A stylized orange rocket with a white outline, pointing upwards. The rocket has a conical nose, a cylindrical body, and a wider base with two vertical lines and two small rectangular details. The background is dark blue with a white, textured trail behind the rocket.
$$V = \frac{J \cdot g \cdot \omega}{Q - \frac{\omega}{2}}$$

Е. Л. БУКШ

ОСНОВЫ
РАКЕТНОГО
МОДЕЛИЗМА

Е. Л. БУКШ

ОСНОВЫ РАКЕТНОГО МОДЕЛИЗМА

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ

МОСКВА — 1972

ПРЕДИСЛОВИЕ

Книга Е. Л. Букша «Основы ракетного моделизма» является еще одним ценным вкладом в литературу о малой ракетной технике. В ней автор постарался обобщить свой большой опыт постройки моделей ракет и двигателей для них.

Советский ракетный моделизм начал развиваться одновременно с большой ракетной техникой. Он родился в те годы, когда в Ленинграде была организована Газодинамическая лаборатория, где энтузиасты ракетной техники построили и успешно испытали первый отечественный жидкостный ракетный двигатель ОРМ-1, а в Москве начала работать под руководством С. П. Королева группа по изучению реактивного движения—ГИРД. В 1932 году приказом председателя Центрального совета Осоавиахима на ГИРД было возложено руководство развитием ракетного моделизма в СССР. И Е. Л. Букш, являющийся пионером ракетного моделизма, еще в те годы устанавливает тесную творческую связь с ГИРДом, а затем с реактивной секцией Военно-научного комитета Центрального совета Осоавиахима, которая продолжила начатую ГИРДом работу по научно-технической пропаганде ракетной техники и теории космических полетов.

За прошедшие четыре десятилетия Е. Л. Букш воспитал сотни энтузиастов ракетного моделизма, вовлек в этот увлекательный технический вид спорта тысячи юных техников, разработал многие образцы двигателей для моделей ракет, которые успешно применяются юными ракетостроителями.

Конструкции моделей ракет, описанные в этой книге, надо рассматривать как модели, которые широко использовались в течение ряда лет в школьных кружках и станциях юных техников. Они могут послужить примером для дальнейшего проектирования моделей подобного типа.

Глава о двигателях моделей ракет представляет собой оригинальную работу, связанную с собственными разработками автора, и дана достаточно подробно.

Приведенный в книге метод расчета высоты полета моделей ракет в основном следует материалам книги Богдана Вегжина «Моделирование ракет» (Bohdan Wegryz «Modelarstwo Rakietowe») (Варшава, 1963 г.).

Некоторые главы книги написаны недостаточно полно, но в целом она может послужить хорошим руководством для тех, кто ведет кружки ракетного моделизма в школе, пионерском лагере, на детской технической станции, и для самостоятельной работы начинающих ракетостроителей.

*Председатель Комитета космонавтики ДОСААФ СССР
генерал-майор Н. А. ЖЕМЧУЖИН*

ОТ АВТОРА

Наша страна достигла выдающихся успехов в изучении космоса. Искусственные спутники Земли, полеты ракетных аппаратов к планетам солнечной системы, полеты автоматических станций на Луну, полеты в космос летчиков-космонавтов и другие достижения советской космической науки приводят в восхищение все прогрессивное человечество.

На мой взгляд, одним из факторов, способствующих нашему прогрессу в исследовании космоса, является и ракетный моделизм, который был и остается важным средством пропаганды ракетной техники, играет свою роль в подготовке будущих конструкторов, инженеров, техников космических кораблей и летчиков-космонавтов.

С началом космической эры ракетный моделизм получил в нашей стране еще более широкое распространение. Им особенно увлекается учащаяся молодежь в средних школах, техникумах и профтехучилищах. Возникло множество кружков ракетного моделизма. А при некоторых спортивно-технических клубах ДОСААФ и станциях юных техников имеются даже лаборатории, где готовятся и испытываются ракетные модели.

Цель этой книги — помочь юношам и девушкам «грамотно строить» модели ракет. Поэтому здесь, по возможности элементарно, излагаются те основы ракетного моделирования, без которых в наше время трудно добиться серьезного успеха в соревнованиях на высоту и продолжительность полета.

Особое внимание в книге уделено вопросам устойчивости полета модели ракеты. Устойчивость — весьма важный фактор. Можно сделать отличную модель, но если неправильно расположить центр тяжести относительно центра давления, то модель в воздухе начнет кувиркаться.

На какую высоту взлетит модель ракеты? Этот вопрос всегда волнует каждого моделиста-ракетчика. Тем более важен он для моделиста-спортсмена. И на этот вопрос читатели найдут ответ на страницах книги.

В книге подробно говорится также о главнейших факторах, влияющих на полет модели ракеты, дается обзор отечественных модельных ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) и их характеристики, приводятся примеры расчетов траектории полета модели ракеты, рассказывается, как определить высоту полета на активном и пассивном участках. Кроме того, приводится также элементарный вывод формулы К. Э. Циолковского, по которой можно рассчитать скорость полета модели.

Конечно, в небольшой по объему книге, рассчитанной в основном на учащуюся молодежь, нельзя полностью охватить все вопросы ракетного моделизма. Поэтому для более глубокого изучения ракетного моделизма и связанных с ним технических проблем следует обращаться к другим пособиям. Заранее выражаю признательность читателям за все пожелания и замечания.

Глава I. МОДЕЛИ РАКЕТ

Каждая действующая модель ракеты состоит из собственной конструкции, двигателей и систем (системы спасания, выброса-парашюта и т. д.).

Конструктивной основой ракетного моделизма является модель ракеты. Она же является в своем одноступенчатом варианте простейшей моделью, с которой начинают все ракетомоделисты. Поэтому знакомство с моделями ракет начнем с одноступенчатой модели ракеты, изготовление которой доступно в пионерском лагере, в любом модельном кружке, на уроке труда в школе.

§ 1. МОДЕЛЬ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ

Модель одноступенчатой ракеты (ее называют обычно «пионерской») (рис. 1) состоит из конусной 1 и цилиндрической 2 частей обтекателя, корпуса модели ракеты 3 и оперения — стабилизаторов 5.

Обнащение модели ракеты: ракетный двигатель 10, корпусом которого является охотничья гильза 12-го калибра, парашют 8, пыж 9 и два направляющих кольца.

Конусную и цилиндрическую части обтекателя делают из писчей бумаги. Формат бумаги смазывают клеем и навивают в два оборота на оправку 13. Конусную часть обтекателя можно изготовить также из дерева или пластмассы. Чтобы на обтекателе не было неровностей, его полируют. Следует учесть, что диаметр цилиндрической части обтекателя должен быть несколько больше диаметра корпуса, чтобы его можно было свободно надевать и снимать. Это обеспечивает свободный выброс парашюта.

Корпус модели ракеты делают из писчей бумаги. Формат листа смазывают клеем и плотно навивают на оправку в два-три

2 мм. Не разрешается делать стабилизаторы из металла. Неровности зачищают наждачной бумагой сначала одновременно на всех пластинах, а затем на каждой в отдельности. Зачистку делают до получения совершенно гладкой поверхности. Размер и вес стабилизаторов должен быть одинаковым, а их ребра должны всей поверхностью прилегать к корпусу модели ракеты.

Для точной установки стабилизаторов на корпусе модели используют предназначенный для этой цели сборочный инструмент — оправку и фиксатор 12. Просохший корпус надевают на фиксатор тем концом, где наклеена бумажная лента. Через щели фиксатора в корпусе модели ракеты ножовкой делают пропилы. Их глубина — не более 1 мм. В эти пропилы вклеивают стабилизаторы. Клей можно использовать казеиновый, столярный, канцелярский, эмалит. После просушки стабилизаторов корпус модели ракеты снимают с фиксатора уже с оперением. Целесообразно одновременно со стабилизаторами приклеить и направляющие кольца. Одно кольцо крепят в нижней части модели ракеты, а второе — немного ниже обтекателя.

После тщательной зачистки корпуса модели ракеты можно приступить к ее окраске. Модель окрашивают преимущественно в яркие цвета. Хорошо выглядит модель, окрашенная серебром.

Парашют делают из легкой ткани (шелк, перкаль) или папиросной бумаги. Его диаметр — не более 300 мм, количество строп не менее 6 штук, длиной каждая 300—400 мм. Все стропы соединяются в общий узел, который оканчивается прочной ниткой (фалой) для крепления к корпусу модели ракеты. Фала крепится у верхнего конца корпуса модели ракеты и находится обычно под крышкой обтекателя. Рекомендуются также при помощи нитки длиной 50—60 мм прикрепить к корпусу модели ракеты и сам обтекатель, чтобы не потерять его после пуска.

Затем приступают к снаряжению ракеты.

В готовый и окрашенный корпус модели ракеты вставляют ракетный двигатель со стороны оперения так, чтобы он вошел до конца. Ракетный двигатель должен прочно держаться в корпусе модели ракеты, что важно для срабатывания парашюта в наивысшей точке полета. Со стороны передней части модели ракеты вставляют войлочный пыж и доводят его до ракетного двигателя. Затем вкладывают парашют. Поверх него укладывают стропы и надевают обтекатель.

Для запуска модели ракеты надо подготовить пусковое устройство. Простейшее пусковое устройство можно сделать, укрепив в землю или на какую-либо подставку проволоку диаметром 6 мм и длиной 1000—1500 мм. Пусковую проволоку устанавливают вертикально или с легким наклоном с учетом направления ветра. Запуск моделей ракеты без направляющих устройств «Правилами ФАИ» не разрешается, так же, как и запуск без дистанционного электрического воспламенения двигателя.

§ 2. ТРЕХСТУПЕНЧАТАЯ МОДЕЛЬ РАКЕТЫ

Действующая модель трехступенчатой ракеты выполняется целиком из бумаги. На рис. 2 показан общий вид модели ракеты типа «Стрела» и ее детали. Модель состоит из трех ступеней и обтекателя. Снаряжение модели ракеты — ракетные двигатели, корпусом которых являются охотничьи гильзы 12-го калибра.

Для изготовления модели ракеты применяется тот же специальный инструмент, что и для других типов схематических моделей ракет. Технология изготовления та же, что для одноступенчатой модели.

Конусную часть и поясok обтекателя (рис. 3) делают из полуватманской бумаги в 2 оборота. В обтекатель вставляют картонный шпангоут (кружок), дослав его до основания конуса обтекателя (ограничителя).

Изготовление стабилизаторов не представляет трудностей, однако требует аккуратности. Материалом для них служит главным образом 2-мм фанера, реже — пластмасса или липа. Делать их из металла запрещается.

Выпиленные лобзиком стабилизаторы обрабатывают сначала одновременно по контуру, а затем каждый в отдельности. Грани стабилизаторов округляют и делают обтекаемыми.

Отдельные ступени модели ракеты, выполненные в соответствии с указанными на чертеже размерами, собирают попарно, т. е. трубку 2-а вводят на клею в трубку 2-б, трубку 3-а — в трубку 3-б, трубку 4-а — в трубку 4-б. Делая сборку, необходимо расположить трубки, как показано на чертеже. Чтобы не допустить ошибки, рекомендуется окончательную сборку всех ступеней модели производить со вставленными пустыми гильзами, предварительно обрезав их на длину 60 мм.

Все три ступени в сборе надевают со стороны первой ступени на фиксатор и с его помощью на корпусе модели ракеты размечают места приклеивания стабилизаторов. Чтобы надежнее приклеить стабилизаторы к корпусу модели ракеты, по разметкам острым ножом делают канавки длиной 159 мм и шириной 2 мм. Их глубина должна быть не более 1 мм. Канавку заполняют клеем, им смазывают также ребро стабилизатора. Затем стабилизатор вставляют в щель фиксатора и прижимают ребром к канавке. При этом надо следить, чтобы его нижнее ребро было прижато к столу, на котором производится сборка. На время сушки пластины следует прижать к корпусу модели ракеты резинкой.

Когда клей высохнет, корпус модели ракеты с приклеенными стабилизаторами снимают с фиксатора. Затем каждую пластину в зависимости от ступени размечают карандашом по специальному шаблону и по разметке разрезают лобзиком. Шаблоны приготавливают заранее. Их конфигурация показана пунктиром на

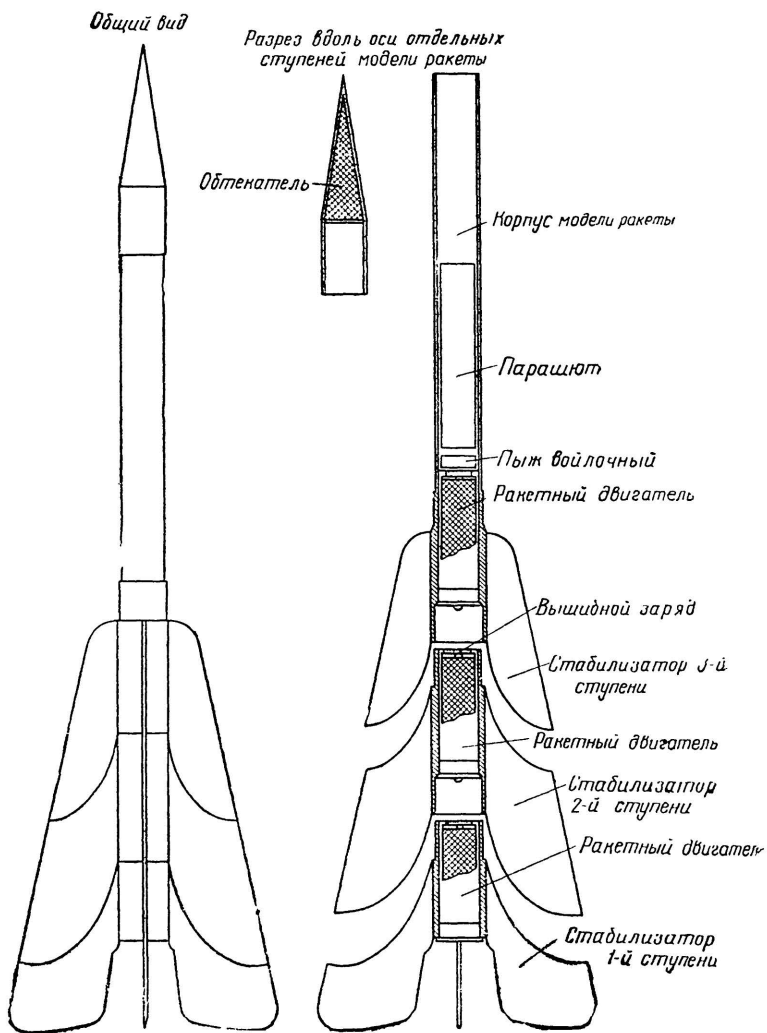


Рис. 2. Трехступенчатая модель ракеты «Стрела»

рис. 3. Для сборки и разборки модели ракеты помечают начальное положение ступеней.

Готовый и хорошо просушенный корпус модели ракеты тщательно зачищают мелкой наждачной бумагой, затем покрывают бесцветным лаком. Красить модель рекомендуется в яркие цвета, чтобы отдельные ее ступени было легче отыскать после старта.

Снаряжение модели ракеты производят в следующем порядке.

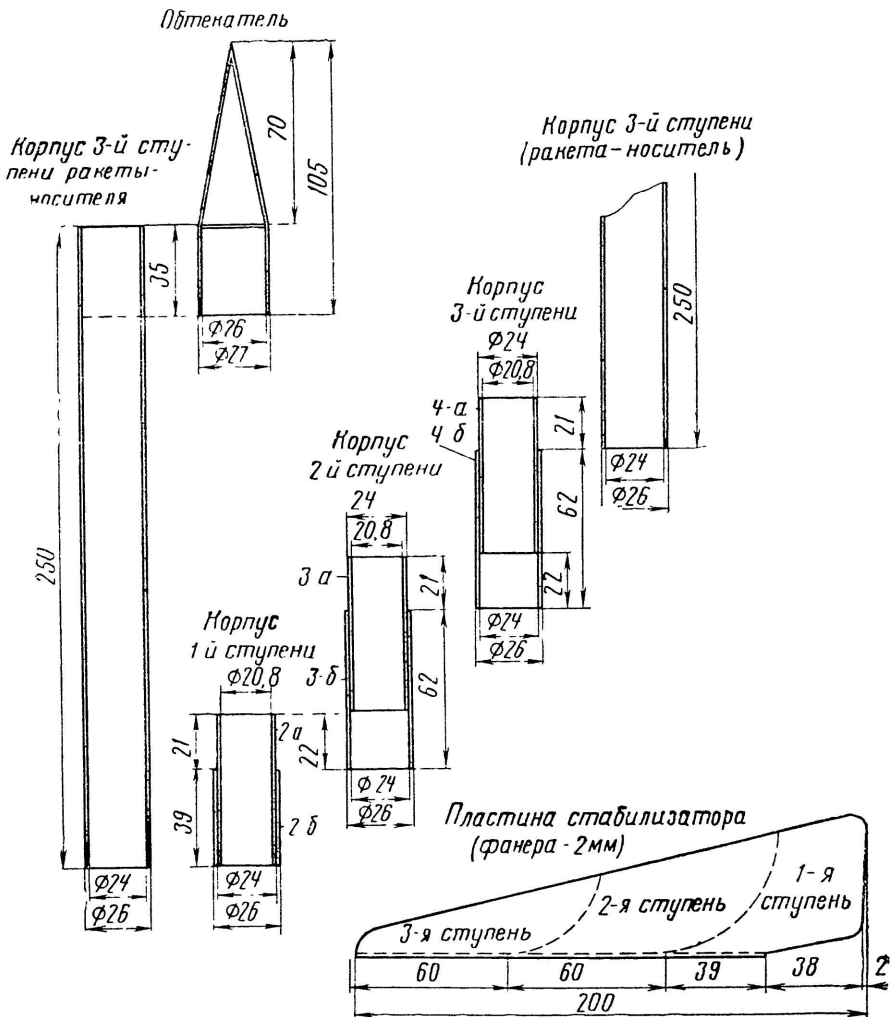


Рис. 3. Детали модели ракеты «Стрела»

В корпус первой ступени помещают ракетный двигатель, затем в корпус второй ступени помещают двигатель со вставленным в сопло отрезком стопина (специальным воспламеняющим средством) и в корпус третьей ступени также помещают ракетный двигатель со вставленным отрезком стопина. Снаряженные ракетными двигателями ступени соединяют по меткам и приступают к оснащению модели ракеты парашютом.

Чтобы предохранить парашют от газов вышибного заряда, в корпус третьей ступени модели ракеты вкладывают войлочный пыж, дослав его до ракетного двигателя. Затем парашют прикрепляют одним концом фалы к корпусу модели ракеты и укладывают так, чтобы стропы располагались поверх него и были обращены в сторону обтекателя. Уложив парашют, который должен легко входить в корпус ракеты, устанавливают направляющие кольца и надевают обтекатель.

После срабатывания своего ракетного двигателя первая ступень отделяется, включая двигатель второй ступени. Модель ракеты продолжает наращивать скорость и отделяет вторую ступень после срабатывания ее двигателя, включая двигатель третьей ступени. Когда модель ракеты потеряет скорость, выбрасывается парашют.

Чтобы при срабатывании парашюта обтекатель модели ракеты не терялся, его по «Правилам ФАИ» закрепляют ниткой длиной 80 мм. Старт производится так же, как и старт одноступенчатых моделей ракет, с соблюдением всех правил техники безопасности.

Конструкция этой трехступенчатой модели ракеты позволяет дополнительно оснастить ее каким-либо прибором, например простейшим гироскопическим устройством для лучшей стабилизации модели ракеты в полете и т. п. Большой интерес представляют радиоуправление полетом модели ракеты и ее старт по радио. Юные техники-радисты могут поработать над созданием миниатюрного радиоприемника, используя достижения современной техники полупроводников.

§ 3. МОДЕЛЬ МИКРОРАКЕТЫ

Модель микроракеты (рис. 4) можно использовать как самостоятельную модель для учебных полетов и опробывания двигателей с наружным диаметром 12 мм, а также как верхнюю ступень моделей, описанных выше.

Модель имеет стартовый вес 15 г, на нее устанавливают ракетный двигатель типа ДБ-3-СМ-1,25. Корпус модели ракеты выполняют из писчей бумаги в два слоя на оправке диаметром 12 мм, а обтекатель — из дерева, лучше из липы. Обтекатель делается с внутренним центральным отверстием для загруз-

ки и крепится к корпусу модели ракеты ниткой длиной 100 мм. Парашют диаметром 150 мм и длиной строп 200 мм изготавливают из миколентной бумаги, направляющие кольца — из бумаги.

