

В.П. БЕЛОВ

**ВНУТРИКАМЕРНЫЕ
ПРОЦЕССЫ
В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ
НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ**

Министерство образования и науки Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»

В.П. БЕЛОВ

ВНУТРИКАМЕРНЫЕ ПРОЦЕССЫ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Учебное пособие

Санкт-Петербург
2018

УДК 621.454.3.022(075.8)
Б43

Белов, В.П.

Б43 Внутрикамерные процессы в ракетных двигателях на твердом топливе: учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018. – 56 с.

Рассматриваются процессы, протекающие в камере сгорания ракетных двигателей на твердом топливе. Анализируется связь характеристик этих процессов с выходными параметрами двигателей. Исследуется влияние различных факторов на процессы горения топлив и характер изменения давления в камере. Дается описание процесса воспламенения и рекомендации по оптимальному воспламенению топливных зарядов.

Предназначено для студентов, обучающихся по направлениям 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика» и 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов».

УДК 621.454.3.022(075.8)

Р е ц е н з е н т ы: д-р техн. наук, советник ген. директора КБ «Арсенал» *В.Д. Атамасов*; д-р техн. наук, проф. каф. А8 БГТУ *В.А. Пинчук*

*Утверждено
редакционно-издательским
советом университета*

© В.П. Белов, 2018
© БГТУ, 2018

ВВЕДЕНИЕ

Любой ракетный двигатель предназначен для перемещения в пространстве летательного аппарата за счет силы тяги, создаваемой в результате истечения рабочего тела из двигателя. Ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) относится к классу химических двигателей, в которых газообразное рабочее тело образуется в процессе сгорания твердого ракетного топлива. С точки зрения термодинамики внутренние процессы в двигателе можно представить как последовательное преобразование энергии. Исходная химическая энергия топлива, т.е. энергия связей между атомами в молекулах и в молекулярных соединениях веществ, в процессе горения переходит в тепловую энергию (теплосодержание) продуктов сгорания, а затем в сопле преобразуется в кинетическую энергию истекающего потока продуктов сгорания.

В общем случае внутренние процессы в РДТТ включают в себя процессы воспламенения и горения твердого топлива, термодинамики преобразования энергии, газодинамики для движущегося потока продуктов сгорания, процессы теплообмена между продуктами сгорания и стенками элементов конструкции двигателя. Без знания особенностей этих процессов и факторов, влияющих на ход их протекания, невозможно достоверно спрогнозировать параметры двигателя: давление в камере и в сопле, секундный массовый расход, тягу, удельный импульс тяги и другие. Невозможно также оценить энергомассовое совершенство двигателя и его надежность при эксплуатации.

Следует отметить, что данное учебное пособие не преследует цель дать глубокий и всесторонний анализ внутрикамерных процессов в РДТТ. Ставятся задачи описания физической сущности различных процессов и явлений, происходящих в двигателе, создания упрощенных математических моделей с обоснованием используемых допущений, анализа внешних факторов, влияющих на эти процессы. Такие знания позволят студентам достаточно точно рассчитать основные параметры двигателя, определить его габаритно-массовые характеристики, провести анализ работоспособности основных элементов конструкции и надежности двигателя в целом.

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Основное назначение ракетного двигателя (РД) – перемещение летательного аппарата (ЛА) в окружающем пространстве. Сила, необходимая для перемещения ЛА, создается именно двигателем и носит название силы тяги. Эта сила появляется как результат реакции на выбрасываемую из двигателя массу рабочего тела, которым являются продукты сгорания ракетного топлива.

Рассмотрим замкнутую систему, состоящую из ЛА и РД с общей массой $M_{\text{ЛА}}$ (рис. 1). Будем считать, что за некоторый промежуток времени из двигателя выбрасывается масса рабочего тела $M_{\text{РТ}}$ со скоростью $u_{\text{РТ}}$. Вследствие этого ЛА получит приращение скорости $\Delta u_{\text{ЛА}}$. Применим к этой системе закон сохранения количества движения

$$\Delta u_{\text{ЛА}} \cdot M_{\text{ЛА}} - u_{\text{РТ}} \cdot M_{\text{РТ}} = 0,$$

откуда следует, что

$$\Delta u_{\text{ЛА}} = (M_{\text{РТ}} / M_{\text{ЛА}}) \cdot u_{\text{РТ}},$$

т.е. чем выше скорость истечения рабочего тела из двигателя, тем меньшую массу рабочего тела потребуется затратить для получения требуемого приращения скорости ЛА.

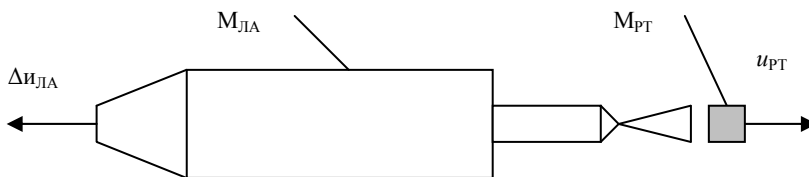


Рис. 1. Система «летательный аппарат–двигатель»

Несмотря на сильно упрощенную схему, из ее рассмотрения следует важный вывод: необходимо стремиться к созданию максимальной скорости $u_{\text{РТ}}$. Для достижения высоких скоростей истечения рабочего тела в любом РД используется сопло.

1.1. Форма и параметры сопла

В РДТТ рабочим телом являются продукты сгорания твердого ракетного топлива. Процесс горения происходит в камере сгорания,

откуда продукты сгорания поступают в сопло. В сопле их тепловая энергия преобразуется в кинетическую энергию истекающего газового потока. Для получения максимально возможной величины скорости необходима определенная форма сопла.

Рассмотрим течение потока газообразного рабочего тела по соплу. Для описания параметров потока будем считать, что течение одномерное и процессы в сопле адиабатические:

- уравнение сохранения массы $\rho_r u_r F_{\text{прох}} = \text{const}$;
- уравнение движения $u_r du_r = -dp / \rho_r$;
- уравнение сохранения энергии $p \cdot \rho_r^k = \text{const}$.

Из решения этой системы нетрудно получить выражение, связывающее приращение скорости потока с приращением площади проходного сечения:

$$(M^2 - 1) du_r / u_r = dF_{\text{прох}} / F_{\text{прох}},$$

где M – число Маха. Отсюда следуют выводы:

1) при малых дозвуковых скоростях движения газа в начальной части сопла (скорость газа на входе в сопло не превышает 200 м/с, т.е. $M \leq 0,2$) для увеличения скорости требуется уменьшать площадь проходного сечения сопла;

2) после достижения скорости звука ($M = 1$) для дальнейшего увеличения скорости необходимо, напротив, увеличивать проходное сечение;

3) с учетом пп. 1, 2 сопло должно состоять из двух частей: входной (дозвуковой) сужающейся части и выходной (сверхзвуковой) расширяющейся части. Последнюю часть часто называют раструбом сопла. Границей между ними является критическое сечение сопла, в котором всегда скорость газа равна скорости звука, т.е. $M = 1$.

Основные параметры сопла, определяющие его геометрию и характеристики газового потока (рис. 2):

- диаметр критического сечения, который рассчитывается по секунднему массовому расходу;
- диаметр входного сечения (принимается равным диаметру камеры сгорания для ЖРД и равным двум диаметрам критического сечения для РДТТ);
- геометрическая степень расширения сопла, равная отношению площади выходного сечения к площади критического сечения ($n_c = F_a / F_{\text{кр}}$);
- диаметр выходного сечения (рассчитывается по n_c);

- степень расширения газа по давлению, равная отношению давления на входе в сопло к давлению на выходе из него ($\varepsilon_c = p_0 / p_a$). Эти две степени расширения сопла связаны друг с другом соотношением:

$$n_c = \frac{\sqrt{\frac{k-1}{k+1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}}{\sqrt{(1/\varepsilon_c)^{\frac{2}{k}} - (1/\varepsilon_c)^{\frac{k+1}{k}}}}$$

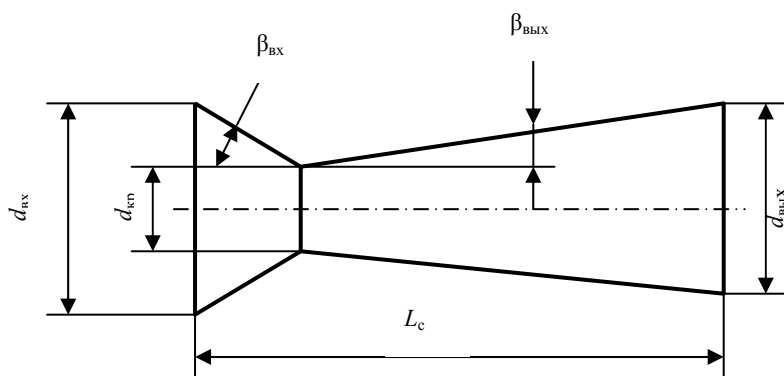


Рис. 2. Коническое сопло

Наиболее простым по форме является коническое сопло (сопло Лавала). В нем (рис. 2) входная и выходная части конусные, с углом наклона образующей соответственно $35...40^\circ$ и $13...15^\circ$. Более сложные – профилированные сопла, в которых угол наклона образующей непрерывно меняется по длине. Их достоинство по сравнению с коническими соплами заключается в меньшей длине и массе и меньшей величине потерь удельного импульса тяги.

