + X_p.$$

справедлива лишь в случае независимости действия сил трения, донного сопротивления и давления, тогда как эти составляющие взаимозависимы.

Однако, поскольку гипотеза независимости составляющих силы сопротивления очень удобна в инженерной практике и ее применение не приводит к существенным погрешностям расчетов, принято пользоваться выписанным выше равенством и рассчитывать полную силу аэродинамического сопротивления через отдельные составляющие этой силы.

Явление обтекания тела потоком воздуха и эффект силового взаимодействия, наблюдаемого при этом, очень сложны. Характер указанного взаимодействия определяется большим числом различных факторов, которые трудно, а иногда даже и невозможно учесть в расчете. Поэтому наиболее точно силы и моменты, действующие на снаряд в полете, определяются экспериментальным путем. Эксперименты проводятся в специальных установках — аэродинамических трубах, где закрепленный особым образом снаряд обдувается потоком воздуха; при этом проводятся необходимые замеры, обработка которых позволяет вычислить составляющие аэродинамических сил и моментов.

Установлено, что основными параметрами, определяющими абсолютную величину аэродинамических сил, являются:

- скорость набегающего потока v ,
- плотность газа в набегающем потоке ρ ,
- геометрические размеры тела, из которых обычно выделяют характерный размер, например площадь сечения мишени снаряда s_m ,

поэтому общепринята стандартная форма записи аэродинамических сил, которая учитывает зависимость сил от перечисленных выше параметров в явном виде, тогда как все остальное входит в так называемый коэффициент силы. Стандартная форма записи имеет вид

$$\left. \begin{aligned} X &= C_X s_m \frac{\rho v^2}{2}, \\ Y &= C_Y s_m \frac{\rho v^2}{2}, \end{aligned} \right\} \quad (6.11)$$

причем так как

$$X = X_f + X_x + X_p,$$

то и

$$C_X = C_{Xf} + C_{Xx} + C_{Xp}. \quad (6.10')$$

Здесь C_X — коэффициент силы лобового сопротивления;

C_Y — коэффициент подъемной силы;

C_{Xf} , C_{Xx} , C_{Xp} — коэффициенты составляющих полного аэродинамического сопротивления.

Запись аэродинамических сил в стандартной форме очень удобна. Тот факт, что зависимость сил от размеров снаряда учитывается множителем s_m и не входит в C_X (или C_Y), позволяет моделировать

явление и распространять результаты эксперимента на полноразмерные изделия. Пусть, например, в трубе продута модель снаряда небольших размеров и замерена сила $X_{\text{мод}}$, действовавшая на модель во время продувки. Согласно (6.11)

$$X_{\text{мод}} = C_{X_{\text{мод}}} s_{\text{мод}} \frac{\rho v^2}{2},$$

где $X_{\text{мод}}$ — измеренная сила;

$s_{\text{мод}}$ — площадь мишени модели;

ρ, v — параметры потока;

$C_{X_{\text{мод}}}$ — коэффициент сопротивления модели, т. е. тела некоторой определенной конфигурации, соответствующий параметрам потока ρ, v .

После эксперимента легко рассчитать

$$C_{X_{\text{мод}}} = \frac{X_{\text{мод}}}{s_{\text{мод}} \frac{\rho v^2}{2}}.$$

Если теперь обратиться к полноразмерному объекту, модель которого была продута, то, имея в виду полное геометрическое подобие модели и натуре, естественно считать, что для тех же параметров потока — ρv — сила аэродинамического сопротивления натурального объекта $X_{\text{нат}}$ будет

$$X_{\text{нат}} = C_{X_{\text{мод}}} s_{\text{нат}} \frac{\rho v^2}{2}$$

(поскольку C_X не зависит от размеров тела).

Таким образом, с помощью введения понятия — коэффициент аэродинамической силы — удается существенно упростить аэродинамический эксперимент, используя данные модельных продувок для определения сил и моментов, действующих на натуральный снаряд в реальном полете.

Продувка снаряда представляет собой сложный эксперимент и обычно проводится лишь на завершающем этапе работы над снарядом. При предварительных расчетах пользуются ориентировочными значениями аэродинамических сил и моментов, вычисляемыми теоретически. Разработанные к настоящему времени методы приближенного аэродинамического расчета дают результаты, довольно хорошо согласующиеся с последующими продувками, и поэтому использование этих расчетов на ранних стадиях проектирования снаряда широко распространено.

Метод расчета аэродинамических сил с использованием упрощенной модели обтекания снаряда

В основе приближенных методов аэродинамического расчета лежат выводы так называемой линеаризованной теории обтекания и предположение о справедливости принципа независимости дей-

ствия аэродинамических сил для отдельных частей снаряда. В силу этого предположения для оперенного ракетного снаряда получим

$$\left. \begin{aligned} X &= X_k + X_{оп}, \\ Y &= Y_k + Y_{оп}, \end{aligned} \right\} \quad (6.12')$$

или через коэффициенты сил:

$$\left. \begin{aligned} C_X &= C_{X_k} + C_{X_{оп}}, \\ C_Y &= C_{Y_k} + C_{Y_{оп}}. \end{aligned} \right\} \quad (6.12'')$$

Ниже без вывода приведены основные расчетные соотношения для определения коэффициентов C_{Y_k} , $C_{Y_{оп}}$, C_{X_k} и $C_{X_{оп}}$ для разных условий полета.

Расчет коэффициента подъемной силы

Поскольку характер обтекания и механизм появления составляющих аэродинамических сил зависят от того, является ли скорость полета дозвуковой ($M < 1$) или сверхзвуковой ($M > 1$), приходится рассматривать оба этих случая отдельно.

Дозвуковые скорости полета ($M < 1$)

Оперение. Коэффициент подъемной силы оперения снаряда определяют по формуле

$$C_{Y_{оп}} = \frac{1,84\pi\lambda_{оп}^2}{2,4 + \lambda_{оп}} \frac{2s_{оп}}{s_m}, \quad (6.13')$$

где $\lambda_{оп}$ — удлинение оперения;

α — угол атаки;

$s_{оп}$ — площадь пера стабилизатора;

s_m — площадь мидела снаряда.

На фиг. 6.22 показана схема оперения ракетного снаряда и обозначены его элементы. В приведенных на фигуре обозначениях основные характеристики оперения определяются следующим образом:

$$\lambda_{оп} = \frac{2l_{оп}^2}{2s_{оп}}; \quad (6.14)$$

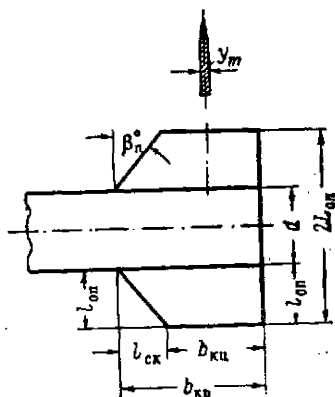
площадь пары стабилизаторов

$$2s_{оп} = 2b_{ср}l_{оп} = (b_{кр} + b_{ку})l_{оп}, \quad (6.15)$$

$$b_{ср} = \frac{b_{кр} + b_{ку}}{2};$$

где

$b_{ср}$ — средняя хорда стабилизатора;



Фиг. 6.22. Элементы оперения ракетного снаряда.

$2L_{оп}$ — полный размах оперения; $2l_{оп}$ — размах собственно оперения; β_n — угол скоса передней кромки стабилизатора; β_z — угол скоса задней кромки стабилизатора (на фиг. 6.22 $\beta_z = 0$); y_m — толщина профиля в сечении средней хорды стабилизатора; $l_{ск}$ — скос оперения.

$b_{кр}$ — корневая хорда;
 $b_{ки}$ — концевая хорда;
 относительная толщина профиля оперения

$$\Delta = \frac{2y_m}{b_{ср}}$$

Строго говоря, формула (6.13') получена для скоростей, при которых сжимаемостью воздуха можно пренебречь. Однако с достаточной степенью точности эта зависимость может быть распространена на весь диапазон околосвуковых скоростей полета. Для этого в формулу вводят дополнительный член, учитывающий эффект сжимаемости, и записывают ее в виде

$$C_{Y_{оп}} = \frac{1,84\pi\lambda_{оп}\alpha}{2,4 + \lambda_{оп}} \frac{1}{\sqrt{1-M^2}} \frac{2s_{оп}}{s_m} \quad (6.13'')$$

Корпус. Для дозвуковых скоростей полета

$$C_{Y_{к}} \approx \alpha, \quad (6.16)$$

где α — угол атаки снаряда в радианах.

Полный коэффициент подъемной силы снаряда. Полный коэффициент подъемной силы оперенного ракетного снаряда определяется как сумма

$$C_Y = \frac{1,84\pi\lambda_{оп}\alpha}{2,4 + \lambda_{оп}} \frac{1}{\sqrt{1-M^2}} \frac{2s_{оп}}{s_m} + \alpha$$

или

$$C_Y = \left(1 + \frac{1,84\pi\lambda_{оп}}{2,4 + \lambda_{оп}} \frac{1}{\sqrt{1-M^2}} \frac{2s_{оп}}{s_m}\right) \alpha. \quad (6.17)$$

Сверхзвуковые скорости полета ($M > 1$)

Оперение. Для расчета коэффициента подъемной силы оперения при сверхзвуковых скоростях полета пользуются в первом приближении формулой для подъемной силы крыла малого удлинения прямоугольной формы в плане:

$$C_{Y_{оп}} = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2-1}} \left(1 - \frac{1}{2\lambda_{оп}\sqrt{M^2-1}}\right) \frac{2s_{оп}}{s_m} \quad (6.18')$$

для стабилизаторов с

$$\lambda_{оп} \geq \frac{1}{\sqrt{M^2-1}}$$

или приближенной зависимостью

$$C_{Y_{оп}} = 1,35 \alpha \left(\lambda_{оп} + \frac{1}{\sqrt{M^2-1}}\right) \frac{2s_{оп}}{s_m} \quad (6.18'')$$

для стабилизаторов с

$$\lambda_{оп} < \frac{1}{\sqrt{M^2-1}}.$$

Корпус. Подъемная сила корпуса снаряда при сверхзвуковых скоростях полета составляет

$$C_{Y_{к}} \approx 2,4\alpha. \quad (6.19)$$

Полный коэффициент подъемной силы снаряда. Полный коэффициент подъемной силы снаряда при сверхзвуковых скоростях полета будет:

в диапазоне сверхзвуковых скоростей до $M < 1 + \frac{1}{\lambda_{оп}^2}$

$$C_Y = \left[1,35 \left(\lambda_{оп} + \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}} \right) \frac{2s_{оп}}{s_m} + 2,4 \right] \alpha \quad (6.20')$$

и при скоростях $M \geq 1 + \frac{1}{\lambda_{оп}^2}$

$$C_Y = \left[\frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2\lambda_{оп} \sqrt{M^2 - 1}} \right) \frac{2s_{оп}}{s_m} + 2,4 \right] \alpha. \quad (6.20'')$$

Расчет коэффициента лобового сопротивления

Дозвуковые скорости полета

При расчете коэффициента лобового сопротивления необходимо иметь в виду, что согласно (6.10') полный коэффициент представляется в виде суммы составляющих, каждая из которых учитывает влияние на общее сопротивление одного из факторов, вызывающих это сопротивление. Вообще говоря, (6.10') точно выполняется лишь при $\alpha = 0$, причем при $\alpha \neq 0$ коэффициент сопротивления заметно увеличивается за счет появления так называемого индуктивного сопротивления и увеличения составляющей C_{xp} .

Рассмотрим физическую природу увеличения сопротивления при полете с некоторым углом атаки. Основной особенностью полета с углом атаки является нарушение симметрии обтекания снаряда набегающим потоком воздуха. В результате асимметрии обтекания имеет место перетекание воздуха из зон повышенного давления в зону с более низким давлением. Потери, вызываемые этим перетеканием, учитываются индуктивным сопротивлением (фиг. 6.23). Вторая составляющая — ΔC_x — отражает тот факт, что при полете под углом атаки истинное сечение миделя отличается от того, по которому ведется расчет, так что поток тормозится на большей площади и за счет этого возникают дополнительные силы. Указанное увеличение коэффициента сопротивления учитывается в виде

$$C_x = C_{x0} + C_{xi} + \Delta C_x, \quad (6.21)$$

где $C_{x0} = C_{xл} + C_{xp}$ — коэффициент сопротивления при $\alpha = 0$;
 C_{xi} — коэффициент индуктивного сопротивления;
 ΔC_x — коэффициент дополнительного сопротивления от давления из-за несимметричного обтекания при $\alpha \neq 0$.

При ориентировочных расчетах оказывается достаточным вычислить коэффициент лобового сопротивления без учета влияния угла атаки, т. е. только по элементам C_{xp} , $C_{xл}$ и $C_{xд}$.

Зависимости для расчета отдельных составляющих полигоного коэффициента сопротивления для разных условий полета приведены ниже. Как и в случае вычисления коэффициента подъемной силы,

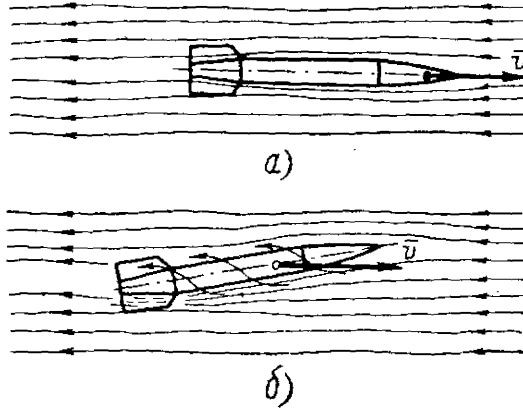
предполагается справедливость принципа независимости действия аэродинамических сил, появляющихся на корпусе и оперении снаряда.

Оперение. Для оперения естественно считать $C_{xд}=0$, так что

$$C_{x_{оп}} = C_{xр} + C_{x_f} + C_{x_i} + \Delta C_x. \quad (6.21')$$

В практических расчетах составляющие от давления и трения принято для оперения объединять в так называемое профильное сопротивление, при этом запись (6.21') преобразуется к виду

$$C_{x_{оп}} = C_{x_{пр}} + C_{x_i} + \Delta C_x \quad (6.21'')$$



Фиг. 6.23. Появление перетекания при полете снаряда с некоторым углом атаки.
а- $\alpha=0$; б- $\alpha>0$.

или для пренебрежимо малых углов атаки

$$C_{x_{оп}} \approx C_{x_{пр}}.$$

Если учесть, что $C_{x_{пр}}$ представляет собой сопротивление одной пары стабилизаторов, а ракетный снаряд имеет обычно две пары, то удобнее писать (6.21'') в виде

$$C_{x_{оп}} = 2C_{x_{пр}} + C_{x_i} + \Delta C_x. \quad (6.21''')$$

и соответственно для $\alpha \approx 0$

$$C_{x_{оп}} \approx 2C_{x_{пр}}$$

Для расчета $C_{x_{пр}}$ можно пользоваться выражением

$$C_{x_{пр}} = \left(0,005 + \frac{0,031\lambda}{\sqrt{1-M^2}} + \frac{0,072\omega^2}{1-M^2} \right) \frac{2s_{оп}}{s_m}, \quad (6.22)$$

где λ — относительная толщина профиля в сечении средней хорды;
 ω — относительная кривизна профиля (для стабилизаторов ракетных снарядов обычно $\omega=0$).

Расчет индуктивного сопротивления, если оно учитывается, целесообразнее всего проводить через вычисленный коэффициент подъемной силы оперения, используя

$$C_{Xl} = \frac{C_{Y_{оп}}^2}{\pi \lambda_{оп}} \frac{2s_{оп}}{s_m}. \quad (6.23)$$

В итоге коэффициент сопротивления оперения с нулевой кривизной при дозвуковых скоростях получим в виде

$$C_{X_{оп}} = \left(0,01 + \frac{0,062\Delta}{\sqrt{1-M^2}} + \frac{C_{Y_{оп}}^2}{\pi \lambda_{оп}} \right) \frac{2s_{оп}}{s_m}. \quad (6.24)$$

К о р п у с. Понятие профильного сопротивления удобно ввести и для расчета $C_{Xк}$, тогда

$$C_{Xк} = C_{X_{пр}} + C_{Xл} + C_{Xl} + \Delta C_X$$

или, пренебрегая влиянием угла атаки,

$$C_{Xк} = C_{X_{пр}} + C_{Xл}.$$

При дозвуковых скоростях полета значительную часть профильного сопротивления составляет сопротивление трения, поэтому при грубых прикидках можно считать

$$C_{X_{пр}} \approx C_{Xf}.$$

Более точные результаты получаются при использовании расчетной зависимости

$$C_{X_{пр}} = \frac{A_c C_{Xf}}{\sqrt{1+0,2M^2}}, \quad (6.25)$$

где C_{Xf} — коэффициент сопротивления трения;

A_c — коэффициент, учитывающий влияние на $C_{X_{пр}}$ составляющей от распределения давления.

Для расчета C_{Xf} используют

$$C_{Xf} = 0,0315 \operatorname{Re}^{-0,145} \frac{s_{бок}}{s_m}, \quad (6.26)$$

где Re — число Рейнольдса набегающего потока;

$s_{бок}$ — боковая поверхность корпуса снаряда;

s_m — площадь мишеля,

а поправочный коэффициент A_c определяют по эмпирической формуле

$$A_c = 1,865 - 0,175\lambda_k \sqrt{1-M^2} + 0,01\lambda_k^2 (1-M^2), \quad (6.27)$$

где λ_k — удлинение корпуса ракеты:

$$\lambda_k = \frac{l_k}{d};$$

l_k — длина корпуса;

d — калибр снаряда.

Составляющую сопротивления корпуса за счет донного разрежения можно определить по формуле

$$C_{Xд} = (0,05 + 0,25M^2) \frac{s_{дн}}{s_M}, \quad (6.28)$$

где $s_{дн}$ — площадь донного среза снаряда;
 s_M — площадь мишеля.

Таким образом, если пренебречь влиянием на сопротивление угла атаки, полный коэффициент аэродинамического сопротивления корпуса ракетного снаряда будет

$$C_{Xк} = \frac{A_c C_{Xf}}{\sqrt{1+0,2M^2}} + (0,05 + 0,25M^2) \frac{s_{дн}}{s_M}$$

или с учетом (6.26)

$$C_{Xк} = \frac{0,0315 A_c Re^{-0,145}}{\sqrt{1+0,2M^2}} \frac{s_{бок}}{s_M} + (0,05 + 0,25M^2) \frac{s_{дн}}{s_M}. \quad (6.29)$$

Полный коэффициент сопротивления снаряда. Таким образом, при дозвуковых скоростях

$$C_X = \left(0,01 + \frac{0,062\Delta}{\sqrt{1-M^2}} \frac{C_{Yоп}^2}{\pi\lambda_{оп}} \right) \frac{2s_{оп}}{s_M} + \frac{0,0315 A_c Re^{-0,145}}{\sqrt{1+0,2M^2}} \frac{s_{бок}}{s_M} + (0,05 + 0,25M^2) \frac{s_{дн}}{s_M} \quad (6.30')$$

или после подстановки значения $C_{Yоп}$:

$$C_X = \left[0,01 + \frac{0,062\Delta}{\sqrt{1-M^2}} + \pi\lambda_{оп} \left(\frac{1,84\alpha}{2,4 + \lambda_{оп}} \right)^2 \right] \frac{2s_{оп}}{s_M} + \frac{0,0315 A_c Re^{-0,145}}{\sqrt{1+0,2M^2}} \frac{s_{бок}}{s_M} + (0,05 + 0,25M^2) \frac{s_{дн}}{s_M}. \quad (6.30'')$$

Для активного участка полета, когда $C_{Xд} = 0$,

$$C_X^{акт} = \left[0,01 + \frac{0,062\Delta}{\sqrt{1-M^2}} + \pi\lambda_{оп} \left(\frac{1,84\alpha}{2,4 + \lambda_{оп}} \right)^2 \right] \frac{2s_{оп}}{s_M} + \frac{0,0315 A_c Re^{-0,145}}{\sqrt{1+0,2M^2}} \frac{s_{бок}}{s_M}.$$

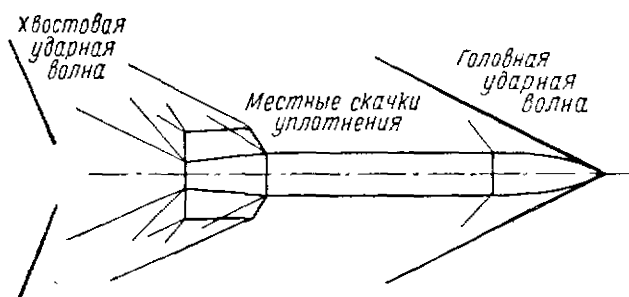
Данные расчетов показывают, что для крупных снарядов и ракет на долю корпуса приходится около 95% общего сопротивления.