Готовый корпус модели ракеты тщательно зачищают мелкой наждачной бумагой и окрашивают цветным нитролаком. Вместо

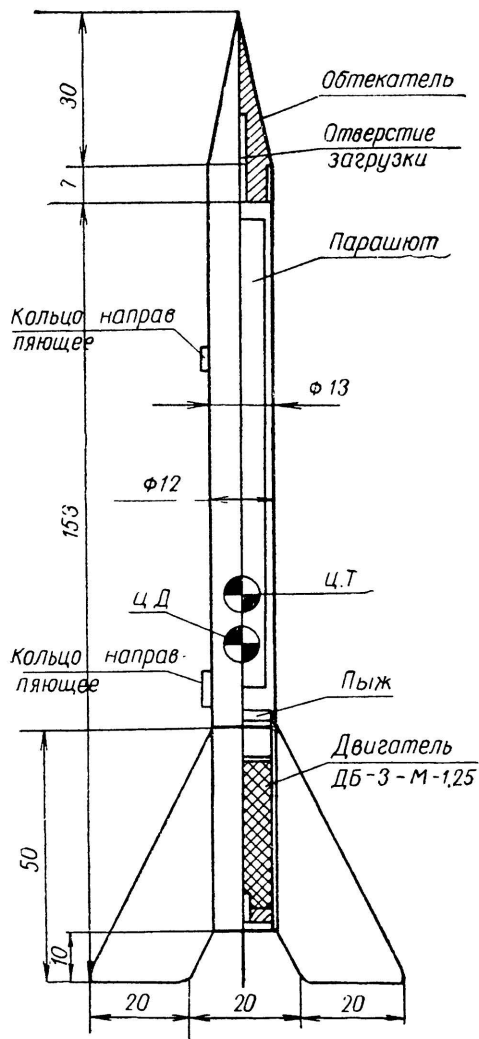


Рис. 4. Модель ракеты с микродвигателем диаметром 12 мм

окраски модель можно обтянуть миколентной бумагой и после нанесения тонкого слоя эмали отполировать.

§ 4. СТАРТОВЫЙ УСКОРИТЕЛЬ

Стартовый ускоритель предназначен для разгона модели ракеты и вывода ее на определенную высоту с максимальной скорости в конце активного участка. Стартовый ускоритель (рис. 5) представляет собой обойму 15 со вставленными в нее шестью двигателями 17.

Корпус ускорителя состоит из следующих частей: втулки, выполненной на токарном станке из липы (рис. 6, разрез с—с), диска рамы ускорителя (рис. 5, 4) из 5-мм фанеры, рамы двигателей 7, 14 также из 5-мм фанеры и корпуса ускорителя 15, сделанного из ватманской бумаги в два оборота на клею.

Конусную втулку ускорителя со стороны нижнего основания склеивают с диском рамы ускорителя. После просушки втулку со стороны нижнего основания размечают по окружности на четыре части и на ее корпусе проводят осевые линии. По разметке на корпусе втулки до диска 4 делают ножовкой пропилы шириной, равной толщине стабилизаторов.

Два одинаковых диска рамы с семью отверстиями монтируют в корпус стартового ускорителя и скрепляют при помощи клея. Располагаться отверстия должны напротив друг друга, а ось каждой пары отверстий должна быть параллельна главной оси ускорителя. Последней операцией является соединение корпуса ускорителя с конусной втулкой. Диск на клею вводят в корпус на 5 мм. Назначение седьмого центрального отверстия в ускорителе специальное. В него металлической частью вверх вставляют бумажную гильзу 12-го калибра с уложенным в нее парашютом, который предназначен для безаварийной доставки ускорителя на землю.

Гильза с парашютом имеет следующее устройство.

В отверстие металлической оправы вставляют ОПШ (огнепроводный шнур или, как его называют, бикфордов шнур) длиной 10 мм. Чтобы шнур очень прочно держался в отверстии гильзы, его лучше вставить на клею. Клей не должен попасть на горячее (пороховую мякоть), иначе может быть отказ в передаче огня. Затем в гильзу засыпают 1 г черного зернистого пороха, вкладывают картонный пыж толщиной 1 мм, а поверх него — шелковый парашют с шестью стропами. Его диаметр 200 мм, длина строп не менее 500 мм. Поверх парашюта укладывают еще один картонный пыж толщиной 1 мм.

Вставленные снизу в обойму ускорителя двигатели стандартного типа должны прочно держаться. В верхнюю часть двигателей подсыпают 2—3 г пороховой мякоти, которая предназна-

ется для одновременного воспламенения двигателя модели ракеты верхней ступени и ОПШ парашюта, а также для отделения ускорителя от системы. Парашют должен открыться через одну секунду после отделения ускорителя от модели ракеты.

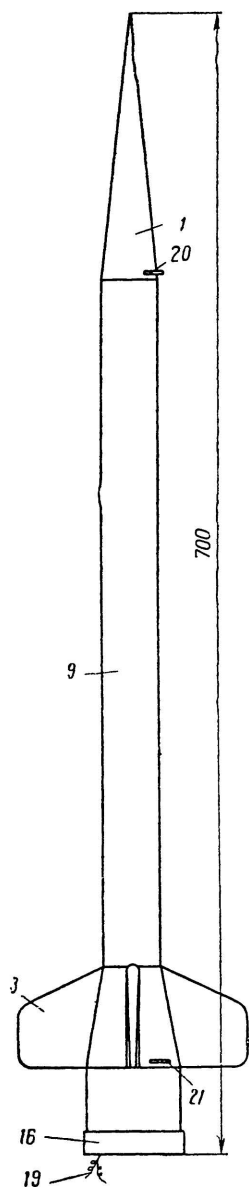
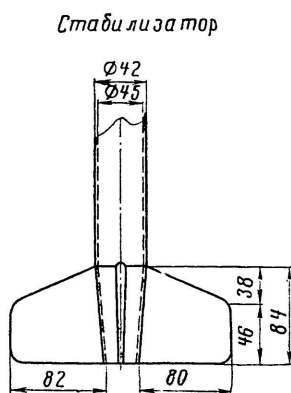
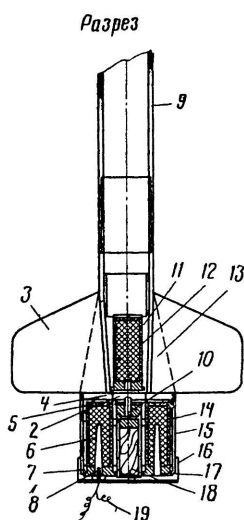


Рис. 5. Модель ракеты со стартовым ускорителем: 1 — головной обтекатель; 2 — пороховая мякоть; 3 — стабилизаторы; 4 — рама ускорителя; 5 — дно микро-РДТТ; 6 — пороховая шашка микро-РДТТ; 7 — рама двигателей ускорителя; 8 — воспламенитель; 9 — корпус модели ракеты; 10 — огнепроводный шнур; 11 — кормовой конус модели ракеты; 12 — микро-РДТТ модели ракеты; 13 — пазы ускорителя для стабилизаторов модели ракеты; 14 — рама двигателей ускорителя; 15 — корпус ускорителя; 16 — поддон пирокреста; 17 — микро-РДТТ ускорителя; 18 — парашют системы спасения ускорителя; 19 — электропроводка к воспламенителю; 20, 21 — направляющие кольца



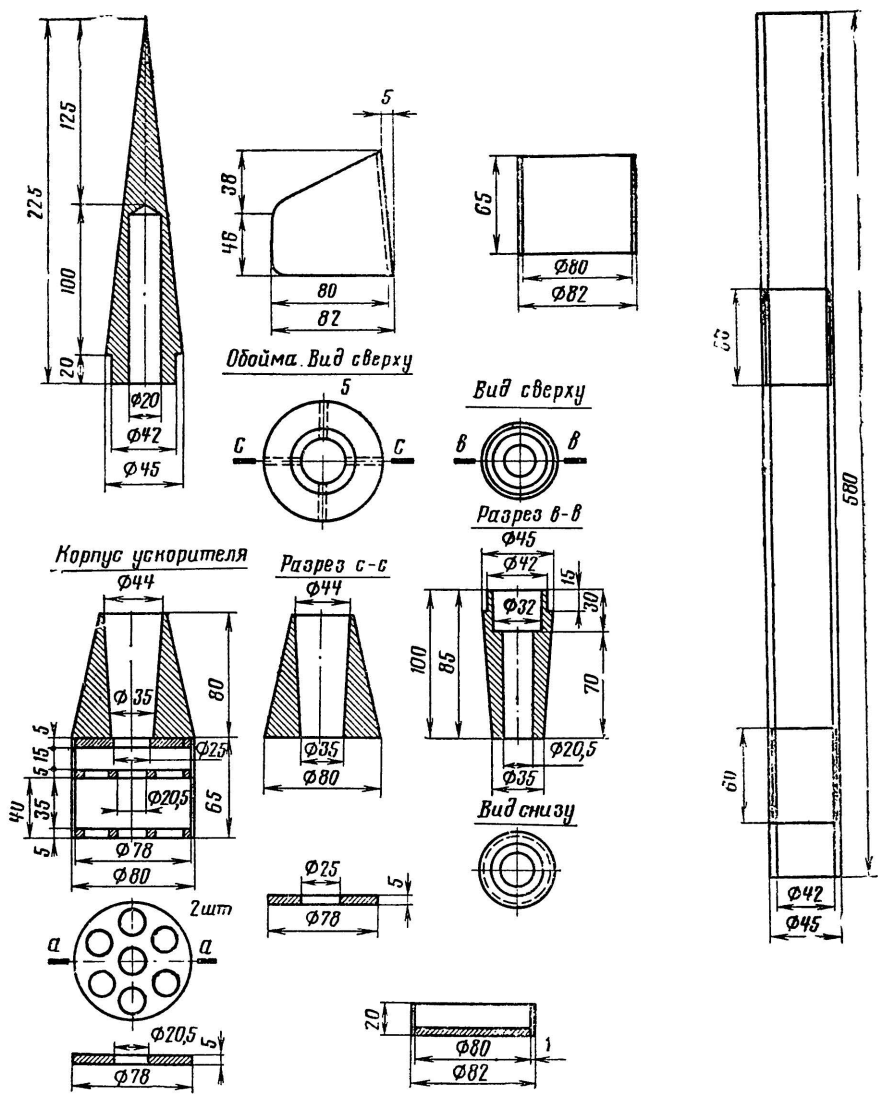


Рис. 6. Детали модели ракеты со стартовым ускорителем

§ 5. СНАРЯЖЕНИЕ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Модель ракеты верхней ступени имеет обойму диаметром 20,5 мм и позволяет использовать двигатели стандартного типа.

В корпус модели ракеты верхней ступени помещают парашют и миниатюрный радиоприемник на полупроводниках, конструк-

цию которого предлагается ракетомоделистам разработать самостоятельно. Размеры модели ракеты верхней ступени позволяют разместить небольшой по размеру и легкий по весу радиоприемник, работающий хотя бы по одной команде (например, по команде с земли раскрыть парашют).

Двигатель верхней ступени модели ракеты должен быть включен своевременно, пока модель еще движется по инерции с достаточной скоростью, в противном случае она может отклониться от заданного направления. Многие юные строители моделей ракет, вероятно, убеждались при постройке двух- и трехступенчатых моделей, к чему приводит несвоевременная передача огня на очередную ступень. В этом случае модель ракеты сбивается с курса.

Мгновенную передачу огня в двигатель последующей ступени обеспечивают огнепроводные бумажные трубки, в которых заключено по две нитки стопина. Эти трубки применяют в случае, если очередной двигатель находится на некотором удалении от двигателя нижней ступени.

§ 6. МОДЕЛЬ-КОПИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «ВОСТОК»

Модель-копия ракеты-носителя корабля-спутника «Восток» (рис. 7) в масштабе 1:50 впервые была сделана в декабре 1967 г. студентом Куйбышевского авиационного института Михаилом Кулашевым. После многих весьма удачных полетов этой модели-копии ее одноступенчатый вариант повторили многие ракетомоделисты.

Материалом для модели служат: ватманская бумага, картон, пенопласт, деревянные бруски и другие материалы.

Двигатели боковых блоков (рис. 8, 12) ставятся под углом к оси модели ракеты, чем достигается точное центрирование двигателей первой ступени (ускорителей) и уменьшается влияние неизбежных колебаний тяги связки двигателей. Основные осевые нагрузки воспринимаются центральной несущей трубой 4, служащей одновременно для подачи теплового импульса на вышибной заряд 17 спасательного устройства (парашюта), находящегося в головной части модели ракеты.

Труба служит удобным центрирующим элементом при сборке модели. Основное требование, предъявляемое к трубе, — повышенная прочность. Толщина стенки трубы делается не менее 1 мм. Это дает возможность остальные элементы корпуса модели выполнить в один оборот ватманской бумаги, что значительно снижает стартовый вес модели.

Внешнее оформление модели-копии служит целям копийности модели. Ферма 7, соединяющая головную часть модели ракеты

с корпусом второй ступени, выполнена из стрингеров (спичек) сечением 1×1 мм.

В головной части модели ракеты имеются отсеки: для парашюта 9 и загрузки полезным грузом 10. Размер парашюта должен быть не менее одного метра в диаметре. Загрузка полезным грузом или балластом (дробью) должна обеспечивать положение центра тяжести модели в соответствии с чертежом. Для обеспечения жесткости конструкции головной части модели ракеты ее корпус может быть выполнен в несколько слоев ватмана.

Чтобы обеспечить необходимую форму и жесткость конструкции модели-копии и облегчить ее сборку, в конструкцию входит комплект картонных шпангоутов круглой формы. Толщина шпангоутов $0,8 \div 1$ мм. При сборке модели следует особое внимание уделить соблюдению соосности всех элементов конструкции.

Собирать модель начинают с отдельных блоков боковых ускорителей, блоков головной части, переходных конусов и т. д. Затем собирают центральную часть. Все блоки центральной части одевают на главную несущую трубу. После тщательной установки по чертежу к переходной ферме приклеивают головную часть модели ракеты (третью ступень). Затем строго симметрично укрепляют четыре блока ускорителей. В нижней части боковых ускорителей наклеиваются теплоотражатели, сделанные из алюминиевой фольги. Это делается как по соображениям копияности, так и для предохранения нижней части модели ракеты от обгорания в первый момент старта.

Старт модели-копии ракеты-носителя космического корабля «Восток» производит большое впечатление. Начало старта соответствует старту оригинала. Модель ракеты после подачи импульса на двигатели стоит на пусковом устройстве, все пять двигателей работают, и только через некоторое время модель ракеты медленно начинает свое движение по направляющей. При сходе с направляющей модель с нарастающим ускорением устремляется в зенит.

Настоящая модель-копия ракеты-носителя «Восток», как указывалось выше, была построена в одноступенчатом варианте. Боковые блоки (первая ступень) в полете не отделялись.

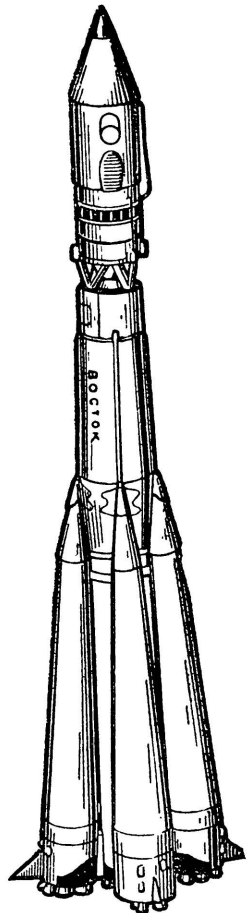


Рис. 7. Модель ракеты-носителя космического корабля «Восток»

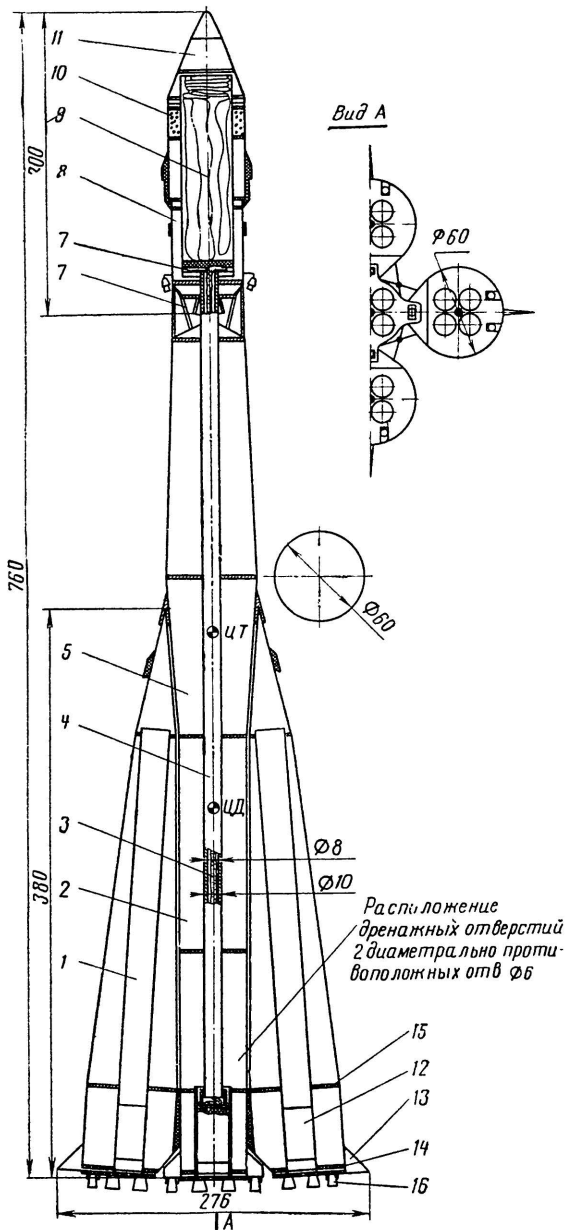


Рис. 8. Компонка модели ракеты-носителя космического корабля «Восток»: 1 — боковой ускоритель первой ступени; 2 — центральный блок второй ступени; 3 — нитка стопина; 4 — центральная силовая труба; 5 — конус центрального блока; 7 — ферма; 8 — корпус третьей ступени; 9 — парашют системы спасения модели; 10 — загрузка; 11 — головной обтекатель; 12 — микро-РДТТ первой ступени; 13 — стабилизатор; 14, 15 — шпангоуты бокового ускорителя; 16 — рулевое сопло; 17 — пороховая навеска системы спасения

Однако вторая ступень работала, хотя и непродолжительное время.

В настоящее время уже разработаны варианты трехступенчатой модели ракеты-носителя космического корабля «Восток». Так, например, М. Ф. Кулашевым проведен ряд последовательных экспериментов. Конструктор запускал отдельно вторую ступень в сочетании с третьей. Запуск производился без стабилизаторов, устойчивость трубы сохранялась только за счет центровки.

§ 7. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ДЕЙСТВУЮЩАЯ МОДЕЛЬ КОСМИЧЕСКОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Создание научно-исследовательских лабораторий в космосе, в которых могли бы плодотворно работать исследователи, — задача космической науки и техники.

Большинство существующих проектов создания космических орбитальных станций предусматривают доставку на орбиту отдельных частей станции при помощи специальных многоступенчатых ракет и последующую сборку их на орбите. Интересно также мысль о сборке космической станции на Земле и выводе ее на орбиту в готовом виде.

Естественно, что для моделистов приемлем лишь этот вариант, так как ни на какую орбиту, да еще по частям, они ничего выводить не могут. Постройка же моделей орбитальных космических станций возможна и представляет для моделистов большой интерес. Первая модель космической орбитальной станции была сконструирована и испытана в 1970 г. инженером М. Ф. Кулашевым. На рис. 9 показан внешний вид этой модели.

Космическую станцию сначала предполагали запустить при помощи направляющей, проходящей по центру тяжести и центру давления модели. Затем у конструктора появилось более оригинальное решение: произвести запуск станции без направляющих, разместив двигатели вверху, что позволило переместить центр тяжести выше центра давления встречного потока

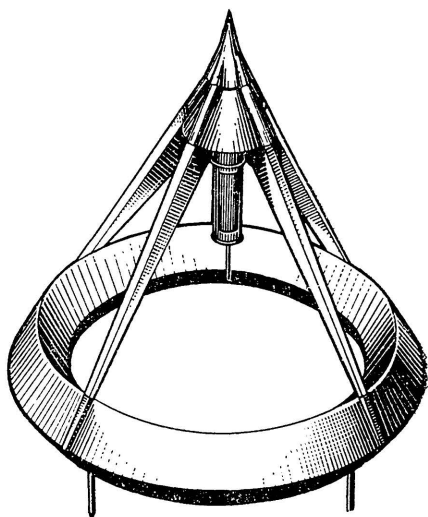


Рис. 9. Модель орбитальной космической станции

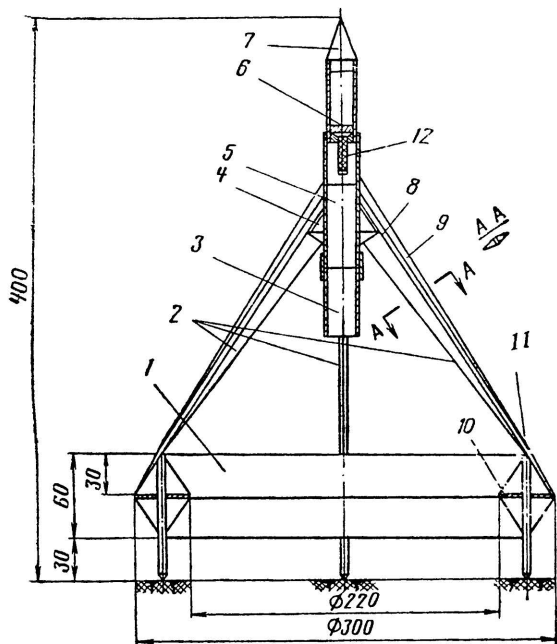


Рис. 10. Компонка модели орбитальной космической станции:

1 — тор (космическая станция); 2 — концевой обтекатель ребра жесткости; 3 — обойма нижнего двигателя; 4 — конус жесткости; 5 — обойма верхнего двигателя; 6 — система спасения; 7 — головной обтекатель; 8 — ребро жесткости; 9 — носовой обтекатель; 10 — шпангоут космической станции; 11 — стойки; 12 — ОПШ

Модель БК-1 была запущена три раза. Взлет происходил строго вертикально со средним ускорением $8,2 \text{ м/сек}^2$ и скоростью в конце активного участка $16,4 \text{ м/сек}$. Высота траектории на активном участке была $16,4 \text{ м}$ и пассивном — $3,4 \text{ м}$. Полная высота полета модели $19,8 \text{ м}$.