1.2. Основные параметры РД

1.2.1. Тяга двигателя

Для химических РД, к классу которых относится РДТТ, тяга есть равнодействующая всех сил, воздействующих на двигатель. В про-

цессе работы двигателя такими силами являются реактивная сила, возникающая вследствие истечения во внешнюю среду ускоренного в сопле потока продуктов сгорания, и сила давления окружающей среды. Возможная сила аэродинамического воздействия окружающей среды на двигатель не оказывает влияние на величину тяги. Она учитывается в общем аэродинамическом воздействии на летательный аппарат.

В общем виде тяга равна

$$P = \int_{S_{\text{нар}}} p_n dS + \int_{S_{\text{внутр}}} p dS, \quad (1)$$

где p_n – давление окружающей среды; p – внутреннее давление в двигателе, $S_{\text{нар}}$ и $S_{\text{внутр}}$ – соответственно наружная и внутренняя поверхности двигателя.

Поскольку основные конструктивные элементы двигателя (камера сгорания и сопло) осесимметричные, то в выражении для тяги следует рассматривать проекции всех сил на координату вдоль оси двигателя. За положительное направление выберем направления действия вектора тяги. Силы давления в поперечном направлении уравновешены, т.е. не оказывают влияния на тягу.

В первом слагаемом в выражении (1) наружное давление является константой, а поверхность $S_{\text{нар}}$ равна площади выходного сечения сопла F_a (рис. 3, а), т.е. с учетом направленности этой силы

$$\int_{S_{\text{нар}}} p_n dS = -p_n F_a. \quad (2)$$

Что касается определения силы внутреннего давления, то задача усложняется из-за переменности давления по длине двигателя. Методика определения этой силы, т.е. реактивной силы, основывается на законе изменения количества движения для газа, перемещающегося во внутреннем объеме двигателя. Закон гласит, что импульс внешних сил, действующих на рассматриваемый объем газа, равен изменению количества движения газа, протекающего через этот объем. Для двигателя его можно записать в виде

$$\sum N_i t = m_r (u_a - u_0), \quad (3)$$

где u_a и u_0 – скорость движения газа соответственно на срезе сопла и у переднего днища камеры; m_r – масса газа в камере.

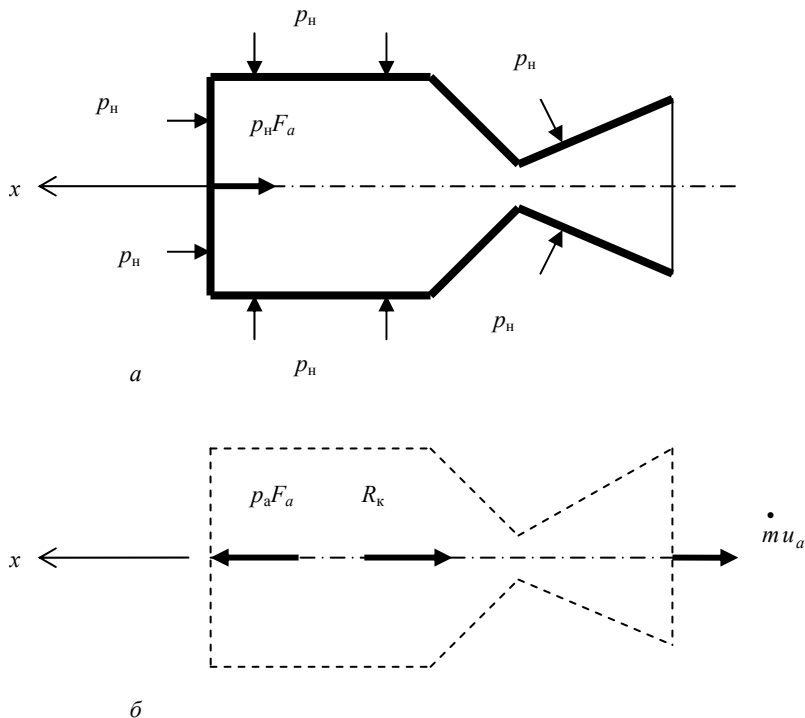


Рис. 3. Схема вывода выражения для тяги

В реальных двигателях скорость u_a составляет несколько тысяч метров в секунду, а величина скорости u_0 на два порядка меньше, т.е. ею можно пренебречь. Тогда выражение (3) будет иметь вид

$$u_a \dot{m}_r = \sum N_i, \quad (4)$$

где $\dot{m}_r$ – секундный массовый расход рабочего тела в двигателе.

Сумма действующих внутренних сил в проекции на ось x будет равна (рис. 3, б)

$$\sum N_i = p_a F_a - R_k,$$

где R_k – сила, действующая на газ со стороны камеры; p_a – давление газа на срезе сопла, а выражение (4) преобразуется к виду

$$-u_a \dot{m}_r = p_a \dot{F}_a - R_k \quad (5)$$

В соответствии с третьим законом Ньютона сила R_k численно равна в нашем случае реактивной силе. С учетом этого и полученных выражений (1)–(2) и (4)–(5) окончательная расчетная зависимость для тяги будет иметь вид

$$P = \dot{m} u_a + F_a (p_a - p_n) . \quad (6)$$

Анализ выражения для тяги позволяет сделать следующие выводы.

1. Величина тяги зависит от двух составляющих: динамической $\dot{m} u_a$ и статической $F_a (p_a - p_n)$. В реальных двигателях основной вклад в величину тяги вносит динамическая составляющая, более 95%. Вклад статической составляющей не более 5%. Так как всегда необходимо стремиться к максимально большой скорости u_a , то основным параметром, определяющим величину тяги, является секундный массовый расход. Мощные двигатели с тягой порядка $10^5 \dots 10^6$ Н имеют расходы $\sim 10^3$ кг/с. У двигателей малой тяги с тягой $10 \dots 10^2$ Н расходы незначительны (порядка 10^{-2} кг/с).

2. Любой двигатель будет иметь максимальную тягу в пустоте при $p_n = 0$. Пустотное значение тяги равно $P_\infty = \dot{m} u_a + F_a p_a$.

3. Если двигатель работает на определенной высоте над поверхностью Земли, то его тяга будет наибольшей при равенстве $p_a = p_n$. Такой режим работы носит название расчетного. Реализация его возможна на этапе проектирования двигателя за счет обеспечения соответствующего давления в потоке рабочего тела на срезе сопла, что достигается за счет выбора соответствующей степени расширения сопла.

В литературе [1, 2] встречается следующее выражение для тяги: $P = \dot{m} u_{эф}$, где $u_{эф} = u_a + (p_a - p_n) F_a / \dot{m}$ носит название эффективной скорости истечения рабочего тела из сопла.

В заключение можно отметить, что тяга – параметр, который условно характеризует абсолютную мощность двигателя. Чем выше тяга, тем в более мощном двигателе она создается.

1.2.2. Полный и удельный импульсы тяги

Знание величины тяги РД не дает возможность оценить, какое приращение скорости получит летательный аппарат после отработки

двигателя или какова будет его дальность полета (высота подъема). Для ответа на этот вопрос необходимо дополнительно знать время работы двигателя t_p . Для оценки таких возможностей двигателя вводится понятие полного (или суммарного) импульса тяги

$$J_{\Pi} = \int_0^{t_p} P(t) dt. \quad (7)$$

Поскольку это импульс силы, то единица его измерения – ньютон-секунда (Нс). Если тяга двигателя за время его работы остается постоянной, то справедливо более простое выражение

$$J_{\Pi} = P \cdot t_p. \quad (8)$$

Условно можно считать, что полный импульс характеризует суммарную мощность двигателя.

Обе тяговые характеристики, тяга и полный импульс тяги, не позволяют оценить энергетическую эффективность двигателя. Если разработаны несколько двигателей, обеспечивающих выполнение задачи по заданному перемещению летательного аппарата, то выбрать из них наилучший вариант по энергетической эффективности, т.е. по затратам топлива, затруднительно. Для такой оценки существует еще одна тяговая характеристика – удельный импульс тяги. Он определяется соотношением тяги и секундного массового расхода двигателя:

$$J_{уд} = P / \dot{m}. \quad (9)$$

Удельный импульс показывает, какую тягу может развить двигатель при сжигании 1 кг топлива за 1с. Очевидно, что чем выше $J_{уд}$, тем меньше придется расходовать топлива для создания заданной тяги. Такой вывод более очевиден, если преобразовать выражение (9):

$$J_{уд} = \frac{P}{m_T / t_p} = \frac{P t_p}{m_T} = \frac{J_{\Pi}}{m_T}. \quad (10)$$

Необходимо всегда стремиться обеспечить максимально высокое значение удельного импульса.