Влияние угла атаки на сопротивление зависит от скорости полета и величины угла. В качестве примера можно привести следующие данные. Для снаряда М13 во время опытных отстрелов при скорости полета ~ 275 м/сек ($M=0,8$) составляющая за счет угла атаки не превосходила в общем балансе сопротивления 8% при

$\alpha=0,1$ ($\sim 6^\circ$), 27% при $\alpha=0,2$ ($\sim 12^\circ$), причем с уменьшением скорости полета относительное значение составляющей за счет угла атаки снижалось.

Сверхзвуковые скорости полета

В случае полета со сверхзвуковой скоростью природа сопротивления становится несколько иной. Если при дозвуковых скоростях сопротивление возникает главным образом за счет сил трения, то при скоростях, соответствующих числам $M > 1$, основную роль играет сопротивление за счет распределения давления на поверхности снаряда и в потоке около него. Сам характер распределения давления принципиально отличается от случая дозвуковых скоро-



Фиг. 6.24. Система скачков уплотнения, образующихся при полете снаряда со сверхзвуковой скоростью.

стей; вокруг снаряда образуется система так называемых скачков уплотнения, представляющих собой ударные волны различной интенсивности. Наличие в потоке ударных волн является характерной особенностью полета тела со скоростью, превышающей скорость звука. Эта особенность целиком определяет природу сил, действующих при таких скоростях полета. Картина обтекания снаряда сверхзвуковым потоком приведена на фиг. 6.24.

Коэффициент сопротивления снаряда при сверхзвуковых скоростях полета представляется в виде суммы следующих составляющих:

$$C_x = C_{x_v} + C_{x_d} + C_{x_f} + C_{x_i} + \Delta C_x = C_{x_0} + C_{x_i} + \Delta C_x,$$

где C_{x_v} — коэффициент сопротивления за счет сил нормального давления, называемый при сверхзвуковых скоростях коэффициентом волнового сопротивления. Остальные обозначения те же, что и в (6.21).

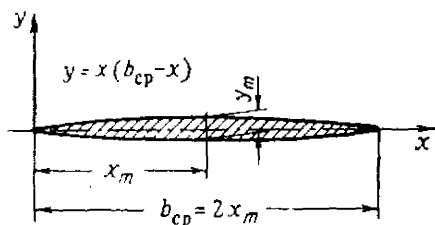
Коэффициент C_x снаряда для сверхзвуковых скоростей полета определяют, как и прежде, по элементам снаряда.

Оперение. Коэффициент волнового сопротивления оперения вычисляют по формуле

$$C_{Xв} = \frac{\frac{4}{b_{ср}} \int_0^{b_{ср}} (y')^2 dx}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{2s_{оп}}{s_M}, \quad (6.31)$$

где $y = y(x)$ представляет собой уравнение контура профиля оперения.

Для профиля, образованного дугами параболы (фиг. 6.25),



Фиг. 6.25. Элементы профиля, образованного дугами параболы.

x_m — координата сечения, в котором толщина профиля максимальная (y_m).

$$\frac{1}{b_{ср}} \int_0^{b_{ср}} (y')^2 dx = \frac{4}{3} \Delta^2,$$

где Δ — относительная толщина профиля, так что для такого профиля

$$C_{Xв} = \frac{\frac{16}{3} \Delta^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{2s_{оп}}{s_M},$$

т. е. полное волновое сопротивление оперения с учетом того, что снаряд имеет две пары стабилизаторов, будет

$$C_{Xв} = \frac{32\Delta^2}{3\sqrt{M^2 - 1}} \frac{2s_{оп}}{s_M}. \quad (6.32)$$

Донное сопротивление для симметричного профиля равно нулю, а для стабилизаторов со срезанной задней кромкой пренебрежимо мало. В силу этого считается, что для оперения $C_{Xд} = 0$.

Величину C_{Xf} для сверхзвуковых скоростей определяют по формуле

$$C_{Xf} = 0,0315 \operatorname{Re}^{-0,145} \frac{2s_{оп}}{s_M}, \quad (6.33)$$

где число Re для оперения

$$\operatorname{Re} = \frac{M a b_{ср}}{v} = \frac{v b_{ср}}{v},$$

a — скорость распространения звука в воздухе ($a \approx 340$ м/сек);

v — скорость полета;

ν — коэффициент кинематической вязкости воздуха, значение которого для условий полета вблизи Земли может быть принято

$$\nu = 1,45 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{сек}.$$

Составляющие сопротивления, появляющиеся за счет угла атаки, целесообразно оценить комплексно. Для этого можно пользоваться формулой

$$\Delta C_{X_i} + C_{X_i} = \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2} \frac{1}{\lambda_{оп} \sqrt{M^2 - 1}} \right) \frac{2s_{оп}}{s_M}. \quad (6.34)$$

В итоге полное сопротивление оперения при сверхзвуковых скоростях полета составит

$$C_{X_{оп}} = \left[\frac{32\Delta^2}{3\sqrt{M^2 - 1}} + 4 \cdot 0,0315 \operatorname{Re}^{-0,145} + \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2} \frac{1}{\lambda_{оп} \sqrt{M^2 - 1}} \right) \right] \frac{2s_{оп}}{s_M}. \quad (6.35)$$

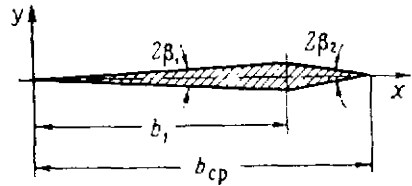
Эта формула получена в предположении, что сечение стабилизатора представляет собой симметричный контур, очерченный дугами параболы. В общем случае формула запишется так же, за исключением первого члена, который должен быть определен по формуле (6.31).

В практике проектирования оперения наряду с профилем, очерченным дугами параболы, широко используются симметричные ромбовидные профили (фиг. 6.26). Для такого профиля

$$\frac{1}{b_{ср}} \int_0^{b_{ср}} (y')^2 dx = \beta_1^2 \frac{b_1}{b} + \beta_2^2 \left(1 - \frac{b_1}{b} \right)$$

или в случае симметричного ромбовидного профиля ($b_1 = \frac{b}{2}$, $\beta_1 = \beta_2$)

$$\frac{1}{b_{ср}} \int_0^{b_{ср}} (y')^2 dx = \beta_1^2.$$



Фиг. 6.26. Элементы геометрии ромбовидного профиля.

Корпус. При расчете коэффициента сопротивления корпуса обычно учитывают лишь составляющие волнового сопротивления, сопротивления трения и донного сопротивления, пренебрегая влиянием на величину этого коэффициента составляющих за счет наличия угла атаки (C_{X_i} , ΔC_X).

Составляющую от волнового сопротивления можно оценить по формуле

$$C_{X_v} = 0,415\bar{p}_0 - 0,667 \left(0,327\bar{p}_0 + \frac{1,43}{M^2} \right) (1 - \nu_0), \quad (6.36)$$

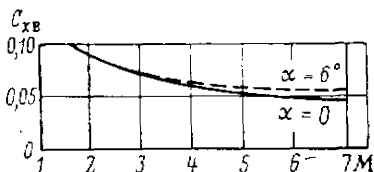
где \bar{p}_0 — так называемый коэффициент давления на конусе у острия снаряда (угол конуса равен соответствующему углу на

чертеже). Величину p_0 можно определить по эмпирической формуле

$$\bar{p}_0 = \left(0,083 + \frac{0,096}{M^2}\right) \left(\frac{\beta_0}{10}\right)^{1,69}; \quad (6.37)$$

β_0 — угол конуса у острия снаряда¹;

v_0 — коэффициент восстановления давления; представляет собой отношение давлений торможения потока после и до скачка давления, появляющегося у снаряда при сверхзвуковых скоростях полета:



Фиг. 6.27. Влияние угла атаки на величину $C_{xв}$ в корпусе снаряда при разных числах M .

$$v_0 = \frac{p_0}{p^0} = f(M\beta_0).$$

Подробные таблицы $v_0 = f(M, \beta_0)$ можно найти в упоминавшейся работе Н. Ф. Краснова.

Приблизительно величину $C_{xв}$ можно оценить по формуле

$$C_{xв} = \frac{2}{3} \frac{1}{\lambda_m^2}, \quad (6.38)$$

где $\lambda_m = \frac{x_m}{d_m}$ — удлинение головной части снаряда;

x_m — координата сечения, в котором диаметр снаряда достигает своего наибольшего значения d_m .

Расчеты показывают, что до скоростей полета, соответствующих числам $M=3 \div 4$, изменения величины $C_{xв}$ за счет появления угла атаки можно не учитывать. При больших скоростях прирост $\Delta C_{xв}$ становится уже существенным даже при малых α и его надо учитывать (фиг. 6.27).

Коэффициент донного сопротивления рассчитывают по формулам

$$C_{xд} = \frac{1,43}{M^2} - \frac{0,772}{M^2} (1 - 0,011M^2)^{3,5} \frac{s_{дп}}{s_m} \quad \text{для чисел } M \leq 6 \quad (6.39')$$

и

$$C_{xд} = \frac{1,43 s_{дп}}{M^2 s_m} \quad \text{для чисел } M > 8. \quad (6.39'')$$

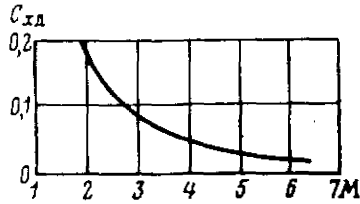
Характер изменения $C_{xд}$ по числам M показан на фиг. 6.28.

Коэффициент $C_{xф}$ определяется как

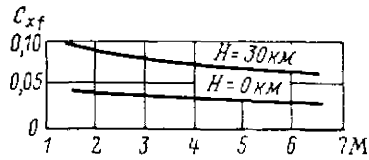
$$C_{xф} = 0,0315 \operatorname{Re}^{-0,145} \frac{s_{60к}}{s_m}. \quad (6.40)$$

¹ Подробные таблицы $\bar{p}_0 = \bar{p}_0(M\beta_0)$ приведены, например, в книге Н. Ф. Краснова «Аэродинамика», ч. 2. Некоторые вопросы прикладной аэродинамики. Изд. МВТУ, 1954.

При расчете C_{Xf} следует иметь в виду, что число Re зависит от высоты полета снаряда, поскольку с высотой меняются плотность воздуха и скорость распространения звука в нем. Сравнительные значения коэффициента C_{Xf} для двух разных высот приведены на фиг. 6. 29.



Фиг. 6. 28. Характер изменения коэффициента $C_{Xд}$ корпуса снаряда с $s_{дн}/s_m=1,0$ при разных числах M .



Фиг. 6. 29. Зависимость C_{Xf} корпуса снаряда от высоты при разных числах M .

В итоге полный коэффициент лобового сопротивления корпуса определится суммой

$$C_{Xк} = \frac{2}{3} \frac{1}{\lambda_m^2} + \left[\frac{1,43}{M^2} - \frac{0,772}{M^2} (1 - 0,011M^2)^{3,5} \right] \frac{s_{дн}}{s_m} + 0,0315 Re^{-0,145} \frac{s_{60к}}{s_m} \quad (6. 41')$$

для полета со скоростями, соответствующими числам $M \leq 6$, или

$$C_{Xк} = \frac{2}{3} \frac{1}{\lambda_m^2} + \frac{1,43}{M^2} \frac{s_{дн}}{s_m} + 0,0315 Re^{-0,145} \frac{s_{60к}}{s_m} \quad (6. 41'')$$

для $M > 8$, где в случае необходимости более точных расчетов коэффициент волнового сопротивления должен быть представлен в виде

$$C_{Xв} = 0,415 \bar{p}_0 - 0,667 \left(0,327 \bar{p}_0 + \frac{1,43}{M^2} \right) (1 - \gamma_0)$$

вместо

$$C_{Xв} = \frac{2}{3} \frac{1}{\lambda_m^2}.$$

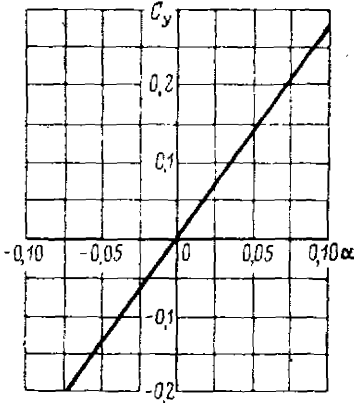
Полный коэффициент сопротивления снаряда. Полный коэффициент лобового сопротивления оперенного снаряда при сверхзвуковых скоростях найдем как сумму составляющих сопротивления от оперения снаряда и его корпуса.

Для наиболее распространенного диапазона скоростей, не превышающих $M=6$, расчетная формула будет

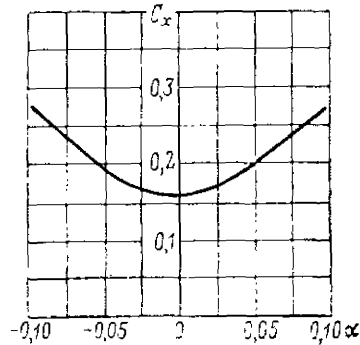
$$C_x = \frac{2}{3} \frac{1}{\lambda_m^2} + \left[\frac{1,43}{M^2} - \frac{0,772}{M^2} (1 - 0,011M^2)^{3,5} \right] \frac{s_{дн}}{s_m} +$$

$$+ 0,0315 \text{Re}^{-0,145} \frac{s_{60к}}{s_m} + \left[\frac{32\Delta^2}{3\sqrt{M^2-1}} + 0,126 \text{Re}^{-0,145} + \right.$$

$$\left. + \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M^2-1}} \left(1 - \frac{1}{2} \frac{1}{\lambda_{оп} \sqrt{M^2-1}} \right) \right] \frac{2s_{оп}}{s_m}. \quad (6.42)$$



Фиг. 6.30. Характер зависимости $C_Y = C_Y(\alpha)$ порохового ракетного снаряда для малых углов атаки.



Фиг. 6.31. Характер изменения $C_X = C_X(\alpha)$ порохового ракетного снаряда для малых углов атаки.

Для активного участка полета расчетная формула несколько упрощается:

$$C_{X^{\text{акт}}} = \frac{2}{3} \frac{1}{\lambda_m^2} + 0,0315 \text{Re}^{-0,145} \frac{s_{60к}}{s_m} +$$

$$+ \left[\frac{32\Delta^2}{3\sqrt{M^2-1}} + 0,126 \text{Re}^{-0,145} + \right.$$

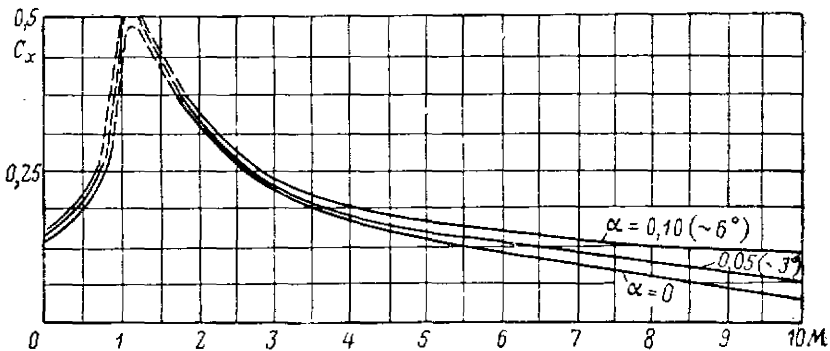
$$\left. + \frac{4\alpha^2}{\sqrt{M^2-1}} \left(1 - \frac{1}{2} \frac{1}{\lambda_{оп} \sqrt{M^2-1}} \right) \right] \frac{2s_{оп}}{s_m}$$

(для случая, когда снаряд имеет оперение, сечение которого спрофилировано дугами параболы).

Таким образом, формулы (6.16) и (6.19) позволяют рассчитать коэффициент подъемной силы снаряда при до- и сверхзвуковых скоростях полета, а формулы (6.30) и (6.42) — коэффициент лобового сопротивления. Из формул видно, что для снаряда некоторой определенной конструкции коэффициенты полностью определяются числом M полета и углом атаки снаряда.

На фиг. 6.30 и 6.31 приведены ориентировочные зависимости $C_x = C_x(\alpha)$ и $C_y = C_y(\alpha)$, построенные для случая $M = \text{const}$. Из сопоставления кривых нетрудно заключить, что при малых углах атаки (до $3-5^\circ$) $C_x \sim C_y$, причем при α , близких к нулю, и $C_y \rightarrow 0$, тогда как C_x даже при нулевом угле атаки имеет некоторое определенное значение. Поскольку возможные углы атаки, как правило, ограничиваются, часто рассматривают лишь коэффициент C_x снаряда. Характер изменения этого коэффициента по числам M и углам α является важнейшей характеристикой спроектированного снаряда. Ориентировочный вид семейства соответствующих кривых приведен на фиг. 6.32.

Для внешнебаллистических расчетов важно знать не только величину действующих аэродинамических сил, но и положение точки



Фиг. 6.32. Суммарные кривые $C_x = C_x(M)$ оперенного порохового ракетного снаряда для разных углов атаки α (случай полета на пассивном участке).

приложения равнодействующей этих сил, иазываемой центром давления снаряда, поскольку, как будет показано ниже, взаимное расположение центра давления и центра тяжести снаряда определяет степень устойчивости снаряда на траектории. Принято считать, что центр давления находится на оси снаряда на расстоянии $x_{ц.д.}$ от его носика, поэтому расчет координат центра давления сводится к определению координаты $x_{ц.д.}$.

В аэродинамике обычно пользуются безразмерной координатой

$$\frac{x_{ц.д.}}{x_k},$$

где x_k — полная длина рассматриваемого тела.

Эта координата называется коэффициентом центра давления снаряда и обозначается

$$C_{ц.д.} = \frac{x_{ц.д.}}{x_k}. \quad (6.43)$$

Можно показать, что на сверхзвуковых скоростях для тела вращения, состоящего из оживальной и цилиндрической частей (для корпуса снаряда),

$$C_{ц.д.к} = \frac{0,733 + 0,667\alpha\lambda_m (\bar{x}_k^2 - 1)}{x_k [1,57 + 1,334\alpha\lambda_m (\bar{x}_k - 1)]}, \quad (6.44)$$

где α — угол атаки;

$\lambda_m = \frac{x_m}{d}$ — удлинение головной части снаряда;

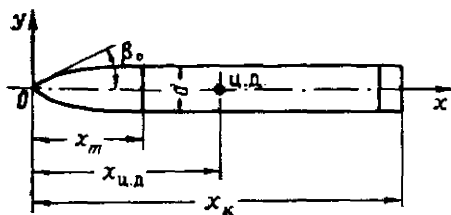
$\lambda_k = \frac{x_k}{d}$ — удлинение всего корпуса;

$\bar{x}_k = \frac{x_k}{x_m}$ — безразмерная длина корпуса $\left(\frac{\lambda_k}{\lambda_m}\right)$.

Основные обозначения, принятые в (6.44), иллюстрируются на фиг. 6.33.

В практических расчетах можно принимать, что для корпусов ракет с удлинением порядка 7—10 коэффициент центра давления равен 0,5.

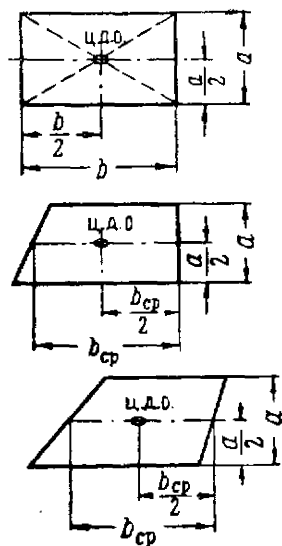
Так как при переходе от дозвуковых скоростей полета к сверхзвуковым запас устойчивости ракеты несколько уменьшается, можно не рассчитывать $C_{ц.д.}$ для



Фиг. 6.33. Элементы геометрии корпуса ракетного снаряда.

$\lambda_m = x_m/d$ — удлинение головной части снаряда;

$\lambda_k = x_k/d$ — удлинение корпуса снаряда; $\bar{x}_k = \lambda_k/\lambda_m$ — безразмерная длина снаряда.



Фиг. 6.34. Положение центра давления ц. д. о. для некоторых типов стабилизаторов.

$M < 1$, поскольку ракета, устойчивая на сверхзвуковых скоростях, будет заведомо устойчива и на дозвуковых.