Модель космической станции для простоты исполнения в сечении представляла собой ромб, хотя каплевидная форма явилась бы наилучшей. В этом случае станция в сечении имела бы вид прямоугольника, а ее верхнюю и нижнюю части можно было сделать из пенопласта.

Модели космических станций могут иметь не только форму круга. Их можно делать в форме шара, располагая двигатели так, чтобы центр тяжести неизменно был впереди. На моделях за счет их конструктивных особенностей возможны весьма интересные технические решения, направленные на снижение аэродинамического сопротивления.

на модель (напомним, что запуск без направляющих запрещен «Правилами ФАИ»).

Модель БК-1 (рис. 10) была построена из ватмана. Она имела вес 120 г и мидель 360 см^2 , т. е. в 70 раз с лишним больше миделя обычной модели ракеты. Жесткость корпуса модели обеспечивалась шпангоутами из тонкой фанеры и стрингерами. На чертеже (рис. 10) запроектированы два последовательно расположенных двигателя, хотя испытания проводились только с одним. Двигатели были использованы типа ДБ-51-С-10 с максимальной тягой $2,5 \text{ кг}$ и временем действия 2 сек .

Модели космических станций могут строиться по параллельной или комбинированной схеме. Например, по центру — двигатели первой ступени, по бокам — двигатели второй ступени, а двигатели третьей ступени либо по бокам, либо сверху первой ступени.

Система спасения модели может быть парашютная, роторная, ленточная и др., хотя могут быть решения и уникального характера. Например, модель может возвращаться на планирующем парашюте или иметь вид летающей тарелки.

Этот новый вид моделизма, безусловно, представляет собой большой интерес. И если раньше его считали частью ракетного моделизма, то сейчас ракетный моделизм называют ракетно-космическим, так как в него входят не только модели ракет, но и модели космических аппаратов.

Предложенные модели ракет надо рассматривать как примеры различных исторических этапов в развитии отечественного ракетомоделизма. В настоящее время отечественный ракетно-космический моделизм ушел настолько вперед, что эти модели или их некоторые конструктивные узлы можно использовать только на начальной стадии обучения. При этом надо помнить, что далеко не все рассмотренные модели соответствуют «Правилам ФАИ», а следовательно, не могут участвовать в соревнованиях.

Глава II. ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

Разработка проекта действующей модели ракеты тесно связана с вопросом о двигателе. Какой двигатель лучше поставить на модель? Какие из его характеристик являются главными? В чем их сущность? Разбираться в этих вопросах моделисту необходимо.

В этой главе по возможности элементарно рассказывается о характеристиках двигателя, т. е. тех факторах, которые определяют его особенности. Ясное представление о значении тяги двигателя, времени его работы, суммарном и удельном импульсе и их влиянии на качество полета модели ракеты поможет моделисту-конструктору правильно выбрать двигатель для модели ракеты, а значит, обеспечит успех в соревнованиях.

Основными характеристиками ракетного двигателя являются:

1. Тяга двигателя P (кг)
2. Время работы t (сек)

3. Удельная тяга	$P_{уд}$ (кг·сек/кг)
4. Суммарный (общий) импульс	J_{Σ} (10 н·сек \approx 1 кг·сек)
5. Вес топлива	G_T (кг)
6. Секундный расход топлива	ω (кг)
7. Скорость истечения газов	W (м/сек)
8. Вес двигателя	$G_{дв}$ (кг)
9. Размеры двигателя	l, d (мм)

§ 1. ТЯГА

Рассмотрим схему возникновения тяги в ракетном двигателе. В процессе работы двигателя в камере сгорания непрерывно образуются газы, являющиеся продуктами сгорания топлива. Допустим, что камера, в которой находятся под давлением газы, представляет собой замкнутый сосуд (рис. 11,а), тогда легко по-

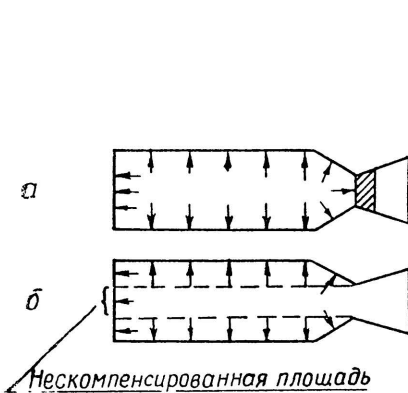


Рис. 11. Схема образования реактивной тяги в ракетном двигателе

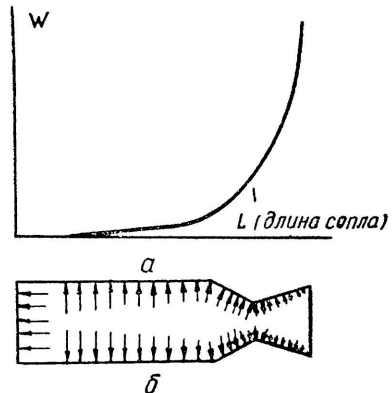


Рис. 12. Схема изменения скорости истечения газов в камере сгорания

нять, что никакой тяги в этой камере возникнуть не может, так как давление распределяется одинаково по всей внутренней поверхности замкнутого сосуда и все силы давления взаимно уравновешены.

В случае же открытого сопла (рис. 11,б) газы, находящиеся в камере сгорания под давлением, устремляются с большой скоростью через сопло. При этом часть камеры напротив сопла оказывается неуравновешенной. Силы давления, действующие на ту часть площади дна камеры, которая находится против отверстия сопла, тоже неуравновешены, в результате чего и возникает тяга.

Если рассматривать только поступательное движение газов вдоль камеры сгорания и сопла, то распределение скорости га-

зов на этом пути можно охарактеризовать кривой (рис. 12,а). Давление на элементы поверхности камеры и сопла распределяются так, как показано на рис. 12,б.

Величина нескомпенсированной площади дна камеры сгорания равна площади наименьшего сечения сопла. Очевидно, чем больше площадь этого сечения, тем большее количество газов сможет покинуть камеру сгорания в единицу времени.

Таким образом, можно сделать вывод: тяга двигателя зависит от количества газов, покидающих камеру сгорания в единицу времени в результате нескомпенсированной площади и скорости истечения газов, обусловленной неуравновешенностью давлений.

Для получения количественной зависимости рассмотрим изменение количества движения газов при их истечении из камеры сгорания. Допустим, что в течение времени t камеру сгорания двигателя покидает некоторое количество газа, массу которого обозначим m . Если предположить, что поступательная скорость газов в камере сгорания равна нулю, а на выходе из сопла достигает значения W м/сек, то изменение скорости газа будет равно W м/сек. В этом случае изменение количества движения упомянутой массы газа запишется в виде равенства:

$$\Delta Q = mW. \quad (1)$$

Однако изменение количества движения газов может произойти только в том случае, если на газ будет действовать некоторая сила P на протяжении некоторого времени t , тогда

$$\Delta Q = J_{\Sigma}, \quad (2)$$

где $J_{\Sigma} = P \cdot t$ — импульс силы, действующий на газ.

Заменив в формуле (1) значение ΔQ на равное $J_{\Sigma} = P \cdot t$, получим:

$$P \cdot t = m \cdot W, \quad (3)$$

отсюда

$$P = \frac{m}{t} \cdot W. \quad (4)$$

Мы получили выражение силы, с которой стенки камеры сгорания и сопла действуют на газ, вызывая изменение его скорости от 0 до W м/сек.

В соответствии с законами механики сила, с которой стенки камеры и сопла действуют на газ, равна по величине силе P , с которой в свою очередь газ действует на стенки камеры и сопла. Эта сила P и есть тяга двигателя.

$$P = \frac{m}{t} \cdot W. \quad (5)$$

Известно, что масса любого тела связана с его весом (в данном случае с весом топлива в двигателе) соотношением:

$$m = \frac{G_T}{g}, \quad (6)$$

где G_T — вес топлива;
 g — ускорение силы земного тяготения.

Подставив в формулу (5) вместо массы газа m ее аналогичное значение из формулы (6), получим:

$$P = \frac{G_T}{gt} \cdot W. \quad (7)$$

Величина $\frac{G_T}{t}$ представляет собой весовое количество топлива (газа), покидающего камеру сгорания двигателя за единицу времени (1 сек). Эту величину называют весовым секундным расходом и обозначают ω . Тогда

$$P = \frac{\omega}{g} \cdot W. \quad (8)$$

Итак, мы вывели формулу тяги двигателя. Необходимо заметить, что такой вид формула может иметь лишь в том случае, когда давление газа в момент прохождения его через выходной срез сопла равно окружающему давлению. В противном случае в правую часть формулы добавляется еще один член:

$$f(p_k - p_0), \quad (9)$$

где f — площадь выходного сечения сопла ($см^2$);

p_k — давление газа в выходном сечении сопла ($кг/см^2$);

p_0 — окружающее (атмосферное) давление ($кг/см^2$).

Таким образом, окончательно формула тяги ракетного двигателя имеет вид:

$$P = \frac{\omega}{g} \cdot W + f(p_k - p_0). \quad (10)$$

Первый член правой части $\frac{\omega}{g} \cdot W$ носит название динамической составляющей тяги, а второй $f(p_k - p_0)$ — статической составляющей. Последняя составляет около 15 % от общей тяги, поэтому для простоты изложения в расчет приниматься не будет.

Для расчета тяги можно использовать формулу, имеющую аналогичное значение с формулой (5), при $P = const$:

$$P_{cp} = \frac{J_{\Sigma}}{t}, \quad (11)$$

где P_{cp} — средняя тяга двигателя ($кг$);

J_{Σ} — суммарный импульс двигателя ($кг \cdot сек$);

t — время действия двигателя ($сек$).

При постоянном значении тяги часто используется формула

$$P = P_{уд} \cdot \gamma \cdot U \cdot F, \quad (12)$$

где $P_{уд}$ — удельная тяга двигателя ($кг \cdot сек/кг$);
 γ — удельный вес топлива ($г/см^3$);
 U — скорость горения топлива ($см/сек$);
 F — площадь горения ($см^2$);
 P — тяга двигателя ($кг$).

В случаях непостоянной тяги, например при определении начальной, максимальной, средней тяги и тяги в любой момент времени действия двигателя, в эту формулу необходимо вводить истинные значения U и F данного двигателя.

Итак, тяга является произведением эффективной скорости истечения газов W на массовый секундный расход топлива $\frac{\omega}{g}$.

Задача 1. Определить тягу ракетного двигателя типа ДБ-3-СМ-10, имея следующие данные: $P_{уд} = 45,5 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; $G_T = 0,022 \text{ кг}$; $t = 4 \text{ сек}$.

Решение. Эффективная скорость истечения газов из сопла:

$$W = P_{уд} \cdot g = 45,5 \cdot 9,81 = 446 \text{ м/сек.}$$

Секундный расход топлива:

$$\omega = \frac{G_T}{t} = \frac{0,022}{4} = 0,0055 \text{ кг.}$$

Тяга двигателя:

$$P_{ср} = \frac{\omega}{g} \cdot W = \frac{0,0055}{9,81} \cdot 446 = 0,25 \text{ кг.}$$

Примечание. Для двигателя ДБ-3-СМ-10 — это средняя тяга.

Задача 2. Определить тягу ракетного двигателя типа ДБ-3-СМ-10, имея следующие данные: $J_\Sigma = 1 \text{ кг} \cdot \text{сек}$; $G_T = 0,022 \text{ кг}$; $t = 4 \text{ сек}$.

Решение. Используем формулу (11):

$$P_{ср} = \frac{J_\Sigma}{t} = \frac{1}{4} = 0,25 \text{ кг.}$$

§ 2. СКОРОСТЬ ИСТЕЧЕНИЯ ГАЗОВ

Скорость истечения газов из сопла двигателя, так же как и секундный расход топлива, имеет непосредственное влияние на величину тяги. Тяга двигателя, как усматривается из формулы (8), прямо пропорциональна скорости истечения газов. Таким образом, скорость истечения является важнейшим параметром ракетного двигателя.

Скорость истечения газов зависит от разных факторов. Важнейшим параметром, характеризующим состояние газов в камере сгорания, является температура ($T^\circ K$). Скорость истечения прямо пропорциональна квадратному корню из температуры га-

зов в камере. Температура в свою очередь зависит от количества тепла, выделяемого при сгорании топлива. Таким образом, скорость истечения зависит прежде всего от качества топлива, его энергетического ресурса.

§ 3. УДЕЛЬНАЯ ТЯГА И УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС

Совершенство двигателя и эффективность его работы характеризуются удельной тягой. Удельной тягой называют отношение силы тяги к секундно-весовому расходу топлива.

$$P_{уд} = \frac{P}{\omega} . \tag{13}$$

Размерность удельной тяги будет $\frac{\text{кг силы} \cdot \text{сек}}{\text{кг расхода}}$ или $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$. В зарубежной печати размерность $P_{уд}$ часто записывают в виде (сек). Но физический смысл значения при такой размерности теряется.

Современные модельные РДТТ имеют низкие значения удельной тяги: от 28 до 50 $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$. Имеются и новые двигатели с удельной тягой 160 $\text{кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ и выше, с нижним пределом давления не выше 3 $\text{кг}/\text{см}^2$ и сравнительно высоким удельным весом топлива — более 2 $\text{г}/\text{см}^3$.

Удельная тяга показывает эффективность использования одного килограмма топлива в данном двигателе. Чем выше удельная тяга двигателя, тем меньше топлива затрачивается для получения одного и того же суммарного импульса двигателя. Значит, при одинаковом весе топлива и размерах двигателей предпочтительнее будет тот, у которого удельная тяга выше.

Задача 3. Определить вес топлива в каждом из четырех двигателей с суммарным импульсом 1 $\text{кг} \cdot \text{сек}$, но с разными удельными тягами: а) $P_{уд} = 28 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; б) $P_{уд} = 45,5 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; в) $P_{уд} = 70 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; г) $P_{уд} = 160 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$.

Решение. Вес топлива определим из формулы:

$$J_{\Sigma} = P_{уд} \cdot G_{\tau} , \tag{14}$$

$$G_{\tau} = \frac{J_{\Sigma}}{P_{уд}} .$$

откуда

а) $G_{\tau} = \frac{1}{28} = 0,0357 \text{ кг} = 35,7 \text{ г}$;

б) $G_{\tau} = \frac{1}{45,5} = 0,222 \text{ кг} = 22,2 \text{ г}$;

в) $G_{\tau} = \frac{1}{70} = 0,0143 \text{ кг} = 14,3 \text{ г}$;

г) $G_{\tau} = \frac{1}{160} = 0,00625 \text{ кг} = 6,25 \text{ г}$.

Полученные результаты наглядно показывают, что для моделей ракет выгоднее применять двигатели с более высокой удельной тягой (с целью уменьшения стартового веса модели).

Под удельным импульсом $J_{уд}$ понимают отношение полного импульса тяги за время t работы двигателя к весу израсходованного за это время топлива G_T .

При постоянной тяге, т. е. при постоянном давлении в камере сгорания и работе двигателя на земле, $J_{уд} = P_{уд}$.

§ 4. РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ ДБ-1-СМ-6

Для расчета двигателей применяется коэффициент, характерный для данного топлива и определяющий оптимальный режим в камере сгорания:

$$K = \frac{F_{\max}}{f_{кр}}, \quad (15)$$

где K — постоянный коэффициент для данного топлива;
 F_{\max} — максимальная площадь горения в камере сгорания;
 $f_{кр}$ — критическое сечение сопла.

Задача 4. Подсчитать основные характеристики двигателя ДБ-1-СМ-6, у которого корпусом является бумажная охотничья гильза 12-го калибра. Топливом служит смесь № 1 (селитра калиевая — 75, сера — 12 и древесный уголь — 26 частей). Плотность прессования (удельный вес топлива) $\gamma = 1,3—1,35 \text{ г/см}^3$, $P_{уд} = 30 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг}$, $K = 100$. Задаемся максимальным давлением в камере сгорания в пределах 8 кг/см^2 . Скорость горения данного топлива в зависимости от давления при нормальной температуре окружающей среды представлена на графике рис. 13.

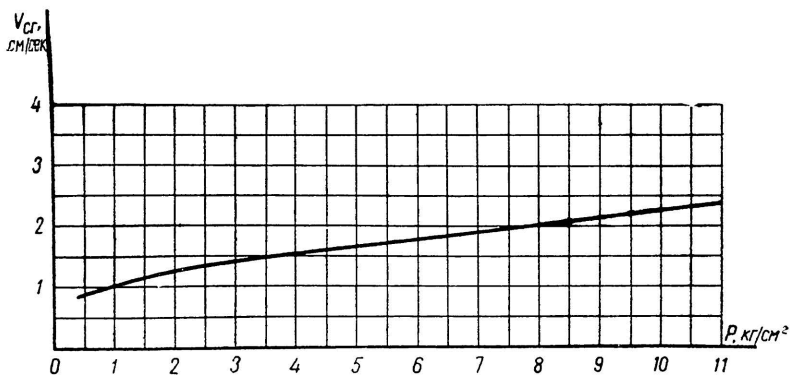
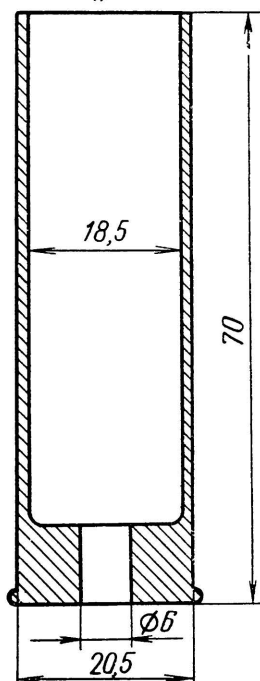


Рис. 13. График изменения скорости горения топлива № 1 в зависимости от давления в камере сгорания. Двигатель ДБ-1-СМ-6

Решение. Прежде всего необходимо вычертить корпус двигателя, т. е. гильзу 12-го калибра (Жевело), что дает возможность наглядно проследить за ходом расчетов (рис. 14). Корпус двигателя (гильза) имеет уже готовое сопло (отверстие для поршня Жевело). Диаметр отверстия 5,5 мм, длина гильзы 70 мм, ее внутренний диаметр 18,5 мм, внешний — 20,5 мм, длина сопла 9 мм. Топливная шашка двигателя должна иметь свободное про-

*Бумажная гильза
12 кал. „жеVELO“*



Ракетный двигатель

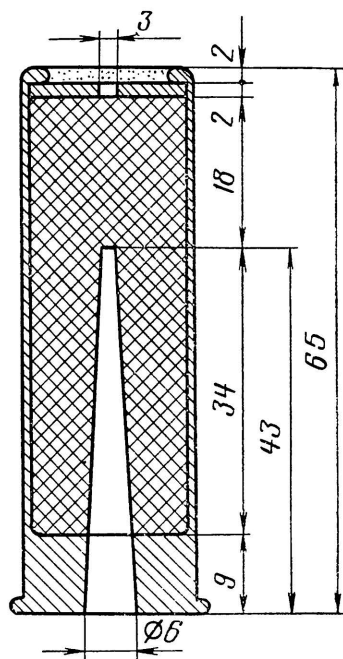


Рис. 14. Корпус и двигатель ДБ-1-СМ-6

странство — продольный канал, благодаря которому имеется возможность довести площадь горения топлива в двигателе до максимальной величины. Форма канала — усеченный конус, нижнее основание которого соответствует размеру отверстия в гильзе (5,5 мм), а при калибровке может быть равным 6 мм. Диаметр верхнего основания — 4 мм. Верхнее основание делается несколько меньше из-за технологических соображений и техники безопасности при удалении металлического конуса из пороховой массы. Для определения длины конуса (стержня) необходимы исходные данные, которые получают в следующем порядке.