Преобразуем зависимость (9), подставив в нее выражение для тяги (6):

$$J_{уд} = u_a + \frac{F_a(p_a - p_n)}{\dot{m}}. \quad (11)$$

Следовательно, размерность удельного импульса – метр на секунду (м/с), т.е. размерность скорости. Кроме того, очевидно, что чем больше скорость истечения рабочего тела из сопла, тем выше $J_{уд}$ и более эффективен с энергетической точки зрения двигатель. Величина удельного импульса у современных РДТТ лежит в пределах 2300...2850 м/с.

1.2.3. Скорость истечения продуктов сгорания из сопла

Для определения тяговых характеристик двигателя необходимо знать величину скорости истечения продуктов сгорания из сопла. Выражение для ее расчета может быть получено на основании анализа термодинамики процессов, протекающих в сопле. В процессе расширения газа в сопле происходит преобразование энергии: тепловая энергия преобразуется в кинетическую. Следовательно, для некоторой массы газа m_r изменение теплосодержания по длине сопла равно изменению кинетической энергии газа:

$$m_r (i_0 - i_a) = m_r (u_a^2 / 2 - u_0^2 / 2) .$$

В реальных двигателях скорость на входе в сопло u_0 не превышает 200 м/с, а скорость на срезе лежит в пределах 2600...3800 м/с. Можно пренебречь величиной u_0^2 , тогда скорость на срезе $u_a = \sqrt{2(i_0 - i_a)}$.

Используя выражения для теплосодержания ($i = c_p T_r$), коэффициента адиабаты ($k = c_p / c_v$) и газовой постоянной ($R_r = c_p - c_v$), а также связь между температурой и давлением при адиабатическом процессе, можно получить окончательное расчетное выражение:

$$u_a = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R_r T_0 \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} , \quad (12)$$

или, если использовать степень расширения газа по давлению $\varepsilon_c = P_0 / P_a$, то

$$u_a = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot R_r \cdot T_0 \left[1 - \left(1 / \varepsilon_c \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} . \quad (13)$$

Скорость на срезе зависит от типа топлива или характеристик его продуктов сгорания, температуры продуктов сгорания и степени рас-

ширения сопла. Для конкретного двигателя теоретически скорость будет максимальна при стремлении степени расширения к бесконечности. Однако реально применяют значение ε_c , далекое от бесконечного. При очень больших его значениях выигрыш в скорости может составлять доли процента, а увеличение массы сопла за счет роста его длины десятки процентов. Поэтому используют оптимальные значения ε_c , которые обеспечивают достаточно высокую скорость и приемлемую массу сопла и двигателя. Оптимальные значения геометрической степени расширения: для ЖРД 80...120 и для РДТТ 25...35.

1.2.4. Секундный массовый расход двигателя

Истечение рабочего тела происходит через сопло. Для любого его сечения справедливо уравнение сохранения массы или уравнение неразрывности

$$\dot{m} = \rho_{\Gamma} u_{\Gamma} F_{\text{прох}} \quad .$$

Принято относить расход к критическому сечению, для которого всегда однозначно $F_{\text{прох}} = F_{\text{кр}}$, а скорость газа равна скорости звука $u_{\Gamma} = a_{\text{звкр}} = \sqrt{k R_{\Gamma} T_{\Gamma\text{кр}}}$. Тогда с учетом температуры в этом сечении

$T_{\text{кр}} = T_0 \frac{2}{k+1}$ общее выражение для расхода будет иметь вид

$$\dot{m} = \frac{a_k p_0 F_{\text{кр}}}{\sqrt{R_{\Gamma} T_0}}, \quad (14)$$

где коэффициент $a_k = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$.

Требуемый расход двигателя обычно обеспечивается за счет соответствующей площади критического сечения. В зависимости от величины требуемой тяги, а следовательно, и требуемого расхода диаметр критического сечения сопла может меняться в широких пределах. В двигателях малой тяги он может составлять несколько миллиметров, а в мощных двигателях – сотни миллиметров и даже метры.

На практике иногда используется следующий параметр – расходный комплекс, связанный с расходом выражением

$$\beta = p_0 F_{\text{кр}} / \dot{m} . \quad (15)$$

Расходный комплекс является термодинамической характеристикой. Если подставить значение расхода в (15), то $\beta = \sqrt{R_1 T_0} / a_k$, т.е. он зависит только от термодинамических характеристик продуктов сгорания. На практике этот параметр служит для оценки качества процесса горения топлива. Сравнивая его теоретическое значение (термодинамический расчет) с реальным значением, определенным на основании экспериментальных величин, входящих в выражение (15), можно сделать вывод об отличии реальных процессов в двигателе от принятых расчетных моделей.

Находит применение и еще один параметр – коэффициент тяги. Если взять основное выражение для тяги и подставить в него зависимости для расхода и скорости на срезе сопла, то получится следующее выражение:

$$P = p_0 F_{\text{кр}} \left\{ a_k \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{1}{\varepsilon_c} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]} + n_c \left(\frac{1}{\varepsilon_c} - \frac{p_n}{p_0} \right) \right\} .$$

Выражение в фигурных скобках носит название коэффициента тяги K_p . Он зависит от топлива, степени расширения сопла и соотношения наружного давления и давления в камере двигателя. В некоторых случаях удобно пользоваться таким выражением для расчета тяги. При расчетном режиме работы двигателя и при его работе в пустоте $K_p = \text{const}$. Значит, изменение тяги двигателя в процессе его работы будет аналогично изменению давления, т.е. определить величину тяги в любой момент времени можно по величине давления в камере в этот момент. Следует отметить, что при нерасчетном режиме работы двигателя или при неравенстве нулю давления окружающей среды коэффициент тяги изменяется незначительно от давления в камере и можно с достаточно высокой точностью использовать такой же подход для расчета тяги.

1.2.5. Связь выходных характеристик двигателя с проектными параметрами летательного аппарата

При проектировании двигателя ставится задача – обеспечить требуемое приращение скорости полета Δu летательного аппарата задан-

ной массы M_0 . Например, маршевая двигательная установка транспортно-космического аппарата должна сообщить аппарату приращение (импульс) скорости для его перемещения с промежуточной орбиты на рабочую орбиту с заданными параметрами. В соответствии с формулой К.Э. Циолковского, требуемое приращение скорости равно:

$$\Delta u = -J_{\text{уд}} \ln(M_{\text{кон}} / M_0),$$

где $M_{\text{кон}}$ – конечная масса аппарата после отработки двигателя; M_0 – начальная (стартовая) масса аппарата.

Отсюда нетрудно определить требуемую массу топлива для выполнения задачи выведения:

$$m_{\text{т}} = M_0 [1 - \exp(-\Delta u / J_{\text{уд}})].$$

Если учесть, что $J_{\text{п}} = m_{\text{т}} \cdot J_{\text{уд}}$, то можно получить аналогичную зависимость для полного импульса тяги:

$$J_{\text{п}} = M_0 J_{\text{уд}} [1 - \exp(-\Delta u / J_{\text{уд}})].$$

Зная величину оптимальной осевой перегрузки при выведении транспортно-космического аппарата, можно также связать тягу двигателя со стартовой массой аппарата: $P = M_0 n_{\text{х0}} g_0$ и однозначно определить требуемое время работы двигателя: $t_{\text{р}} = J_{\text{п}} / P$. Отмеченные параметры – исходные данные для проектирования ДУ. На первом этапе проектирования аппарата используют статистическое значение удельного импульса. В этом случае точность определения массы топлива обусловлена степенью несоответствия статистического и реального импульса.

1.2.6. Потери удельного импульса тяги

Реальный удельный импульс тяги $J_{\text{удреал}}$ будет отличаться от расчетного (теоретического) значения $J_{\text{уд}}$ на величину суммарных потерь $\Delta J_{\text{уд}\Sigma}$. Это определяется тем, что при расчете удельного импульса приходится использовать целый ряд допущений, которые идеализируют процессы в камере сгорания и в сопле. Обычно эти потери оцениваются коэффициентом суммарных потерь ϕ_{Σ} , который есть произ-

ведение коэффициентов всех составляющих потерь $\varphi_{\Sigma} = \prod_1^n \varphi_i$, каждый из которых равен $\varphi_i = 1 - \Delta J_i / J_{\text{уд}}$, а реальный импульс

$$J_{\text{уд реал}} = \varphi_{\Sigma} J_{\text{уд}}. \quad (16)$$

Все потери условно можно разделить на внутрикамерные и потери в сопле. Внутрикамерные потери включают в себя потери на неполноту сгорания топлива, тепловые потери и потери на вдув газа со стороны стенки.

Потери на неполноту сгорания топлива φ_{β} связаны с неполным завершением химических реакций в камере сгорания, что ведет к снижению тепловыделения и температуры продуктов сгорания. Незавершенность химических реакций снижает энтальпию газа, поступающего в сопло, что приводит к уменьшению скорости истечения на срезе сопла и, в итоге, к уменьшению удельного импульса. В термодинамическом расчете принимают, что реакции протекают полностью, согласно условиям химического равновесия. Факторами, влияющими на полноту сгорания твердого топлива, являются давление в камере, химический состав топлива и время протекания процессов, т.е. время пребывания продуктов сгорания в камере.