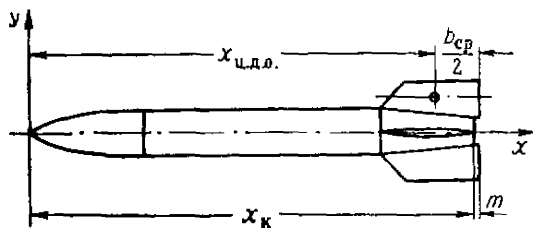
Относительно оперения снаряда считают, что центр давления оперения лежит посредине средней хорды пера (фиг. 6.34). Это позволяет при известной компоновке снаряда и геометрии оперения

(фиг. 6.35) подсчитать координату центра давления оперения $x_{ц.д.о}$ и найти $C_{ц.д.о}$:

$$x_{ц.д.о} = x_k + m - b_{ср},$$

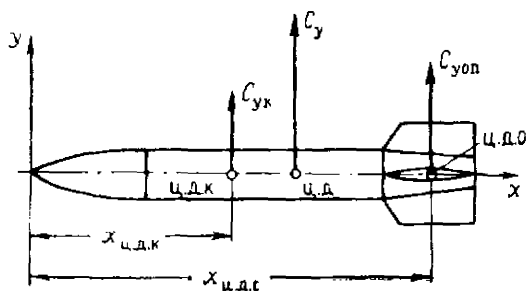
$$C_{ц.д.о} = \frac{x_k + m - b_{ср}}{x_k} = 1 - \frac{b_{ср} - m}{x_k}.$$

Для расчета координаты центра давления всего снаряда используют теорему о статических моментах для системы параллельных сил, приложенных в центре давления корпуса и оперения. В качестве этой системы удобно пользоваться составляющими Y_k и $Y_{оп}$ подъемной силы снаряда. Используя теорему о статических моментах



Фиг. 6.35. Расчетная схема снаряда для определения координаты центра давления оперения в системе координат, связанной со снарядом.

тах и считая, что при малых углах атаки ($\alpha \sim 0,05$) векторы сил Y_k и $Y_{оп}$ перпендикулярны оси снаряда, получим (фиг. 6.36)



Фиг. 6.36. Расчетная схема снаряда для использования теоремы о статических моментах при определении положения центра давления снаряда.

$$C_{у.к.} x_{ц.д.к.} + C_{у.оп} x_{ц.д.о} = C_{у.} x_{ц.д.},$$

где $C_{у.}$ — подъемная сила снаряда, равная сумме составляющих от корпуса и оперения;

$x_{ц.д.к.}$, $x_{ц.д.о}$ — координаты центра давления корпуса и оперения снаряда;

$x_{ц.д.}$ — координата центра давления снаряда.

Из этого уравнения

$$x_{ц.л} = \frac{C_{Yк} x_{ц.л.к} + C_{Yоп} x_{ц.л.о}}{C_Y}, \quad (6.45)$$

т. е. коэффициент центра давления снаряда будет

$$C_{ц.л} = \frac{x_{ц.л}}{x_k} = \frac{\frac{x_{ц.л.к}}{x_k} C_{Yк} + \frac{x_{ц.л.о}}{x_k} C_{Yоп}}{C_Y}. \quad (6.46)$$

Наряду с изложенной методикой приближенного расчета аэродинамических сил, действующих на оперенный ракетный снаряд в полете, иногда пользуются зависимостями, пришедшими в ракетную технику из теорий обычной ствольной артиллерии. Эти зависимости позволяют, как правило, быстрее, хотя и с меньшей степенью точности, оценить параметры силового взаимодействия снаряда с набегающим потоком воздуха и могут быть полезны при предварительных прикидочных расчетах.

Метод оценки аэродинамических сил через коэффициент формы снаряда

Формулу для расчета силы лобового сопротивления снаряда через коэффициент формы легко получить из стандартной формы записи аэродинамической силы:

$$X = C_X s_m \frac{\rho v^2}{2}.$$

В этой записи член v^2 характеризует зависимость аэродинамических сил от скорости полета, предполагая эту зависимость квадратичной. Квадратичная зависимость справедлива лишь для некоторого определенного диапазона скоростей. В более общем виде для любых скоростей полета вместо v^2 целесообразно ввести просто некоторую функцию скорости $F(v)$. Эта функция называется законом сопротивления. Множитель ρ учитывает влияние на величину аэродинамических сил плотности набегающего потока воздуха. Поскольку плотность воздуха является функцией высоты данного слоя воздуха над уровнем моря, множитель ρ может быть в общем случае заменен некоторой функцией высоты полета снаряда $H(y)$. Наконец, C_X и s_m отражают зависимость аэродинамических сил от формы и размеров тела. В артиллерии эту зависимость принято учитывать баллистическим коэффициентом снаряда C_0 . Таким образом, запись

$$X = C_X s_m \frac{\rho v^2}{2}$$

эквивалентно преобразуется к виду

$$X = C_0 H(y) F(v), \quad (6.47)$$

где C_0 — баллистический коэффициент снаряда;

$H(y)$ — функция высоты;

$F(v)$ — закон сопротивления.

Баллистический коэффициент снаряда связывается с основными параметрами конструкции снаряда соотношением

$$C_0 = \frac{id^2 \cdot 1000}{q}, \quad (6.48)$$

где i — коэффициент формы снаряда;
 d — калибр снаряда в дм ;
 q — вес снаряда в кг .

Введем отношение q/d^3 , называемое обычно поперечной нагрузкой на снаряд и обозначаемое

$$C_q = \frac{q}{d^3}.$$

С учетом C_q (6.48) будет

$$C_0 = \frac{1000i}{C_q d}. \quad (6.48')$$

Величина C_q составляет, например, для оперенных ракетных снарядов системы М8, СССР $C_q = 15 \text{ кг/дм}^3$ и для М13, СССР $C_q = 19 \text{ кг/дм}^3$.

Установившаяся практика предварительных баллистических расчетов сводит расчет коэффициента C_0 снаряда к сравнению его с баллистическим коэффициентом снаряда, принятого за эталонный, так что

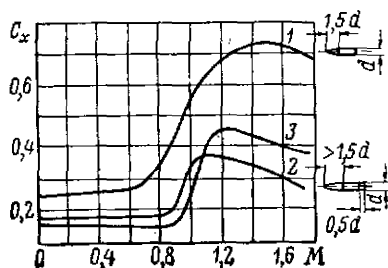
$$C_0 = i C_{0 \text{ эт}}, \quad (6.49)$$

где $C_{0 \text{ эт}}$ — баллистический коэффициент эталонного снаряда;
 i — коэффициент формы данного снаряда.

Величину $C_{0 \text{ эт}}$ для разных скоростей определяют экспериментальным путем. Часто за эталонную кривую $C_{0 \text{ эт}}(M)$ принимают кривую, полученную впервые Сиаччи. Вообще же говоря, эталоном можно считать и другие кривые, снятые для снарядов определенной конфигурации. Кроме кривой Сиаччи, широкое распространение получили кривые, которые условно называются кривыми «закона 1930 г.» и «закона 1943 г.» (фиг. 6.37).

Опыт проектирования ракетных снарядов показывает, что для предварительных расчетов коэффициент формы оперенных снарядов полевой артиллерии можно принимать равным относительно закона сопротивления Сиаччи $i_s = 0,8$, относительно «закона 1930 г.» — $i_{30} = 1,35$, относительно «закона 1943 года» — $i_{43} = 1,45$, так что баллистический коэффициент снаряда может быть оценен так:

$$\left. \begin{aligned} C_0 &= 0,8 (C_{0 \text{ эт}})_{\text{Сиаччи}}, \\ C_0 &= 1,35 (C_{0 \text{ эт}})_{1930 \text{ г.}}, \\ C_0 &= 1,45 (C_{0 \text{ эт}})_{1943 \text{ г.}} \end{aligned} \right\} \quad (6.49')$$



Фиг. 6.37. Законы сопротивления эталонных снарядов.

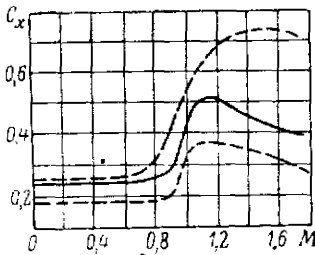
1—закон Сиаччи, 2—закон «1930 г.»,
 3—закон, «1943 г.».

где значения C_0 эталонных снарядов снимаются с соответствующих кривых, причем в первом приближении могут быть использованы кривые фиг. 6.37.

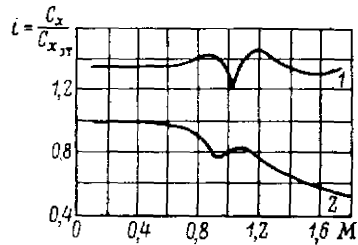
Если сравнить кривую $C_0(M)$ реального оперенного ракетного снаряда с эталонными кривыми (фиг. 6.38), то легко показать, что

$$\frac{C_0}{C_{0\text{эт}}} = f(M),$$

т. е. коэффициент формы, строго говоря, нельзя принимать постоянным для разных скоростей полета. Так, для снаряда, кривая за-



Фиг. 6.38. Сравнение закона сопротивления оперенного порохового ракетного снаряда с эталонными кривыми.



Фиг. 6.39. Зависимость коэффициента формы i оперенного ракетного снаряда от числа M полета.

1—«закон 1930 г.», 2—закон Сиауччи.

кона сопротивления которого представлена на фиг. 6.38, величина отношения меняется, как это показано на фиг. 6.39. Из этой фигуры видно, что если относительно «закона сопротивления 1930 года» еще можно рассматривать какое-то среднее значение коэффициента i по числам M полета, то для закона Сиауччи такое осреднение может вызвать серьезные погрешности расчета. Поэтому при уточненных расчетах, как правило, учитывают зависимость коэффициента формы снаряда от скорости.

С достаточной точностью зависимость $i=j(M)$ можно учесть, если при расчетах пользоваться значениями коэффициента формы, приведенными в табл. 6.1.

Таким образом, расчет силы лобового сопротивления снаряда во втором случае сводится к определению коэффициента формы этого снаряда относительно одного из эталонных законов сопротивления. Зная же коэффициент формы i , легко найти необходимые расчетные величины, используя приведенные выше зависимости. Очевидно, что этот метод пригоден лишь для оценки действующих сил при грубых предварительных расчетах.

Таблица 6.1

Рекомендуемые расчетные значения коэффициентов формы оперенного ракетного снаряда для разных законов сопротивления

M	Коэффициент формы		
	к закону Сиаучи	к закону 1930 г.	к закону 1943 г.
0,1	0,980	1,350	1,600
0,5	0,975	1,350	1,600
1,0	0,805	1,230	1,355
1,5	0,595	1,325	1,205
Среднее значение коэффициента формы в рассматриваемом диапазоне скоростей			
0,1—1,5	0,772	1,337	1,430

Расчет аэродинамических моментов, действующих на снаряд в полете

Было показано, что при приведении аэродинамических сил к центру тяжести появляются моменты, величина которых определяется величинами аэродинамических сил X и Y и расстоянием между центром тяжести и центром давления снаряда. Обозначив это расстояние через

$$e = x_{ц.д} - x_{ц.т.},$$

получим (фиг. 6.40)

$$M = Ye \cos \alpha + Xe \sin \alpha. \quad (6.50)$$

Стандартной формой записи аэродинамического момента M является выражение

$$M = C_M s_m x_k \frac{\rho v^2}{2}, \quad (6.51)$$

где C_M — коэффициент момента;

s_m — площадь мидела ракеты;

x_k — характерный линейный размер ракеты, за который обычно принимают длину корпуса снаряда.

С учетом (6.51) и стандартной формы записи аэродинамических сил получим уравнение (6.50) в виде

$$C_M s_m x_k \frac{\rho v^2}{2} = C_Y s_m \frac{\rho v^2}{2} e \cos \alpha + C_X s_m \frac{\rho v^2}{2} e \sin \alpha,$$

откуда для коэффициента момента C_M определится соотношение

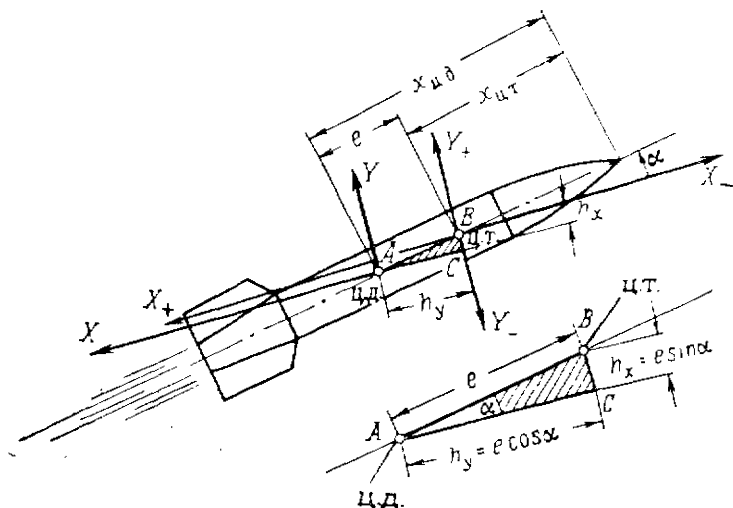
$$C_M = \frac{e}{x_k} (C_Y \cos \alpha + C_X \sin \alpha) \quad (6.52)$$

или для случая малых углов атаки, когда можно принять $\cos \alpha \approx 1,0$, $\sin \alpha \approx \alpha$,

$$C_M = \frac{e}{x_k} (C_Y + \alpha C_X). \quad (6.52')$$

Очевидно, что при нулевом угле атаки аэродинамический момент обращается в нуль.

Составляющие полного аэродинамического момента относительно осей Ox' , Oy' и Oz' связанной системы координат называют соответственно моментами крена M_φ , рыскания M_ψ и тан-



Фиг. 6.40. Расчет аэродинамического момента через силы, вызывающие его появление.

$h_y = e \cos \alpha$ — плечо подъемной силы относительно ц. т. снаряда; $h_x = e \sin \alpha$ — плечо силы лобового сопротивления относительно ц. т. снаряда.

гажа M_θ . Их обычно выражают через соответствующие коэффициенты в стандартной форме записи.

$$\left. \begin{aligned} M_\theta &= C_{M\theta} S_M x_k \frac{\rho v^2}{2}, \\ M_\psi &= C_{M\psi} S_M x_k \frac{\rho v^2}{2}, \\ M_\varphi &= C_{M\varphi} S_M x_k \frac{\rho v^2}{2}, \end{aligned} \right\} \quad (6.51')$$

где $C_{M\theta}$, $C_{M\psi}$, $C_{M\varphi}$ — стандартные коэффициенты.

Перемещению снаряда в пространстве под действием моментов M_θ , M_ψ и M_φ препятствуют силы вязкого трения и силы, являющиеся результатом некоторых вторичных явлений, наблюдае-

мых при повороте снаряда относительно центра тяжести. Это противодействие принято учитывать введением понятия демпфирующего момента, под которым понимают момент, пропорциональный суммарному противодействию среды. Каждому из моментов M_θ , M_ψ и M_φ ставится в соответствие демпфирующий момент того же названия:

- M'_θ — демпфирующий момент тангажа;
- M'_ψ — демпфирующий момент рыскания;
- M'_φ — демпфирующий момент крена.

В противоположность демпфирующим моментам моменты M_θ , M_φ и M_ψ иногда называют стабилизирующими моментами.

Таким образом, на снаряд действует всегда некоторый эффективный момент $\Delta M_{эф}$, определяемый равенством

$$\Delta M_{эф} = M_{ст} - M_{демф},$$

где $M_{ст}$ — стабилизирующий момент;

$M_{демф}$ — демпфирующий момент.

Расчет коэффициентов $C_{M\theta}$, $C_{M\psi}$, $C_{M\varphi}$ и $C'_{M\theta}$, $C'_{M\psi}$, $C'_{M\varphi}$ сравнительно сложен. В первом приближении демпфирующие моменты можно не учитывать, а $C_{M\theta}$, $C_{M\varphi}$ и $C_{M\psi}$ считать через C_y , C_x и геометрические характеристики снаряда¹.

§ 3. ОБЩАЯ СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ СНАРЯДА В ВОЗДУХЕ В ПРОСТРАНСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ

В общем случае в соответствии с основными принципами механики сложное движение снаряда относительно земной системы координат можно представить как сумму переносного и относительного движений. Переносным движением при этом будет поступательное движение центра тяжести снаряда, характер которого определится известными соотношениями поступательного движения:

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{x} &= \sum_{i=1}^{n_1} (F_i)_x, \\ m\ddot{y} &= \sum_{i=1}^{n_1} (F_i)_y, \\ m\ddot{z} &= \sum_{i=1}^{n_1} (F_i)_z. \end{aligned} \right\} \quad (6.53')$$

¹ Более подробно вопросы расчета моментных характеристик снаряда изложены, например, в книге Н. Ф. Краснова, *Аэродинамика*, ч. 2. Некоторые вопросы прикладной аэродинамики. Изд. МВТУ, 1954.

Относительным движением будет вращение снаряда вокруг центра тяжести согласно уравнениям:

$$\left. \begin{aligned} J_{\theta} \ddot{\theta} &= \sum_{j=1}^{n_2} M_{\theta j}, \\ J_{\psi} \ddot{\psi} &= \sum_{j=1}^{n_2} M_{\psi j}, \\ J_{\varphi} \ddot{\varphi} &= \sum_{j=1}^{n_2} M_{\varphi j}. \end{aligned} \right\} \quad (6.53'')$$

В системах уравнений (6.53') и (6.53'') приняты следующие обозначения:

- m — масса ракетного снаряда в произвольный момент времени;
- $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ — вторые производные по времени координат центра тяжести снаряда в земной системе отсчета (составляющие ускорения по осям земной системы координат);
- $(F_i)_x, (F_i)_y, (F_i)_z$ — проекции на оси Ox, Oy и Oz i -ой составляющей из системы сил, действующих на снаряд в полете;
- n_1 — число действующих на снаряд сил;
- J_{θ} — момент инерции снаряда относительно одной из поперечных осей связанной системы координат (Oy' или Oz'), называемый экваторальным моментом инерции;
- J_{φ} — момент инерции снаряда относительно оси Ox' связанной системы координат, называемый в установившейся терминологии полярным моментом инерции;
- $\ddot{\theta}, \ddot{\psi}, \ddot{\varphi}$ — вторые производные по времени угловых координат подвижной системы отсчета относительно земной (составляющие условного ускорения относительно соответствующих осей);
- $M_{\theta j}, M_{\varphi j}, M_{\psi j}$ — величина j -го момента по соответствующим углам из полной системы моментов, действующих на снаряд;
- n_2 — число моментов, действующих на снаряд в полете.

Имея в виду сказанное ранее о системе сил и моментов, действующих на неуправляемый ракетный снаряд в полете, получим общую систему дифференциальных уравнений движения снаряда в виде

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{x} &= R_x - X_x - Y_x - Z_x, \\ m\ddot{y} &= R_y - mg + Y_y - X_y - Z_y, \\ m\ddot{z} &= R_z - X_z - Y_z - Z_z, \end{aligned} \right\} \quad (6.54)$$

$$\left. \begin{aligned} J_{\theta} \ddot{\theta} &= M_{\theta} - M'_{\theta}, \\ J_{\psi} \ddot{\psi} &= M_{\psi} - M'_{\psi}, \\ J_{\varphi} \ddot{\varphi} &= M_{\varphi} - M'_{\varphi}, \end{aligned} \right\} \quad (6.54)$$

где R_x, R_y, R_z — составляющие по осям земной системы координат от силы тяги ракетного двигателя;

mg — сила тяжести (вес снаряда); в предположении, что Земля плоская, проектируется только на Oy' ;

X_x, Y_y, X_z — составляющие по осям координат силы лобового сопротивления;

Y_x, Y_y, Y_z — соответствующие составляющие подъемной силы;

Z_x, Z_y, Z_z — составляющие боковой силы;

$M_{\theta}, M_{\psi}, M_{\varphi}$ — стабилизирующие аэродинамические моменты относительно координатных углов тангажа, рыскания и крена;

$M'_{\theta}, M'_{\psi}, M'_{\varphi}$ — соответствующие демпфирующие моменты.

Вообще говоря, к перечисленным выше силам необходимо было бы добавить силу Кориолиса, учитывающую вращение Земли вокруг своей оси. Однако для пороховых ракетных снарядов с дальностью полета 50—80 км влияние силы Кориолиса можно не учитывать и рассматривать систему сил в таком виде, в каком она представлена в уравнениях (6.54).

Система (6.54) достаточно сложна, чтобы можно было решать ее в общем виде. Действительно, масса снаряда m меняется по времени, по крайней мере на активном участке полета, т. е. $m=m(t)$.

Тяга порохового ракетного двигателя R также меняется по времени потому, что, во-первых, она может быть каким-либо образом программируемой и, во-вторых, она меняется с высотой полета из-за снижения давления окружающей среды. Таким образом, в общем случае

$$R=R(t_{\text{пр}}, y),$$

где $t_{\text{пр}}$ — текущий момент времени программируемого полета.