Используя формулу (15), определяют возможную максимальную площадь горения:

$$F_{\text{макс}} = K \cdot f_{\text{кр}} = 100 \cdot 0,283 = 28,3 \text{ см}^2,$$

$$\text{где } f_{\text{кр}} = \frac{3,14 \cdot 0,6^2}{4} = 0,283 \text{ см}^2; K=100.$$

Максимальная площадь горения топлива (рис. 15) образуется в результате выгорания топлива по каналу радиально до внутренней стенки камеры сгорания (гильзы) и вперед на толщину свода топливной шашки до ее полной длины h , т. е.

$$F_{\text{макс}} = \pi \cdot D \cdot h_1 + \frac{\pi D^2}{4},$$

$$\text{откуда: } h_1 = \frac{F_{\text{макс}} - \frac{\pi D^2}{4}}{\pi D} = \frac{28,3 - \frac{3,14 \cdot 1,9^2}{4}}{3,14 \cdot 1,9} = 4,27 \text{ см.}$$

Внутренний диаметр гильзы 18,5 мм, однако надо помнить, что в процессе прессования топлива гильза несколько деформируется, ее диаметр увеличивается до 19 мм, высота цоколя уменьшается до 7 мм. Толщину свода топлива находим из выражения:

$$r = \frac{D - \frac{d_1 + d_2}{2}}{2} = \frac{1,9 - 0,5}{5} = 0,7 \text{ см,} \quad (16)$$

где r — средняя толщина свода топлива (см);

d_1 — диаметр канала у сопла (см);

d_2 — диаметр канала в конце (см).

Длина канала $l = h_1 - r = 4,27 - 0,7 = 3,57$ см. Полученные размеры сразу же нанесем на чертеж (рис. 15). Длина стержня для запрессовки: $3,57 + 0,7 = 4,27$ см (0,7 см — высота цоколя гильзы).

Перейдем к определению высоты маршевой ча-

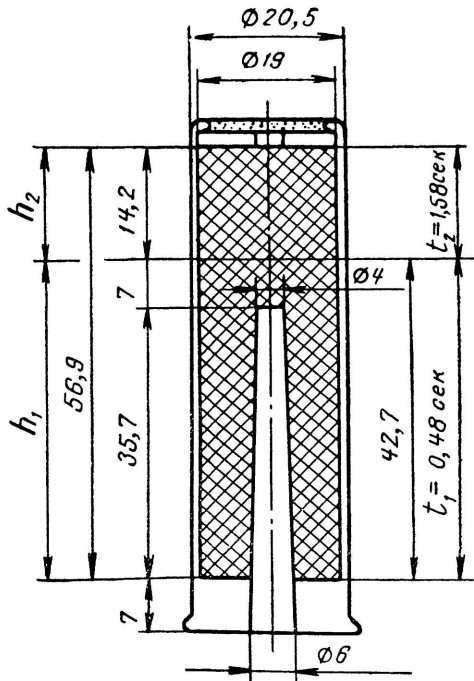


Рис. 15. Схема выгорания топлива в модельном ракетном двигателе ДБ-1-СМ-6

сти топливной шашки. Эта часть топливной шашки не имеет канала, т. е. запрессована всплошную. Назначение ее в том, чтобы после достижения наибольшего значения тяги получить маршевый участок желательного с постоянной тягой. Высота маршевой части шашки должна быть строго определенной. Горение маршевой части ракетного топлива протекает в двигателе с незначительным давлением 0,07—0,02 кг/см². Исходя из этого, по графику рис. 13 определяем скорость горения маршевой части топлива: $U=0,9$ см/сек.

Высота маршевой части h_2 для времени горения $t=1,58$ сек.* составит:

$$h_2=0,9 \cdot 1,58=1,42 \text{ см.}$$

Полная длина камеры сгорания h складывается из полной длины топливной шашки h_1 и длины маршевой части h_2 :

$$h = h_1 + h_2 = 4,27 + 1,42 = 5,69 \text{ см.}$$

Перейдем к определению веса топлива.

Для этого подсчитаем объем камеры сгорания и объем свободного пространства. Разница этих объемов даст объем топлива. Зная удельный вес топлива, определим его полный вес.

Объем камеры сгорания:

$$V_k = \frac{\pi D^2 \cdot h}{4} = \frac{3,14 \cdot 1,9^2 \cdot 5,69}{4} = 16,15 \text{ см}^3.$$

Объем свободного пространства:

$$V_{св} = \frac{1}{3} \pi h (r_1^2 + r_1 \cdot r_2 + r_2^2) = \frac{3,14 \cdot 3,57}{3} (0,3^2 + 0,3 \cdot 0,2 + 0,2^2) = 0,7 \text{ см}^3.$$

Объем топлива: $V_T = V_k - V_{св} = 16,15 - 0,7 = 15,45 \text{ см}^3$.

Вес топлива:

$$G_T = \gamma \cdot V_T = 1,35 \cdot 15,45 \approx 20 \text{ г} \approx 0,02 \text{ кг.}$$

По формуле (12) подсчитаем начальную и максимальную тягу двигателя:

$$P_{нач} = P_{уд} \cdot \gamma \cdot U \cdot F_{нач} = 30 \cdot 1,35 \cdot 0,9 \cdot 5,6 = 0,204 \text{ кг,}$$

где $F_{нач}$ — площадь свободного пространства.

Начальная тяга практически будет несколько меньше из-за небольшого начального давления в камере сгорания, а следовательно, и скорости горения. В данном случае значение для $U=0,9$ м/сек намеренно сохраняется, чтобы пока не усложнять расчет.

$$P_{макс} = P_{уд} \cdot \gamma \cdot U \cdot F_{макс} = 30 \cdot 1,35 \cdot 2 \cdot 28,3 = 2,29 \text{ кг.}$$

* Время горения t равно времени полета модели на маршевом участке. Определено опытным путем.

Скорость горения топлива $U = 2 \text{ см/сек}$ определена по графику рис. 13. Эта скорость соответствует давлению в камере сгорания 8 кг/см^2 , которое дано по условиям задачи.

Время работы двигателя t складывается из основного времени t_1 и дополнительного времени t_2 (маршевого):

$$t_1 = \frac{r}{U} = \frac{0,7}{1,45} = 0,48 \text{ сек.}$$

$$t_2 = \frac{h_2}{U} = \frac{1,42}{0,9} = 1,58 \text{ сек.}$$

$$t = t_1 + t_2 = 0,48 + 1,58 = 2,06 \text{ сек.}$$

По формуле (14) найдем суммарный импульс ракетного двигателя:

$$J_{\Sigma} = P_{\text{уд}} \cdot G_{\text{T}} = 30 \cdot 0,02 = 0,6 \text{ кг} \cdot \text{сек} = 5,88 \text{ н} \cdot \text{сек} \approx 6 \text{ н} \cdot \text{сек.}$$

По формуле (11) подсчитаем среднюю тягу двигателя:

$$P_{\text{ср}} = \frac{J_{\Sigma}}{t} = \frac{0,6}{2,06} = 0,291 \text{ кг.}$$

Приближенное значение максимального давления в камере сгорания найдем по формуле

$$p_{\text{макс}} = \frac{P_{\text{макс}}}{f_{\text{кр}}} = \frac{2,29}{0,283} = 8,1 \text{ кг/см}^2. \quad (17)$$

Узнав примерное максимальное давление в камере сгорания, необходимо проверить прочность стенки гильзы, чтобы определить надежность камеры сгорания. Нужно обеспечить также некоторый запас прочности на случай повышения давления в очень жаркие дни, когда скорость горения топлива увеличивается против расчетной. Возьмем запас прочности — 2, обозначим его через n .

Толщину стенки гильзы определяют по формуле

$$\delta = \frac{p_{\text{макс}} \cdot D \cdot n}{\sigma_{\text{в}}}, \quad (18)$$

где δ — толщина стенки гильзы (см);

$p_{\text{макс}}$ — максимальное давление в камере сгорания (кг/см²);

D — внутренний диаметр гильзы (см);

n — коэффициент запаса прочности;

$\sigma_{\text{в}}$ — временное сопротивление данного материала (кг/см²).

Временное сопротивление бумаги, из которой изготовлена папковая гильза 12-го калибра, в среднем равно 490 кг/см^2 . Такое сопротивление имеют также хорошие сорта крафт-бумаги.

Подставив данные в формулу (18), получим:

$$\delta = \frac{8,1 \cdot 1,9 \cdot 2}{490} = 0,0627 \text{ см (0,63 мм)}.$$

Папковая гильза с наружным диаметром 20,5 мм и внутренним после запрессовки топлива 19 мм имеет толщину стенки:

$$\delta_{\text{факт}} = \frac{20,5 - 19}{2} = 0,75 \text{ мм.}$$

Фактический запас прочности $n_{\text{факт}} = 2,4$, т. е. выше расчетного.

Днище у модельных двигателей данного типа круглое с двумя отверстиями диаметром 2 мм. Впрессовывают его одновременно с топливом. Делается оно из прочных сортов картона, толщиной не менее 2 мм.

Глава III. МОДЕЛЬНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ НА ТВЕРДЫХ ТОПЛИВАХ (РДТТ)

Модельные ракетные двигатели типа ДБ* промышленного производства предназначены для моделей ракет, самолетов, вертолетов и других летательных аппаратов. Характеристики выпускаемых двигателей соответствуют нормам ФАИ. Каждый двигатель маркируется заводом-изготовителем. Марка сообщает название двигателя, номер топлива, назначение (стартовый или маршевый) и его суммарный импульс. Например, марка ДБ-3-СМ-10 означает: 1) тип двигателя — ДБ; 2) номер топлива — 3; 3) СМ — стартовый и маршевый; 4) общий суммарный импульс двигателя $10 \text{ н} \cdot \text{сек} \approx 1 \text{ кг} \cdot \text{сек}$.

Двигатели типа ДБ отличаются номером топлива, а следовательно, удельной тягой и суммарным импульсом и имеют широкий ассортимент по тяге и времени действия. Поэтому к каждому двигателю прилагается паспорт, где даны характеристики двигателя и его назначение.

Промышленное изготовление модельных РДТТ полностью соответствует технической документации, подготовленной специализированными организациями на основании ряда исследований и испытаний в стационарных условиях.

Каждый ракетомоделист, пытающийся «усовершенствовать» или «улучшить» заводской ракетный двигатель, должен знать, что переделка двигателя путем досверливания канала или какие-либо другие изменения конструкции категорически запрещаются. Как показала практика, изменение конструкции двигателя силами молодого конструктора часто приводит к плачевным результатам. Модели взрываются на старте или в по-

* ДБ — сокращенное название двигателей конструкции Е. Л. Букша (прим. ред.)

лете. Нередки случаи, когда досверливание канала приводило к воспламенению топливной смеси и к серьезным ожогам.

Причиной, например, досверливания канала в топливной шашке является желание повысить стартовую тягу двигателя, а следовательно, получить большее ускорение и начальную скорость модели ракеты. Модель ракеты в этом случае действительно может полететь выше при благоприятной тяговооруженности. Но какие изменения произойдут при досверливании канала? Во-первых, тяга резко увеличится, а следовательно, повысится давление в двигателе. Изменится удельная тяга, а значит, и суммарный импульс, что запрещено «Правилами ФАИ». Кроме того, стенки двигателя, не рассчитанные на высокое давление, могут разрушиться, т. е. произойдет взрыв.

§ 1. МОДЕЛЬНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДБ-51-С-10

Модельный ракетный двигатель ДБ-51-С-10 является стартовым двигателем и предназначен только для нижних ступеней моделей ракет (рис. 16).

Чтобы этот двигатель можно было использовать на одноступенчатых моделях ракет или на последних ступенях, в него надо вставить штатный дистанционный замедлитель с определенным временем горения, допустим 7 сек.

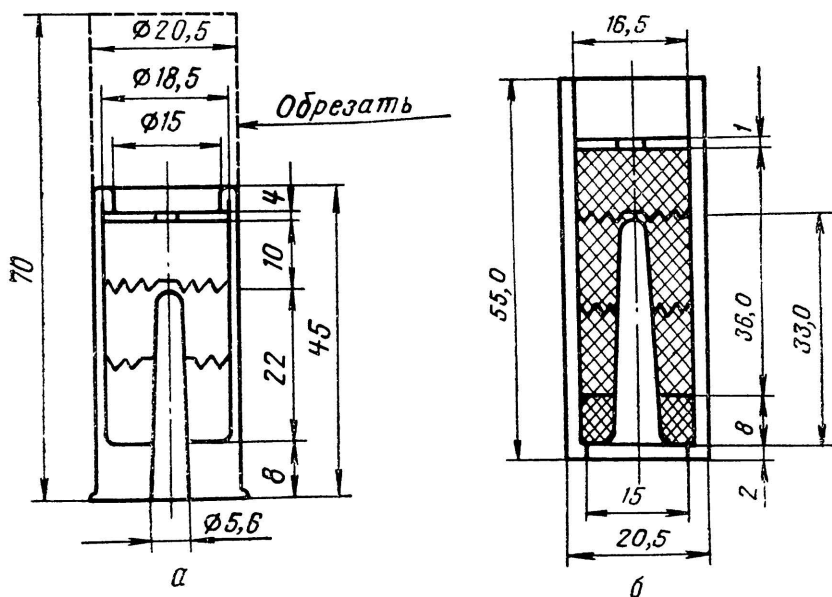


Рис. 16. Модельный ракетный двигатель ДБ-51-С-10: а—в охотничьей гильзе 12-го калибра; б—в трубке с керамическим соплом

Тогда вышибной заряд выброса парашюта сработает через 7 сек после того, как ракета достигнет наибольшей скорости и начнет ее терять, полетев по инерции, т. е. выброс парашюта произойдет приблизительно тогда, когда скорость модели ракеты практически будет равна нулю*.

Корпусом двигателя служит бумажная трубка с впрессованным керамическим или пластмассовым соплом. В качестве корпуса можно использовать бумажные охотничьи гильзы 12-го калибра (Жевело) (рис. 16, а), но применять их рекомендуется лишь в исключительных случаях, так как толщина стенок гильз не имеет достаточного запаса прочности и при несоблюдении режима прессования могут быть случаи прогорания камеры. Кустарный метод изготовления таких двигателей исключается по ряду причин, главнейшие из которых зависят от точности удельного давления во время прессования топлива, степени измельченности компонентов, влажности и др. факторов. Особенно возможно превышение предела прочности корпуса в жаркую погоду. Вот почему двигатели промышленного изготовления имеют гарантию нормальной работы при перепаде температур от -40 до $+40^{\circ}$ (имеется в виду температура воздуха на старте).

Сказанное относится к двигателям типа ДБ-1-СМ-6. Что касается остальных двигателей, имеющих более сложную топливную композицию, то изменение формы канала неизменно приводит к авариям и по «Правилам ФАИ» карается.

Изготовление двигателей требует знания технологического процесса, специального оборудования, инструмента, соблюдения техники безопасности, а также достаточного опыта. Только в заводских условиях возможно получить качественные двигатели, отвечающие предъявляемым к ним техническим условиям. Рассмотрим, например, процесс изготовления двигателя ДБ-51-С-10.

Сначала производится отбраковка трубок. В производство идут трубки только качественные, без каких-либо повреждений. Размер контролируется предельным инструментом. Снаружи трубки парафинируются, а внутри покрываются графитом, что делается из технологических соображений.

Топливо представляет собою смесь следующих компонентов:

а) азотнокислый калий KNO_3 —70 %;

б) смола СМ-211 — 10 %;

в) магний в порошке Mg —20 %.

Азотнокислый калий и магниевый порошок в отдельности измельчаются и просеиваются. Смола разводится в растворителе, приобретает вид лака.

В отвешенный магний вливается растворенная смола, перемешивается с ним, а затем всыпается отвешенная селитра.

* Практика показала, что модели ракет класса II с двигателями ДБ-51-С-10 пролетают пассивный участок примерно за 4 сек. (прим. ред.).

Смесь опять тщательно перемешивается и поступает на сушку, после чего измельчается и просеивается. Готовый состав поступает в лабораторию, а затем, если результат проверки положительный, на прессование.

Прессование изделий делается в два этапа: первый этап — прессование таблетки, второй этап — снаряжение трубки.

Прессуют таблетки при помощи специального инструмента: матрицы, пуансона и поддона. Вес каждой таблетки около 5 г. Удельное давление при прессовании не более 900 кг/см^2 . Таблетки изготавливают двух видов: с центральным отверстием и без отверстия.

Для снаряжения трубку вставляют в матрицу. Таблетки в нее запрессовываются при помощи комплекта пуансонов.

Сначала в трубку вставляется и прессуется керамическая шашка, затем прессуются топливные таблетки, имеющие отверстия. Следующей вкладывается таблетка без отверстия, сверху на нее кладется пыж с центральным отверстием. Эта таблетка прессуется вместе с пыжом. Для прессования требуется удельное давление 1600 кг/см^2 . Но даже в заводских условиях трудно обеспечить стабильность удельного давления, что неизбежно сказывается, хотя и незначительно, на характеристике двигателей.

§ 2. МОДЕЛЬНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДБ-3-СМ-10.

Модельный ракетный двигатель ДБ-3-СМ-10 является комбинированным (стартовым и маршевым). Двигатель может быть использован как на одноступенчатых моделях ракет, так и на последних ступенях многоступенчатых моделей ракет. Двигатели типа ДБ-3 имеют довольно большой ассортимент по тяге и суммарному импульсу (10; 5; 2,5; 1,25 $n \cdot \text{сек.}$).

Кустарный метод их изготовления полностью исключается главным образом из-за того, что их производство требует строго соблюдения правил техники безопасности.

Технология модельных двигателей типа ДБ-3 почти не отличается от технологии двигателей типа ДБ-51.

Топливом для двигателей серии ДБ-3 является черный охотничий порох, в который введен лак. Количество таблеток для двигателя ДБ-3-СМ-10 — четыре, вес каждой таблетки 5,5 г. Прессуют таблетки с удельным давлением не более 800 кг/см^2 , в гильзу их запрессовывают с удельным давлением 1600 кг/см^2 .

Суммарный импульс двигателей типа ДБ-3 зависит от количества запрессованных таблеток. Так, например, одна таблетка — это двигатель ДБ-3-СМ-2,5, две таблетки — двигатель ДБ-3-СМ-5, четыре таблетки — двигатель ДБ-3-СМ-10 (рис. 19, 18 и 17).

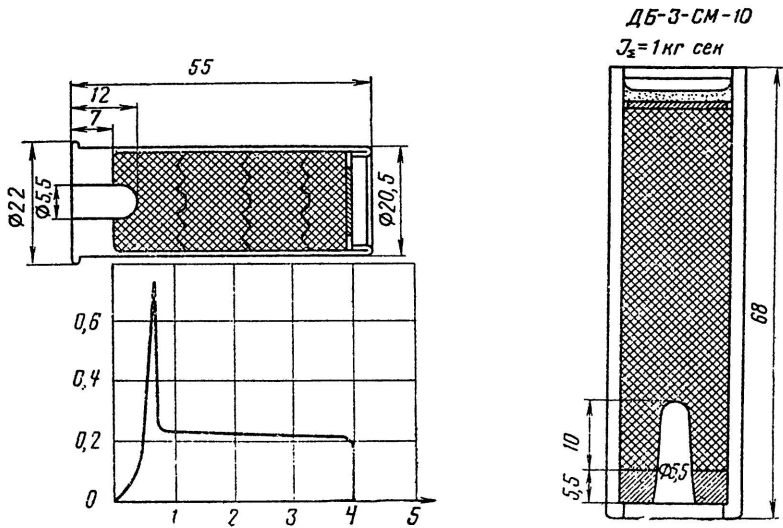


Рис. 17. Модельный ракетный двигатель ДБ-3-СМ-10.

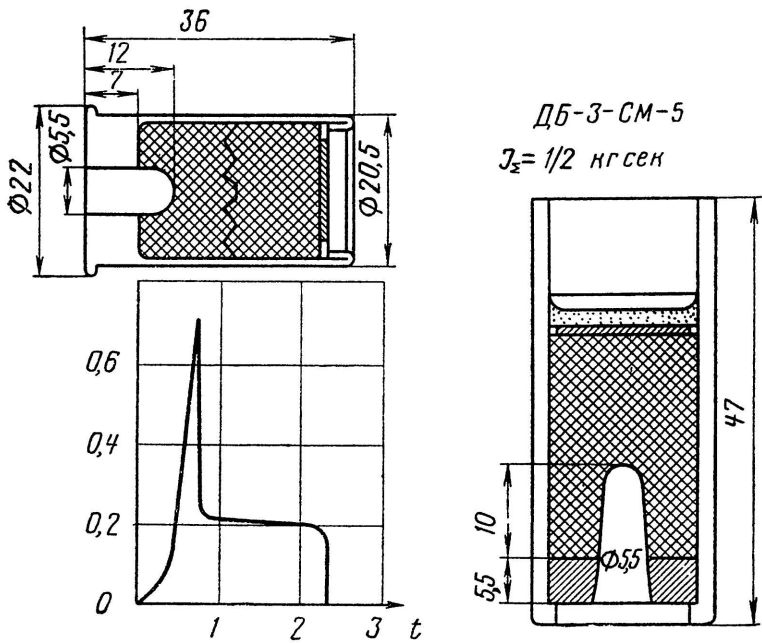


Рис. 18. Модельный ракетный двигатель ДБ-3-СМ-5

Суммарный импульс двигателя зависит не только от количества и веса таблеток, но и от одинаковой плотности по высоте таблеток. Ручной способ изготовления двигателей не дает высокого качества прессования, в результате чего получается большой разброс характеристик. Например, невысокое качество

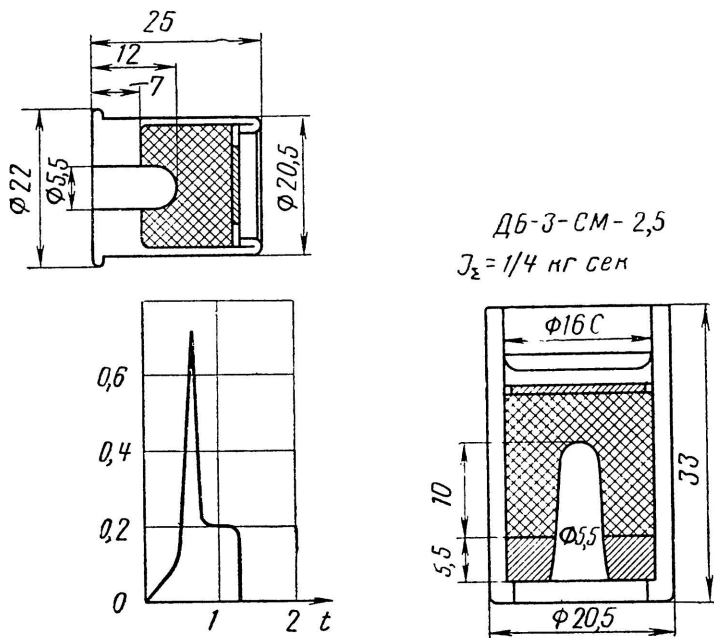


Рис. 19. Модельный ракетный двигатель ДБ-3-СМ-2,5.