Для РДТТ, работающих на топливе без металлического горючего, зона горения существенно меньше габаритов камеры сгорания, что обеспечивает практически всегда полное протекание химических реакций в газовой фазе, т.е. $\varphi_{\beta} = 1$. Исключением может быть горение в условиях очень низкого давления в камере, менее 2 МПа [1]. В топливах с металлическим горючим (чаще всего алюминий) в продуктах разложения, покидающих поверхность горения, присутствуют помимо газообразных и конденсированные продукты. Частицы алюминия расплавляются в подповерхностном слое конденсированной фазы, и дальнейшее их горение происходит в диффузионном режиме, т.е. пары алюминия испаряются с поверхности частицы и вступают в реакцию с кислородом.

Естественно, что для полного сгорания частиц алюминия требуется значительно большее время, чем для протекания химических реакций между газообразными продуктами разложения топлива. Это различие времен обусловлено размерами частиц, которое, в свою очередь, зависит от концентрации алюминия в топливе и интенсивности слияния частиц (агломерации) на поверхности горения. Если в исходном топливе размер частиц алюминия не превышает 10 мкм, в продуктах сгорания могут присутствовать частицы размером в десятки и

даже сотни микрометров. Такие крупные частицы могут не успеть полностью окислиться в пределах камеры сгорания. Особенно это касается частиц, образующихся с тех частей поверхности горения, которые наиболее близко расположены к соплу. Отмеченные явления приводят к неполноте сгорания металлизированных топлив, и коэффициент неполноты сгорания топлив может составлять 0,99...0,985.

Тепловые потери связаны с отводом тепла в стенки камеры сгорания, т.е. с неадиабатностью процессов в камере сгорания. Потери тепла приводят к снижению температуры продуктов сгорания, уменьшению скорости на срезе сопла и удельного импульса. В этом случае потери можно оценить по соотношению количества тепла, выделившегося в процессе сгорания заряда, и количества тепла, поглощенного стенками за время работы двигателя:

$$\varphi_Q = 1 - Q_{\text{погл}} / Q_{\text{гор}},$$

где $Q_{\text{гор}} = c_p T_0 \dot{m} t_p$. Определить тепловые потери достаточно сложно, прежде всего, из-за нестационарности процесса теплообмена между продуктами сгорания и стенками элементов конструкции двигателя. Их величина неодинакова для разных РДТТ. Стенки крупногабаритных двигателей, работающих десятки и сотни секунд, защищены теплоизоляцией (теплозащитным покрытием). В них расходуется минимальное количество тепла на нагрев поверхностного слоя покрытия и на его разложение. Причем, значительная часть тепла возвращается внутрь двигателя с продуктами разложения покрытия. Для таких двигателей тепловые потери в камере сгорания составляют 0,1...0,2% [1]. У малогабаритных двигателей может отсутствовать теплозащита стенок. В этом случае потери тепла в стенки возрастают, их величина может достигать 1...2%. Приведенные значения тепловых потерь являются суммарными для камеры сгорания и сопла.

Потери на вдув продуктов разложения ТЗП в основной поток продуктов сгорания – $\varphi_{\text{вд}}$. При наличии теплозащитных покрытий на стенках двигателя в основной поток со стороны стенки поступают продукты разложения теплозащитного материала. Их состав и характеристики иные, чем у продуктов сгорания: температура не превышает 2000К, отличаются коэффициент адиабаты и газовая постоянная. После смешения продуктов разложения и продуктов сгорания образуется газовая смесь, характеристики которой на срезе сопла не соответствуют характеристикам чистых продуктов сгорания. Это определяет относительные потери удельного импульса на вдув $\xi_{\text{вд}}$, величина

которых зависит от соотношения расходов продуктов разложения и продуктов сгорания: $\xi_{\text{вд}} = 0,05 \, m_{\text{тзп}}/m_{\text{топл}}$. Величина этих потерь составляет $0,005 \dots 0,01$, т.е. $\varphi_{\text{вд}} = 0,995 \dots 0,99$.

Потери на непараллельность истечения продуктов сгорания на срезе сопла (потери на рассеивание) $\xi_{\text{рас}}$. В создании тяги участвует составляющая вектора скорости, направленная вдоль оси сопла. При угле наклона образующей сопла эта составляющая на периферии $u_{\text{ax}} = u_a \cos \beta_a$. В целом по сечению среза сопла скорость истечения оказывается меньше, чем при полностью параллельном истечении ($\beta_a = 0$). Величина этих потерь $\xi_{\text{рас}}$ зависит от типа сопла [1]:

- для простого конического сопла $\xi_{\text{рас}} = (1 - \cos \beta_a) / 2$. В среднем относительные потери равны $0,015$, что соответствует коэффициенту потерь $0,985$;

- для профилированного сопла $\xi_{\text{рас}} = 0,3(1 - \cos \frac{\beta_a + \beta_m}{2})$, где β_m – угол наклона образующей сопла в начальном сечении раструба (обычно $23 \dots 25^\circ$), а β_a – угол на срезе сопла (обычно $5 \dots 7^\circ$). В среднем относительные потери в этом случае равны $0,01$, что соответствует коэффициенту потерь $0,99$.

Потери на трение газа о стенки сопла $\xi_{\text{тр}}$. В пристеночном слое потока продуктов сгорания снижается скорость его движения за счет трения. В результате на выходе из сопла во всей основной части поперечного сечения она будет равна теоретическому значению, а в пристеночной области окажется меньше. Для всего истекающего потока скорость также будет меньше теоретического значения. Величина потерь $\xi_{\text{тр}}$ на это явление зависит, прежде всего, от размеров сопла (площади его поверхности), характеристик продуктов сгорания (коэффициента адиабаты) и скорости движения газа или числа Маха. Оказывает влияние и режим течения газового потока (турбулентный или ламинарный). Для определения данных потерь необходимо провести расчет пограничного слоя вдоль внутренней поверхности сопла. Соотношения для расчета потерь для ламинарного и турбулентного режима течения приведены в работе [1]. Величина относительных потерь на трение для различных двигателей $\xi_{\text{тр}} = 0,006 \dots 0,014$ (коэффициент потерь $0,994 \dots 0,986$).

Двухфазные потери $\varphi_{\text{двух}}$. Все отмеченные ранее потери характерны для любых двигателей. В РДТТ, в которых используется топливо с металлическим горючим, в процессе горения топлива образуются двухфазные продукты сгорания. В них присутствуют кроме газообразных и конденсированные продукты в виде расплавленных ча-

стиц оксида металла (чаще всего оксида алюминия). В этом случае появляются двухфазные потери удельного импульса тяги вследствие скоростной и температурной неравновесности между газом и конденсированными частицами.

Частицы газа, имеющие массу, существенно меньшую, чем конденсированные, ускоряются в сопле в соответствии с газодинамическими законами (под действием перепада давления по соплу) и имеют на срезе расчетное значение скорости u_a . Ускорение конденсированных частиц происходит под действием аэродинамических сил, создаваемых обдувающим газовым потоком. Вследствие большой массы, конденсированные инерционные частицы отстают по скорости от газовых. На срезе сопла их скорость будет меньше скорости газовых частиц. Соответственно из-за этого осредненная по газу и частицам скорость будет меньше расчетного значения. Анализ показывает [1], что отличие скоростей газа и частиц существенно зависит от размера конденсированных частиц. Для частиц размером 1 мкм оно невелико (не более 50 м/с), размером 20 мкм составляет 600...700 м/с.

Неодинаковы и температуры газа и частиц на срезе сопла. На входе в сопло их температура одинакова и равна T_0 . В сопле температура газа падает в соответствии с термодинамическим законом адиабатического расширения. Конденсированные частицы охлаждаются за счет передачи тепла газу. Этот процесс инерционен. В результате частицы оказываются более нагретыми, чем газ. С ними уносится часть теплоты без преобразования в кинетическую энергию, что уменьшает значение скорости u_a .

Анализ показывает, что двухфазные потери зависят от многих факторов [3]:

- размера конденсированных частиц (чем он больше, тем выше потери);
- концентрации конденсированных частиц в продуктах сгорания (с увеличением концентрации растут потери);
- площади критического сечения (чем она меньше, тем больше ускорение газового потока в начальный момент в раструбе сопла, больше скоростная неравновесность), например, при диаметре 300 мм $\xi_{\text{двух}} = 0,005$, при 50 мм $\xi_{\text{двух}} = 0,02$;
- группы параметров, определяющих течение двухфазной смеси в сопле: геометрической степени расширения n_c или $\bar{r}_a = r_a / r_{\text{кр}}$, давления в камере сгорания p_0 , радиуса скругления горловины сопла $r_{\text{гор}}$, среднего угла профиля раструба $\beta_{\text{ср}} = 0,75\beta_m + 0,25\beta_a$.