Наконец, аэродинамические силы и моменты также меняются по времени, являясь функциями высоты и скорости полета:

$$X=X(y, x, y, z, t),$$

$$\dots \dots \dots$$

$$M_{\theta}=M_{\theta}(y, x, y, z, t).$$

$$\dots \dots \dots$$

С учетом этих замечаний относительно действующих сил систему уравнений (6.54) можно записать в развернутом виде:

$$m(t) \ddot{x} = R_x(t_{\text{пр}}, y) - X_x(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - Y_x(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - \\ - Z_x(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t),$$

$$\begin{aligned}
m(t)\ddot{y} &= R_y(t_{np}, y) - mg(y, t) - X_y(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) + \\
&+ Y_y(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - Z_y(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t), \\
m(t)\ddot{z} &= R_z(t_{np}, y) - X_z(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - \\
&- Y_z(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - Z_z(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t), \\
J_\theta(t)\ddot{\theta} &= M_\theta(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - M'_\theta(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t), \\
J_\psi(t)\ddot{\psi} &= M_\psi(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - M'_\psi(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t), \\
J_\varphi(t)\ddot{\varphi} &= M_\varphi(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t) - M'_\varphi(y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, t).
\end{aligned}$$

Выписанная система состоит из шести обыкновенных линейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами, часть из которых (например аэродинамические силы) не может быть даже представлена в аналитическом виде, т. е. в виде формулы, связывающей переменные $y, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dots, t$.

Для практического использования приведенную общую систему уравнений движения снаряда обычно упрощают. При этом наиболее существенные упрощения связаны со свойством устойчивости снаряда на траектории.

§ 4. ПОНЯТИЕ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ СНАРЯДА НА ТРАЕКТОРИИ

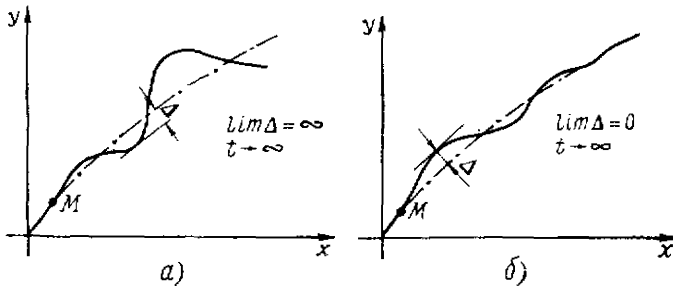
Движение снаряда на траектории считается устойчивым, если при случайных отклонениях его от траектории возникают силы и моменты, возвращающие снаряд на первоначальную траекторию.

При проектировании снаряда принимают специальные меры для обеспечения устойчивости его полета. Стабилизировать снаряд на траектории можно оперением или вращением (или комбинированным воздействием оперения и вращения). Стабилизация оперением достигается за счет того, что на оперении появляются дополнительные аэродинамические силы, которые при отклонениях снаряда возвращают его на первоначальную траекторию. Стабилизация вращением основана на так называемом свойстве гироскопической устойчивости, присущем телам некоторой формы (в том числе и снарядной формы), вращающимся с большой угловой скоростью вокруг своей продольной оси.

Не останавливаясь пока более подробно на вопросах стабилизации пороховых ракетных снарядов, скажем только, что прицельная стрельба по местности была бы невозможна, если бы под действием случайных возмущений (порыв ветра, местное падение плотности воздуха и т. д.) снаряд сходил с траектории и двигался дальше со все возрастающим отклонением от первоначального направления полета, т. е. если бы снаряд был неустойчив на траектории (фиг. 6.41).

Для снаряда, стабилизированного на траектории, последняя почти идеально представляет собой плоскую кривую, расположен-

ную в плоскости стрельбы. Следовательно, если для изучения движения такого снаряда плоскость xOy земной системы координат совместить с плоскостью стрельбы, боковая координата положения центра тяжести снаряда будет постоянна и равна нулю, т. е. третье уравнение из системы (6.54) может быть исключено.



Фиг. 6.41. Неустойчивое и устойчивое движение снаряда на траектории.

a — неустойчивое движение, b — устойчивое движение.
 M — точка на траектории, в которой на снаряд было наложено некоторое возмущающее воздействие со стороны внешних сил.

Кроме того, свойство устойчивости полета снаряда предполагает, что колебательные движения снаряда вокруг центра тяжести ограничены и носят после снятия возмущающего воздействия затухающий характер. Это позволяет в некоторых случаях не рассматривать уравнения вращательного движения, входящего в систему (6.54). В результате для заведомо устойчивого полета система (6.54) существенно упрощается.

§ 5. СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ СНАРЯДА, СТАБИЛИЗИРОВАННОГО НА ТРАЕКТОРИИ И В ПЛОСКОСТИ СТРЕЛБЫ

С учетом сказанного относительно особенностей стабилизированного полета снарядов систему уравнений движения их в плоскости стрельбы получим в виде

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{x} &= R_x - X_x - Y_x - Z_x, \\ m\ddot{y} &= R_y - mg - X_y + Y_y - Z_y \end{aligned} \right\} \quad (6.55')$$

для снарядов, стабилизируемых оперением, или

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{x} &= R_x - X_x - Y_x - Z_x, \\ m\ddot{y} &= R_y - mg - X_y + Y_y - Z_y, \\ J_p \ddot{\varphi} &= M_\varphi - M'_\varphi \end{aligned} \right\} \quad (6.55'')$$

для турбореактивных снарядов, стабилизируемых вращением.

При предварительных расчетах силы Y и Z в уравнениях (6.55') и (6.55'') могут быть приняты равными нулю, так что

$$Y_{x(y)} = 0, \quad Z_{x(y)} = 0,$$

и система будет

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{x} &= R_x - X_x, \\ m\ddot{y} &= R_y - mg - X_y, \\ (J_p \ddot{\varphi} &= M_\varphi - M'_\varphi). \end{aligned} \right\} \quad (6.55)$$

Систему (6.55) можно представить несколько в ином, иногда более удобном виде, если изучать поступательное движение центра тяжести снаряда не в земной системе координат, а в системе, оси которой совпадали бы в каждый момент времени с направлением нормали и касательной к траектории (частный случай связанной системы координат).

В проекциях на нормаль и касательную уравнения поступательного движения имеют вид

$$\left. \begin{aligned} m\dot{v} &= R - mg \sin \theta - X, \\ mv\dot{\theta} &= Y - mg \cos \theta. \end{aligned} \right\} \quad (6.56')$$

Полная система уравнений для этого случая в предположении устойчивости полета будет

$$\left. \begin{aligned} m\dot{v} &= R - mg \sin \theta - X, \\ mv\dot{\theta} &= Y - mg \cos \theta, \\ (J_p \ddot{\varphi} &= M_\varphi - M'_\varphi). \end{aligned} \right\} \quad (6.56)$$

Системы уравнений (6.55) и (6.56) упрощены по сравнению с общей системой уравнений движения снаряда (6.54) по существу лишь формально; уменьшено количество уравнений и опущены составляющие сил Y и Z в уравнениях поступательного движения. Практически же эти системы так же сложны для решения, как и система (6.54).

§ 6. УПРОЩЕННАЯ СИСТЕМА УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ СНАРЯДА В БЕЗВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Представим себе снаряд в виде материальной точки массы m и рассмотрим движение его в безвоздушном пространстве.

Поскольку снаряд рассматривается как точка, учитывать вращательное движение снаряда не имеет смысла, т. е. система уравнений, описывающих движение такого снаряда, сокращается до двух уравнений поступательного движения (для случая стабилизированного полета в плоскости стрельбы).

Ввиду того, что движение снаряда предполагается происходящим в безвоздушном пространстве, аэродинамические силы взаи-

модействия снаряда с окружающей средой естественно считать равными нулю, так что соответствующие уравнения упрощаются до вида

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= R_x, \\ m\ddot{y} &= R_y - mg. \end{aligned}$$

Сила тяги $R(R_x, R_y)$ действует на снаряд только на активном участке полета. Величина активного участка по сравнению со всей траекторией относительно мала, и можно приближенно считать, что под действием тяги двигателя снаряд получает некоторую скорость практически в точке старта.

С учетом этих замечаний и допущений движение снаряда вдоль траектории можно представить в виде системы уравнений

$$\left. \begin{aligned} m\ddot{x} &= 0, \\ m\ddot{y} &= -mg \end{aligned} \right\} \quad (6.57)$$

с начальным условием при $t=0$ $v=v_a$ (скорость в конце активного участка траектории, вычисляемая по формуле К. Э. Циолковского).

Систему (6.57) называют упрощенной системой уравнений движения центра тяжести снаряда в безвоздушном пространстве. Эта система может быть проинтегрирована в квадратурах.

§ 7. РАСЧЕТ ЭЛЕМЕНТОВ ТРАЕКТОРИИ СНАРЯДА

При расчете траектории снаряда интересуются главным образом дальностью полета снаряда (для некоторой начальной скорости полета) или тем, какой должна быть начальная скорость, чтобы снаряд мог достичь некоторой заданной дальности полета. Вопросы о законе движения снаряда по траектории, т. е. о том, в какой последовательности по времени снаряд будет проходить отдельные точки траектории, как будет при этом меняться скорость его полета и т. д., имеют, как правило, второстепенное значение.

В первом приближении ответ на все эти вопросы можно получить, проинтегрировав систему (6.57). Поскольку при получении этой системы были сделаны такие грубые допущения, как пренебрежение силами аэродинамического взаимодействия снаряда с набегающим потоком воздуха, исключение из рассмотрения активного участка и т. д., соответствующие результаты расчета будут иметь предельный характер.

Оценка предельных элементов траектории интегрированием упрощенной системы уравнений

Рассмотрим систему (6.57):

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= 0, \\ m\ddot{y} &= -mg. \end{aligned}$$

Поскольку масса снаряда m , входящая в уравнения этой системы, постоянна и не равна нулю, возможно представить систему в виде

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= 0, \\ \ddot{y} &= -g.\end{aligned}$$

Интегрирование последних уравнений сводится к следующему:
Уравнение

$$\ddot{x} = \frac{dx^2}{dt^2} = \frac{d}{dt} \left(\frac{dx}{dt} \right) = \frac{d}{dt} (\dot{x}) = 0$$

означает, что

$$\dot{x} = \text{const} = C_1.$$

Уравнение

$$\ddot{y} = \frac{d^2y}{dt^2} = \frac{d}{dt} (\dot{y}) = -g$$

после разделения переменных приводится к уравнению

$$d(\dot{y}) = -g dt,$$

что после интегрирования

$$\int d(\dot{y}) = \int -g dt$$

дает

$$\dot{y} = -gt + C_2.$$

Константы интегрирования C_1 и C_2 определяются из начальных условий:

при $t=0$ $v = v_a$ (скорость в конце активного участка),
т. е. при $t=0$,

$$\begin{aligned}\dot{x} &= v_x = v_{ax} = v_a \cos \theta_0, \\ \dot{y} &= v_y = v_{ay} = v_a \sin \theta_0.\end{aligned}$$

Таким образом, получим

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= 0 \\ \ddot{y} &= -g\end{aligned} \quad \left\{ \begin{aligned}\dot{x} &= C_1 = v_a \cos \theta, \\ \dot{y} &= -gt + C_2 = -gt + v_a \sin \theta.\end{aligned}\right.$$

Повторное интегрирование дает:

$$\dot{x} = \frac{dx}{dt} = C_1,$$

откуда после разделения переменных и интегрирования

$$x = C_1 t + C_3$$

и соответственно

$$\dot{y} = \frac{dy}{dt} = -gt + C_3,$$

$$y = -\frac{gt^2}{2} + C_3t + C_4.$$

Имея в виду, что начало координат совпадает с точкой старта снаряда, константы интегрирования C_3 и C_4 определим равными нулю. В итоге получим

$$\left. \begin{array}{l} \ddot{x} = 0 \\ \ddot{y} = -g \end{array} \right\} \left. \begin{array}{l} \dot{x} = v_a \cos \theta_0 \\ \dot{y} = v_a \sin \theta_0 - gt \end{array} \right\} \left. \begin{array}{l} x = v_a t \cos \theta_0 \\ y = v_a t \sin \theta_0 - \frac{gt^2}{2} \end{array} \right\} \quad (6.58)$$

где равенства

$$\left. \begin{array}{l} \ddot{x} = 0, \\ \ddot{y} = -g \end{array} \right\} \quad (6.58')$$

показывают, как меняются составляющие ускорения движения снаряда по времени; равенства

$$\left. \begin{array}{l} \dot{x} = v_a \cos \theta_0, \\ \dot{y} = v_a \sin \theta_0 - gt \end{array} \right\} \quad (6.58'')$$

— как меняются составляющие скорости движения снаряда, и, наконец, равенства

$$\left. \begin{array}{l} x = v_a t \cos \theta_0 \\ y = v_a t \sin \theta_0 - \frac{gt^2}{2} \end{array} \right\} \quad (6.58''')$$

— как меняются по времени координаты положения снаряда на траектории по высоте и дальности.

Последние соотношения позволяют оценить предельную дальность полета снаряда. Формулу предельной дальности проще всего получить, используя условия: при $x = X_{\max}$ $y = 0$. Из уравнения

$$y = v_a t \sin \theta_0 - \frac{gt^2}{2} = 0$$

получим, что значение $y = 0$ может иметь место при

$$t_1 = 0,$$

$$t_2 = \frac{2v_a \sin \theta_0}{g}.$$

Случай $t_1 = 0$ соответствует положению снаряда в точке старта снаряда, следовательно, значению времени t_2 соответствует положение снаряда в точке M траектории (фиг. 6.42). Следовательно,

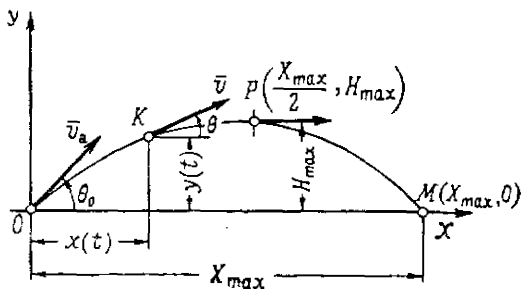
$$X_{\max} = x(t_2) = v_a \frac{2v_a \sin \theta_0}{g} \cos \theta_0 = \frac{v_a^2}{g} \sin 2\theta_0. \quad (6.59)$$

Видим, что $X_{\max} = f(v_a, \theta_0)$, т. е. при одной и той же скорости в конце активного участка полета максимальная дальность зависит от начального угла θ_0 . При этом наибольшее значение X_{\max} будет соответствовать случаю

$$\begin{aligned} \sin 2\theta_0 &= 1, \\ \theta_0 &= \frac{1}{2} \arcsin 1 = 45^\circ \end{aligned}$$

и составит

$$(X_{\max})_{\max} = \frac{v_a^2}{g}. \quad (6.60)$$



Фиг. 6.42. Схема траектории при расчете максимальной дальности полета снаряда в безвоздушном пространстве.

Решая формулу (6.59) относительно v_a , получим, что для достижения дальности X_{\max} снаряд должен иметь скорость не ниже

$$v_{a \text{ min}} = \sqrt{\frac{g X_{\max}}{\sin 2\theta_0}}, \quad (6.61)$$

если начальный угол бросания (угол установки направляющих боевой машины) составляет θ_0 градусов к горизонту.

Найдем теперь максимальную высоту подъема снаряда по траектории — H_{\max} . Эту величину можно найти, например, из условия максимума функции $y = f(x)$. В нашем случае $y = f(x)$ задана в виде двух уравнений

$$y = \varphi_1(t),$$

$$x = \varphi_2(t),$$

поэтому нужно сначала исключить параметр t и выразить y непосредственно через x . Соответствующие преобразования приводят к соотношению вида

$$y = -\frac{g}{2v_a^2 \cos^2 \theta_0} x^2 + \frac{\sin \theta_0}{\cos \theta_0} x. \quad (6.62)$$

Равенство (6.62) представляет собой уравнение траектории полета снаряда. Если исследовать характер соответствующей этому

уравнению кривой, можно показать, что она представляет собой параболу, смещенную относительно начала координат и имеющую ось симметрии, параллельную оси Oy (фиг. 6.43).

Условие максимума функции (6.62) имеет вид

$$\frac{dy}{dx} = 0,$$

$$\frac{dy}{dx} = -\frac{g}{2v_a^2 \cos^2 \theta_0} 2x + \frac{\sin \theta_0}{\cos \theta_0} = 0,$$

откуда значение x , при котором y достигает своего максимального значения H_{\max} , определится в виде

$$x_{H_{\max}} = \frac{v_a^2 \sin \theta_0 \cos \theta_0}{g} = \frac{v_a^2}{2g} \sin 2\theta = \frac{x_{\max}}{2}, \quad (6.63)$$

а само значение H_{\max} будет

$$H_{\max} = y(x_{H_{\max}}) = -\frac{g}{2v_a^2 \cos^2 \theta_0} \frac{v_a^4 \sin^2 \theta_0 \cos^2 \theta_0}{g^2} + \frac{\sin \theta_0}{\cos \theta_0} \frac{v_a^2 \sin \theta_0 \cos \theta_0}{g}$$

или после сокращений и приведения подобных членов

$$H_{\max} = \frac{v_a^2}{2g} \sin^2 \theta_0. \quad (6.64)$$

Очевидно, что наибольшее значение H_{\max} принимает в случае $\sin \theta_0 = 1$, т. е. для $\theta_0 = 90^\circ$ (вертикальный взлет)

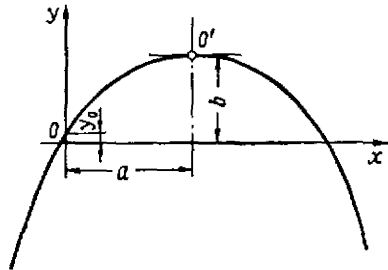
$$(H_{\max})_{\max} = \frac{v_a^2}{2g}. \quad (6.65)$$

Из (6.65) минимальная скорость, необходимая для достижения высоты H_{\max} в вертикальном полете, будет

$$v_{a \min} = \sqrt{2gH_{\max}}. \quad (6.66)$$

Соотношения (6.58''') позволяют оценить время, через которое ракетный снаряд достигнет некоторой высоты y^* или будет находиться на расстоянии x^* от точки старта. Эти времена соответственно будут:

$$\left. \begin{aligned} t_{x^*} &= \frac{x^*}{v_a \cos \theta_0}, \\ t_{y^*} &= \frac{v_a}{g} \sin \theta_0 \pm \sqrt{\frac{v_a^2}{g^2} \sin^2 \theta_0 - \frac{2y^*}{g}}. \end{aligned} \right\} \quad (6.67)$$



Фиг. 6.43. Парабола траектории снаряда в безвоздушном пространстве.

y_0 — координата по высоте точки старта снаряда; O' — вершина траектории.

Кстати, полное время полета снаряда можно определить из уравнений (6. 67) в виде

$$\left. \begin{aligned} t_{\max} &= \frac{X_{\max}}{v_a \cos \theta_0} && \text{(из условия } x^* = X_{\max}) \\ \text{или} \\ t_{\max} &= \frac{2v_a \sin \theta_0}{g} && \text{(из условия } y^* = 0). \end{aligned} \right\} \quad (6. 68)$$

Легко убедиться, что оба соотношения эквивалентны.

Приведенные расчетные соотношения дают результаты, существенно отличающиеся от наблюдаемых на практике. Это не удивительно, поскольку при их выводе были сделаны слишком грубые допущения, основным из которых является пренебрежение аэродинамическими силами. Метод используется лишь для ориентировочных прикидок при предварительном проектировании ракетного снаряда.

Значительно более точные результаты получаются, если интегрировать не упрощенную систему, а систему (6. 55) или (6. 56), однако в этом случае проводить вычисления в общем виде оказывается невозможным и приходится пользоваться приближенными численными методами интегрирования. Результаты интегрирования получаются не в виде формул, а в виде бланка-таблицы, в котором основные элементы траектории определены для разных значений времени полета. Методика численного интегрирования уравнений движения порохового ракетного снаряда приведена ниже.

Расчет элементов траектории методом численного интегрирования уравнений движения снаряда в плоскости стрельбы

Принципиально безразлично, какой из систем уравнений — (6. 55) или (6. 56) — пользоваться для расчета элементов траектории методом численного интегрирования. Однако считают, что более удобна все же система (6. 56), которую обычно и используют, записывая в виде

$$\left. \begin{aligned} m(t) \frac{dv}{dt} &= R(t) - m(t) g \sin \theta(t) - X(t), \\ m(t) v(t) \frac{d\theta}{dt} &= -m(t) g \cos \theta(t), \\ \frac{dy}{dt} &= v_y = v(t) \sin \theta(t), \\ \frac{dx}{dt} &= v_x = v(t) \cos \theta(t), \end{aligned} \right\} \quad (6. 69)$$

где последние два равенства очевидны из определения понятия скорости полета.