имеют двигатели ДБ-1-СМ-6 из-за кустарного способа их изготовления. Даже самое тщательное выполнение этих двигателей лишь незначительно улучшает их качество.

§ 3. МИКРОДВИГАТЕЛИ

Большой интерес представляют самые миниатюрные двигатели типа ДБ-3 и ДБ-51. Это двигатели ДБ-3-СМ-1,25 (рис. 20) и ДБ-51-СМ-2,5 (рис. 21). Всят они всего по 5 г, их диаметр 12 мм, длина 40 мм.

Удельная тяга первого двигателя 45,5 кг·сек/кг, второго — 70 кг·сек/кг. Стартовый вес модели ракеты с таким двигателем всего лишь 15 г. Модель с двигателем ДБ-3-СМ-1,25 может достичь высоты 180 м. Старт таких моделей демонстрировался на вторых Всесоюзных соревнованиях ракетомodelистов в г. Калуге.

Микродвигатели диаметром 12 мм имеют прочную бумаж-

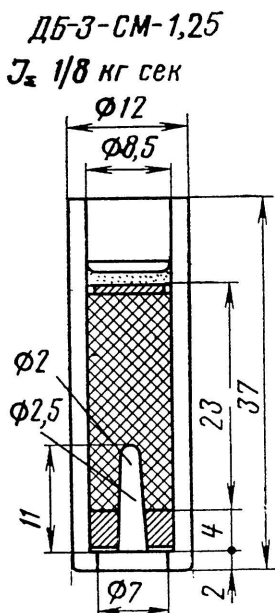


Рис. 20. Модельный ракетный двигатель ДБ-3-СМ-1,25

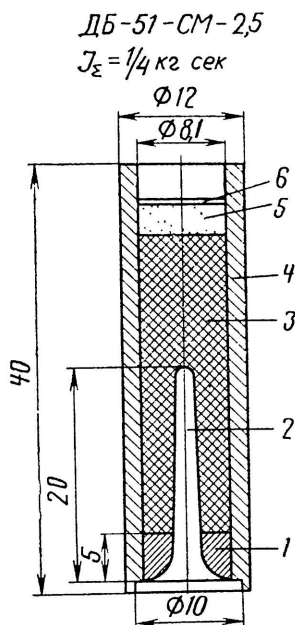


Рис. 21. Модельный ракетный двигатель ДБ-51-СМ-2,5:
 1 — сопло; 2 — канал пороховой шашки; 3 — пороховая шашка; 4 — корпус; 5 — вышибной заряд; 6 — дно.

ную оболочку-трубку с впрессованным в нее керамическим соплом. 2-мм толщина трубки обеспечивает достаточный запас прочности. Микродвигатели типа ДБ-3 и ДБ-51 можно применять на самых разнообразных моделях. Эти двигатели позволяют сделать летающими модели ракетопланов классов «Воробей», «Стриж» и копии моделей ракет классов К-0 и К-1. А пока из-за отсутствия отечественных микродвигателей эти модели существуют только в «Правилах ФАИ».

Глава IV. ИСПЫТАНИЕ МОДЕЛЬНЫХ РДТТ (СНЯТИЕ ХАРАКТЕРИСТИК)

Испытание ракетных двигателей для моделей не только увлекательное, но и полезное занятие. Здесь практически познаются тайны горения топлива ракетного двигателя. Испытания дают возможность проверить режим работы двигателя, грамот-

Таблица 1

Таблица характеристик двигателей типа ДБ для моделей ракет

№ п/п	Тип двигателя	Длина l (мм)	Наруж- ный диаметр d (мм)	Вес двигате- ля G (г)	Вес топлива G_1 (г)	Суммарный импульс J_{Σ} (н · сек)	Удельная тяга $P_{уд} \left(\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}}{\text{кг}} \right)$	Максималь- ная тяга $P_{\text{макс}}$ (кг)	Средняя тяга $P_{\text{ср}}$ (кг)	Время действия t (сек)
1	ДБ-1-СМ-6	65	20,5	30	20	6	30	2,3	0,291	2,1
2	ДБ-3-СМ-1,25	40	12	5	2,8	1,25	45,5	1,3	0,125	1
3	ДБ-3-СМ-10	55	20,5	31	22	10	45,5	0,75	0,25	4
		55	20,5	30	22	10	45,5	1,7	0,3	3,3
4	ДБ-3-С-2,5	25	20,5	13,5	5,5	2,5	45,5	0,72	0,192	1,3
5	ДБ-3-С-3	40	12	5	2,8	3	90	0,6	0,3	4
6	ДБ-3-С-5	36	20,5	20	11	5	45,5	0,7	0,217	2,3
7	ДБ-51-С-10	40	20,5	23	14,3	10	70	2,3	0,5	2
8	ДБ-51-С-20		20,5		28,6	20	70	2,6	1	2
9	ДБ-51-СМ-2,5	40	12	6	3,5	2,5	70	1,5	0,125	2

но подойти к оценке того или иного двигателя путем сравнения их диаграмм и вычисления характеристик.

В настоящее время в ракетном моделизме широко используются двигатели ДБ-1-СМ-6, ДБ-3-СМ-10, ДБ-3-СМ-5, АД-2 и др. Их корпусом служит охотничья бумажная гильза 12-го калибра (Жевело). Эти гильзы довольно прочны и выдерживают давление до 12 кг/см^2 .

Поскольку работа ракетного двигателя характеризуется силой тяги, то для моделистов очень важно уметь измерить эту силу. Измерения тяг модельных РДТТ обычно проводятся в лабораториях ракетного моделизма под руководством инструкторов по ракетному моделизму.

Довольно точно силу тяги можно измерить несложным самодельным прибором, сходным по своему устройству с пружинными весами (рис. 23, 24). Прибор наглядно демонстрирует характеристику силы тяги и вполне пригоден для использования в период начального обучения. Но следует учесть, что для снятия характеристик, согласно требованиям «Правил ФАИ», его точность недостаточна.

Корпус его изготовлен из дерева, а стержень, проходящий внутри корпуса, — из алюминиевой или деревянной трубки. На верхнем конце стержня (штока) соплом вверх устанавливается ракетный двигатель. Если нажимать на шток сверху, то он, опускаясь вниз, будет давить на пружину. Шкала справа покажет, какую нагрузку испытывает шток (пружина подбирается соответствующей жесткости, рассчитанной на максимальную тягу двигателя). Карандаш, прикрепленный к штоку, вычертит на вращающемся барабане кривую силы тяги по времени. Барабан приводится в действие каким-либо механизмом, в данном случае — патефонным механизмом.

Имея такой простейший прибор, можно испытать любой модельный двигатель, получить диаграмму тяги по времени, а затем посчитать характеристики двигателя, необходимые для расчета траектории полета модели ракеты.

Прибор автоматически вычерчивает кривую тяги для любого момента времени работы двигателя. По таким диаграммам тяг изучают работу и настоящих ракетных двигателей.

Чтобы быть уверенным в точности измерений, перед началом испытаний необходимо тщательно выверить прибор. Прежде всего градуируется при помощи разновеса шкала. Установите на шток площадку и постепенно загружайте ее гирями, всякий раз отмечая на шкале положение стрелки-указателя. Затем проверьте скорость и равномерность вращения барабана. Делается это так: пускается в действие механизм и по секундомеру подсчитывается число оборотов в минуту. Если нет разницы между числом оборотов в первую и вторую минуту, значит механизм работает удовлетворительно. Затем по секундомеру определяется время полного оборота барабана. Скорость вращения бара-

бана, хотя она и не влияет на результат опыта, удобнее подобрать такую, при которой барабан за время работы двигателя делал бы примерно один оборот. Этого легко достичь, приблизительно зная время работы двигателя. Если же барабан за время работы двигателя делает более одного оборота, то результаты измерения будут более точными, но полученный график придется «развернуть», т. е. перерисовать на отдельный лист бумаги.

Ведущий испытание должен убедиться, что бумага (ватман, миллиметровка) плотно прилегает к барабану, острие карандаша надежно прижато к бумаге, а шайба-держатель циркуля с противоположной стороны имеет стрелку, которая скользит по размеченной шкале. На шкалу перед опытом надевается закопченая стеклянная пластинка. Стрелка держателя при движении штока фиксирует на стекле максимальную тягу двигателя.

Прибор должен быть установлен строго горизонтально и надежно закреплен на какой-либо удобной подставке или штативе (рис. 22) так, чтобы шток мог свободно, не встречая препятствий, опускаться своим нижним концом.

Проверив измерительный прибор, соплом вверх укрепляют двигатель в специальное гнездо на конце штока. В сопло вставляют электрозапал или стопин с электрозапалом.

Когда все подготовлено, ведущий испытание дает команду уйти всем в укрытие. Затем приводит в действие механизм прибора, убеждается в том, что барабан пришел в движение и карандаш прочерчивает сплошную прямую линию по верхней кромке бумаги, и уходит в укрытие. Соблюдение осторожности необходимо при всех испытаниях и особенно новых двигателей.

Опыт начинается так: ведущий испытания держит в руке секундомер, положив палец на его пусковую головку. По команде «Пуск» нажимается кнопка пуска двигателя и в тот момент, когда двигатель начнет действовать, включается секундомер.

Время работы двигателя составляет примерно от 1 до 5 сек. В момент прекращения работы двигателя ведущий останавливает секундомер и подает команду «Отбой». Затем подходит к прибору, останавливает механизм, убеждается в нор-

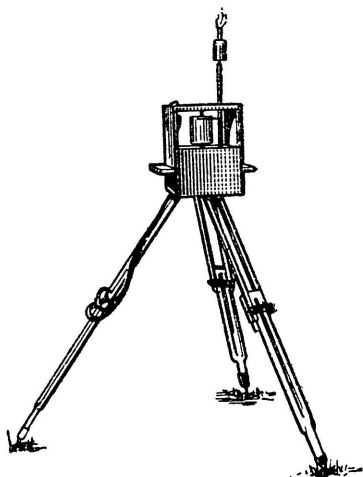


Рис. 22. Внешний вид прибора для снятия характеристик модельных РДТТ.

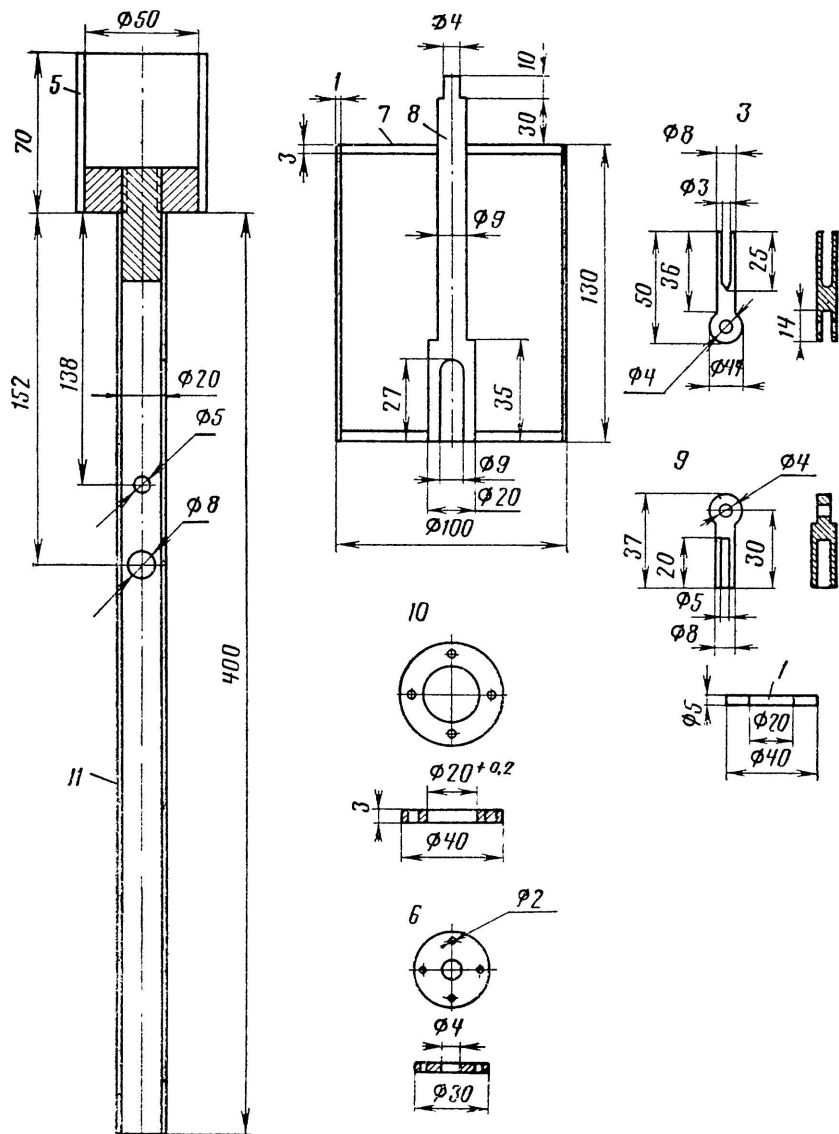


Рис. 24. Детали прибора для снятия характеристик модельных РДТТ.

мальной записи диаграммы и снимает с барабана лист. Проверяет контрольный замер максимальной тяги, а также время работы двигателя по секундомеру. Результаты всех этих измерений немедленно записываются в блокнот.

Итак, испытания модельного двигателя проведены. Теперь необходимо обработать полученные данные. Прежде всего перенесите на кальку полученную диаграмму. Соедините ее начальную и конечную точки прямой линией, затем эту линию разделите на несколько частей — по числу секунд, прошедших за время работы двигателя.

Время подсчитайте так: сначала определите число полных оборотов барабана в одну секунду. Для этого опустите карандаш на барабан и подсчитайте обороты барабана. Допустим, он сделал 50 оборотов за 1 мин и 10 сек, тогда время одного оборота составит:

$$t = \frac{70 \text{ сек}}{50} = 1,4 \text{ сек.}$$

За это время острие карандаша проделало путь (при диаметре барабана 100 мм), равный 314 мм ($3,14 \times 100$), а в секунду $l = \frac{314}{1,4} = 224,3 \text{ мм.}$

От начальной точки диаграммы работы двигателя отложите по прямой вправо 224,3 мм. Это будет первая секунда. Вторую секунду отметьте дальше по прямой и так до тех пор, пока новая точка не выйдет за пределы диаграммы. Расстояние между отмеченными секундами разделите на 10 частей. Каждая часть составит 0,1 сек. Такая точность вполне достаточна. Так как прибор может не отметить малые тяги, для полноты диаграммы обычно используют и показания секундомера. Поэтому в случаях разницы показаний прибора и секундомера поступают так: допустим, прибор показывает время 1 сек, а показание по секундомеру 1,14 сек. В этом случае берется показание секундомера, а разницу 0,14 сек раскладывают поровну: 0,07 сек влево от начальной точки диаграммы и 0,07 сек вправо от конечной точки работы двигателя.

Далее переходят к вычерчиванию ординат. Из каждой точки деления на прямой проводят перпендикулярно линию до встречи с кривой. Затем на ординате, проведенной из точки, начинающей диаграмму, размечают шкалу нагрузок соответственно шкале барабана в килограммах. Диаграмма готова.

Средняя тяга двигателя по диаграмме может быть определена путем подсчета среднего значения суммы величин ординат между прямой и кривой. Для этого измеряют при помощи циркуля длину каждой ординаты и их общую сумму делят на количество взятых ординат.

Допустим, что мы имеем диаграмму тяги по времени работы двигателя. Максимальная тяга $P_{\text{макс}} = 1,15 \text{ кг}$, средняя тяга $P_{\text{ср}} = 0,875 \text{ кг}$, время работы двигателя $t = 1,14 \text{ сек}$, вес топлива $G_{\text{т}} = 0,02 \text{ кг}$. Определим остальные характеристики двигателя.

Суммарный импульс двигателя:

$$J_{\Sigma} = P_{\text{ср}} \cdot t = 0,875 \cdot 1,14 = 1 \text{ кг} \cdot \text{сек}.$$

Удельная тяга двигателя:

$$P_{\text{уд}} = \frac{J_{\Sigma}}{G_{\text{т}}} = \frac{1}{0,02} = 50 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг}.$$

Скорость истечения газов из сопла двигателя:

$$W = P_{\text{уд}} \cdot g = 50 \cdot 9,81 = 490 \text{ м/сек}.$$

Глава V. ВОПРОСЫ ПИРОТЕХНИКИ В РАКЕТНОМ МОДЕЛИЗМЕ

Ракетный двигатель, являющийся важнейшей составной частью каждой модели ракеты, а также средства его запуска относятся к пиротехническим изделиям.

§1. СПОСОБЫ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТОПЛИВА МОДЕЛЬНЫХ РДТ

В практике ракетного моделизма широко используется воспламеняющее средство, именуемое в пиротехнике стопином. Стопин представляет собой хлопчатобумажную нить, покрытую составом из пороховой мякоти с добавкой клея (например, крахмала, декстрина и т. п.). Способ изготовления стопина весьма прост. Хлопчатобумажные нитки сматываются в жгут толщиной 1—2 мм. Полученная нить пропитывается в течение суток в растворе калиевой селитры (100 г селитры на пол-литра воды).

Пропитанную и просушенную нить погружают на 1—2 часа в жидкое тесто из пороховой мякоти с клеем. Пороховая мякоть имеет следующий состав по весу: селитра калиевая — 75 частей, сера — 12 частей, уголь сосновый — 13 частей. Сверх этих 100 частей добавляется 5 частей клея. Клей вводится для того, чтобы порох не осыпался и нить не прогибалась. Пропитанные в пороховой подмазке нити вынимают и наматывают на спе-

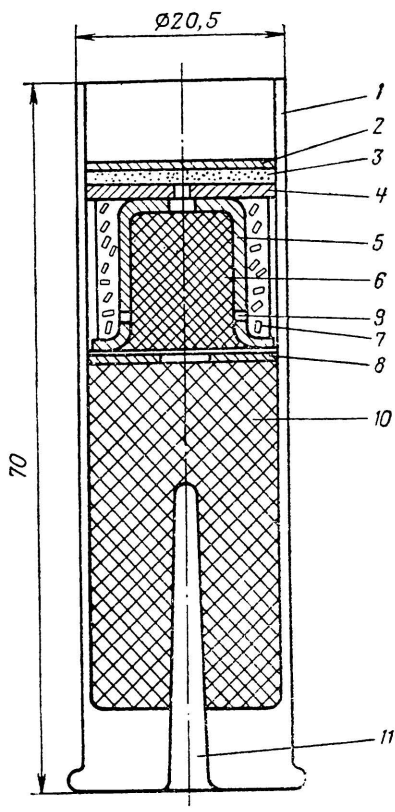


Рис. 25. Модельный ракетный двигатель ДБ-51-С-10 с дымовой шашкой: 1 — корпус двигателя; 2 — дно двигателя; 3 — вышибной заряд (навеска); 4 — диафрагма замедлителя; 5 — корпус замедлителя; 6 — пиросостав замедлителя; 7 — гранулы цветного дыма; 8 — диафрагма пороховой шашки; 9 — отверстие для истечения дыма; 10 — пороховая шашка; 11 — сопло микро-РДТТ

циальную рамку для просушки. Еще влажный стопин полезно припудрить сухой пороховой мякотью. Готовый и хорошо просушенный стопин нарезают на нужную длину.

Некоторые двигатели, например, ДБ-51-С-10, имеют топливную шашку, которая с трудом воспламеняется обычным стопином. В этом случае применяются стопины, приготовленные на хлоратах и перхлоратах калия с алюминием или магнием. Рекомендуется следующий состав по весу: хлорат калия — 70 частей, алюминий — 30 частей и сверх этих 100 частей — 5% декстрина. Такой стопин дает достаточную теплоту для воспламенения ракетного топлива.