Многообразие влияющих факторов, сложность процессов в сопле не дает возможность получить аналитическое расчетное выражение. Поэтому используют эмпирические зависимости, основанные на физической картине влияния различных факторов, расчетных и опытных данных [4]:

$$\xi_{\text{двух}} = 0,1z\xi_{\text{двух}}^0 k_p k_{\text{горл}} k_\beta k_n,$$

где $z = 2z_0$ – массовая доля конденсированной фазы в продуктах сгорания, которая с достаточной точностью может быть принята равной удвоенной массовой доли металла в топливе; $\xi_{\text{двух}}^0$ – относительные потери, полученные экспериментальным путем для базового конического сопла со следующими параметрами: $n_c = 6,25$, $\beta_a = 15^\circ$, $\bar{r}_{\text{гор}} = r_{\text{гор}} / r_{\text{кр}} = 2$; $p_0 = 4$ МПа. При таких фиксированных параметрах потери будут зависеть только от диаметров частиц и критического сечения, т.е. $\xi_{\text{двух}}^0 = f(d_{\text{част}}^{1,5} / d_{\text{кр}})$ мкм/мм (графики данной зависимости приведены в [4]).

Поправки, учитывающие отличие параметров в реальном двигателе от параметров базового двигателя:

- $k_p = 1,12 - 0,03p_0$ – поправка на давление в камере сгорания (p_0 в МПа),

- $k_{\text{горл}} = 1,1 - 0,05\bar{r}_{\text{горл}}$ – поправка на радиус горловины,

- $k_\beta = 0,7 + 0,02\beta_{\text{ср}}$ – поправка на угол профиля раструба,

- $k_n = 1,1 - 0,04n_c$ – поправка на степень расширения сопла.

В зависимости от рассмотренных параметров и, прежде всего, от концентрации оксида металла в продуктах сгорания и размера частиц оксида величина потерь на это явление $\xi_{\text{двух}}$ может составлять от 0,005 до 0,01 для топлив без металлического горючего и от 0,05 до 0,07 для металлизированных топлив.

Отмеченные потери удельного импульса являются основными и имеют место в большинстве двигателей. Кроме этого, возможно появление дополнительных потерь в отдельных двигателях, отличающихся конструктивными особенностями.

Потери удельного импульса в двигателях с утопленным соплом $\varphi_{\text{ут}}$. В современных крупногабаритных двигателях часто используются сопла, частично вдвинутые в камеру сгорания. Это позволяет уменьшить длину двигателя, улучшить компоновку летательного аппарата, снизить массу конструкции и обеспечить лучшие условия его наземной эксплуатации. В этом случае в зарядах приходится увеличивать диаметр канала для размещения утопленной части сопла, в

результате чего в камере образуется кольцевой канал между горячей поверхностью заряда и внешней поверхностью вдвинутой части сопла. Если топливо металлизированное, частицы в двухфазном потоке продуктов сгорания приобретают радиальную составляющую скорости, изменяется их распределение по радиусу, возможно изменение размера частиц. Это приводит к дополнительным потерям удельного импульса.

Величина этих потерь на основании расчетных и экспериментальных данных зависит от массовой доли конденсированной фазы в продуктах сгорания (z), соотношения площадей критического и входного сечений сопла, диаметра его критического сечения, длины заряда L_z и степени утолщенности сопла l_{yt} .

Полуэмпирическое соотношение, отражающее влияние этих факторов, имеет вид [3]

$$\xi_{yt} = 7 \left(\frac{z p_0 F_{кр}}{F_{вх}} \right)^{0,8} l_{ym}^{-0,4} d_{кр}^{-0,2},$$

где давление в МПа, диаметр критического сечения в миллиметрах. Величина этих потерь может составлять 0,4...0,7%.

Потери удельного импульса в двигателях с устройствами, создающими управляющие силы Φ_{OY} . В таких двигателях используются специальные органы управления (ОУ) для создания управляющих моментов во время работы двигателя, обеспечивающих движение летательного аппарата по заданной траектории. Органы управления всегда связаны с сопловым блоком. Принципы создания управляющих моментов различны [5, 6]. При использовании различных щитков и дефлекторов их рабочие элементы локально вводятся в сверхзвуковой поток на выходе раструба сопла, перед преградой возникает скачок уплотнения и повышается давление газа на стенку раструба в месте ввода. Если применяются поворотные раструбы или сопла, происходит отклонение всего потока продуктов сгорания от оси двигателя и летательного аппарата. Управляющие моменты возникают за счет боковой составляющей вектора тяги. В устройствах со вдувом газа или жидкости в сверхзвуковую часть сопла образуются местный скачок уплотнения в районе отверстий вдува и управляющая сила давления.

Во всех этих случаях изменяются характеристики истекающего из сопла потока продуктов сгорания, приводящих к потерям удельного импульса тяги. Следует отметить, что минимальные потери имеют место при нейтральном положении органов управления, когда отсут-

ствуют управляющие силы. Для поворотных сопл они равны нулю. Для остальных вариантов их величина возрастает до 0,2...0,5%. При функционировании органов управления потери возрастают. Их несложно подсчитать для поворотных сопл, для которых управляющая сила равна поперечной составляющей тяги и зависит от угла поворота сопла. Для остальных методов управления оценка суммарных потерь лежит в пределах [7] 0,3...0,5% для разрезных сопл, 0,5...2,5% для газовых рулей различного типа и 1...1,5% для систем вдува.

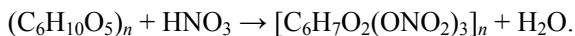
В заключение следует отметить, что сумма всех видов потерь удельного импульса тяги зависит во многом от типа топлива в двигателе. Для двигателей на топливе, не имеющем в своем составе металлического горючего, она составляет 4...5%. В двигателях на металлизированном топливе она возрастает до 8...10%. Это определяет соответствующее значение коэффициента суммарных потерь φ_{Σ} при определении реального удельного импульса тяги в выражении (16). В первом случае $\varphi_{\Sigma} = 0,95 \div 0,96$, во втором $\varphi_{\Sigma} = 0,9 \div 0,92$.

2. ТВЕРДЫЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА

Характер протекания внутрикамерных процессов во многом определяется составом твердого топлива, из которого изготовлен заряд, и характеристиками продуктов его сгорания. Твердые ракетные топлива (ТРТ) относятся к унитарным химическим, в них горючие и окисляющие элементы находятся в одном исходном веществе. Поэтому в РДТТ топливо заключено в едином блоке – заряде и располагается непосредственно в камере сгорания двигателя. Все существующее многообразие ТРТ можно подразделить на два класса: двухосновные и смесевые.

2.1. Двухосновные ТРТ

В состав входят два основных органических вещества: нитроцеллюлоза (НЦЛ) или нитроклетчатка (НК) и растворитель. Сырьем для НЦЛ является целлюлоза (ЦЛ) – высокомолекулярный углевод, входящий в состав растительных клеток. Содержание ЦЛ, например, в древесине 50...60%, в хлопке 92...93%. В молекуле ЦЛ ($C_6H_{10}O_5$)_n достаточно много горючих элементов (углерода и водорода) и недостаточно окисляющего элемента (кислорода). Для повышения содержания кислорода ЦЛ обрабатывается азотной кислотой. Протекает следующая реакция:



В результате образуется НЦЛ $(C_6H_7O_2(ONO_2)_3)_n$, в составе молекулы которой число атомов кислорода повышается с $5n$ до $11n$. По структуре она представляет собой рыхлую волокнистую массу. В чистом виде НЦЛ способна к горению с большим тепловыделением, но ее горение происходит с огромной скоростью, т.е. взрывоподобно. Причина – большая пористость, которую не удастся исключить даже при высоком давлении прессования. Ликвидировать ее можно методом заполнения пор специальным растворителем. Растворитель является второй основой топлива. Используются труднолетучие растворители, чаще всего нитроглицерин (НГЛ). Его химическая формула – $C_3H_5(ONO_2)_3$. НГЛ – жидкость. В процессе растворения он диффундирует внутрь, в поры НЦЛ, проникая в ее межмолекулярное пространство, и размягчает ее. В результате образуется желатинообразная, коллоидная масса, из которой формируется заряд. Двухосновные топлива из НЦЛ и НГЛ называются баллиститными топливами (БТ).

Помимо основных компонентов, в состав двухосновного топлива входят специальные добавки:

- стабилизаторы химической стойкости, препятствующие разложению компонентов и обеспечивающие неизменность состава топлива при длительном хранении;
- стабилизаторы горения, обеспечивающие устойчивое горение топлива в камере;
- катализаторы или ингибиторы горения, позволяющие увеличивать или уменьшать скорость горения топлива относительно базового состава;
- технологические добавки, обеспечивающие технологичность и безопасность изготовления топливных зарядов.

Специальные добавки в топливе по массе не превышают 5%. Примерный состав БТ: до 60% НЦЛ, до 40% НГЛ и 3...5% добавки.