Из (6.69) получается следующая система расчетных равенств:

$$\left. \begin{aligned} \Delta v &= \left(\frac{R_t}{m_t} - g \sin \theta_t - \frac{X_t}{m_t} \right) \Delta t, \\ v_{t+\Delta t} &= v_t + \Delta v, \\ \Delta \theta &= - \frac{g \cos \theta_t}{v_t} \Delta t, \\ \theta_{t+\Delta t} &= \theta_t + \Delta \theta, \\ \Delta y &= (v_t \sin \theta_t) \Delta t, \\ y_{t+\Delta t} &= y_t + \Delta y, \\ \Delta x &= (v_t \cos \theta_t) \Delta t, \\ x_{t+\Delta t} &= x_t + \Delta x. \end{aligned} \right\} \quad (6.70)$$

Для решения этой системы должны быть заданы начальные параметры движения:

v_0 — начальная скорость движения снаряда, равная нулю или скорости схода снаряда с направляющей пусковой установки $v_{сх}$ в зависимости от выбора начала координат;

θ_0 — начальный угол возвышения траектории, равный углу установки направляющей боевой машины;

x_0, y_0 — координаты точки, принимаемой за начало отсчета (начало или конец направляющей боевой машины). С достаточной точностью можно считать

$$x_0 = 0, y_0 = 0.$$

Кроме того, должны быть заданы характеристики снаряда $X = X(M)$ и ракетного двигателя $R = R(t)$, $m = m(t)$. Последовательность расчета может при этом быть представлена в следующем виде:

1. Задаемся шагом интегрирования Δt , т. е. интервалом времени, через который будут получены значения элементов траектории в результате расчета. При выборе Δt необходимо иметь в виду, что с увеличением Δt снижается точность расчета, а при выборе слишком малых Δt расчеты становятся весьма трудоемкими. Обычно для активного участка траектории Δt принимается равным

$$\Delta t = 0,001 \div 0,01 \text{ сек.},$$

а для пассивного

$$\Delta t = 0,1 \div 1,0 \text{ сек.}$$

2. Пусть для простоты $x_0 = y_0 = 0$, $v_0 = v_{сх}$, начальный угол установки направляющих θ_0 . Пусть далее двигатель работает с постоянной тягой $R = \text{const}$, так что масса снаряда меняется по закону

$$m(t) = m_0 - m_{\text{сек}} t,$$

где m_0 — начальная масса снаряда;

$m_{\text{сек}}$ — секундный расход топлива,

и сила сопротивления задана в виде некоторой функции скорости полета $X = X(M)$, например, в виде графика или таблицы.

При этих начальных условиях и характеристиках снаряда и двигателя через Δt снаряд будет иметь скорость

$$v_1 = v_0 + \Delta v = v_{cx} + \Delta v_1,$$

причем

$$\Delta v_1 = \left(\frac{R}{m_0} - g \sin \theta_0 - \frac{X(M_0)}{m_0} \right) \Delta t,$$

где

$$M_0 = \frac{v_{cx}}{a_0};$$

a_0 — скорость звука, соответствующая высоте y_0 полета.

Угол θ через Δt изменится на

$$\Delta \theta_1 = - \frac{g \cos \theta_0}{v_{1x}} \Delta t$$

и составит

$$\theta_1 = \theta_0 + \Delta \theta_1.$$

Снаряд будет находиться в точке с координатами

$$x_1 = x_0 + \Delta x_1 = \Delta x_1,$$

$$y_1 = y_0 + \Delta y_1 = \Delta y_1,$$

где

$$\Delta x_1 = (v_{cx} \cos \theta_0) \Delta t,$$

$$\Delta y_1 = (v_{cx} \sin \theta_0) \Delta t.$$

3. В следующий интервал времени скорость снаряда вырастет до

$$v_2 = v_1 + \Delta v_2,$$

где

$$\Delta v_2 = \left(\frac{R}{m_0 - m_{сек} \Delta t} - g \sin \theta_1 - \frac{X(M_1)}{m_0 - m_{сек} \Delta t} \right) \Delta t;$$

$$M_1 = \frac{v_1}{a_1};$$

a_1 — скорость звука, соответствующая высоте полета y_1 .

Угол θ траектории изменится на

$$\Delta \theta_2 = - \frac{g \cos \theta_1}{v_1} \Delta t$$

и будет уже

$$\theta_2 = \theta_1 + \Delta \theta_2.$$

Снаряд переместится в точку с координатами:

$$x_2 = x_1 + \Delta x_2,$$

$$y_2 = y_1 + \Delta y_2,$$

где

$$\Delta x_2 = (v_1 \cos \theta_1) \Delta t;$$

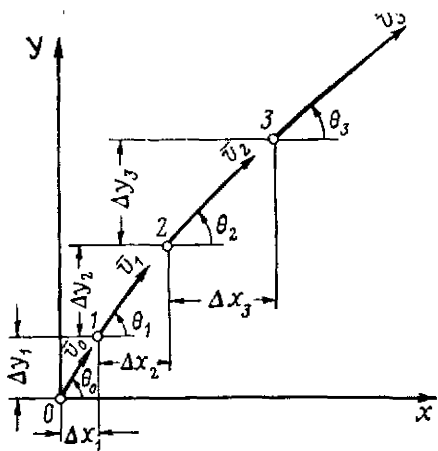
$$\Delta y_2 = (v_1 \sin \theta_2) \Delta t.$$

4. В результате получим ряд последовательных точек 1, 2, 3... в пространстве с известными параметрами движения снаряда в каждой точке (фиг. 6.44), определяющих в совокупности траекторию полета снаряда.

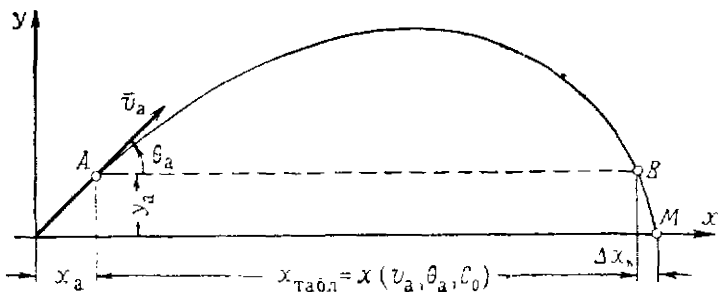
В процессе расчета наступает момент, когда двигатель перестает работать. Соответствующая точка *A* определяет конец активного участка полета и фиксирует параметры снаряда в конце активного участка.

Интересно отметить, что если до точки *A* характер траектории в сильной степени зависит от параметров и особенностей двигателя снаряда, то после этой точки на всем пассивном участке траектории характер движения определяется только параметрами движения снаряда в точке *A* и баллистическим коэффициентом снаряда.

Это позволяет заранее вычислить элементы траектории для разных значений v_a , θ_a и C_0 и свести результаты расчета в баллистические таблицы, широко распространенные в расчетной практике.



Фиг. 6.44. Расчет траектории численным интегрированием уравнений движения снаряда.



Фиг. 6.45. Расчетная схема траектории для определения ее элементов с использованием баллистических таблиц.

x_a, y_a — координаты конца активного участка траектории; v_a — скорость в конце активного участка траектории; θ_a — угол наклона касательной к траектории в конце активного участка траектории.

Следует оговориться, что по таблицам имеет смысл рассчитывать не весь пассивный участок траектории, а лишь дугу *AB* этого участка (фиг. 6.45), так как иначе нельзя обобщать результаты расчета для снарядов с разными активными участками.

Участок BM следует рассчитывать особо для каждого случая. Однако, как правило, этого не делают и полагают в первом приближении

$$\Delta x_k = \frac{2}{3} x_a,$$

$$v_M \approx v_B,$$

где v_B — скорость в точке B ;

v_M — скорость в точке M .

В итоге полная дальность полета снаряда определится как сумма

$$X_{\max} = x_a + x_{\text{табл}} + \Delta x_k,$$

или с учетом

$$\Delta x_k = \frac{2}{3} x_a \text{ найдем}$$

$$X_{\max} \approx x_{\text{табл}} + 1,667 x_a, \quad (6.71)$$

где x_a получается в результате численного интегрирования активного участка траектории;

$x_{\text{табл}}$ берется из таблиц.

Максимальная высота траектории определится как

$$H_{\max} = y_{\text{табл}} + y_a. \quad (6.72)$$

Результаты расчета траектории методом численного интегрирования существенно отличаются от случая использования упрощенной системы уравнений движения, когда пренебрегают влиянием аэродинамических сил. Так, дальность полета может составлять всего 0,5—0,6, высота траектории 0,7—0,8, дальность до вершины 0,7—0,8 и скорость у цели 0,3—0,4 от значений соответствующих величин (X_{\max} , H_{\max} , $X_{\max}/2, \dots$), рассчитанных по формулам для полета в безвоздушном пространстве.

Для современной ракетной артиллерии, требующей повышенной точности стрельбы, необходимо широко использовать методы численного интегрирования уравнений движения, дающие возможность проводить расчеты с высокой точностью. При этом трудоемкость расчетов можно существенно снизить внедрением счетно-решающих устройств.

§ 8. СТАБИЛИЗАЦИЯ СНАРЯДА НА ТРАЕКТОРИИ

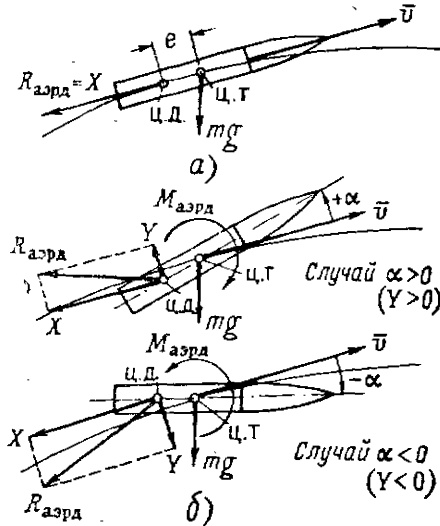
Как уже указывалось, для обеспечения точности попадания в цель снаряд должен быть стабилизирован на траектории. Это значит, что должны быть приняты меры, ограничивающие возможные отклонения оси снаряда от направления касательной к траектории.

Установлено, что стабилизировать снаряд на траектории можно либо введением в конструкцию снаряда специальных элементов стабилизации — хвостового оперения (стабилизация оперением), либо путем использования эффекта гироскопической устой-

чивости (стабилизация вращением). Оба способа стабилизации с успехом используются при практическом проектировании ракетных снарядов разного назначения.

Выбор оперения, обеспечивающего стабилизацию с заданным запасом устойчивости

Идея стабилизации ракет оперением основывается на следующем свойстве тел, движущихся в сопротивляющейся среде: оказывается, что такое тело движется устойчиво, т. е. стремится сохранить при движении свою первоначальную ориентацию только в том случае, если центр тяжести тела расположен впереди центра давления. И наоборот, если центр тяжести расположен сзади центра давления, положение тела на траектории неустойчиво и при действии случайных возмущений оно может изменить его. Пусть центр тяжести снаряда, летящего вдоль некоторой траектории, расположен впереди центра давления (фиг. 6.46), и пусть в какой-то момент времени под действием случайного возмущения ось снаряда отклонилась на угол α ($\pm\alpha$) от направления касательной к траектории. Из фиг. 6.46 видно, что при этом появляется момент аэродинамических сил, направленный против направления возрастания угла α , т. е. стремящийся вернуть снаряд в его первоначальное положение. Первоначальное положение снаряда на траектории устойчиво.



Фиг. 6.46. Схема взаимного расположения ц. т. и ц. д., обеспечивающего устойчивость снаряда (переднее расположение центра тяжести относительно центра давления).

а—исходное положение снаряда на траектории, *б*—возмущенное положение снаряда на траектории, $M_{\text{аэрд}}$ —аэродинамический момент.

Рассмотрим теперь движение снаряда, у которого центр давления расположен впереди центра тяжести (фиг. 6.47). Из схем, приведенных на этой фигуре, видно, что в этом случае при случайном появлении положительного или отрицательного угла атаки появляется момент, стремящийся увеличить угол α , т. е. еще больше отклонить снаряд от первоначального положения. В этом случае снаряд оказывается неустойчивым на траектории.

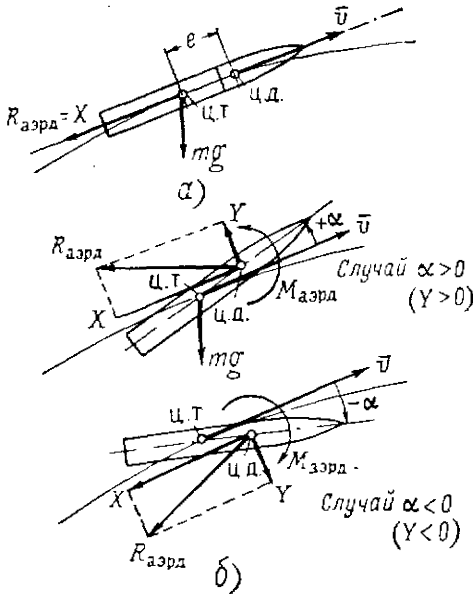
Таким образом, невращающийся снаряд устойчив на траектории только в том случае, если центр тяжести его лежит впереди центра давления. Степень устойчивости зависит от расстояния e между указанными двумя точками. Количественно степень устойчивости

принято оценивать запасом устойчивости, под которым понимают отношение

$$\xi_{уст} = \frac{e}{x_k} 100 \%, \quad (6.73)$$

где $e = x_{ц.д.} - x_{ц.т.}$ — эксцентриситет снаряда;
 x_k — длина корпуса снаряда.

Центр тяжести неоперенного порохового ракетного снаряда, состоящего из боевой и ракетной частей, будет находиться в точке, несколько смещенной вперед относительно геометрической середины снаряда. Центр же давления снаряда лежит где-то в районе центра тяжести боевой части снаряда. Таким образом, взаимное расположение центра тяжести и центра давления как раз соответствует случаю отсутствия свойства устойчивости на траектории, так что неоперенный ракетный снаряд, как правило, неустойчив в полете.



Фиг. 6.47. Схема взаимного расположения ц. т. и ц. д., приводящего к неустойчивости снаряда (заднее расположение центра тяжести относительно центра давления).

а — исходное положение снаряда на траектории, б — возмущенное положение снаряда на траектории.

стствующей силе, то при добавлении в систему дополнительной силы точка приложения новой равнодействующей смещается в сторону к точке приложения этой силы на некоторую определенную величину, пропорциональную значению вновь приложенной силы. Согласно этому для смещения центра давления снаряда назад за центр тяжести необходимо, чтобы в хвостовой части снаряда появились дополнительные аэродинамические силы.

Известно, что по физической природе аэродинамические силы представляют собой результат взаимодействия набегающего потока с поверхностями или телами, размещенными в этом потоке.

Для стабилизации такого снаряда необходимо резко сместить центр давления назад за центр тяжести. При этом, если требуется, чтобы снаряд обладал запасом устойчивости $\xi\%$, сместить центр давления необходимо в точку с координатой:

$$x_{ц.д.} = x_{ц.т.} + \frac{\xi_{уст}}{100} x_k. \quad (6.74)$$

Из механики известно, что если имеется система параллельных сил, приведенная к какой-то равнодействующей к какой-то равнодей-

Поэтому для смещения центра давления снаряда назад к хвостовой части в качестве источников дополнительной силы здесь размещают стабилизаторы.

Стабилизаторы выполняют, как правило, в виде тонких пластин и устанавливают параллельно оси снаряда, с тем чтобы при их взаимодействии с потоком составляющая сопротивления была по возможности меньшей, т. е. чтобы введение в конструкцию снаряда стабилизаторов смещало центр давления снаряда в нужную сторону на требуемую величину, по возможности не увеличивая общее сопротивление снаряда.

Согласно (6.45)

$$x_{ц.д.} = \frac{C_{Yк} x_{ц.д.к} + C_{Yоп} x_{ц.д.о}}{C_{Yк} + C_{Yоп}}$$

С другой стороны, чтобы обеспечить стабилизацию снаряда с запасом устойчивости $\xi_{уст}$ %, необходимо, чтобы центр давления находился в точке с координатой

$$x_{ц.д.} = x_{ц.т} + \frac{\xi_{уст}}{100} x_{к.}$$

Отсюда для стабилизации данного порохового снаряда ($x_{ц.т.}$, $x_{к.}$, $x_{ц.д.к.}$, $C_{Yк.}$, ...) необходимо подобрать для него такое оперение, чтобы

$$x_{ц.т} + \frac{\xi_{уст}}{100} x_{к.} = \frac{C_{Yк} x_{ц.д.к} + C_{Yоп} x_{ц.д.о}}{C_{Yк} + C_{Yоп}} \quad (6.75)$$

Полученное уравнение содержит, вообще говоря, два неизвестных — $C_{Yоп}$ и $x_{ц.д.о.}$, однако, имея в виду, что оперение располагается в хвостовой части снаряда и положение центра давления для основных типов стабилизаторов примерно известно (см. фиг. 6.34), величиной $x_{ц.д.о.}$ можно достаточно точно задаться, так что (6.75) в качестве неизвестного будет содержать только параметр $C_{Yоп}$.

С учетом сказанного имеем

$$C_{Yоп} = C_{Yк} \frac{x_{ц.т} - x_{ц.д.к} + \frac{\xi_{уст}}{100} x_{к.}}{x_{ц.д.о} - x_{ц.т} - \frac{\xi_{уст}}{100} x_{к.}}$$

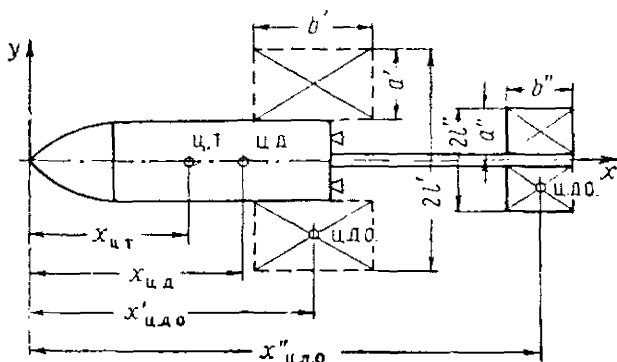
В первом приближении целесообразно задаться $x_{ц.д.о.} = x_{к.}$, тогда приведенное выше соотношение становится разрешимым и величина $C_{Yоп}$ легко определяется:

$$C_{Yоп} = C_{Yк} \frac{x_{ц.т} - x_{ц.д.к} + \frac{\xi_{уст}}{100} x_{к.}}{x_{к.} - x_{ц.т} - \frac{\xi_{уст}}{100} x_{к.}}, \quad (6.76)$$

где $C_{Yк}$ — рассчитывают по (6.16) или (6.19) в зависимости от скорости полета снаряда;

- $x_{ц.т.}$ — координата центра тяжести снаряда, определяемая при весовом расчете;
 x_k — длина корпуса снаряда;
 $x_{ц.д.к.}$ — координата центра давления корпуса снаряда, принимаемая равной $0,5x_k$ для $M < 1$ и рассчитываемая с использованием (6.44), если снаряд обладает сверхзвуковой скоростью;
 $\xi_{уст} \%$ — заданный запас устойчивости.

Таким образом, чтобы стабилизировать снаряд с запасом устойчивости $\xi_{уст} \%$, необходимо подобрать оперение, коэффициент подъемной силы которого соответствовал бы (6.76). Геометрические размеры такого оперения могут быть определены для разных ско-



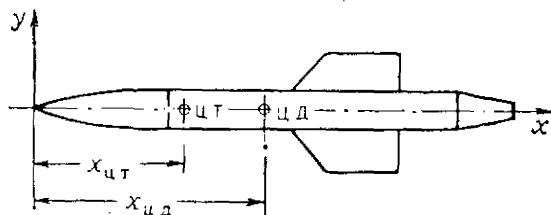
Фиг. 6.48. Сравнительные размеры оперения, необходимого для стабилизации одного и того же снаряда в случае их расположения на разных расстояниях от начала отсчета.

ростей полета с использованием (6.13'), (6.18') и (6.18''). При расчетах в первом приближении можно задаться удлинением $\lambda_{оп} = 2,0$ и рассматривать для простоты стабилизаторы прямоугольной формы в плане. После грубой оценки требуемых размеров оперения корректируют исходные параметры и проводят окончательные расчеты, подбирая оптимальную для данных условий форму пера стабилизатора.

Если в результате расчета окажется, что требуемое оперение слишком велико по размерам и вследствие этого неприемлемо для проектируемого снаряда, то придется либо отнестись оперение еще дальше к хвосту (или даже за хвост, как это показано на фиг. 6.48), либо увеличивать число перьев стабилизатора, либо предпринимать более радикальные средства, включая перекомпоновку снаряда.

С другой стороны, возможны случаи, когда расчетное оперение для варианта заднего расположения стабилизаторов получается недопустимо малых габаритов. В этих случаях его приходится сдвигать вперед (фиг. 6.49). Окончательное решение вопроса

о выборе формы, размеров и расположения оперения зависит от результатов продувок снаряда с оперением, рассчитанным теоретически. В последнее время в ряде стран эксперимент в трубе на-



Фиг. 6.49. Снаряд со смещенным вперед оперением.

чинает постепенно уступать место эксперименту в свободном поле или на разгонных ракетных дорожках.

Расчет угла скоса сопел, обеспечивающего устойчивость турбореактивного снаряда

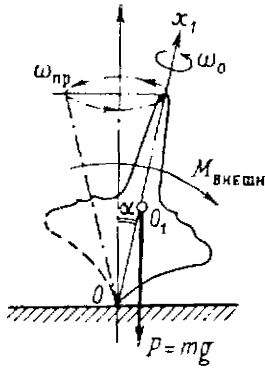
Снаряд с задним расположением центра тяжести можно стабилизировать на траектории не только оперением, смещающим центр давления за центр тяжести, но и придавая снаряду вращение вокруг продольной оси с некоторой определенной угловой скоростью.