Модельный двигатель типа ДБ-51-С-10 имеет еще один важный элемент — дымовую шашку, которая размещена в конце топливной смеси (рис. 25).

§ 2. ВОПРОСЫ ПИРОТЕХНИКИ ПРИ СНАРЯЖЕНИИ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

Стопин требуется надежно закреплять в отверстии сопла двигателя, чтобы он не выпал во время горения на старте и в полете. Особенно необходимо обращать внимание на запальное устройство при снаряжении многоступенчатых моделей ракет, где причиной отказа в передаче огня на следующую ступень часто является свободно вложенный в очередной двигатель стопин. В этом случае при отделении отработавшей ступени незакрепленный стопин выпадает под действием ускорения.

Для одновременного запуска нескольких двигателей (например, модели-копии ракеты «Восток») рекомендуется пиротехническое устройство, получившее название «Пиротехнический крест» (рис. 26). Это две бумажные трубки, врезанные взаимно перпендикулярно, с толщиной стенок 1—2 мм, диаметром 20—30 мм, длиной 150—200 мм.

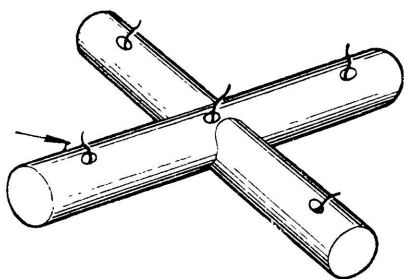


Рис. 26. «Пиротехнический крест»

По длине трубок проложены нитки стопина и 2—3 г пороховой мякоти. Концы трубок заклеиваются писчей бумагой в один слой. На поверхности «креста» помечают, а затем делают отверстия в точном соответствии с расположением двигателей на ракете. В эти отверстия из сопел двигателя вставляются концы стопина. Воспламенение можно производить электрозапалом в любом месте «креста».

Принцип действия «креста» заключается в том, что при воспламенении в нем образуется достаточное давление, газы мгновенно воспламеняют опущенные во внутрь «креста» из сопел двигателей стопины, и двигатели практически начинают действовать одновременно. Избыток давления в «кресте» разрывает заклеенные бумагой торцы, не повреждая самого устройства.

§ 3. СПОСОБЫ ПЕРЕДАЧИ ОГНЯ

При снаряжении многоступенчатых моделей ракет двигателями необходимо обеспечить своевременную передачу теплового импульса на очередной двигатель. В тех случаях, когда двигатель одной ступени находится в непосредственной близости к двигателю следующей ступени, почти всегда обеспечивается мгновенная передача огня. Но в моделях-копиях «Восток», «Союз», «Космос» и других, если деление их на ступени делается точно так же, как и на оригинале, двигатели расположены на некотором удалении друг от друга. Из-за этого происходит запаздывание в передаче огня на очередную ступень, и в результате модель «заваливается».

Для мгновенной передачи огня существует надежный способ, обычно применяемый в художественной пиротехнике. Две нитки стопина нужной длины вставляют в бумажную трубку. Стопин, подожженный с одного из концов, мгновенно передаст пламя на другой конец трубки.

Бумажные трубки можно сделать из писчей бумаги. Бумагу режут на полосы шириной 4—5 см, длиной 100 см. На край по-

лосы кистью наносят клей. Ширина смазки клеем не более 1 см. Обычно пиротехники используют для этой цели мучной заварной клей или декстрин. Оправкой может служить ровная, гладкая проволока диаметром 5—6 мм и длиной 50—80 см. Смазанная клеем полоса навивается на оправку немедленно, иначе клей может высохнуть.

Практически это делается так. Оправку держат в правой руке с наклоном к горизонту, примерно 45°. К верхнему ее концу прижимают полосу бумаги углом, не имеющим клея. Взаимное расположение полосы бумаги и оправки обычно составляет 35—45°. Придерживая полосу пальцами левой руки, оправку медленно вращают против часовой стрелки до тех пор, пока вся полоса будет навита на оправку. Затем, придерживая готовую трубку левой рукой, правой поворачивают оправку по часовой стрелке, аккуратно снимая с нее трубку. Когда трубка высохнет, делается разметка нужной длины и вставляются две нитки стопина такой длины, чтобы они выходили из концов трубки на 2—3 см.

Недлинные трубки изготавливают на коротких оправках обычным способом. Нужный формат бумаги, смазанный клеем, навивается в 2—3 оборота. Короткие куски трубок можно соединять, оклеивая места стыковок узкой полосой бумаги.

Готовые для снаряжения трубки покрываются силикатным клеем (жидким стеклом), что исключает их тление после использования на модели. Тонкие трубки — одноразового действия, трубки же с толщиной стенок 2—3 мм можно использовать многократно.

Дистанционные трубки называются замедлителями. Применяются они с целью полного использования пассивного участка траектории для набора высоты. Замедлители выпускаются промышленностью с временем действия от 1 до 10 сек. Подбирает замедлители моделист сам, в зависимости от стартового веса и класса модели.

§ 4. СБОРКА ПИРОТЕХНИЧЕСКОЙ ЧАСТИ МОДЕЛИ-КОПИИ РАКЕТЫ «ВОСТОК»

Сборку пиротехнической части модели надо делать внимательно и со строгим соблюдением правил техники безопасности.

В центральную несущую трубу (рис. 8, 4) вставляют две нитки стопина 3, один конец которого надежно укрепляют в гнезде с навеской черного дымного пороха № 2 в количестве 0,5—0,7 г для выброса парашюта. Другой конец стопина фиксируется в нижней части модели ракеты с центральным двигателем второй ступени. Четыре двигателя вставляются в блоки боковых ускорителей 1 без применения клея, но достаточно надежно от выпадания из гнезда.

Необходимо предусмотреть одну важную деталь. При окончании горения топлива в двигателе второй ступени тепловой импульс передается на стопин, заключенный в центральной трубе. При горении стопина образуются газы, которым надо обеспечить выход, иначе они разорвут корпус второй ступени. Для этого делают два или больше расположенных строго против друг друга дренажных отверстия диаметром 6—7 мм.

Для одновременного пуска четырех блоков ускорителей и двигателя второй ступени (они запускаются все сразу) рекомендуется применять «пиротехнический крест». Во время пуска двигателя по разным причинам могут быть случаи отказа в зажигании. Например, при электрическом способе зажигания это случается, когда на клеммах нет контакта, оборван провод, недостаточна сила тока, нет нужного накала нити электрозапала. Наконец, довольно часто в этом бывает повинна пиротехническая часть запала — отсырела навеска воспламенителя, некачественный стопин (в нем много влаги, либо клея) и т. п.

Во всех случаях отказа в зажигании надо помнить обязательное правило: если мгновенного зажигания не произошло, надо выждать 3—4 мин, а потом повторить пуск. Часто бывают случаи, когда двигатель начинает действовать не сразу, а через 1—2 мин после пуска. Причиной может быть отсыревший, помятый либо просто некачественный стопин, который не горит нормально, а тлеет, замедляя передачу пламени на шашку ракетного двигателя, а иногда и совсем не воспламеняя ее.

Глава VI. АЭРОДИНАМИКА И УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

§ 1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА И ЕЕ СОСТАВЛЯЮЩИЕ

При движении модели ракеты в воздухе появляется сила, оказывающая сопротивление ее движению. Эта сила возникает в результате взаимодействия воздуха с поверхностью движущейся модели ракеты. Ее называют полной аэродинамической силой. Под этим понятием подразумевается равнодействующая всех сил трения и давления, которые действуют на модель во время ее движения.

Полная аэродинамическая сила, например, возникает при набегании потока воздуха на пластинку, расположенную перпендикулярно к направлению потока. Эта сила препятствует движению пластинки (если пластинка движется в неподвиж-

ном воздухе) или толкает ее (если пластинка находится в неподвижном состоянии, а поток воздуха набегает на нее). Аэродинамическую силу, действующую так, как показано на рис. 27, называют силой лобового сопротивления X , поскольку она направлена навстречу потоку, «в лоб».

Если пластинку наклонить к набегающему потоку под некоторым углом (рис. 28,а), то возникает составляющая полной

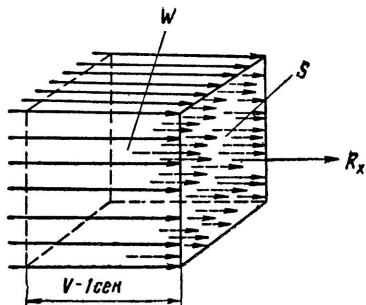


Рис. 27. Действие аэродинамической силы

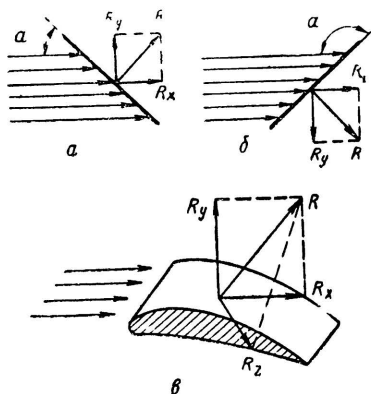


Рис. 28. Составляющие аэродинамической силы

аэродинамической силы, которая называется подъемной силой Y . Эта сила поднимает ракету или поддерживает ее горизонтальный полет. Однако подъемная сила может не только поднимать, но и быть направленной вниз. Так, на пластинке, расположенной по отношению к набегающему потоку под положительным углом (рис. 28,а), подъемная сила направлена вверх, а на пластине, подставленной под отрицательным углом (рис. 28,б), подъемная сила направлена вниз.

Рассмотрим аэродинамику крыла (в такой же степени это относится и к наибольшему поперечному сечению модели ракеты). При набегающем потоке на крыло (рис. 28,б) возникает сила лобового сопротивления X и подъемная сила Y . Если крыло повернуть относительно продольной оси x , то возникнет третья сила — боковая Z . Она будет действовать вправо или влево в зависимости от того, как повернуто крыло к потоку. Разумеется, все эти силы условные, в действительности существует только одна — полная аэродинамическая сила. Такое условное разделение вызвано необходимостью, так как дает возможность опытным путем заранее определить направление сил и, сложив их по правилу параллелограмма, получить полную аэродинамическую силу.

Сила лобового сопротивления равна:

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} \cdot S.$$

Аналогично выглядит и формула подъемной и боковой силы:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} \cdot S,$$

$$Z = C_z \frac{\rho V^2}{2} \cdot S,$$

где $\rho \frac{V^2}{2}$ — скоростной напор;

V — скорость (м/сек);

ρ — плотность воздуха ($\text{кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$), у земли $\rho = 0,125 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}^4$;

C_y — коэффициент подъемной силы;

C_z — коэффициент боковой силы;

S — площадь крыла наибольшего поперечного сечения модели ракеты, перпендикулярная к набегающему потоку воздуха (м^2);

C_x — коэффициент лобового сопротивления.

Коэффициенты лобового сопротивления C_x , подъемной силы C_y и боковой силы C_z по своей природе аналогичны друг другу. Расчет коэффициентов является трудной задачей, их определяют приближенно, а затем уточняют по результатам опытов в аэродинамических трубах.

Модель ракеты помещают в аэродинамическую трубу, через которую протекает поток воздуха с определенной скоростью, и фиксируют действующие на нее силы, после чего подсчитывают аэродинамические коэффициенты, в том числе и значение C_x .

Имеются и другие методы определения значения C_x , например, путем сравнения с уже существующими моделями ракет. Поэтому модель ракеты необходимо сохранять той формы, которая проходила продувку в аэродинамической трубе.

Коэффициент лобового сопротивления C_x — безразмерная величина, зависящая в основном от формы ракеты и скорости полета. Так как коэффициент лобового сопротивления для дозвуковых скоростей остается примерно постоянным, а в ракетном моделизме мы имеем дело именно с такими скоростями, то влияние скорости на C_x учитывать не будем.

Величина коэффициента зависит также от угла атаки, от состояния поверхности модели ракеты и ряда других причин, которые мы также рассматривать не будем.

Большое внимание на величину C_x оказывает форма модели ракеты. С точки зрения аэродинамики лучшей является форма, при которой величина C_x наименьшая. Поэтому, с це-

лю получения минимально возможного для данного диапазона скоростей сопротивления, надо стремиться к оптимальной форме модели ракеты.

Удлинения моделей ракет $\lambda = \frac{l}{d}$ возможны в пределах от 8 до 30, при среднем диаметре 25 мм. Значение коэффициента C_x для этой геометрии можно принять от 0,25 до 0,4, причем меньшее значение C_x будет соответствовать оптимальному удлинению модели ракеты: $\lambda \approx 22$.

Площадь поперечного сечения ракеты S подсчитывается по максимальному диаметру корпуса D :

$$S = \frac{\pi \cdot D^2}{4}. \quad (19)$$

§ 2. УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ В ПОЛЕТЕ

На старте можно наблюдать случаи, когда модель ракеты, сходя с направляющей, вместо вертикального (направленного) полета начинает кувыркаться. Огорченный конструктор зачастую не понимает причину неустойчивого полета. Однако неустойчивость объясняется просто: ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ и ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ модели ракеты расположены неправильно.

Для устойчивого полета модели ракеты необходимо, чтобы ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ (Ц. Т.) модели ракеты был впереди ее ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ (Ц. Д.). Практически в ракетном моделизме расстояние между ними должно быть не менее диаметра модели ракеты (рис. 29).

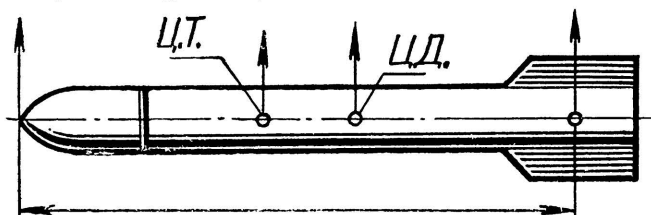


Рис. 29. Расположение Ц. Т. относительно Ц. Д. на модели ракеты

Чтобы найти Ц. Д. модели ракеты, определяют Ц. Т. плоской фигуры модели ракеты. Приведем один из простейших способов нахождения Ц. Д. На чертеже модели ракеты (рис. 30) даны размеры модели ракеты, а также расстояния от носка модели до центров тяжести отдельных плоских фигур. Например, носовая часть модели ракеты на плоскости представляет собой треугольник. Корпус — прямоугольник, стабилизаторы состоят из треугольника и прямоугольника. Центры тяжести фи-

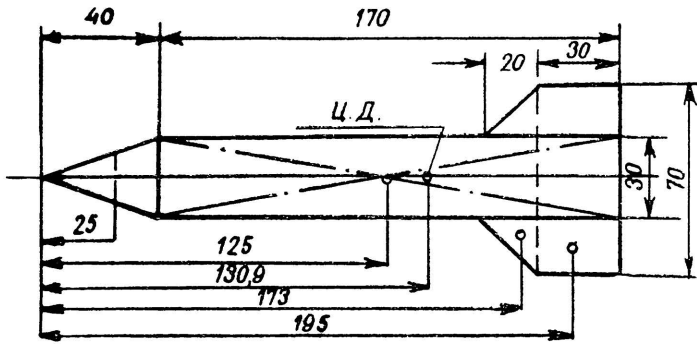


Рис. 30. Плоская фигура модели ракеты

гур найдем геометрическим путем, расстояния до них от носка модели измерены.

Сумма всех моментов от носка проекции модели ракеты, разделенная на общую площадь плоской фигуры модели, дает расстояние от носка проекции модели ракеты по Ц. Т., а следовательно, и до ее Ц. Д. В приведенном примере общая площадь плоской фигуры модели ракеты равна:

$$F = F_{\text{обт}} + F_{\text{крыл}} + F_{\text{ст}} = \frac{40 \cdot 30}{2} + 170 \cdot 30 + 2(30 \cdot 20) + 2 \cdot \frac{20 \cdot 20}{2} = 600 + 5100 + 1200 + 400 = 7300 \text{ мм}^2.$$

Сумма моментов складывается из моментов всех плоских фигур (момент равен произведению площади плоской фигуры на расстояние от носка модели ракеты до ее Ц. Т.).

$$\begin{aligned} 600 \text{ мм}^2 \times 25 \text{ мм} &= 15000 \text{ мм}^3; \\ 5100 \text{ мм}^2 \times 125 \text{ мм} &= 637500 \text{ мм}^3; \\ 1200 \text{ мм}^2 \times 195 \text{ мм} &= 234000 \text{ мм}^3; \\ 400 \text{ мм}^2 \times 173 \text{ мм} &= 69200 \text{ мм}^3. \end{aligned}$$

$$\text{Сумма моментов: } 955700 \text{ мм}^3.$$

Расстояние от носка проекции модели ракеты до Ц. Т. плоской фигуры модели ракеты, т. е. до Ц. Д. модели, равно:

$$l = \frac{955700 \text{ мм}^3}{7300 \text{ мм}^2} = 130,9 \text{ мм}.$$

Найденный Ц. Д. фиксируем на чертеже и на модели ракеты. Отложив от Ц. Д. модели в сторону ее носка расстояние, равное диаметру модели ракеты, получим нижнее допустимое положение Ц. Т.

Когда модель ракеты будет полностью собрана, необходимо проверить положение Ц. Т. Для этого модель в горизонталь-

ном положении уравнивают на острие ножа или на ребре линейки (рис. 31). Если модель имеет фактический Ц. Т. ниже отмеченного предела, надо сделать загрузку носовой части модели ракеты (например, пластилином) либо увеличить площадь стабилизаторов. В первом случае Ц. Т. будет передвинут вперед, а во втором — Ц. Д. отодвинут назад.

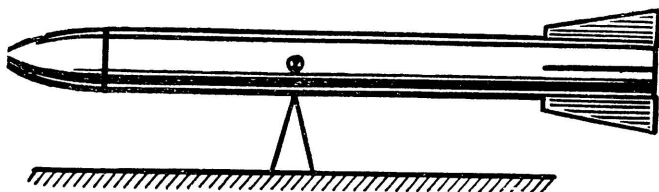


Рис. 31. Проверка правильности расположения Ц. Т. на модели ракеты

Как правило, Ц. Д. рекомендуется располагать по возможности ниже. Если модель не несет полезной нагрузки, перемещать вниз Ц. Д. лучше за счет увеличения площади стабилизаторов, а не загружать модель бесполезным грузом. К тому же, увеличивая до оптимальных размеров площадь стабилизаторов вместо загрузки модели, получим наименьший стартовый вес модели ракеты $G_{ст}$.

Младшим школьникам Ц. Д. рекомендуется определять способом, показанным на рис. 32. Ц. Д. устанавливается путем балансировки на ребре линейки плоской фигуры модели ракеты, вырезанной в соответствии с чертежом.

Устойчивость модели ракеты в полете, а тем более в момент ее схода с направляющей, зависит от ее скорости в момент старта и скорости ветра. Во время сильного ветра модель ракеты обязательно отклонится от намеченной траектории. В ветреную погоду не следует запускать неуправляемые модели-копии, имеющие большую боковую поверхность, и модели ракет с небольшим ускорением $a = (1 \div 2)g$. Причем, чем меньше

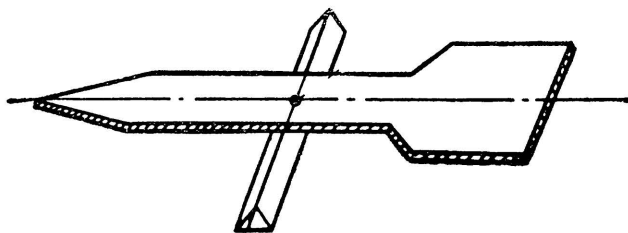


Рис. 32. Практический способ определения Ц. Д. плоской фигуры модели ракеты

будет ускорение модели ракеты, тем больше она отклонится от намеченной траектории.

Большое значение для устойчивого полета имеет правильное крепление стабилизаторов. Даже один стабилизатор, расположенный не по оси модели ракеты, уведет ее в сторону от намеченной траектории.

Еще одна из причин неустойчивости модели ракеты в полете — наличие на ее теле несимметричных предметов. Например, с одной стороны модели часто прикрепляют стартовые кольца или трубки, предназначенные для пускового штоля. Эти кольца или трубки иногда бывают таких размеров, что явно мешают полету в заданном направлении. В подобных случаях следует с противоположной стороны прикреплять деталь равного аэродинамического сопротивления.

Глава VII. ЛЕТНЫЕ КАЧЕСТВА МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

Проектировать, строить и запускать модели ракет не просто. Особенно, когда конструктор стремится к достижению наивысших результатов в соревнованиях.

Успех спортсмена во многом зависит от правильного выбора двигателя для модели. Еще один шаг к достижению рекорда — знание законов движения модели.

В этой главе мы познакомимся с понятиями, связанными с движением — скоростью, ускорением и другими факторами, влияющими на высоту полета.