Технологический процесс изготовления зарядов из двухосновных топлив на (рис. 4) включает следующие операции [7]:

1) смешение компонентов в водной среде, что обеспечивает их равномерное распределение и безопасность процесса. Процесс идет в смесителе при температуре $40...50\text{ }^{\circ}\text{C}$. При этом растворитель проникает в поры нитроцеллюлозы, частично растворяя ее;

2) удаление воды на центрифугах;

3) вальцевание топливной массы, т.е. продавливание ее через валки, нагретые до температуры $80\text{ }^{\circ}\text{C}$. Под действием высокой температуры и большого давления завершается процесс растворения

нитроцеллюлозы (процесс желатинизации), уплотняется топливная масса и удаляются остатки воды и воздуха;

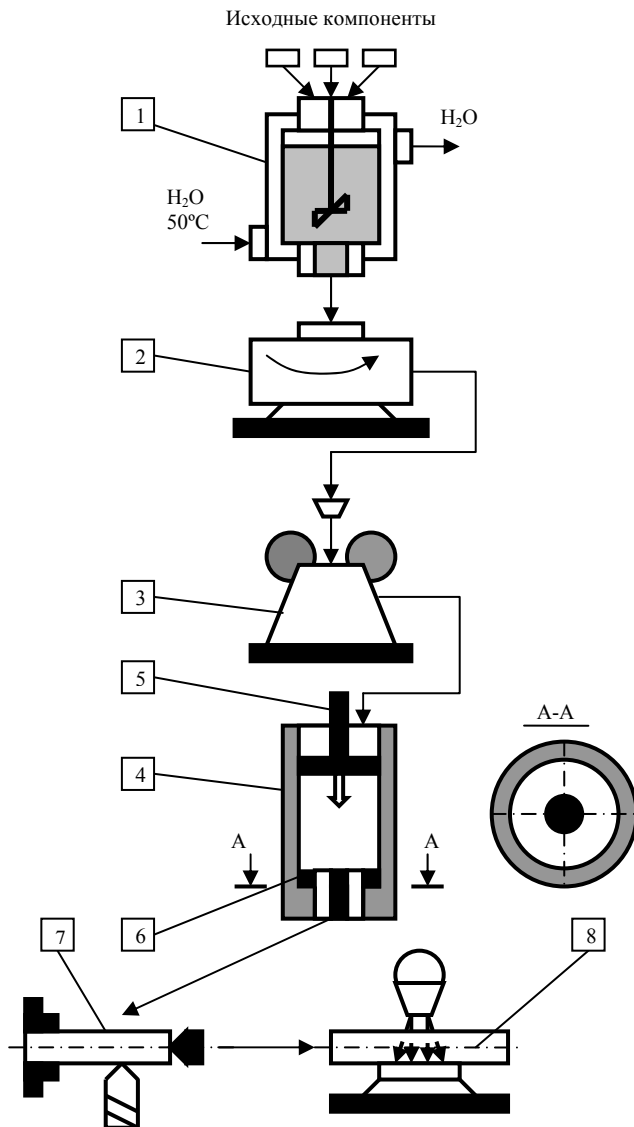


Рис. 4. Схема производства заряда из двухосновного топлива:
 1 – смеситель; 2 – центрифуга; 3 – вальцы; 4 – пресс; 5 – пуансон;
 6 – фильера; 7 – механическая обработка заряда; 8 – дефектоскопия

4) формирование готовой топливной массы в заряды определенной формы на гидравлических или шнековых прессах. Для придания заряду той или иной формы топливо продавливается через специальную матрицу. Из матрицы выходит уже готовый заряд, нагретый до 80 °С. После охлаждения заряд становится жестким и прочным;

5) механическая обработка заряда до заданных размеров и дефектоскопический контроль заряда.

Следует отметить, что данная технология позволяет автоматизировать процесс изготовления зарядов путем заготовки в смесителе большой массы топлива, непрерывности процесса продавливания ее через матрицу и нарезке зарядов требуемой длины после их отверждения.

2.2. Смесевые топлива

Топлива – механическая смесь ряда компонентов, основными из которых являются неорганический окислитель и органическое горючее. В качестве окислителей применяются соли азотной и хлорной кислот (нитраты или селитры и перхлораты). Эти вещества богаты кислородом и имеют широкую сырьевую базу. Селитры калиевая (KNO_3), натриевая (NaNO_3) и нитрат аммония (NH_4NO_3) обладают двумя недостатками. Они не позволяют получать высокий удельный импульс тяги из-за малой энергетичности. Это определяется небольшим содержанием свободного кислорода (20...30%), образующегося при их разложении, и достаточно низкой температурой продуктов сгорания. Второй недостаток – это высокая гигроскопичность. При длительном хранении они способны поглощать и накапливать влагу из внешней среды в количествах, превышающих в несколько раз собственную массу. Поэтому топливо приходится изолировать от внешней среды. Однако очень низкая стоимость этих окислителей обуславливает использование топлив на их основе для тактических ракет, изготавливаемых огромными сериями.

В качестве перхлоратов в топливах можно применять перхлорат калия (KClO_4), натрия (NaClO_4), аммония (NH_4ClO_4). При их разложении образуется от 46 до 54% свободного кислорода, что определяет более высокую, чем у нитратов, энергетику топлив на их основе. Наиболее широко распространенный окислитель – перхлорат аммония (ПХА). Его достоинство заключается в наибольшем содержании свободного кислорода при разложении и малой гигроскопичности, отсутствии в продуктах разложения твердых частиц. В последнее время ведутся работы по внедрению в качестве окислителей динитра-

мидов, представителем которых является, например, аммонийный динитрамид (АДНА, $\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$). Эти перспективные окислители обладают высокой энергетикой, нетоксичны, но имеют высокую стоимость и способны вступать в химические реакции с некоторыми другими компонентами топлива.

Что касается ПХА, то это кристаллическое вещество с размером кристаллов от 20 до 200 мкм. При нагревании он разлагается по следующей реакции:



Как видно, в продуктах разложения отсутствуют конденсированные частицы, т.е. образуются только газообразные продукты.

Вторым компонентом смесевых топлив является горючее-связующее. Оно выполняет две функции, поставляя горючие элементы (водород и углерод) и связывая все компоненты в единый твердый заряд. Первоначально оно должно быть жидким, чтобы его можно было качественно перемешать с порошкообразным окислителем и другими компонентами. После смешения и формирования заряда связующее должно перейти в твердую фазу, скрепляя все компоненты и образуя твердый заряд определенной формы. Такими свойствами обладают синтетические каучуки и смолы, которые в исходном состоянии – вязкие жидкости, а при добавке специальных отвердителей и небольшом нагреве достаточно быстро становятся твердым веществом. При использовании каучуков получаются эластичные топлива, смол – жесткие. Чаще всего применяют каучуки, так как заряды из них обладают лучшими прочностными характеристиками в двигателе и способны выдерживать значительные перегрузки и деформации. Наиболее широкое распространение получили полиуретановые и полибутadiеновые каучуки, бутилкаучук. Химическая формула, например, бутилкаучука $(\text{C}_{18}\text{H}_{34})_n$, т.е. в нем имеются в большом количестве только горючие элементы, которые образуют длинные макромолекулы.

В современные смесевые топлива (СТРТ) дополнительно включают в качестве горючего металлы. При сгорании металла выделяется большое количества тепла, что существенно увеличивает удельный импульс тяги РДТТ по сравнению с двигателями на топливах, в составе которых отсутствует металлическое горючее. В качестве металлического горючего эффективны легкие металлы – литий, бериллий, алюминий. Хотя по калорийности предпочтительнее первые два, но бериллий очень токсичен, и оба они очень дороги. Наиболее часто применяют алюминий в виде мелкодисперсного порошка с размером

частиц ~5...10 мкм. Такие малые частицы позволяют обеспечить полное сгорание металла в пределах камеры двигателя, т.е. высокую плотность сгорания топлива. В ряд топлив включают не чистый алюминий, а его гидрид (AlH_3). Это дает возможность увеличить калорийность топлива без роста температуры продуктов сгорания.

Обязательный компонент смесового топлива – отвердитель, который необходим для полимеризации горючего-связующего, в качестве которого можно использовать, например, динитробензол. Как и в БТРТ, в состав СТРТ входят в небольшом количестве различные добавки: стабилизаторы, регуляторы скорости, технологические добавки. Кроме этого, в состав топлива вводят пластификаторы для улучшения литьевых качеств топливной массы, поверхностно-активные вещества, которые снижают вязкость топливной массы и предотвращают слипание кристаллов окислителя.

В перспективных смесовых топливах начинают применять еще одну добавку – мощные взрывчатые вещества гексоген ($\text{C}_3\text{H}_6\text{O}_6\text{N}_6$) и октоген ($\text{C}_4\text{H}_8\text{O}_8\text{N}_8$) в небольшом количестве. Калорийность топлива в этом случае повышается, а температура продуктов сгорания понижается. Положительное качество таких топлив – увеличение плотности. Однако при изготовлении зарядов и последующей их эксплуатации возникает серьезная проблема, связанная с безопасностью.

Технология производства зарядов из СТРТ является сугубо индивидуальной для каждого образца и включает в себя следующие операции (рис. 5) [7]:

- смешение компонентов в специальных смесителях при повышенной температуре (порядка 50 °C). Нагрев улучшает перемешивание за счет разжижения горючего-связующего. Процесс смешения происходит в условиях вакуума для удаления газовых включений в топливной массе и на вибрационных стендах для ее уплотнения;
- формование заряда путем заливки топливной массы в камеру двигателя или в форму;
- отверждение топлива при температуре 70...80 °C в специальных нагревательных камерах. Время этого процесса может достигать нескольких часов;
- охлаждение заряда до нормальной температуры;
- извлечение технологической оснастки, формирующей внутреннюю поверхность заряда, и извлечение заряда из формы.