Стабилизация вращением основана на использовании так называемого гироскопического эффекта. Рассмотрим этот эффект на хорошо известном примере его проявления у вращающегося волчка. Известно, что для тел с небольшой площадью опоры положение вертикального равновесия является неустойчивым. Стоит отклонить такое тело на угол α , при котором равнодействующая сил тяжести уже не пересекает площадь опоры, как появляется опрокидывающий момент, выводящий тело из положения равновесия; тело падает.

Вертикальное положение волчка в общем случае тоже неустойчиво. Однако, если заставить волчок вращаться с большой угловой скоростью вокруг продольной оси, появляются силы, удерживающие волчок от падения при отклонении его от положения вертикального равновесия. Вертикальное положение вращающегося волчка становится как бы устойчивым. Случайные возмущения, отклоняющие ось волчка от вертикали, приводят лишь к дополнительному движению оси волчка вокруг первоначального направления (фиг. 6.50). В теории гироскопов это движение называют прецессией оси гироскопа. Угол конуса прецессии α и угловая скорость прецессии $\omega_{пр}$ определяются величиной действующего возмущения (P или $M_{внешн}$), угловой скоростью собственного вращения ω_0 и геометрическими характеристиками вращающегося тела. При прочих равных условиях чем больше ω_0 , тем меньше угол α , т. е. тем устойчивее вертикальное положение волчка.

Сравним теперь волчок со снарядом, движущимся вдоль траектории и вращающимся со скоростью ω_0 вокруг своей продольной

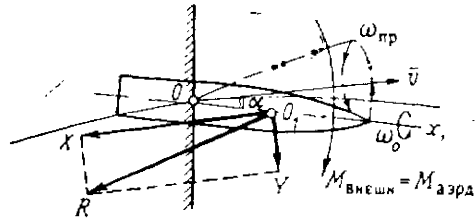
оси. При переднем расположении центра давления такой снаряд представляет собой тот же волчок, условно закрепленный на траектории в точке O , совпадающей с центром тяжести снаряда (фиг. 6.51). По аналогии с разобранным примером о волчке при случайных отклонениях оси снаряда от первоначального нулевого



Фиг. 6.50. Схема гироскопической устойчивости волчка.

x_1 — продольная ось волчка; O — точка опоры; O_1 — точка приложения возмущающей внешней силы.

положения снаряд стремится не уйти дальше от исходного положения, а сохранить его неизменным. При этом появляются прецессии оси снаряда, угловая амплитуда которых определяется величиной ω_0 , геометрическими



Фиг. 6.51. Схема гироскопической устойчивости снаряда.

характеристиками снаряда и величиной внешнего возмущающего момента.

Свойство гироскопической устойчивости проявляется лишь при достаточно большой угловой скорости собственного вращения.

Можно считать в первом приближении, что устойчивость будет гарантирована, если

$$n > \frac{2\sqrt{RJ_3e}}{J_p}, \quad (6.77)$$

где n — число оборотов собственного вращения тела;

R — действующая возмущающая сила;

e — эксцентриситет снаряда;

J_p, J_3 — полярный и экваториальный моменты инерции снаряда.

С учетом (6.77) задача стабилизации полета снаряда вращением заключается в том, чтобы обеспечить на всей траектории вращение снаряда с угловой скоростью не ниже соответствующей числу оборотов:

$$n_{\min} = \frac{2\sqrt{RJ_3e}}{J_p}.$$

Вращение снаряда вокруг его продольной оси описывается уравнением

$$J_p \ddot{\varphi} = \sum M_{\varphi},$$

где в $\sum M_{\varphi}$ входят активный стабилизирующий момент и демпфирующий момент сопротивления.

Если вращение снаряда происходит за счет использования сопла-турбинки, стабилизирующий момент действует на снаряд только на активном участке траектории, для которого

$$J_p \ddot{\varphi} = M_{ст} - M'_\varphi \approx M_{ст}, \quad (6.78)$$

$\varphi \rightarrow \omega_{\max}$

поскольку момент сопротивления обычно мал по сравнению с $M_{ст}$. На пассивном участке $M_{ст} = 0$, и уравнение вращательного движения снаряда записывается в виде

$$J_p \ddot{\varphi} = -M'_\varphi. \quad (6.79)$$

$\omega_{\max} \rightarrow \omega_k$

Видно, что на пассивном участке траектории угловая скорость вращения постепенно падает до некоторого ω_k , которому соответствует число оборотов

$$n_k = \frac{30\omega_k}{\pi}.$$

Отсюда для обеспечения устойчивости на всей траектории полета необходимо так раскрутить снаряд на активном участке, чтобы до конца полета он имел

$$n_k > \frac{2\sqrt{RJ_{\varphi e}}}{J_p}. \quad (6.80)$$

Требуемое для этого ω_{\max} в конце активного участка легко найти из (6.79):

$$J_p \ddot{\varphi} = -M'_\varphi,$$

$$\ddot{\varphi} = \frac{d\omega}{dt},$$

$$J_p \frac{d\omega}{dt} = -M'_\varphi,$$

откуда, разделяя переменные, получим

$$\int_{\omega_{\max}}^{\omega_k} d\omega = -\frac{1}{J_p} \int_{t_a}^{t_k} M'_\varphi dt,$$

что дает

$$\omega_k = \omega_{\max} - \frac{1}{J_p} \int_{t_a}^{t_k} M'_\varphi dt. \quad (6.81')$$

Зависимость M'_φ от времени, не выражаемая в явном виде, заставляет вычислять второй интеграл численно:

$$\omega_k = \omega_{\max} - \frac{1}{J_p} \sum_n (M'_\varphi)_t \Delta t, \quad (6.81'')$$

где суммирование ведется по всем Δt , на которые разбит интервал времени $t_a \div t_b$. Если учесть (6.80), то потребная ω_{\max} в конце активного участка определится в виде

$$\omega_{\max} \geq \frac{\pi}{30} \frac{2 \sqrt{R J_3 e}}{J_p} + \frac{1}{J_p} \sum_n (M'_\varphi)_t \Delta t. \quad (6.82)$$

Считая, что на активном участке полета можно пользоваться приближенным уравнением

$$J_p \ddot{\varphi} = M_{\text{ст}},$$

найдем потребный момент $M_{\text{ст}}$:

$$J_p \frac{d\omega}{dt} = M_{\text{ст}},$$

$$d\omega = \frac{M_{\text{ст}}}{J_p} dt,$$

$$\int_0^{\omega_{\max}} d\omega = \int_0^{t_a} \frac{M_{\text{ст}}}{J_p} dt.$$

Величину $M_{\text{ст}}$ можно считать постоянной для всего активного участка траектории. Значение же J_p меняется из-за выгорания топлива. С учетом этого

$$\omega_{\max} = M_{\text{ст}} \int_0^{t_a} \frac{1}{J_p} dt \quad (6.83')$$

или в виде, удобном для численного расчета,

$$\omega_{\max} = M_{\text{ст}} \sum_m \frac{1}{(J_p)_t} \Delta t, \quad (6.83'')$$

где $\sum_m \frac{1}{(J_p)_t} \Delta t$ вычисляется по всем m интервалам Δt , на которые разбито время полета на активном участке траектории.

Из (6.83'') потребный стабилизирующий момент определится в виде

$$M_{\text{ст}} = \frac{\omega_{\max}}{\sum_m \frac{1}{(J_p)_t} \Delta t},$$

что с учетом (6.82) дает

$$M_{\text{ст}} = \frac{\frac{\pi}{30} \frac{2 \sqrt{R J_3 e}}{J_p} + \frac{1}{J_p} \sum_n (M'_\varphi)_t \Delta t}{\sum_m \frac{1}{(J_p)_t} \Delta t}. \quad (6.84)$$

Здесь J_p, J_s характеризуют свойства снаряда на пассивном участке траектории, M'_ϕ — считается заданной аэродинамической характеристикой снаряда, так что значения $(M'_\phi)_t$ для любого момента времени могут быть найдены из графика или таблицы; $(J_p)_t$ вычисляется для разных точек активного участка полета с учетом постепенного выгорания топлива.

Стабилизирующий момент развивается за счет составляющей тяги двигателя, направленной перпендикулярно оси снаряда и появляющейся при скосе сопла на угол ψ к оси снаряда (фиг. 6.52). Величина его

$$\begin{aligned} M_{ст} &= R_{т1} \sin \psi \frac{d'}{2} n_c = \\ &= R_{т} \sin \psi \frac{d'}{2}, \quad (6.85) \end{aligned}$$

где $R_{т1}$ — величина тяги, проходящая на одно сопло;

n_c — число сопел;

$\frac{d'}{2}$ — плечо расположе-

ния сопел относительно продольной оси снаряда;

$R_{т}$ — суммарная тяга двигателя.

Из (6.85) требуемый угол скоса сопла определится как

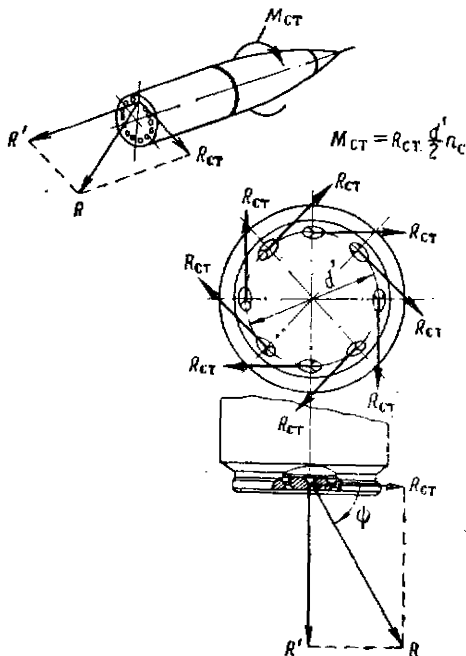
$$\psi = \arcsin \left(\frac{M_{ст}}{R_{т} \frac{d'}{2}} \right), \quad (6.86)$$

где $M_{ст}$ рассчитывается согласно (6.84);

d' — диаметр окружности, на которой расположены сопла турбины.

При таком угле скоса сопел турбины развивает момент $M_{ст}$, достаточный, чтобы снаряд был устойчив на всей траектории полета.

Предложенный метод расчета требуемого угла скоса сопел турбореактивных снарядов является сугубо ориентировочным, поскольку сведение движения снаряда к элементарной схеме волчка является довольно грубым приближением.



Фиг. 6.52. Схема появления стабилизирующего момента у турбореактивного снаряда.

§ 9. РАССЕИВАНИЕ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ СНАРЯДОВ НА МЕСТНОСТИ. ПОНЯТИЕ О КУЧНОСТИ ПОПАДАНИЯ

Траектория полета реального снаряда всегда несколько отличается от рассчитанной теоретически.

Снаряд изготавливают в производстве с определенными допусками по размерам и весу; в итоге баллистические коэффициенты отдельных снарядов

$$C_i = \frac{1000\bar{r} d^2}{g}$$

несколько отличаются друг от друга и составляют

$$C_i = C_{\text{теор}} + \Delta C_i,$$

где C_i — истинный баллистический коэффициент снаряда;

$C_{\text{теор}}$ — расчетное значение баллистического коэффициента;

ΔC_i — отклонение величины баллистического коэффициента от расчетного значения.

Разброс параметров внутренней баллистики каждого отдельного двигателя и различие снарядов по весу приводят к тому, что скорость снаряда в конце активного участка для разных снарядов неодинакова:

$$(\Delta v_{\max})_i = (\Delta v_{\max})_{\text{теор}} + \Delta(\Delta v_{\max})_i,$$

где $(\Delta v_{\max})_{\text{теор}}$ рассчитывается по формуле К. Э. Циолковского.

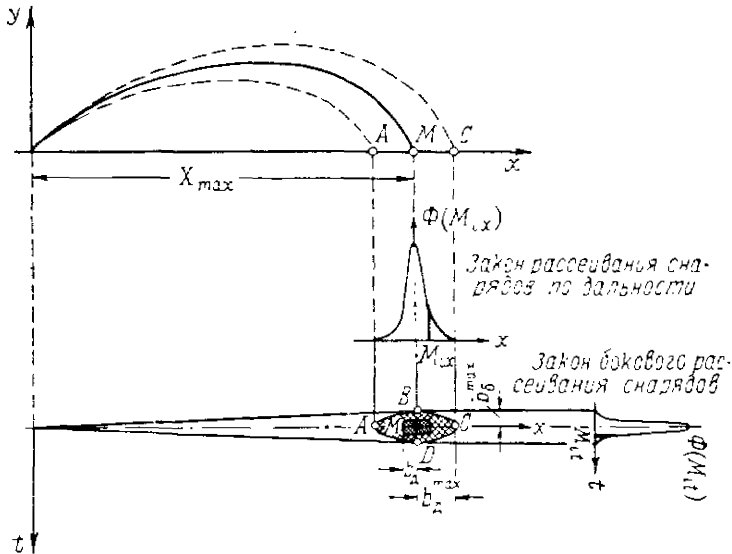
Наконец, возможный эксцентриситет или перекокс вектора реактивной силы относительно продольной оси сопла и дефекты установки на снаряде стабилизаторов могут служить дополнительными источниками отклонения траектории реального снаряда от теоретической кривой.

Важным следствием отклонения траекторий полета снарядов от расчетной является тот факт, что точки падения снарядов не совпадают друг с другом и с расчетной точкой M . Распределение точек M_i на местности вокруг точки M называют обычно рассеиванием снарядов. Установлено, что рассеивание неуправляемых снарядов подчиняется некоторой закономерности: все точки располагаются в пределах так называемого эллипса рассеивания (фиг. 6.53), причем можно построить некоторую кривую, характеризующую, например, распределение количества точек попадания вдоль заданного направления эллипса рассеивания. Эта кривая совпадает с классической кривой теории вероятности, описывающей нормальный закон распределения вероятности появления какого-либо случайного события (например, попадания снаряда в данную точку на местности). Точки, совпадающие с концами полуосей эллипса рассеивания A , B , C и D , характеризуют величину предельного вероятного отклонения точки падения снаряда от точки M по дальности и в боковом направлении. Соответствующие расстояния принято обозначать

$$AM = B_1^{\text{max}} ; BM = B_0^{\text{max}}$$

и называть предельным отклонением точки падения снаряда по дальности и по боку.

В эллипсе рассеивания можно выделить прямоугольную область, в пределах которой распределяется $\sim 50\%$ всех попаданий. При оценке эффективности стрельбы обычно учитывают не весь эллипс рассеивания, а именно эту область, называя координаты ее границ соответственно вероятным отклонением снаряда от цели по дальности B_d и в боковом направлении B_b .



Фиг. 6.53. Элементы области рассеивания неуправляемых ракетных снарядов на местности.

M_{ix} — вероятность попадания снаряда в i -ую точку по оси x области рассеивания; $\Phi(M_{ix})$ — функция распределения вероятности попадания снаряда в i -ую точку по оси x области рассеивания; M_{it} — вероятность попадания снаряда в i -ую точку по оси t области рассеивания; $\Phi(M_{it})$ — функция распределения вероятности попадания снаряда в i -ую точку по оси t области рассеивания.

Вероятное отклонение является недостаточной характеристикой рассеивания. Более общей оценкой рассеивания служит безразмерный параметр

$$\frac{B_d B_b}{X_{\max}}$$

называемый кучностью боя снарядов по дальности (или по боку).

Для расчета кучности боя необходимо уметь определять вероятное отклонение по дальности и боку для снаряда данной конструкции и известных условий стрельбы.

В первом приближении для этой цели могут быть использованы упрощенные расчетные зависимости, предполагающие независимость влияния на отклонение снаряда от цели отдельных факторов, вызывающих это отклонение.

Поскольку основными причинами рассеивания по дальности опережных ракетных снарядов можно считать отклонение от расчетных значений баллистического коэффициента, скорости в конце активного участка, угла тангажа Φ в конце активного участка, эксцентриситет и перекос вектора реактивной силы и дефекты установки на снаряде стабилизаторов, формулу для оценки B_d оперенного снаряда можно представить в виде

$$B_x = \sqrt{(\Delta x_c)^2 + (\Delta x_v)^2 + (\Delta x_\Phi)^2 + (\Delta x_{\bar{R}})^2 + (\Delta x_{оп})^2}, \quad (6.87)$$

где B_d — вероятное отклонение снаряда от расчетной точки попадания по дальности;

Δx_c — отклонение по дальности за счет того, что баллистический коэффициент снаряда не совпадает с расчетным:

$$C_i = C_{теор} + \Delta C_i.$$

Величину Δx_c обычно вычисляют как

$$\Delta x_c = \frac{\partial x}{\partial C} \Delta C_i,$$

где $\frac{\partial x}{\partial C}$ характеризует степень влияния на дальность полета величины баллистического коэффициента;

Δx_v — отклонение по дальности из-за непостоянства скорости в конце активного участка:

$$\Delta x_v = \frac{\partial x}{\partial v} \Delta v_{max i};$$

Δx_Φ , $\Delta x_{\bar{R}}$, $\Delta x_{оп}$ — соответственно отклонения по дальности за счет остальных факторов, влияющих на дальность.

Для расчета отдельных составляющих Δx_i в разных случаях можно пользоваться различными соотношениями. Эти соотношения, как правило, получаются в результате обобщения данных большого числа контрольных отстрелов снарядов и представляют собой сравнительно простые расчетные формулы, дополненные опытными графиками и таблицами.

Оценить средневоятное отклонение оперенного снаряда в боковом направлении (по оси OZ) можно по формуле

$$B_6 = \sqrt{(\Delta z_\psi)^2 + (\Delta z_{\bar{R}})^2 + (\Delta z_{ст})^2}, \quad (6.88)$$

поскольку боковое отклонение появляется главным образом из-за отклонения снаряда в плоскости стрельбы от направления на цель $\Delta \psi$ и ошибок, связанных с направлением вектора реактивной силы, а также неидеальности установки стабилизаторов.

Для конкретного вычисления Δz_ψ , $\Delta z_{\bar{R}}$ и $\Delta z_{ст}$ используются эмпирические расчетные соотношения и данные статистики экспериментальных отстрелов.

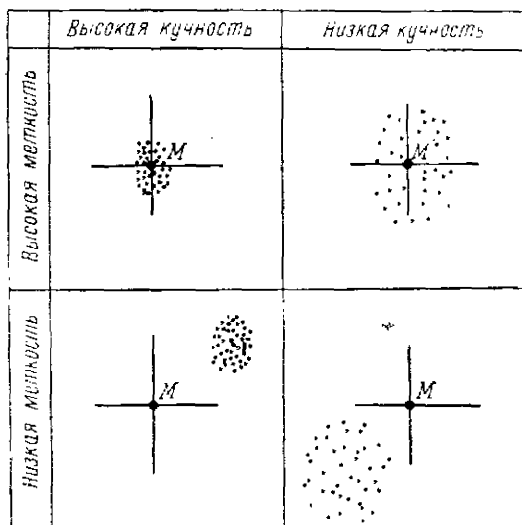
Турбореактивные снаряды не имеют оперения и характеризуются тем, что из-за большого числа сопел суммарный эксцентриситет соплового блока, а следовательно, и эксцентриситет вектора тяги \bar{R}_T практически равны нулю.

В связи с этим для таких снарядов

$$B_x = \sqrt{(\Delta x'_c)^2 + (\Delta x'_v)^2 + (\Delta x'_o)^2}, \quad (6.89)$$

где $\Delta x'_c$, $\Delta x'_v$ и $\Delta x'_o$, несмотря на аналогию в написании, рассчитываются по формулам, отличным от формул для случая оперенных снарядов, хотя, может быть, и имеющих даже одинаковый вид.

Приведенные соотношения позволяют в первом приближении оценить вероятные отклонения и кучность боя реактивных снарядов, стабилизируемых оперением или вращением, для заданных условий стрельбы. Окончательно параметры рассеивания и кучность проверяют на полигонных испытаниях опытных образцов снарядов.



Фиг. 6.54. Иллюстрация понятий меткости стрельбы и кучности попаданий.

В заключение следует обратить внимание на различие понятий кучности боя и меткости (точности) стрельбы. Разница этих понятий очевидна из схем, приведенных на фиг. 6.54.

Глава VII

ИСПЫТАНИЯ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ РАКЕТНЫХ СНАРЯДОВ

Испытания опытных образцов ракетных снарядов каждая проектирующая организация проводит по своим программам, поэтому говорить о единой методике проведения испытаний не представляется возможным; к тому же круг вопросов, связанных с испытанием ракетных снарядов, настолько широк, что нужна самостоятельная книга для их освещения. В настоящей главе даны только некоторые общие соображения по испытаниям ракетных снарядов.

Приближенность теоретических расчетов, где приходится вводить различные упрощения, а также использовать опытные данные, снятые с близких по классу снарядов, отсутствие подчас возможности вообще применить теоретические расчеты и получение поэтому необходимых данных только опытным путем требует, чтобы снаряд отработывался и проверялся путем проведения стендовых и полигонных испытаний.