Летные качества моделей ракет в основном зависят от следующих факторов:

$G_{ст}$ — стартовый вес модели ракеты ($кг$);

G_T — вес топлива ($кг$);

J_{Σ} — суммарный импульс двигателя (двигателей) ($кг \cdot сек$);

$P_{уд}$ — удельная тяга двигателя (двигателей) ($кг \cdot сек/кг$);

V — скорость модели ракеты ($м/сек$);

P — тяга двигателя (двигателей) ($кг$);

a — ускорение модели ракеты ($м/сек^2$);

t — время действия двигателя (двигателей) ($сек$);

i — количество ступеней модели ракеты.

§ 1. ИДЕАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Высота полета модели ракеты зависит в первую очередь от ее скорости, достигаемой в конце работы двигателя. Сначала рассмотрим, как найти конечную скорость модели без учета

сопротивления воздуха и притяжения земли. Такую скорость назовем идеальной скоростью модели ракеты.

Для определения скорости модели ракеты используем следующий закон механики: *изменение количества движения какого-либо тела равно импульсу приложенной к телу силы.*

Количеством движения называется произведение массы тела m на его скорость V , а импульсом силы — произведение приложенной к телу силы F на время ее действия t .

$$m \cdot V = F \cdot t.$$

В нашем случае этот закон выражается формулой:

$$m(V_k - V_{ст}) = P \cdot t,$$

где m — масса модели ракеты;

V_k — скорость модели ракеты в конце работы двигателя;

$V_{ст}$ — скорость модели ракеты в начале движения (в данном случае $V_{ст} = 0$);

P — тяга двигателя;

t — время работы двигателя.

Так как в момент старта $V_{ст} = 0$, получим:

$$m \cdot V_k = P \cdot t. \quad (20)$$

Масса модели ракеты во время работы двигателя по мере выгорания топлива меняется. Будем считать, что расход топлива — величина постоянная и что за время работы двигателя вес топлива равномерно уменьшается от G_T до 0. Для упрощения расчетов **предположим, что средний вес топлива равен $\frac{G_T}{2}$** , тогда средняя масса модели ракеты будет равна:

$$m_{ср} = m_k + \frac{m_T}{2} = \frac{G_k}{g} + \frac{G_T}{2g}.$$

Учитывая, что $P \cdot t = J_{\Sigma} = P_{уд} \cdot G_T$, и исходя из среднего веса топлива, перепишем уравнение (20):

$$\frac{2G_{ст} - G_T}{2g} \cdot V_k = P_{уд} \cdot G_T,$$

откуда:

$$V_k = 2g \cdot P_{уд} \cdot \frac{G_T}{2G_{ст} - G_T} \quad (21)$$

или

$$V_k = \frac{2g \cdot P_{уд}}{2 \frac{G_{ст}}{G_T} - 1}. \quad (22)$$

Эта формула — приближенное выражение известной формулы К. Э. Циолковского. Ее можно записать и в другом, более удобном для расчета виде. Для этого умножим числитель и знаменатель правой части формулы на $\frac{G_T}{2}$.

$$V_k = \frac{P_{уд} \cdot G_T \cdot g}{G_{ст} - \frac{G_T}{2}}. \quad (23)$$

Приведем несколько примеров использования этой формулы.

Задача 4. Определить идеальную скорость одноступенчатой модели ракеты, если: $G_{ст} = 0,1$ кг; $P_{уд} = 30$ кг · сек/кг; $G_T = 0,018$ кг.

Решение. Для решения применим формулу (23). Получим:

$$V_k = \frac{P_{уд} \cdot g \cdot G_{ст}}{G_{ст} - \frac{G_T}{2}} = \frac{30 \cdot 9,81 \cdot 0,018}{0,1 - \frac{0,018}{2}} = 58,2 \text{ м/сек.}$$

§ 2. ФОРМУЛА К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

Точнее идеальную скорость модели ракеты можно определить по известной формуле К. Э. Циолковского с помощью логарифмических таблиц.

$$V_k = W \cdot \ln \frac{m_{ст}}{m_k} \text{ или } V_k = W \cdot 2,3026 \lg Z, \quad (24)$$

где W — скорость истечения газов из сопла;

$m_{ст}$ — стартовая масса модели ракеты;

m_k — конечная масса модели ракеты;

Z — число Циолковского.

Коэффициент 2,3026 появился во второй формуле при переходе от натурального логарифма к десятичному.

Задача 5. Определить идеальную скорость модели ракеты по формуле К. Э. Циолковского, если: $G_{ст} = 0,1$ кг; $G_T = 0,018$ кг; $P_{уд} = 30$ кг · сек/кг.

Решение. Конечный вес модели ракеты:

$$G_k = G_{ст} - G_T = 0,1 - 0,018 = 0,082 \text{ кг.}$$

Подставим имеющиеся данные в формулу Циолковского:

$$V_k = W \cdot 2,3026 \lg \frac{G_{ст}}{G_k} = 30 \cdot 9,81 \cdot 2,3026 \cdot \lg \frac{0,1}{0,082} = 30 \cdot 9,81 \cdot 2,3026 \lg 1,22 = 30 \cdot 9,81 \cdot 2,3026 \cdot 0,0864 = 58,5 \text{ м/сек.}$$

§ 3. ДЕЙСТВИТЕЛЬНАЯ СКОРОСТЬ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

На полет модели ракеты оказывают влияние сопротивление воздуха и наличие земного тяготения. Поэтому в наши расчеты необходимо ввести поправку на эти факторы. Только тогда мы получим действительную скорость модели ракеты в конце работы двигателя, на основании которой можно подсчитать и траекторию полета модели.

Действительную конечную скорость модели ракеты можно подсчитать по формуле:

$$V_{\text{действ}} = V_k - gt - \frac{D^2}{P_{\text{ср}}} A, \quad (25)$$

где V_k — идеальная скорость модели ракеты;

$P_{\text{ср}}$ — средняя тяга двигателя;

g — земное ускорение;

t — время;

D — диаметр миделя;

A — коэффициент.

В этой формуле выражение gt учитывает тяготение земли, а выражение $\frac{D^2}{P_{\text{ср}}} \cdot A$ — влияние сопротивления воздуха. Коэффициент A зависит от идеальной скорости и высоты полета модели ракеты. Значения коэффициента A для различных идеальных скоростей и высот полета приведены в табл. 2.

Таблица 2

Среднее значение коэффициента « A » для различных высот полета

Скорость V_k (м/сек.)	Коэффициент « A » в зависимости от высоты полета			
	до 500 м	до 1000 м	до 2000 м	до 5000 м
30	0,01	0,01	0,01	0,01
40	0,03	0,03	0,03	0,03
50	0,05	0,05	0,05	0,04
60	0,09	0,09	0,09	0,07
70	0,15	0,14	0,14	0,12
80	0,22	0,22	0,20	0,18
90	0,32	0,31	0,29	0,25
100	0,43	0,42	0,40	0,34
120	0,75	0,73	0,70	0,60
140	1,19	1,17	1,11	0,95
160	1,78	1,74	1,66	1,42
180	2,53	2,48	2,36	2,03
200	3,48	3,40	3,23	2,79
250	6,79	6,64	6,32	5,44
300	11,78	11,52	10,97	9,45
350	22,20	21,71	20,68	17,80
400	40,07	39,19	37,32	32,13
450	62,55	61,18	58,27	50,16

Задача 6. Определить действительную скорость модели ракеты в конце активного участка траектории полета, если $P_{\text{уд}} = 30 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; $G_T = 0,018 \text{ кг}$; $G_{\text{ст}} = 0,1 \text{ кг}$; $t = 0,6 \text{ сек}$; $P_{\text{ср}} = 0,9 \text{ кг}$; $D = 3 \text{ см}$.

Решение. Идеальную скорость модели ракеты определим по одному из приведенных вариантов формулы К. Э. Циолковского:

$$V_k = \frac{P_{\text{уд}} \cdot g \cdot G_T}{G_{\text{ст}} - \frac{G_T}{2}} = \frac{30 \cdot 9,81 \cdot 0,018}{0,1 - \frac{0,018}{2}} = 58,2 \text{ м/сек.}$$

Действительную скорость модели ракеты подсчитаем по формуле (25):

$$V_{\text{действ}} = V_k - gt - \frac{D^2}{P_{\text{ср}}} \cdot A.$$

Значение коэффициента A для данной высоты полета $A = 0,083$.

$$V_{\text{действ}} = 58,2 - 9,81 \cdot 0,6 - \frac{3^2 \cdot 0,083}{0,9} = 51,5 \text{ м/сек.}$$

Задача 7. Определить действительную скорость модели ракеты в конце активного участка, если $P_{\text{уд}} = 25 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг}$; $G_{\text{т}} = 0,1 \text{ кг}$; $t = 4 \text{ сек}$; $D = 3 \text{ см}$; $G = 0,1 \text{ кг}$ (G_k — вес модели ракеты без топлива).

Решение. Стартовый вес модели:

$$G_{\text{ст}} = G_k + G_{\text{т}} = 0,1 + 0,1 = 0,2 \text{ кг.}$$

Идеальная скорость модели ракеты:

$$V_k = \frac{P_{\text{уд}} \cdot g \cdot G_{\text{т}}}{G_{\text{ст}} - \frac{G_{\text{т}}}{2}} = \frac{25 \cdot 9,81 \cdot 0,1}{0,2 - 0,05} = 163 \text{ м/сек.}$$

Средняя тяга двигателя:

$$P_{\text{ср}} = \frac{P_{\text{уд}} \cdot G_{\text{т}}}{t} = \frac{25 \cdot 0,1}{4} = 0,625 \text{ кг.}$$

Действительная скорость модели ракеты:

$$V_{\text{действ}} = V_k - g \cdot t - \frac{D^2}{P_{\text{ср}}} \cdot A = 163 - 9,81 \cdot 4 = \frac{3^2 \cdot 1,79}{0,625} = 98 \text{ м/сек.}$$

Исходя из того, что суммарный импульс и время работы — основные параметры двигателя, эту формулу для практического использования удобнее переписать в виде:

$$V_{\text{действ}} = V_k - g \cdot t - \frac{D^2 \cdot t}{J_{\Sigma}} \cdot A,$$

так как

$$P_{\text{ср}} = \frac{J_{\Sigma}}{t}.$$

§ 4. ВЫСОТА ПОЛЕТА МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Рассмотрим теперь, как, зная скорость модели ракеты, найти высоту ее полета. Будем рассматривать полет модели строго по вертикали. Траекторию полета модели ракеты можно разбить на два участка — активный, при работающих двигателях модели ракеты, и пассивный — полет модели по инерции после окончания работы двигателей. Таким образом, общая высота полета модели ракеты равна:

$$H = h_1 + h_2, \quad (26)$$

где h_1 — высота полета на активном участке;

h_2 — высота полета на пассивном участке.

Высоту h_1 можно вычислить, считая, что скорость модели ракеты изменяется равномерно от 0 до $V_{\text{действ}}$ в конце работы двигателей. Средняя скорость на данном участке равна

$$V_{\text{ср}} = \frac{V_{\text{действ}}}{2}. \quad \text{Тогда } h_1 = \frac{V_{\text{действ}}}{2} \cdot t, \quad (27)$$

где t — время полета на активном участке.

В формуле (27) при подсчете $V_{\text{действ}}$ было учтено сопротивление воздуха. Другое дело, когда мы будем подсчитывать h_2 . Если бы сопротивление воздуха отсутствовало, то по законам механики тело, летящее по инерции с начальной скоростью, набирает высоту $h_2 = \frac{V_{\text{нач}}^2}{2g}$. Так как в нашем случае $V_{\text{нач}} = V_{\text{действ}}$, то

$$h_2 = \frac{V_{\text{действ}}^2}{2g}.$$

В эту формулу для учета сопротивления воздуха необходимо ввести коэффициент. Опытным путем найдено, что он приблизительно равен 0,8. Таким образом, с учетом сопротивления воздуха формула примет вид

$$h_2 = 0,8 \frac{V_{\text{действ}}^2}{2g}. \quad (28)$$

Тогда формулу (26) можно записать в виде:

$$H = \frac{V_{\text{действ}}}{2} \cdot t + 0,8 \frac{V_{\text{действ}}^2}{2g}. \quad (29)$$

Задача 8. Рассчитать высоту траектории полета модели ракеты и ее ускорение на основании данных: $G_{\text{ст}} = 0,08$ кг; $D = 2,3$ см; $P_{\text{уд}} = 45,5$ кг·сек/кг; $P_{\text{ср}} = 0,25$ кг; $t = 4$ сек; $G_{\text{т}} = 0,022$ кг; $J_{\Sigma} = 1,0$ кг·сек (двигатель ДБ-3-СМ-10).

Решение. Идеальная скорость модели ракеты:

$$V_{\text{к}} = \frac{P_{\text{уд}} \cdot g \cdot G_{\text{т}}}{G_{\text{ст}} - \frac{D}{2}} = \frac{45,5 \cdot 9,8 \cdot 0,022}{0,08 - 0,011} = 142,3 \text{ м/сек.}$$

Действительная скорость модели ракеты:

$$V_{\text{действ}} = V_{\text{к}} - gt - \frac{D^2}{P_{\text{ср}}} \cdot A = 142,3 - 9,8 \cdot 4 - \frac{2,3^2}{0,25} \cdot 1,26 = 76,4 \text{ м/сек.}$$

Высота полета модели ракеты на активном участке:

$$h_1 = \frac{V_{\text{действ}} \cdot t}{2} = \frac{76,4 \cdot 4}{2} = 152,8 \text{ м.}$$

Высота полета на пассивном участке:

$$h_2 = 0,8 \frac{V_{\text{действ}}^2}{2g} = \frac{76,4^2 \cdot 0,8}{2 \cdot 9,8} = 238 \text{ м.}$$

Общая высота полета модели ракеты:

$$H = h_1 + h_2 = 152,8 + 238 = 390,8 \text{ м.}$$

§ 5. ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА МОДЕЛИ РАКЕТЫ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВРЕМЕНИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

Из формулы (29) видно, что высота полета модели ракеты в основном зависит от величины скорости модели ракеты, достигаемой в конце работы двигателей. Чем больше эта скорость, тем выше полетит модель. Посмотрим, какими способами можно увеличить эту скорость. Возвратимся к формуле (25).

$$V_{\text{действ}} = V_k - g \cdot t - \frac{D^2}{P_{\text{ср}}} \cdot A.$$

Мы видим, что чем меньше значение gt и $\frac{D^2}{P_{\text{ср}}} \cdot A$, тем выше скорость модели ракеты, а значит, больше значение высоты полета модели.

Таблица 3 показывает изменение параметров траектории полета ракеты в зависимости от времени работы двигателя. Таблица дана для моделей ракет со стартовым весом $G_{\text{ст}} = 0,08 \text{ кг}$ и двигателем ДБ-3-СМ-10. Характеристики двигателя: $J_{\Sigma} = 1,0 \text{ кг} \cdot \text{сек}$; $P_{\text{уд}} = 45,5 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг}$; $G_r = 0,022 \text{ кг}$. Суммарный импульс остается постоянным на протяжении всего полета.

Таблица 3

t (сек)	P (кг)	$V_{\text{действ}}$ (м/сек)	h_1 (м)	h_2 (м)	H (м)
4	0,25	76,4	152,8	238	390,8
2	0,5	110,8	110,8	500	620,8
1	1	125,8	62,9	645	707,9
0,8	1,25	189,6	51,6	682	733,6
0,5	2	134,1	33,6	733	766,6
0,4	2,5	136,7	27,2	755	782,2
0,25	4	138,2	17,2	780	797,2
0,2	5	138,5	13,9	785	798,9
0,1	10	140,6	7,03	806	813

Из таблицы видно, что при времени работы двигателя 0,1 сек, теоретическая высота полета модели равна 813 м. Кажется бы, давайте делать двигатели с таким временем работы — и рекорды обеспечены. Однако при таком времени работы двигателя модель должна развить скорость от 0 до 140,6 м/сек. Если бы на борту ракеты с такой скоростью были живые существа, то ни одно из них не смогло бы выдержать такой перегрузки.

Таким образом, мы с вами подошли еще к одному важному понятию в ракетостроении — скорости набора скорости или ускорению. Перегрузки, связанные с чрезмерным ускорением моде-

ли ракеты, могут разрушить модель. А чтобы сделать конструкцию более прочной, придется увеличить ее вес. Кроме того, полеты с большими ускорениями опасны для окружающих.

§ 6. УСКОРЕНИЕ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

На модель ракеты в полете действуют следующие силы: направленная вверх сила тяги двигателя, и направленные вниз сила притяжения земли (вес модели) и сопротивления воздуха.

Допустим, что сопротивление воздуха отсутствует. Для определения ускорения нашей модели используем второй закон механики: произведение массы тела на его ускорение равно действующей на тело силе ($F = m \cdot a$).

В нашем случае этот закон примет вид:

$$\begin{aligned} P - G_{\text{ст}} &= \frac{G_{\text{ст}}}{g} \cdot a, \\ \text{откуда} \quad a &= \frac{P - G_{\text{ст}}}{G_{\text{ст}}} \cdot g. \end{aligned} \quad (30)$$

Это выражение для ускорения в начале полета.

Из-за выгорания топлива масса модели ракеты постоянно меняется. Следовательно, меняется и ее ускорение. Чтобы найти ускорение в конце активного участка, будем считать, что все топливо в двигателе сгорело, но двигатель еще работает в последний момент перед отключением. Тогда ускорение в конце активного участка можно рассчитать по формуле:

$$a_{\text{к}} = \frac{P - (G_{\text{ст}} - G_{\text{т}})}{G_{\text{ст}} - G_{\text{т}}} \cdot g. \quad (31)$$

Если ввести в формулу средний вес модели ракеты на активном участке $G_{\text{ср}} = G_{\text{ст}} - \frac{G_{\text{т}}}{2}$, то получим формулу среднего ускорения:

$$a_{\text{ср}} = \frac{P - G_{\text{ср}}}{G_{\text{ср}}} \cdot g. \quad (32)$$

Ускорение модели ракеты можно также определить из приближенной формулы Циолковского (23), зная, что по известной формуле механики $V_{\text{к}} = a_{\text{ср}} \cdot t$ (t в нашем случае — время работы двигателя), подставим это значение для $V_{\text{к}}$ в формулу (23)

$$a_{\text{ср}} \cdot t = \frac{P_{\text{уд}} \cdot g \cdot G_{\text{т}}}{G_{\text{ст}} - \frac{G_{\text{т}}}{2}}.$$

Учтя, что $P_{\text{уд}} \cdot g = W$ и $G_{\text{ст}} - \frac{G_{\text{т}}}{2} = G_{\text{ср}}$, получим:

$$a_{\text{ср}} = \frac{W \cdot G_{\text{т}}}{G_{\text{ср}} \cdot t}.$$

Приближенная формула Циолковского не учитывает влияние земного притяжения, которое направлено вниз и придает всем телам ускорение, равное g . С поправкой на земное притяжение формула для среднего ускорения на активном участке полета примет вид:

$$a_{\text{ср}} = \frac{W \cdot G_{\text{T}}}{G_{\text{ср}} \cdot t} - g. \quad (33)$$

Еще раз следует подчеркнуть, что формулы (32) и (33) не учитывают сопротивление воздуха.

Задача 9. Определить, не учитывая сопротивления воздуха, среднее ускорение модели ракеты, если $G_{\text{ст}}=0,08 \text{ кг}$; $G_{\text{T}}=0,022 \text{ кг}$; $P_{\text{ср}} = 0,25 \text{ кг}$; $t=4 \text{ сек}$; $P_{\text{уд}}=45,5 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; $W=P_{\text{уд}} \cdot g=446 \text{ м}/\text{сек}$.

Решение. Среднее ускорение модели ракеты найдем по формулам (32) и (33):

$$a_{\text{ср}} = \frac{P - G_{\text{ср}}}{G_{\text{ср}}} \cdot g = \frac{0,25 - 0,069}{0,069} \cdot 9,8 = 25,7 \text{ м}/\text{сек}$$

или

$$a_{\text{ср}} = \frac{W \cdot G_{\text{T}}}{G_{\text{ср}} \cdot t} - g = \frac{446 \cdot 0,022}{0,069 \cdot 4} - 9,8 = 25,7 \text{ м}/\text{сек}^2.$$

Как видите, результаты получились одинаковыми. Но так как эти формулы не учитывают сопротивления воздуха, то величина действительной скорости, подсчитанная по формуле $V_{\text{действ}} = a_{\text{ср}} \cdot t$, будет завышена.

Задача 10. Определить без учета сопротивления воздуха скорость модели ракеты в конце активного участка и высоту полета, исходя из результатов задачи 9. Результаты сравнить с результатами задачи 8.

Решение. $V_{\text{действ}} = a_{\text{ср}} \cdot t = 25,7 \cdot 4 = 102,2 \text{ м}/\text{сек}$.

Действительная скорость модели ракеты в задаче 8, решенной с учетом сопротивления воздуха, равна $76,4 \text{ м}/\text{сек}$. Следовательно, пренебрежение сопротивлением воздуха дает абсолютную погрешность

$$\Delta = 102,8 - 76,4 = 26,4 \text{ м}/\text{сек}.$$

и относительную погрешность

$$\Delta V = \frac{26,4 \cdot 100}{102,8} \approx 25,7\% .$$

Без учета сопротивления воздуха высота полета модели ракеты на активном участке:

$$h_1 = \frac{V_{\text{действ}} \cdot t}{2} = \frac{102,8 \cdot 4}{2} = 205,6 \text{ м}.$$

На пассивном участке:

$$h_2 = \frac{V_{\text{действ}}^2}{2g} = \frac{102,8^2}{2 \cdot 9,8} = 538 \text{ м}.$$

Общая высота: $H = h_1 + h_2 = 205,6 + 538 = 743,6 \text{ м}$.