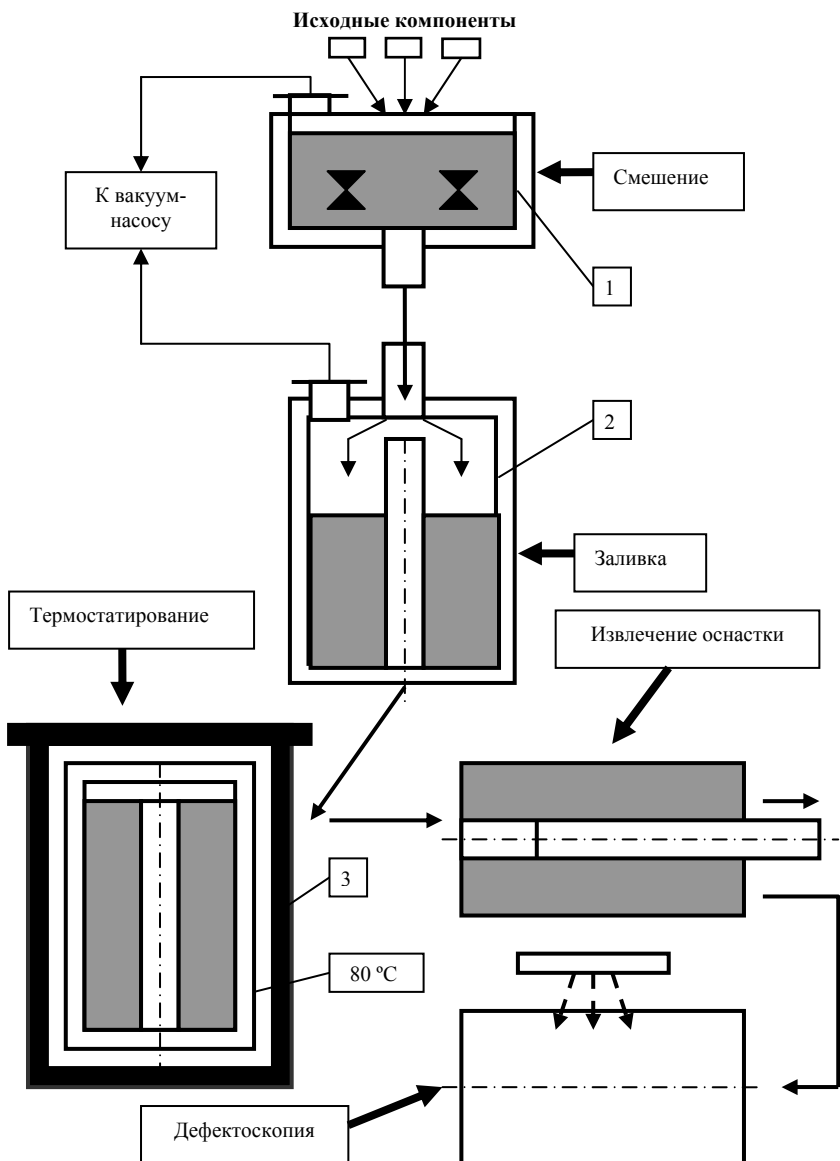


Рис. 5. Схема производства заряда из смешеного топлива:
 1 – смеситель; 2 – форма или камера сгорания; 3 – термостат

Примерный состав СТРТ: окислитель до 70%, горючее-связующее до 16%, металлическое горючее 10...22%, остальные добавки порядка 2,5...3%.

2.3. Сравнительная характеристика двухосновных и смесевых топлив

Для выбора топлива в конкретном двигателе необходимо учитывать целый ряд характеристик, определяющих его энергетические возможности, массовые параметры двигателя, способность топливно-го заряда сопротивляться действующим нагрузкам, затраты на изготовления заряда. Наиболее важными являются следующие характеристики.

Плотность топлива. Чем выше плотность топлива, тем меньше объем заряда и требуемые размеры камеры сгорания двигателя, что снижает массу конструкции двигателя.

Удельный импульс тяги. Применительно к топливу речь идет об импульсе тяги, получаемом при сжигании данного топлива в стандартном двигателе. Использование стандартного двигателя позволяет сравнить энергетические возможности различных топлив в одинаковых условиях. Такой двигатель имеет параметры: давление в камере сгорания 5 МПа (двухосновные топлива) и 3 МПа (смесевые топлива), геометрическую степень расширения сопла 9. Расчетный или измеренный удельный импульс тяги в таком двигателе носит название «топливный удельный импульс $J_{уд}^T$ ».

Температура продуктов сгорания. Эта характеристика определяет требуемую мощность тепловой защиты элементов конструкции двигателя. Чем выше температура продуктов сгорания T_0 , тем больший тепловой поток поступает в стенки элементов и тем требуется большая толщина теплозащитного покрытия на стенках. То есть с ростом температуры увеличивается масса двигателя.

Критическое давление в камере. Это давление, разграничивающее стабильное и нестабильное горение топлива. При давлении в камере ниже критического $p_{кр}$ процесс горения топлива нестабилен и возможно даже его угасание. Чем ниже критическое давление, тем шире диапазон эксплуатации двигателя по давлению.

Допустимая относительная деформация топлива. Топливный заряд – один из элементов конструкции двигателя и подвергается, как и все остальные элементы, различным силовым нагрузкам. Способность выдерживать воздействующие нагрузки без опасных деформа-

ций определяется допустимой относительной деформацией топлива ε . Чем эластичнее материал (больше ε), тем большие деформации он выдерживает.

Затраты на изготовление зарядов складываются из стоимости сырья для изготовления их компонентов, затрат на технологическое оборудование и выбираемый технологический процесс. Первые два вида затрат обычно оцениваются стоимостью изготовления одного килограмма топливного заряда при сравнении этого показателя в относительных единицах. Что касается технологического процесса, то здесь предпочтительна технология серийного изготовления.

Сравнительные характеристики двухосновных (БТ) и смесевых (СТ) топлив по этим показателям приведены в таблице.

Сравнительная характеристика топлив

Топливо	$\rho_{\text{т}}$, кг/м ³	$J_{\text{уд}}^{\text{т}}$, м/с	T_0 , К	$p_{\text{кр}}$, МПа	ε , %	Относи- тельная стоимость	Технология производства
БТ	1600	2300	2600	5	5	1	Автоматизирован- ная
СТ	1750	2600	3400	1,5	30	20	Индивидуальная

СТ благодаря высокой плотности, энергетическим возможностям и высокой пластичности целесообразно использовать для крупногабаритных зарядов. Поскольку такие заряды выпускают малыми сериями, то стоимость и технология производства отходят на второй план. БТ обычно применяют для малогабаритных зарядов, которые изготавливаются большими сериями и для них особо важны стоимостные и производственные факторы. Для таких зарядов оказываются не столь важны плотность топлива и его энергетические возможности.

3. ПРОЦЕСС ГОРЕНИЯ ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

Процесс горения твердого топлива в камере сгорания является одним из важнейших процессов в двигателе. Он определяет не только характеристики рабочего тела (продуктов сгорания), поступающих на вход сопла, но и расходные и тяговые параметры двигателя. В РДТТ секундный массовый расход двигателя полностью зависит от секундного массового газоприхода, т.е. от массы продуктов сгорания, образующихся в единицу времени в процессе горения топлива. Любое из-

менение в характере процесса горения непременно скажется на выходных параметрах двигателя. Поэтому понимание особенностей процесса горения, знание факторов, влияющих на его ход, совершенно необходимы при проектировании любого двигателя и обеспечении его надежной эксплуатации.

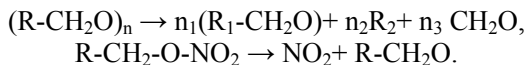
Процесс горения – сложный многостадийный процесс превращения исходного твердого топлива в конечные продукты сгорания. При горении любого топлива можно выделить три основные стадии: инертный прогрев исходного топлива, его разложение с образованием газообразных и иногда конденсированных продуктов разложения и химические реакции взаимодействия этих продуктов в газовой фазе с образованием конечных продуктов сгорания. Характер протекания процессов в этих стадиях различен и во многом зависит от состава и структуры топлива.

3.1. Механизм горения двухосновных топлив

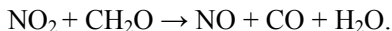
Данные топлива гомогенные, в них окисляющие и горючие элементы перемешаны на молекулярном уровне. Поэтому все процессы в зоне горения можно рассматривать в одномерной постановке [3, 4, 8].