§ 1. СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

При стендовых испытаниях конструкцию снаряда и двигателя дорабатывают в соответствии с требованиями тактико-технического задания на снаряд, а также подбирают и проверяют воспламенитель и пороховые шашки.

Удачное решение этих вопросов зависит в основном от совпадения внутрибаллистических характеристик реального и проектного двигателей. Поэтому при стендовых испытаниях снимают следующие характеристики снаряда:

- 1) кривую давления;
- 2) кривую реактивной силы;
- 3) полный импульс реактивной силы.

Прежде чем проводить огневые испытания, любой двигатель (имеется в виду оболочка) обязательно проверяют на прочность и герметичность, как правило, в специально оборудованном цехе завода-изготовителя. Двигатель устанавливают в приспособление, закрывают выходное отверстие, глушат все другие отверстия и после этого подают внутрь двигателя воду под давлением, превосходящим максимальное расчетное давление пороховых газов

камеры сгорания. Под этим давлением двигатель выдерживают определенное время, чтобы успели завершиться все разрушительные процессы, если они по каким-либо причинам начались от действия давления.

После сброса давления двигатель тщательно осматривают и если не обнаруживается никаких нарушений в конструкции, то его испытывают на герметичность, обычно используя те же приспособления, что и при испытании на прочность. Методика испытания на герметичность несколько иная. В камеру подают не воду, а воздух или керосин. Испытывать двигатель на прочность воздухом нельзя, так как в случае разрушения эффект будет подобен взрыву, в то время как жидкость может только вырвать часть слабой конструкции, либо прорвать ее слабое место, что, конечно, значительно безопаснее.

При использовании воздуха (в случае малых емкостей) герметичность проверяют, погружая двигатель в воду или покрывая его наружную поверхность мыльным раствором. В том и другом случаях образовавшиеся пузырьки воздуха указывают на негерметичность конструкции. Испытание на герметичность обычно проводят под давлением, равным по величине максимальному расчетному давлению в камере сгорания.

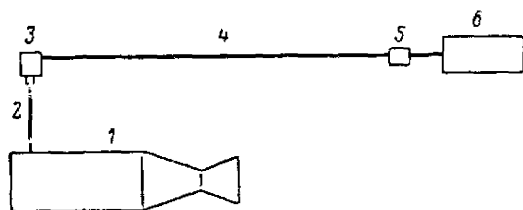
Двигатель, прошедший описанные выше технологические испытания, пригоден для последующих стендовых работ.

Кривую давления обычно снимают при помощи датчиков и осциллографов различных конструкций. Запись можно проводить, например, anerоидным датчиком и тензометрическим осциллографом (фиг. 7.1). Установка, собранная по этой схеме, работает следующим образом. Давление пороховых газов через трубопровод 2 передается на датчик 3. Здесь изменение давления фиксируется чувствительным элементом 4 — anerоидной коробкой (фиг. 7.2), которая связана с потенциометром 5, изменяющим сопротивление электроцепи. Это изменение сопротивления дает импульс на осциллограф, где изменение давления по времени записывается на специальную бумажную ленту. Ленту с записью обрабатывают в фотолaborатории и получают кривую давления (фиг. 7.3), на которой отмечают начало работы двигателя (начало подъема кривой от нулевого уровня) и конец.

По этим граничным точкам и тарировочному графику можно проводить анализ работы двигателя. Так, время работы двигателя подсчитывают от линии отметчика времени 1. Например, до интересующей нас точки А кривой давления от начальной точки насчитывается 20 пик, и известно (по шкале осциллографа), что каждый пик равен $1/20$ сек., следовательно, время $1/20 \times 20 = 1$ сек.

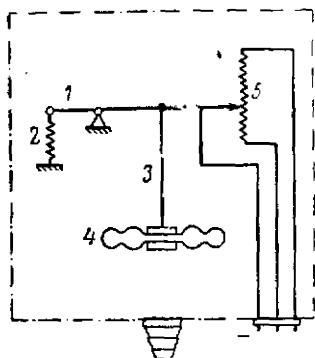
Так же просто определяется и величина давления, например, в той же точке А. Для этого на осциллограмме замеряют расстояние от нулевого уровня до точки А кривой давления и далее по тарировочному графику определяют величину давления в точке А.

Тарировочный график строят так. На установке замера давления к датчику вместо двигателя подключают пресс. Затем в датчик



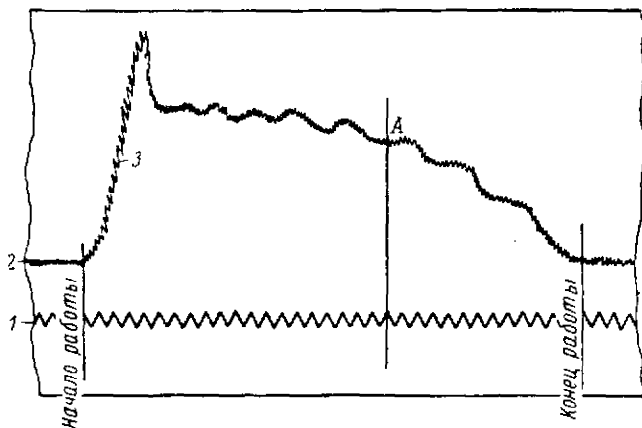
Фиг. 7.1. Схема установки для снятия кривой давления.

1—испытуемый двигатель, 2—трубопровод, подводящий газ от двигателя к датчику, 3—анероидный датчик, 4—кабель, 5—приставка, 6—осциллограф.



Фиг. 7.2. Принципиальная схема датчика.

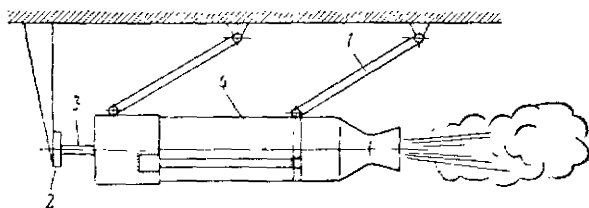
1—щеткодержатель, 2—возвратная пружина, 3—передаточно-умножительный механизм, 4—чувствительный механизм, 5—потенциометр.



Фиг. 7.3. Кривая давления, записанная на бумажную ленту осциллографом.

1—отметчик времени, 2—нулевой уровень, 3—кривая давления.

ступенями подают давление, например, 10; 20; 30 атм и т. д. и каждый раз это давление осциллограф фиксирует на бумагу. Далее строят график, где по одной оси откладывается расстояние между нулевой линией и линией давления, а по другой — величина дав-



Фиг. 7.4. Принципиальная схема устройства испытательного стенда.

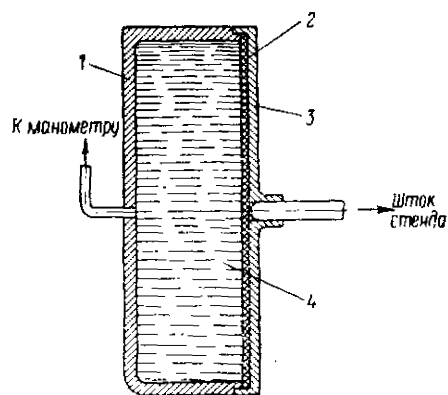
1—качающаяся люлька, 2—месдоза, 3—шток месдозы, 4—испытуемый двигатель.

ления. Кривая давления может быть снята, конечно, и другим способом, например, при помощи тензодатчиков и шлейфового осциллографа.

Тяговые характеристики двигателя снимают на специально оборудованных стендах. Здесь двигатель закрепляют на подвижной люльке (фиг. 7.4), с которой усилие, развиваемое двигателем, передается на приемное устройство. Приемным устройством может служить месдоза (фиг. 7.5).

Принцип работы этого комплекса очень прост. Усилие от двигателя с люльки стенда через шток передается на месдозу, где оно трансформируется в давление, величину которого показывает подключенный к месдозе манометр. Месдозу перед проведением испытания двигателя тарируют, т. е. к штоку прикладывают ступенями определенную нагрузку, например 500; 1000 кг и т. д., и фиксируют соответствующее показание манометра. Согласно полученным данным строят тарировочный график — по одной оси нагрузки на шток в килограммах, а по другой — показания манометра в атмосферах.

Наряду со стендами, оборудованными месдозой, тягу двигателя измеряют также на стендах, оборудованных круглыми весами, на которые сила тяги двигателя с люльки передается специальной рычажной системой.



Фиг. 7.5. Схема устройства месдозы.

1—корпус месдозы, 2—гибкая прокладка, 3—крышка корпуса, 4—масло.

Для получения величины полного импульса реактивной силы часто используют график изменения силы тяги двигателя по времени.

Для долгоработающих двигателей этот график можно построить по точкам, замеренным через определенные промежутки времени работы двигателя, одним из описанных выше способов. Но этот способ получения кривой реактивной силы дает весьма приближенные результаты. Предпочтительнее записать эту кривую автоматически. Для этой цели можно использовать стенд, оборудованный месдозой.

Вместо манометра к месдозе подключают датчик давления и далее работу ведут так же, как и при снятии кривой давления. Различие заключается только в тарировке датчика. В этом случае тарировку проводят, прикладывая к месдозе ступенями нагрузку, например 500; 1000 кг и т. д., и каждый раз фиксируют осциллографом эти усилия. Таким образом, тарировочный график строят в координатах расстояние кривой реактивной силы от нулевого уровня — усилие в килограммах.

Полный импульс можно получить, интегрируя записанную осциллографом кривую реактивной силы, которую перестраивают в определенном масштабе на миллиметровую бумагу и далее вычисляют площадь под этой кривой или планиметром, или подсчитав клетки миллиметровой бумаги, ограниченные кривой реактивной силы.

Для получения непосредственно величины импульса необходимо подсчитанную площадь умножить на масштаб. Например, площадь, подсчитанная по клеткам, равна 2000 мм² и известно, что 1 мм по оси ординат соответствует 5 кг тяги, а 1 мм по оси абсцисс соответствует 2 сек. работы двигателя. Тогда величина импульса будет равна

$$J = 2000 \frac{1}{5 \cdot 2} = 200 \text{ кг сек.}$$

В некоторых случаях по мере необходимости проводят дополнительные испытания камеры сгорания снаряда, например, определяют:

- 1) скорость горения пороха в разных сечениях камеры;
- 2) тепловые потери в камере сгорания;
- 3) эксцентриситет реактивной силы и др.

Остановимся несколько подробнее на наиболее интересном испытании — определении скорости горения пороха. Для этой цели из специального прозрачного материала изготавливают камеру сгорания, имеющую внутренний профиль, идентичный с проектным. В этой камере сжигают подобранные для проектируемого двигателя пороховые шашки. Процесс сгорания шашек с киносъёмочным аппаратом фиксируют на пленку. Поскольку скорость съёмки известна, то по пленке можно определить и скорость горения пороха.

На долгоработающем двигателе скорость горения пороха можно определить и более простым способом — сжиганием пороха и

с прерыванием горения. Правда, здесь так же, как и в предыдущем случае, необходимо иметь специальную камеру. Но эта камера отличается от обычной только тем, что на двигателях, используемых для замера скорости горения, устанавливают приспособление для выброса заряда из камеры сгорания. Непосредственно скорость измерения следующим образом. Синхронно с пуском двигателя включают секундомер. По истечении заранее установленного времени срабатывает приспособление и пороховой заряд выбрасывается из камеры сгорания в какую-либо емкость (бочка, бак и т. д.) с водой. Погасшие пороховые шашки измеряют.

Подобную операцию проделывают несколько раз, увеличивая ступенями время горения и каждый раз измеряя погашенную шашку. Полученные результаты обрабатывают и по ним определяют скорость горения пороха.

Всесторонние опытные исследования работы порохового двигателя позволяют увязать теорию пороховых ракетных снарядов с опытом и уточнить основные параметры, необходимые для остальных расчетов.

Следует отметить, что при стендовых испытаниях в качестве опытных можно иногда применять камеры от штатных ракетных снарядов, в стенках которых просверливают отверстия и приваривают штуцеры. Но, как правило, для этих целей применяют специальные камеры с толстыми стенками, допускающими возможность многократных запусков. Такие камеры снабжают диафрагмами различных конструкций, а также набором сопел с разными диаметрами критических сечений и различными формами раструбов; при этом, если исследуют только давление в камере (а не реактивную силу), то можно применять сопла без раструба, так называемое сопло-очко.

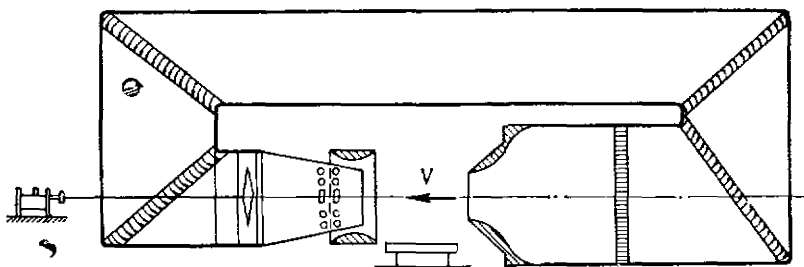
Камеру сгорания готовят к испытанию в следующем порядке. Выбирают сопло с определенным $d_{кр}$, соответствующим данным условиям заряжания и ожидаемому расчетному давлению. Затем готовят навеску воспламенителя и заряжают камеру, монтируют все приборы и устанавливают окончательно собранную конструкцию на стенде. После проверки готовности системы производят стендовый выстрел и снимают показания, подлежащие дальнейшей обработке.

До сих пор приводилось описание стендовых испытаний по отработке элементов внутренней баллистики, но в стендовых условиях можно отрабатывать также и элементы внешней баллистики.

Наиболее распространенным способом получения аэродинамических характеристик является продувка моделей снарядов или натуральных образцов в аэродинамических трубах. Принципиально это сооружение представляет собой трубу, через которую вентилятором прогоняется воздух. Испытуемый объект или его модель (в зависимости от размера трубы) закрепляют в трубе неподвижно. Таким образом, в аэродинамической трубе имеет место картина, обратная той, которая наблюдается при полете снаряда в воздухе, но от этого, разумеется, аэродинамические характеристики не меняются.

В то же время неподвижность испытуемого объекта очень удобна для применения измерительных устройств, точность измерения которыми значительно выше, чем точность измерения приборами при движении тела относительно неподвижной среды (например, воздуха).

Кроме того, возможность создавать искусственно воздушный поток позволяет подобрать условия эксперимента, наиболее близко отражающие действительную картину полета снаряда. Поскольку полет снаряда в действительных условиях проходит в неподвижном, невозмущенном воздухе, то необходимо и в трубе иметь



Фиг. 7.6. Схема устройства аэродинамической трубы.

подобные условия. Если же просто установить снаряд на неподвижную подставку, а затем вентилятором направить на него струю воздуха, то поток в этом случае будет иметь сильную закрутку за вентилятором, переменную скорость как по величине, так и по направлению, а также будет подвержен сильным пульсациям. При конструировании аэродинамических труб все эти недостатки постепенно устранялись, и в настоящее время аэродинамическая труба — это сложный и тонкий механизм, воспроизводящий очень точную картину расположения и величины аэродинамических сил на летящем в воздухе теле.

На фиг. 7.6 приведена схема аэродинамической трубы. Конструктивно эта труба представляет собой замкнутый контур с открытой рабочей частью. Воздух через рабочую, самую узкую часть трубы попадает в расширяющийся приемный насадок. За приемным насадком (диффузором) расположена цилиндрическая вставка, где находится вентилятор. После вентилятора поток воздуха меняет направление движения на 90° и течет по так называемому первому колену трубы. Далее воздух проходит через второе и третье колена трубы, каждое из которых образуется поворотом трубы на 90° , и попадает в форкамеру — самую широкую часть трубы. Здесь смонтированная спрямляющая решетка и насадок поджимают поток и повышают его скорость. С целью уменьшения потерь на всех поворотах укреплены специальные профилированные лопатки.

Продувкой снаряда в аэродинамической трубе можно определить коэффициент лобового сопротивления C_x , положение центра давления, коэффициент подъемной силы C_y и др.

§ 2. ПОЛИГОННЫЕ ИСПЫТАНИЯ РАКЕТНЫХ СНАРЯДОВ

После стендовой отработки снаряда проводят полигонные испытания. Здесь, как правило, проверяют сначала полет снаряда на начальном участке траектории, т. е. правильность схода снаряда с направляющих и выход его на заданную траекторию, а также соответствие величины расчетной и действительной начальной скорости движения снаряда на траектории. Затем проверяют общую дальность полета снаряда и, наконец, исследуют эффективность снаряда в следующем порядке.

Отстрел на кучность ракетных снарядов

Стрельбу на кучность ведут одиночными выстрелами по местности или по щиту на всем диапазоне действия направляющей установки как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях.

Координаты точек падения (разрыва) снаряда на местности можно определять двумя способами:

— непосредственно замером при помощи мерной ленты и провешивания направления; точность замера должна быть не менее 1 м;

— методом засечек при помощи оптических приборов.

При стрельбе по щиту координаты пробойн (1, 2, 3 и т. д.) снимают по координатной сетке, нанесенной перед стрельбой на щит (фиг. 7.7).

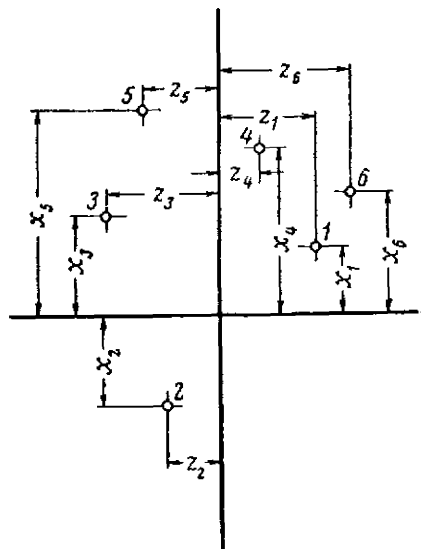
Результаты, полученные при стрельбе, обрабатывают по формулам

$$x_0 = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}, \quad z_0 = \frac{\sum_{i=1}^n z_i}{n},$$

где x_0, z_0 — координаты средней точки попаданий;

x_i, z_i — координаты точек попаданий отдельных снарядов;

n — число счетных выстрелов.



Фиг. 7.7. Вид щита с пробойнами после обработки.

Полученные координаты точек разрывов снарядов контрольной партии позволяют оценить вероятные отклонения снаряда по боку и дальности, которые вычисляются так:

$$b_6 = 0,6745 \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n (z_i - z_0)^2}}{n-1},$$

$$b_d = 0,6745 \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - x_0)^2}}{n-1},$$

где b_6 — вероятное боковое отклонение;

b_d — вероятное отклонение по дальности.

При известной дальности стрельбы x кучность боя снарядов по боку и дальности будет соответственно равна

$$\frac{b_6}{x} \text{ и } \frac{b_d}{x}.$$

Полученная кучность должна соответствовать заданной в ТТЗ.

При большом отрыве снаряда от группы по дальности и по боку, когда установлено, что причиной этого является неудовлетворительное качество изготовления стабилизатора или ненормальная работа двигателя, выстрел признается несчетным.

Определять величину рассеивания следует только по результатам счетных измерений, при этом из группы может быть отброшен как несчетный только один выстрел. За несчетное измерение обычно считают то, которое отклонилось от арифметической середины более чем на четыре средневероятных отклонения, вычисленные по данной группе измерений.

Приведенный выше порядок расчета кучности пригоден при стрельбе как по местности, так и по щиту, но в последнем случае расчет несколько облегчается благодаря тому, что здесь координатами x_0 и z_0 являются координаты точки прицеливания, намечаемой в центре щита.

Координаты пробоя от точки прицеливания отмеряются после каждого выстрела специальной масштабной вехой или оптическим визиром.

Определение фугасного действия ракетных снарядов подрывом в грунте и отстрелом по местности

Фугасное действие снаряда проверяют на полигоне, как правило, в два этапа. Первым этапом являются статические подрывы боеприпаса в грунте на разных глубинах; второй этап заключается в отстреле снарядов по преградам на местности.

В соответствии с тактико-техническим заданием фугасные снаряды обычно предназначаются для действия по сооружениям и укреплениям противника; однако, как показывает практика, могут

шество их действия можно оценить по размерам воронки, образуемой фугасным снарядом в грунте, независимо от характера и прочности цели.

Поэтому фугасный эффект оценивается по действию снаряда по грунту, чем в значительной степени упрощаются его анализ, систематизация опытного материала и методика проверочных испытаний.

Испытание подрывом сводится к тому, что вертикально расположенный снаряд подрывают в грунте на разных глубинах и измеряют образующуюся при этом воронку. Вследствие неоднородности грунта и несимметричности снаряда и разрывного заряда воронки, как правило, имеют довольно неправильную форму.

В полигонной практике за воронку принимают простой усеченный конус, большее основание которого сливается с поверхностью грунта.