Сравнивая эти результаты с результатами задачи 8, где высота полета модели подсчитывалась с учетом сопротивления воздуха и равнялась 390,8 м, получим:

$$\Delta = 743,6 - 390,8 = 352,8 \text{ м};$$

$$\Delta h = \frac{352,8 \cdot 100}{743,6} \approx 47,5\% .$$

§ 7. ИСТИННОЕ УСКОРЕНИЕ МОДЕЛИ РАКЕТЫ

Для определения истинного ускорения модели ракеты часто используется формула:

$$a_{\text{ср}} = \frac{a_{\text{ст}} + a_{\text{к}}}{2} . \quad (34)$$

При выведении формулы (34) рассматриваются два положения модели ракеты во время полета: на старте, когда ее масса равна $\frac{G_{\text{ст}}}{g}$, и в конце активного участка, когда масса модели равна $\frac{G_{\text{ст}} - G_{\text{т}}}{g}$. Для этих двух положений подсчитывается ускорение модели и берется его среднее значение. Причем не учитывается, что расход топлива в процессе полета приводит не к постоянному (линейному) изменению ускорения, а к неравномерному.

Для примера рассмотрим полет модели ракеты со стартовым весом $G_{\text{ст}} = 0,08 \text{ кг}$ и двигателем ДБ-3-СМ-10, имеющим данные $P_{\text{ср}} = 0,25 \text{ кг}$; $t = 4 \text{ сек}$, $G_{\text{т}} = 0,022 \text{ кг}$; $\omega = \frac{0,022}{4} = 0,0055 \text{ кг}$; $P_{\text{уд}} = 45,5 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$.

По формуле (30), не учитывающей сопротивления воздуха, произведем расчет ускорений через каждые 0,5 сек, допуская, что секундный расход топлива величина постоянная ($\omega = \text{const}$).

$$\text{В начале старта: } a_{\text{ст}} = \frac{P - G_{\text{ст}}}{G_{\text{ст}}} \cdot g = \frac{0,25 - 0,08}{0,08} \cdot 9,8 = 20,8 \text{ м}/\text{сек}^2;$$

$$\text{Через 0,5 сек } a_{0,5} = \frac{P - G_1}{G_1} \cdot g = \frac{0,25 - 0,07725}{0,07725} \cdot 9,8 = 21,9 \text{ м}/\text{сек}^2;$$

$$\text{Через 1 сек } a_1 = \frac{P - G_2}{G_2} \cdot g = \frac{0,25 - 0,0745}{0,0745} \cdot 9,8 = 23,1 \text{ м}/\text{сек}^2;$$

$$\text{Через 1,5 сек } a_{1,5} = \frac{P - G_3}{G_3} \cdot g = \frac{0,25 - 0,07175}{0,07175} \cdot 9,8 = 24,4 \text{ м}/\text{сек}^2;$$

$$\text{Через 2 сек } a_2 = \frac{P - G_4}{G_4} \cdot g = \frac{0,25 - 0,069}{0,069} \cdot 9,8 = 25,7 \text{ м/сек}^2;$$

$$\text{Через 2,5 сек } a_{2,5} = \frac{P - G_5}{G_5} \cdot g = \frac{0,25 - 0,06625}{0,06625} \cdot 9,8 = 27,2 \text{ м/сек}^2;$$

$$\text{Через 3 сек } a_3 = \frac{P - G_6}{G_6} \cdot g = \frac{0,25 - 0,0635}{0,0635} \cdot 9,8 = 28,8 \text{ м/сек}^2;$$

$$\text{Через 3,5 сек } a_{3,5} = \frac{P - G_7}{G_7} \cdot g = \frac{0,25 - 0,06075}{0,06075} \cdot 9,8 = 30,6 \text{ м/сек}^2;$$

$$\text{Через 4 сек } a_4 = \frac{P - G_T}{G_T} \cdot g = \frac{0,25 - 0,058}{0,058} \cdot 9,8 = 32,4 \text{ м/сек}^{2*}.$$

По формуле (34) подсчитаем среднее ускорение:

$$a_{\text{ср}} = \frac{a_{\text{ст}} + a_{\text{к}}}{2} = \frac{20,8 + 32,4}{2} = 26,6 \text{ м/сек}^2.$$

Определим среднее ускорение по формулам (32) и (33), также не учитывающим сопротивление воздуха:

$$a_{\text{ср}} = \frac{P - G_{\text{ср}}}{G_{\text{ср}}} \cdot g = \frac{0,25 - 0,069}{0,069} \cdot 9,8 = 25,7 \text{ м/сек}^2;$$

$$a_{\text{ср}} = \frac{W \cdot G_T}{G_{\text{ср}} \cdot t} - g = \frac{45,5 \cdot 9,8 \cdot 0,022}{0,069 \cdot 4} - 9,8 = 25,7 \text{ м/сек}^2.$$

Теперь наглядно видна разница между полученными результатами. Формула (34) для подсчета среднего ускорения модели ракеты не годится, т. к. неприменима для тел с переменной массой. Нужно использовать формулы (32) и (33), дающие достаточную точность в любой точке траектории полета модели ракеты. Но как показали результаты полетов моделей ракет и их испытания в аэродинамических трубах, в формулы (32) и (33) необходимо ввести учитывающий сопротивление воздуха коэффициент K , который изменяется в пределах $0,66 \div 0,8$.

Таким образом, формулы истинного ускорения модели ракеты имеют вид:

$$a_{\text{ср}} = K \frac{P - G_{\text{ср}}}{G_{\text{ср}}} \cdot g, \quad (35)$$

$$a_{\text{ср}} = K \left(\frac{W \cdot G_T}{G_{\text{ср}} \cdot t} - g \right). \quad (36)$$

Разберем вышеприведенный пример до конца. Определим истинное ускорение модели ракеты и ее действительную скорость (возьмем среднее значение коэффициента $K=0,743$)

$$a_{\text{ср}} = 0,743 \cdot 25,7 = 19,1 \text{ м/сек}^2;$$

* Если на основании сделанных расчетов построить график изменения ускорения $a_{\text{ср}}$ за время t , то это изменение выразится не прямой, а кривой линией.

$$V_{\text{действ}} = a_{\text{ср}} \cdot t = 19,1 \cdot 4 = 76,4 \text{ м/сек.}$$

Выбирать значение коэффициента надо в зависимости от площади мидела модели ракеты. Чем больше площадь мидела, тем меньше нужно брать значение K из диапазона его изменения $0,66 \div 0,8$.

Приведенный метод расчета действительной скорости модели ракеты наиболее простой и достаточно точный. Исключает необходимость пользования таблицами.

§ 8. СКОРОСТЬ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ

Идея многоступенчатых ракет принадлежит нашему соотечественнику, замечательному ученому К. Э. Циолковскому. Модель многоступенчатой ракеты с тем же запасом топлива, что и одноступенчатая, достигает большей конечной скорости, дальности и высоты полета, так как двигатели каждой ступени работают последовательно, один за другим. Когда отработает двигатель нижней ступени, она отделяется, начинает работать двигатель следующей ступени и т. д. С отделением очередной ступени масса модели ракеты уменьшается. Так повторяется до последней ступени. Благодаря длительному разгону и все уменьшающейся массе модель получает значительно большую скорость, чем при одновременном срабатывании всех двигателей.

Большое значение имеют весовые соотношения ступеней. Эти соотношения даже более существенны, чем выбор топлива для двигателей.

Предположим, что на каждой ступени модели ракеты используются двигатели с одинаковой удельной тягой, т. е. одинаковой скоростью истечения газов из сопла двигателя.

Идеальную скорость последней ступени модели ракеты можно вычислить по формуле Циолковского (24), только вместо отношения масс $\frac{m_{\text{ст}}}{m_{\text{к}}}$ возьмем величину \bar{M} . Формула (24) примет вид:

$$V_i = W \cdot \ln \bar{M}; (\bar{M} = \bar{m}_1 \cdot \bar{m}_2 \cdot \dots \cdot \bar{m}_n),$$

где W — скорость истечения газов;

\ln — знак натурального логарифма;

\bar{M} — приведенное отношение масс $\bar{m}_1 \cdot \bar{m}_2 \cdot \dots \cdot \bar{m}_n$;

\bar{m}_1 — отношение массы модели ракеты в начале работы первой ступени к массе модели ракеты в конце работы первой ступени, т. е. $\frac{m_{\text{ст}}}{m_{\text{ст}} - m_{\text{г}_1}}$;

\bar{m}_2 — отношение массы модели ракеты в начале работы второй ступени к массе модели ракеты в конце работы второй ступени, т. е. $\frac{m_{ст} - m_1}{m_{ст} - m_1 - m_{г2}}$;

\bar{m}_i — отношение начальной массы последней ступени модели ракеты к конечной ее массе, т. е. $\frac{m_i}{m_i - m_{гi}}$;

$m_{ст}$ — начальная масса ракеты;

m_1 — начальная масса первой ступени;

m_i — начальная масса последней ступени;

$m_{г1}$ — масса топлива первой ступени;

$m_{г2}$ — масса топлива второй ступени;

$m_{гi}$ — масса топлива последней ступени.

Для вычислений при отсутствии таблиц натуральных логарифмов можно пользоваться таблицами десятичных логарифмов, учитывая, что $\ln \bar{M} = 2,3026 \lg \bar{M}$.

Заметим также, что вместо отношения масс можно пользоваться отношением весов, так как:

$$\frac{m_{ст}}{m_k} = \frac{\frac{G_{ст}}{g}}{\frac{G_k}{g}} = \frac{G_{ст}}{G_k}.$$

Следует помнить, что эта формула не учитывает влияния сопротивления воздуха и тяготения Земли.

Задача 11. Вычислить идеальную скорость полета одноступенчатой, двухступенчатой и трехступенчатой моделей ракет, если на моделях установлены двигатели ДБ-3-СМ-10 с удельной тягой $45,5 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$. Отношения масс $m_1 = m_2 = m_3 = 2$.

Решение. Скорость истечения газов:

$$W = P_{уд} \cdot g = 45,5 \cdot 9,8 = 446 \text{ м/сек.}$$

Идеальная скорость одноступенчатой модели ракеты:

$$V_1 = W \cdot \ln 2 = 446 \cdot 0,6931 = 315 \text{ м/сек.}$$

Идеальная скорость двухступенчатой модели ракеты:

$$V_2 = W \cdot \ln (2 \cdot 2) = 446 \cdot 1,3863 = 617 \text{ м/сек.}$$

Идеальная скорость трехступенчатой модели ракеты:

$$V_3 = W \cdot \ln (2 \cdot 2 \cdot 2) = 446 \cdot 2,079 = 930 \text{ м/сек.}$$

Задача 12. Рассчитать высоту полета трехступенчатой модели ракеты, если ее стартовый вес $G_{ст} = 0,12 \text{ кг}$; вес первой ступени $G_1 = 0,03 \text{ кг}$; вес второй ступени $G_2 = 0,03 \text{ кг}$; вес третьей ступени $G_3 = 0,06 \text{ кг}$. На каждой ступени установлен двигатель ДБ-28-СМ-10, имеющий следующие данные: $P_{уд} = 70 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$; $t = 3 \text{ сек}$, $G_T = 0,0143 \text{ кг}$.

Решение. Отношение масс первой ступени:

$$\bar{m}_1 = \frac{m_{ст1}}{m_{к1}} = \frac{0,01225}{0,0108} = 1,132,$$

где $m_{ст1} = \frac{G_{ст}}{g} = \frac{0,12}{9,8} = 0,01225 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м},$

$$m_{к1} = \frac{0,1057}{9,8} = 0,0108 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}.$$

Отношение масс второй ступени:

$$\bar{m}_2 = \frac{m_{ст2}}{m_{к2}} = \frac{0,0092}{0,00773} = 1,19,$$

где $m_{ст2} = \frac{0,09}{9,8} = 0,0092 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м},$

$$m_{к2} = \frac{0,0757}{9,8} = 0,00773 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}.$$

Отношение масс третьей ступени:

$$\bar{m}_3 = \frac{m_{ст3}}{m_{к3}} = \frac{0,00612}{0,00467} = 1,305,$$

где $m_{ст3} = \frac{0,06}{9,8} = 0,00612 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м};$

$$m_{к3} = \frac{0,0457}{9,8} = 0,00467 \text{ кг} \cdot \text{сек}^2/\text{м}.$$

Идеальную скорость каждой ступени определим по формуле Циолковского:

$$V_1 = W \cdot \ln \bar{m}_1 = 686 \cdot \ln 1,132 = 686 : 0,1239 = 85 \text{ м/сек},$$

где $W = P_{уд} \cdot g = 686 \text{ м/сек}.$

$$V_2 = W \cdot \ln \bar{m}_2 = 686 \cdot \ln (1,132 \cdot 1,19) = 686 \cdot 0,3 = 206 \text{ м/сек}.$$

$$V_3 = W \cdot \ln \bar{m}_3 = 686 \cdot \ln (1,132 \cdot 1,19 \cdot 1,305) = 686 \cdot \ln 1,76 = \\ = 686 \cdot 0,5653 = 388 \text{ м/сек}.$$

Определим высоту полета модели ракеты на первом участке траектории полета:

$$\text{Идеальное ускорение: } a_i = \frac{85}{3} = 28,3 \text{ м/сек}^2;$$

$$\text{Истинное ускорение: } a_{действ} = (28,3 - 9,8) \cdot 0,66 = 12,2 \text{ м/сек}^2;$$

$$\text{Истинная скорость: } V_{действ} = 12,2 \cdot 3 = 36,6 \text{ м/сек};$$

$$\text{Высота полета: } h_1 = \frac{V \cdot t}{2} = \frac{36,6 \cdot 3}{2} = 55 \text{ м}.$$

Определим высоту полета модели на втором участке траектории полета:

$$\text{Идеальное ускорение: } a_i = \frac{206}{6} = 34,5 \text{ м/сек}^2$$

Истинное ускорение: $a_{\text{действ}} = (34,5 - 9,8) \cdot 0,66 = 16,3 \text{ м/сек}^2$;

Истинная скорость: $V_{\text{действ}} = 16,3 \cdot 6 = 98 \text{ м/сек}$;

Высота полета: $h_2 = \frac{V_2 + V_1}{2} \cdot t = \frac{98 + 36,6}{2} \cdot 3 = 202 \text{ м}$.

Определим высоту полета модели на третьем участке траектории:

Идеальное ускорение: $a_i = \frac{388}{9} = 43,2 \text{ м/сек}^2$;

Истинное ускорение: $a_{\text{действ}} = (43,2 - 9,8) \cdot 0,66 = 22,2 \text{ м/сек}^2$;

Истинная скорость: $V_{\text{действ}} = a \cdot t = 22,2 \cdot 9 = 200 \text{ м/сек}$;

Высота полета: $h_3 = \frac{V_3 + V_2}{2} \cdot t = \frac{200 + 98}{2} \cdot 3 = 446 \text{ м}$.

Определим высоту полета на пассивном участке:

$$h_4 = K \frac{V_3^2}{2g} = \frac{200^2 \cdot 0,66}{2 \cdot 9,8} = 1200 \text{ м}.$$

Общая высота полета трехступенчатой модели ракеты:

$$H = h_1 + h_2 + h_3 + h_4 = 55 + 202 + 446 + 1200 = 1903 \text{ м}.$$

§ 9. РАСЧЕТ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА МОДЕЛИ-КОПИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «ВОСТОК»

Задача 13. Рассчитать высоту полета модели-копии ракеты «Восток», исходя из следующих данных: $G_{\text{ст}} = 0,5 \text{ кг}$; $G_{\text{т}} = 0,09 \text{ кг}$; $P_{\text{ср}} = 1,575 \text{ кг}$; $J_{\Sigma} = 6,3 \text{ кг/сек}$; $P_{\text{уд}} = 70 \text{ кг} \cdot \text{сек/кг}$; $t = 4 \text{ сек}$; $D = 11,3 \text{ см}$; $W = 686,7 \text{ м/сек}$.

Примечание: Для моделей-копий типа «Восток», принимая во внимание их диаметр, а следовательно, и большую площадь сопротивления, следует применять коэффициент $K = 0,7$. Тогда высота полета модели будет примерно соответствовать действительности.

Решение. Истинное среднее ускорение модели ракеты с учетом сопротивления воздуха и ускорения Земли найдем по формуле (37):

$$a_{\text{ср}} = K \left(\frac{W \cdot G_{\text{т}}}{G_{\text{ср}} \cdot t} - g \right) = 0,7 \frac{686,7 \cdot 0,09}{0,455 \cdot 4} - 9,8 = 17 \text{ м/сек}^2.$$

Действительная скорость модели ракеты:

$$V_{\text{действ}} = a \cdot t = 17 \cdot 4 = 68 \text{ м/сек}.$$

Высота полета модели ракеты на активном участке:

$$h_1 = \frac{V_{\text{действ}} \cdot t}{2} = \frac{68 \cdot 4}{2} = 136 \text{ м.}$$

Высота полета на пассивном участке:

$$h_2 = 0,7 \cdot \frac{V_{\text{действ}}^2}{2g} = \frac{0,7 \cdot 68^2}{2 \cdot 9,81} = 164 \text{ м.}$$

Общая высота полета модели:

$$H = h_1 + h_2 = 136 + 164 = 300 \text{ м.}$$

Дорога в космос так и начиналась — с простых, маленьких ракет.

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	3
ОТ АВТОРА	4
ГЛАВА I. МОДЕЛИ РАКЕТ	5
§ 1. Модель одноступенчатой ракеты	5
§ 2. Трехступенчатая модель ракеты	8
§ 3. Модель микроракеты	11
§ 4. Стартовый ускоритель	13
§ 5. Снаряжение верхней ступени модели ракеты	15
§ 6. Модель-копия ракеты-носителя космического корабля «Восток»	16
§ 7. Экспериментальная действующая модель космичес- кой орбитальной станции	19
ГЛАВА II. ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ	21
§ 1. Тяга	22
§ 2. Скорость истечения газов	25
§ 3. Удельная тяга и удельный импульс	26
§ 4. Расчет характеристик двигателя ДБ-1-СМ-6	27
ГЛАВА III. МОДЕЛЬНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ НА ТВЕРДЫХ ТОПЛИВАХ (РДТТ)	32
§ 1. Модельный ракетный двигатель ДБ-51-С-10	33
§ 2. Модельный ракетный двигатель ДБ-3-СМ-10	35
§ 3. Микродвигатели	37
ГЛАВА IV. ИСПЫТАНИЕ МОДЕЛЬНЫХ РДТТ (СНЯТИЕ ХАРАК- ТЕРИСТИК)	38
ГЛАВА V. ВОПРОСЫ ПИРОТЕХНИКИ В РАКЕТНОМ МОДЕ- ЛИЗМЕ	45
§ 1. Способы воспламенения топлива модельных РДТТ	45
§ 2. Вопросы пиротехники при снаряжении моделей ра- кет	46
§ 3. Способы передачи огня	47

§ 4. Сборка пиротехнической части модели-копии ракеты «Восток»	48
ГЛАВА VI. АЭРОДИНАМИКА И УСТОЙЧИВОСТЬ МОДЕЛЕЙ РАКЕТ	49
§ 1. Аэродинамическая сила и ее составляющие	49
§ 2. Устойчивость моделей ракет в полете	52
ГЛАВА VII. ЛЕТНЫЕ КАЧЕСТВА МОДЕЛЕЙ РАКЕТ	55
§ 1. Идеальная скорость модели ракеты	55
§ 2. Формула К. Э. Циолковского	57
§ 3. Действительная скорость модели ракеты	57
§ 4. Высота полета модели ракеты	59
§ 5. Изменение параметров траектории полета модели ракеты в зависимости от времени работы двигателя	61
§ 6. Ускорение модели ракеты	62
§ 7. Истинное ускорение модели ракеты	64
§ 8. Скорость многоступенчатых моделей ракет	66
§ 9. Расчет высоты полета модели-копии ракеты-носителя космического корабля «Восток»	69

Евгений Леонидович Букш

ОСНОВЫ РАКЕТНОГО МОДЕЛИЗМА

Редактор *З. П. Корягина*
 Специальный редактор *И. В. Кротов*
 Художественный редактор *Т. А. Хитрова*
 Технический редактор *З. И. Сарвина*
 Корректор *О. Е. Иваницкая*

Г-11647 Сдано в набор 30/XII-71 г.

Подписано к печати 18/V-72 г. Изд. № 1/5195 Формат 60×90¹/₁₆

Бумага типографская № 2. Тираж 24 000 экз.

Цена 19 коп. Объем физ. п. л. 4,0=4,0 усл. п. п. Уч.-изд. л. 3,71

Изд-во ДОСААФ, Москва, Б 66, Новорязанская ул., д. 26

Тип. Изд-ва ДОСААФ. Зак. 117