Фугасное действие снарядов измеряют абсолютным объемом воронки или отнесенным к весу разрывного заряда, при этом очевидно, что объем и форма получающейся при взрыве воронки являются однозначными функциями веса и качества разрывного заряда, с одной стороны, и геометрии снаряда, глубины подрыва и свойств грунта, — с другой. Одной из задач статических подрывов боеприпасов является отыскание оптимальной глубины взрыва боевой части. При статических испытаниях боеприпас подрывают специальной подрывной электрической машиной из укрепленного блиндажа, расположенного в безопасной зоне. Воронку, образующуюся в результате взрыва, измеряют специальным весами и разметочными шестами.

На втором этапе полигонных испытаний боевой эффективности фугасного снаряда проверяют действие снаряда по грунту и сооружениям, причем одной из важнейших задач этих отстрелов является проверка соответствия времени замедления взрывателя оптимальной глубине подрыва снаряда, определенной при статических подрывах.

Выявленные в процессе полигонных испытаний недостатки в конструкции снаряда, работе взрывателя и т. д. устраняют последующей доработкой боеприпаса.

Определение осколочного действия ракетных снарядов

Боевая эффективность осколочного снаряда определяется двумя параметрами: числом и весовыми характеристиками осколков и дальностью сохранения эффективности их действия.

Число осколков, образующихся при разрыве боеприпаса, и распределение этих осколков по весам можно определить методом статического подрыва боеприпаса в бронееме, которая представляет собой сооружение с бронированными железобетонными стенками, наполненное песком. В центральной части ямы имеется колодец, в который закладывают подрываемый образец. Сверху все сооружение закрывают массивной плитой-крышкой. Бронеема располагается в специальном рве или подземном лабиринте.

Образец боеприпаса, предназначенный для испытаний, опускают в колодец броняемы и подрывают. Образующиеся при этом осколки разлетаются в окружающий песок, причем прочность стенок ямы такова, что ни один осколок не может вылететь за пределы броняемы. После подрыва стенки ямы разбирают, а песок просеивают. Собранные осколки взвешивают и сортируют по весовым группам. Данные подрыва протоколируют.

Вторым этапом статических полигонных испытаний осколочных снарядов является подрыв боеприпаса в кругу секторных щитов. Секторные щиты расставляют по кругу на определенном расстоянии друг от друга, так что в совокупности образуется полностью перекрытая зона разлета. Снаряд подрывается в центре секторов. Осколки, образующиеся при взрыве, разлетаются в разные стороны, попадая в расставленные щиты и оставляя в них пробоины. После подрыва щиты осматривают и подсчитывают число пробоин в каждом из них. Данные этих испытаний позволяют оценить характер разлета осколков после взрыва и найти радиус сплошного поражения, т. е. той зоны, где плотность летящих осколков достаточна, чтобы обеспечить попадание двух осколков в контур цели.

После статических подрывов осколочные снаряды проверяют контрольными стрельбами. Стрельбу ведут одиночными выстрелами или залпами по специально оборудованным коридорам, коробчатым мишеням и т. д.

Основной целью отстрела ракетных снарядов на осколочность является проверка радиуса сплошного поражения при комплектовании снаряда определенным взрывателем и соответствие параметров этого взрывателя конструкции боеприпаса.

В последнее время для получения аэродинамических характеристик стали использовать закрытые трассы и ракетные тележки. Как правило, на трассах испытания проводят на моделях. Основными достоинствами трасс являются:

— возможность получить одинаковые метеорологические условия от выстрела к выстрелу (аэробаллистическая трасса), поскольку в закрытой трассе модель не подвергается влиянию дождя, снега, ветра и т. д.;

— возможность получить различные плотности, температуры, а также моделировать полет снаряда на различных высотах (герметичные баро- и термобаротрассы).

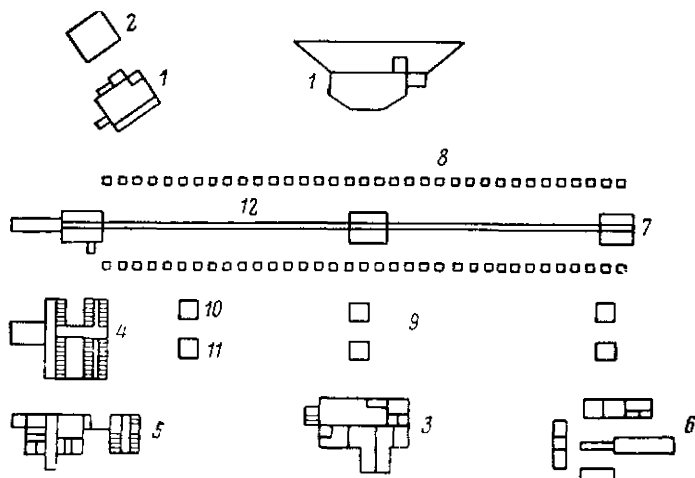
По сравнению с трубами трассы выгодно отличаются тем, что здесь нет ошибок, появляющихся при испытании моделей в аэродинамических трубах вследствие влияния державок и стенок.

На трассах можно сравнительно просто и в широких диапазонах получить изменение чисел M и Re .

К недостаткам трасс можно отнести однократность применения моделей, а также невозможность получения аэродинамических характеристик непосредственными измерениями. При обработке результатов эксперимента приходится применять расчеты.

За границей аэробаллистические трассы конструктивно оформляют в виде крытых строений длиной 150—200 м. Отстрел моделей производят из орудий калибром до 300 мм. Скорость полета модели фиксируют с помощью светоблокировки и хронографа. Во время полета модель непрерывно фотографируют. Коэффициент продольной и поперечной устойчивости часто рассчитывают с помощью картонных щитов, устанавливаемых на трассе.

Термо- и баротрассу конструктивно оформляют почти одинаково, как правило, в виде металлической трубы диаметром 1000 м и длиной 100—150 м. Эти трубы также оснащают специальной фотоустановкой и другой необходимой измерительной аппаратурой.



Фиг. 7. 8. Комплекс технических сооружений в Холомене.

1—укрытия, 2—корпус для отладки и подготовки ракетных двигателей, 3—пункт сбора информации, 4—сборочный цех, 5—ремонтный цех, 6—испытательный стенд, 7—стартовая площадка, 8—35 распределительных панелей, 9—70 опор для установки аппаратуры, 10—фотостанция, 11—фотоконтроль, 12—трасса.

Испытания с помощью ракетных тележек за последнее время получают все более широкое распространение как наиболее перспективные. В этом случае, особенно при испытании натуральных объектов, условия испытания наиболее близко соответствуют действительным.

На ракетных тележках в США, например, отработывают взрыватели, определяют эффективность боевых частей, решают различные баллистические вопросы, а также проводят много других экспериментов, связанных с ракетной и авиационной техникой.

В качестве примера ниже приводится описание трассы ракетных тележек центра ВВС по испытанию ракетных снарядов на базе Холломен (США).

Трасса (фиг. 7. 8) представляет собой рельсовый путь, уложенный на железобетонное основание шириной 2,9 м, высотой 1,5 м и уклоном 1 : 1000.

Длина всего пути составляет 10 670 м при ширине колеи 2,13 м. Тележки позволяют развивать скорости до 900 м/сек при ускорении до 100 g и замедлении до 150 g.

Для торможения тележки в основание пути встроены водный канал глубиной 0,355 м и шириной 1,525 м. На тележку устанавливаются клинообразная лопасть, которой и тормозят тележку. Различные конструкции тележек позволяют устанавливать на них от 1 до 18 двигателей, крупнейший из которых имеет тягу 27 т.

Пункт сбора информации получает данные по двум телеметрическим системам: частотной модуляции и импульсно-кодовой модуляции. Поступающие данные обрабатывают счетно-решающие устройства.

На полигоне установлена аппаратура, включающая оптическую систему теневого фотографирования.

Скорость ракетных тележек на этой трассе рассчитывают так.

Сначала определяют максимально возможную скорость тележки:

$$v_{\tau} = \sqrt{\frac{2R_{\tau}}{C_x \rho S_M}}$$

где R_{τ} — тяга силовой установки;

C_x — коэффициент лобового сопротивления тележки с учетом влияния земной поверхности;

ρ — плотность воздуха;

S_M — площадь миделевого сечения тележки.

Но так как действительная скорость тележки после выгорания топлива является функцией отношения масс

$$\mu = \frac{m_0}{m_k}$$

и удельного импульса $J_{уд}$, то

$$v = v_{\tau} \frac{\mu^k - 1}{\mu^k + 1},$$

где m_0 — масса тележки до запуска;

m_k — масса тележки после выгорания топлива;

$$k = \frac{2g \cdot J_{уд}}{v_m}$$

Прочие испытания ракетных снарядов

Помимо описанной группы основных полигонных испытаний, как осколочные, так и фугасные снаряды подвергаются ряду дополнительных испытаний, к которым относятся:

1) контрольные испытания на нормальную работу в заданном температурном интервале;

2) контрольные испытания на транспортируемость и сохранение всех боевых свойств при этом и т. д.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика, ГИТТЛ, 1953.
2. Вайнтрауб Ю. Я., Стеклопластики и возможность их применения в производстве вооружения (по зарубежным материалам), НТИ, 1959.
3. Вопросы ракетной техники, 1959 № 4 (46), 1957, № 4 (40), 1951, № 4; 1954, № 2 (20); 1955, № 1 (25); 1956, № 4.
4. Ефимов М. Г., Курс артиллерийских снарядов, Оборонгиз, 1939.
5. ЖЭТФ, 1942, т. 12, вып. 11—12.
6. Известия АН СССР, Отд. техн. наук, 1958, № 9.
7. Краснов Н. Ф., Аэродинамика, ч. 2, Некоторые вопросы прикладной аэродинамики. Изд. МВТУ, 1954.
8. Краснов Н. Ф., Аэродинамика тел вращения, Оборонгиз, 1958.
9. Локк А., Основы проектирования управляемых снарядов, Управление реактивными снарядами, ИЛ, 1958.
10. Мерилл Г., Гольдберг Г., Гельмгольц Р., Основы проектирования управляемых снарядов. Исследование операций. Боевые части. Пуск снарядов, ИЛ, 1959.
11. Прикладная математика и механика, 1952, т. XVI, вып. 4; 1958, т. XXII, вып. 3.
12. Снярев Г. Б. и Добровольский М. В., Жидкостные ракетные двигатели, Оборонгиз, 1957.
13. Сонкин М., Русская ракетная артиллерия (исторические очерки), Воениздат, 1952.
14. Третьяков Г. М., Боеприпасы артиллерии, Воениздат, 1940.
15. Феодосьев В. И. и Снярев Г. Б., Введение в ракетную технику, Оборонгиз, 1956.
16. Саттон Д., Ракетные двигатели, ИЛ, 1952.
17. ЭИ ВИНТИ АН СССР, серия «Ракетная техника», 1959, вып. 29, № РТ-87; 1959, вып. 41, № РТ-123; 1959, вып. 25, № РТ-73, 74; 1959, вып. 5, № РТ-13; 1959, вып. 2 № РТ-4; 1959, вып. 6 № РТ-15.
18. Aeronautical Engineering Review, 1958, vol. 16, No. 8; 1957, 16, No. 10; 1957, 16, No. 11.
19. American Aviation, 1955, vol. 18, No. 3.
20. ARJ Journal, 1959, vol. 29, No. 7; 1959, vol. 29, No. 4.
21. Astronautics, 1958, vol. 3, No. 3; 1958, 3, No. 4.
22. Astronautica Acta, 1959, vol. 5, No. 1.
23. Aviation Week, 1957, vol. 67, No. 17; 1958, vol. 68, No. 25; 1958, vol. 68, No. 8.
24. Aviation Age, 1958, vol. 28, No. 8; 1958, vol. 28, No. 7.
25. Jet Propulsion, 1958, vol. 28, No. 7; 1954, vol. 24, No. 1; 1958, vol. 28, No. 3; 1956, vol. 26, No. 8; 1958, vol. 28, No. 6; 1958, vol. 28, No. 7; 1958, vol. 28, No. 12; 1956, vol. 26, No. 4; 1958, vol. 28, No. 9; 1958, vol. 28, No. 3; 1955, vol. 25, No. 10; 1958, vol. 28, No. 4; 1958, vol. 28, No. 11; 1956, vol. 26, No. 2; 1955, vol. 25, No. 1; 1956, vol. 26, No. 7; 1956, vol. 26, No. 9; 1956, vol. 26, No. 2.
26. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63, No. 580.
27. Journal of the Aeronautical Sciences, 1956, 11, vol. 23, No. 2.

28. Journal of the American Chemical Society, 1955, 77.
 29. Journal of the Aero/Space Sciences, 1958, VIII, vol. 25, No. 8.
 30. Journal of the British Interplanetary Society, 1957, Oct.—Dec.
 31. Engineering, 1958, No. 4793, 185.
 32. Flight, 1958, vol. 73, No. 2576.
 33. Combustion Colloquium Cambridge University, England, Butterworths Scientific Publications, 1954.
 34. Missiles and Rockets, 1958, 3, No. 1; 1957, 2, No. 8.
 35. W i m p r e s s R. N., Internal Ballistics of the Solid-Fuel Rockets, McGraw-Hill, New York, 1950.
 36. Бонни Э. А., Закроу М. Дж., Бессерер К. У., Аэродинамика. Реактивные двигатели. Практика конструирования и расчета, Физматгиз, 1960.
-

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
<i>Глава I. Краткая история развития ракетного оружия с пороховыми двигателями</i>	5
Глава II. Ориентировочный выбор основных расчетных параметров снаряда	24
§ 1. Требования к пороховым ракетным снарядам	24
§ 2. Выбор и обоснование конструктивной схемы снаряда	28
§ 3. Ориентировочный выбор исходных расчетных параметров проектируемого снаряда	31
§ 4. Схема проектирования ракетного снаряда полевой артиллерии и отдельных его элементов	36
Глава III. Проектирование боевой части снаряда	40
§ 1. Фугасная боевая часть	40
Основные конструктивные характеристики фугасной боевой части	40
Выбор формы корпуса боевой части	41
Расчет толщины стенки корпуса фугасной боевой части из условия прочности при ударе о преграду	43
Выбор опасного сечения	43
Вывод ориентировочных формул для расчета напряжений в опасном сечении	47
Расчет максимальной перегрузки, действующей на снаряд при ударе о преграду	50
Оценка эффективности действия снаряда у цели	53
Выбор взрывателя. Расчет времени замедления, обеспечивающего максимальную эффективность срабатывания боеприпаса	56
§ 2. Осколочная боевая часть	58
Основные конструктивные характеристики осколочных и осколочно-фугасных боевых частей	58
Выбор формы осколочной боевой части	59
Конструкции осколочных боевых частей, обеспечивающие дробление оболочки на заданное количество осколков	60
Расчет параметров осколочного действия снаряда	62
Эффективность действия осколочного снаряда у цели	64
§ 3. Кумулятивная боевая часть	64
Кумулятивный эффект и его использование в бронебойных снарядах.	64
Ориентировочное определение размеров кумулятивной воронки, обеспечивающей пробитие преграды заданной толщины	66
	291

Глава IV. Элементы внутренней баллистики порохового ракетного двигателя	69
§ 1. Некоторые сведения о порохам для ракетных двигателей	69
Состав ракетных порохов	69
Основные характеристики ракетных порохов	77
§ 2. Приближенный расчет состава продуктов сгорания	81
§ 3. Основные закономерности горения ракетных порохов	86
Механизм горения ракетных порохов	86
Закон горения порохов	89
Зависимость скорости горения от начальной температуры заряда t_0	93
Зависимость скорости горения от конструктивных особенностей двигателя. (Аномалии горения)	95
§ 4. Теоретические основы расчета давления в пороховом ракетном двигателе	103
Кривая изменения давления в двигателе при горении порохового заряда	103
Понятие об уравнении баланса и его применении к расчету максимального давления	105
Зависимость величины давления в камере сгорания от начальной температуры заряда	109
Чувствительность максимального давления к изменениям параметров заряда и двигателя	112
Устойчивость стационарного давления в камере сгорания.	114
Выбор рабочего давления в двигателе	118
§ 5. Основные зависимости теории истечения газов из двигателя	123
Элементы теории идеального сверхзвукового сопла	124
Параметры газового потока в критическом сечении сопла	125
Расчет параметров газового потока в любом сечении сопла	127
Понятие о расчетном и нерасчетном режимах истечения	129
§ 6. Реактивная сила и единичный импульс порохового ракетного двигателя	130
Вывод формулы реактивной силы	130
Полный импульс реактивной силы и единичный импульс двигателя	135
Вывод формулы К. Э. Циолковского	136
Зависимость тяги и единичного импульса от конструктивных особенностей и баллистических характеристик двигателя	137
Глава V. Проектирование двигателя порохового ракетного снаряда	143
§ 1. Выбор конструктивной схемы камеры сгорания и материала трубы	143
§ 2. Выбор схемы соединения ракетной части снаряда с боевой частью и сопловым блоком	148
§ 3. Расчет основных деталей камеры сгорания на прочность	150
§ 4. Проектирование соплового блока снаряда	167
Выбор типа сопловой крышки	167
Расчет проходных и линейных размеров сопла	169
Подбор днафрагмы	173

Понятие о регулируемых и сменных соплах и соплах с управляемой газовой струей	175
§ 5. Некоторые типы пороховых ракетных зарядов, используемых в ракетных двигателях твердого топлива	183
§ 6. Задача о вписывании в камеру сгорания оптимального варианта заряда из одноканальных цилиндрических шашек	194
§ 7. Проектирование узла воспламенения основного заряда топлива.	202
Глава VI. Элементы внешней баллистики неуправляемого порохового ракетного снаряда	205
§ 1. Траектория полета неуправляемого ракетного снаряда	205
Определения. Системы отсчета координат	205
Элементы траектории неуправляемого полета	208
§ 2. Силы и моменты, действующие на снаряд в полете	211
Схема сил и моментов	211
Сила тяжести. Расчет веса и положения центра тяжести снаряда.	216
Аэродинамические силы и моменты. Расчет аэродинамических сил и моментов и определение положения центра давления	223
Метод расчета аэродинамических сил с использованием упрощенной модели обтекания снаряда	226
Расчет коэффициента подъемной силы	227
Расчет коэффициента лобового сопротивления	229
Метод оценки аэродинамических сил через коэффициент формы снаряда	242
Расчет аэродинамических моментов, действующих на снаряд в полете	245
§ 3. Общая система уравнений движения снаряда в воздухе в пространственной системе координат	247
§ 4. Понятие об устойчивости снаряда на траектории	250
§ 5. Система уравнений движения снаряда, стабилизированного на траектории и в плоскости стрельбы	251
§ 6. Упрощенная система уравнений движения центра тяжести снаряда в безвоздушном пространстве	252
§ 7. Расчет элементов траектории снаряда	253
Оценка предельных элементов траектории интегрированием упрощенной системы уравнений	253
Расчет элементов траектории методом численного интегрирования уравнений движения снаряда в плоскости стрельбы	258
§ 8. Стабилизация снаряда на траектории	262
Выбор оперения, обеспечивающего стабилизацию с заданным запасом устойчивости	263
Расчет угла скоса сопел, обеспечивающего устойчивость турбореактивного снаряда	267
§ 9. Рассеивание неуправляемых снарядов на местности. Понятие о кучности попаданий	272
Глава VII. Испытания опытных образцов ракетных снарядов	276
§ 1. Стендовые испытания ракетного двигателя	276
§ 2. Полигонные испытания ракетных снарядов	283
Отстрел на кучность ракетных снарядов	283
	293

Определение фугасного действия ракетных снарядов подрывом в грунте и отстрелом по местности	284
Определение осколочного действия ракетных снарядов	285
Прочие испытания ракетных снарядов	288
Литература	289

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
82	формула (4.8)	$\frac{g_j}{\mu}$	$\frac{g_j}{\nu_j}$
96	12 сверху	u_x	u_x^p
109	подпись к левой фиг.	фиг. 4. 15б.	Фиг. 4. 15а.
131	7 снизу	$\left(\sum_{i=1}^n \bar{F}_i \right)$	$\left(\sum_{i=1}^n \bar{R}_i \right)$
151	7 снизу	$= p^*, AB \sin$	$= p^* AB \sin$
200	11 сверху	e_1	e

Заказ 1627

*Виктор Дмитриевич Куров,
Юрий Михайлович Должанский*

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПОРОХОВЫХ РАКЕТНЫХ СНАРЯДОВ

Изд. редактор *М. Ф. Богомолова*

Техн. редактор *Л. А. Гарнухина*

Г-74763

Подписано в печать 31/VIII 1961 г.

Учетно-изд. л. 17,01

Формат бумаги $60 \times 92 \frac{1}{16} = 9,25$ бум. л. — 18 печ. л.

Цена 75 коп.

Тираж 12 000 экз.

Заказ 320/1703

Типография Оборонгиза

Отпечатано в типографии Металлургиздата. Цветной бульвар, 30

Заказ типографии 1627