На первой стадии происходит нагрев топлива. Перед нагревом топливо имеет начальную температуру $T_{нач}$, т.е. температуру, до которой нагреты все элементы конструкции двигателя перед его запуском. В конце стадии температура повышается до температуры начала разложения топлива $T_{нр}$, которая характеризует начало первой реакции разложения одного из компонентов топлива. В течение этого периода не изменяются физико-химические свойства топлива. Его структура также остаётся неизменной. В топливе происходит лишь повышение температуры в поверхностном слое. В глубине его из-за низкой теплопроводности температура остаётся неизменной и равной начальной. В течение стадии температура поверхности топлива непрерывно повышается вплоть до температуры начала разложения. Растет и толщина прогретого слоя, в котором температура выше начальной температуры. В конце стадии толщина прогретого слоя достигает величины δ_L . Прогрев топлива требует затрат тепла, поэтому на первой стадии необходим подвод тепла извне к поверхности топлива. Эта стадия носит название «инертный прогрев топлива», она характерна для любого типа топлива, в том числе и смешанного.

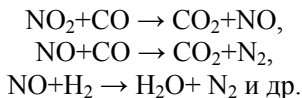
Вторая стадия – стадия разложения топлива. В этот период последовательно протекает целый ряд реакций разложения компонентов топлива и превращение их в конечные продукты разложения. В целом процесс разложения любого твердого топлива – это совокупность последовательных химических реакций разложения сначала сложных, а затем все более простых химических соединений. Первые реакции являются реакциями разрыва связей в длинных цепочках нитроклетчатки (деполимеризация радикалов мономолекул) и отделения групп NO_2 от радикалов:



Одновременно в конденсированной (твердой) фазе протекают и другие реакции разложения с образованием малых радикалов и многоатомных молекул. Все они требуют затрат тепла на свое протекание. Однако в подповерхностной зоне происходят и экзотермические реакции, связанные с раскислением двуоксида азота,



В результате над конденсированной фазой образуется пародымогазовая зона, в которой присутствуют продукты конечного разложения топлива в виде молекул NO_2 , NO , CO , H_2 , H_2O , частиц сажи и других газообразных продуктов. Температура в этой зоне повышается, но вследствие малого тепловыделения не превышает 1000...1400 К. Границу между конденсированной фазой и пародымогазовой зоной принято считать поверхностью горения топлива. Температура поверхности горения T_s составляет примерно 600 К. В пародымогазовой зоне отсутствует свободный кислород, необходимый для последующего окисления горючих элементов. Он находится в связанном состоянии в составе оксида и двуоксида азота. При накоплении оксидов азота и повышении температуры начинают интенсифицироваться заключительные химические реакции процесса горения. Это происходит над пародымогазовой зоной в области светящегося пламени. В этой зоне протекают реакции с образованием конечных продуктов сгорания:



Все эти реакции экзотермические. Значительное выделение тепла во время реакций приводит к росту температуры. На верхней границе

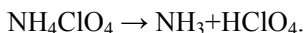
реализуется температура конечных продуктов сгорания T_0 . В целом вся зона, в которой происходит разложение компонентов топлива, называется реакционной зоной в конденсированной фазе. Её толщина равна $\delta_{\text{рк}}$. Зону над поверхностью горения, где протекают экзотермические реакции, обычно называют реакционной зоной в газовой фазе. Её толщина равна $\delta_{\text{рг}}$.

3.2. Механизм горения смесевых топлив

В целом механизмы горения смесевых и двухосновных топлив схожи. Их горение происходит также в три стадии, область горения включает три зоны: инертного прогрева, реакционную зону в конденсированной фазе и зону реакций в газовой фазе. Особенности механизма горения смесевых топлив связаны с их гетерогенной структурой и наличием металлического горючего [1, 4, 9].

Локальное расположение окислителя и горючего определяет неоднородность поступления продуктов разложения этих компонентов в газовую фазу. От поверхности горения в каждый момент времени оттекают струйки продуктов разложения окислителя и горючего. Их дальнейшее взаимодействие возможно только после перемешивания за счет процесса диффузии. Поэтому, если для двухосновных топлив характерен кинетический режим горения, то для смесевых топлив, помимо кинетики химических реакций, важны и диффузионные процессы смешения. Неоднородность оттекающих продуктов разложения имеет место не только по координате вдоль поверхности горения, но и во времени в соответствии с чередующимся расположением в топливе кристаллов окислителя и прослоек горючего по поперечной координате. Таким образом, на поверхности горения постоянно меняются с большой частотой структура и состав оттекающих продуктов разложения. Очевидно, что геометрические размеры такой неоднородности не постоянны даже для одного топлива, а будут меняться в соответствии с дисперсностью кристаллов окислителя.

Что касается состава продуктов разложения, то в результате первичного разложения перхлората аммония в конденсированной фазе образуются аммиак и хлорная кислота:



Реакция вторичного разложения:



Термическое разложение горючего происходит поэтапно: вначале разрыв наиболее слабых связей в цепи мономолекулы, затем ее разделение на крупные радикалы и их глубокая деструкция с образованием конечных продуктов разложения. Среди продуктов разложения присутствует углерод в виде твердых нитей, которые образуют на поверхности горения углеродный каркас. Каркас удерживается на поверхности некоторое время за счет глубинных связей с еще не разложившимся топливом. Его толщина нарастает до тех пор, пока его не срывает увеличивающаяся аэродинамическая сила оттекающих газообразных продуктов. Затем во времени появляется новый слой такого пористого каркаса. Поверхность горения смесового топлива, как граница между конденсированной и газовой фазами, носит условный характер из-за наличия каркасного слоя. Средняя температура в каркасном слое, в зависимости от состава топлива, лежит в пределах 800...1200 К.

Вторая принципиальная особенность процесса горения смесовых топлив связана с наличием металлического горючего – алюминия. На поверхности горящего топлива в каркасном слое частицы плавятся и удерживаются некоторое время вместе с каркасом. В этой зоне может протекать процесс агломерации частиц, т.е. их укрупнения за счет слияния. При попадании в реакционную зону газовой фазы начинается процесс их горения. Он проходит в диффузионном режиме в зоне, окружающей частицу, куда поступают пары испаряющегося металла и диффундирует кислород из внешнего газового потока. Следует отметить, что воспламенение и горение в пределах каркасного слоя возможны только для мелких частиц. Более крупные частицы покидают поверхность горения в твердом состоянии и плавятся, воспламеняются и горят уже в газовой фазе над поверхностью горения. Как правило, время, необходимое для полного сгорания частиц металла, больше, чем время протекания химических реакций между газообразными продуктами разложения топлива. Вследствие этого полнота сгорания топлива чаще всего определяется полнотой сгорания металлического горючего.

3.3. Обобщенная модель горения твердого топлива

Для получения характеристик и параметров зоны горения необходимо рассмотреть систему уравнений, описывающих физико-химические процессы в конденсированной и газовой фазе при горении топлива. Однако дать математическое описание всех процессов с учетом всех особенностей, характерных для различных топливных

составов, не представляется возможным из-за их сложности и неточности знаний определяющих характеристик. Поэтому приходится при анализе оперировать упрощенной (обобщенной) моделью процесса горения [10]. В такой модели учитываются все основные процессы преобразования исходного топлива в конечные продукты сгорания: многостадийность, наличие характерных зон инертного прогрева, разложения и химического взаимодействия в газовой фазе, а также понятия о поверхности горения топлива, геометрических размерах характерных зон и характерных температурах на их границах. В модели не учитывается специфика горения двухосновных топлив, связанная с наличием в реакционной зоне газовой фазы пародымогазовой и пламенной зон, а для смесевых топлив отсутствует учет особенностей горения металлического горючего. Такая обобщенная модель позволяет принять единую структуру зоны горения и проанализировать факторы, влияющие на процесс горения топлива.

В модели считается, что каждый слой топлива, начиная с поверхностного слоя заряда, последовательно проходит все три стадии, т.е. нагревается, разлагается, а затем продукты разложения химически реагируют друг с другом. Во времени эти процессы идут непрерывно, и зона горения перемещается в глубь топлива. При неизменных внешних условиях это перемещение происходит с постоянной скоростью, линейной горения топлива u_T .

Зона горения (рис. 6) включает в себя конденсированную и газовую фазы. Границей между ними является поверхность горения. Конденсированная фаза состоит из прогретого слоя толщиной δ_r , на нижней границы которого начальная температура $T_{нач}$, а на верхней температура начала разложения $T_{нр}$. Над этой зоной располагается реакционная зона конденсированной фазы толщиной $\delta_{рк}$, в пределах которой температура меняется от $T_{нр}$ до температуры поверхности горения T_s . Над поверхностью горения находится реакционная зона газовой фазы, в которой протекают завершающие химические реакции взаимодействия продуктов разложения топлива с выделением большого количества тепла. Зона имеет толщину $\delta_{рг}$ и перепад температур от T_s до температуры продуктов сгорания T_0 .

На основании рассмотрения моделей горения твердого топлива можно сделать следующие важные выводы:

1. Процесс горения носит явный тепловой характер. Интенсивность процесса, а следовательно, и скорость горения, зависят от количества тепла, поступающего из газовой фазы к поверхности горения,

т.е. от плотности теплового потока $q_{\text{внеш}}$. Чем больше тепла поступает в конденсированную фазу, тем большая масса топлива будет нагреваться и разлагаться в единицу времени, тем выше будет скорость горения.

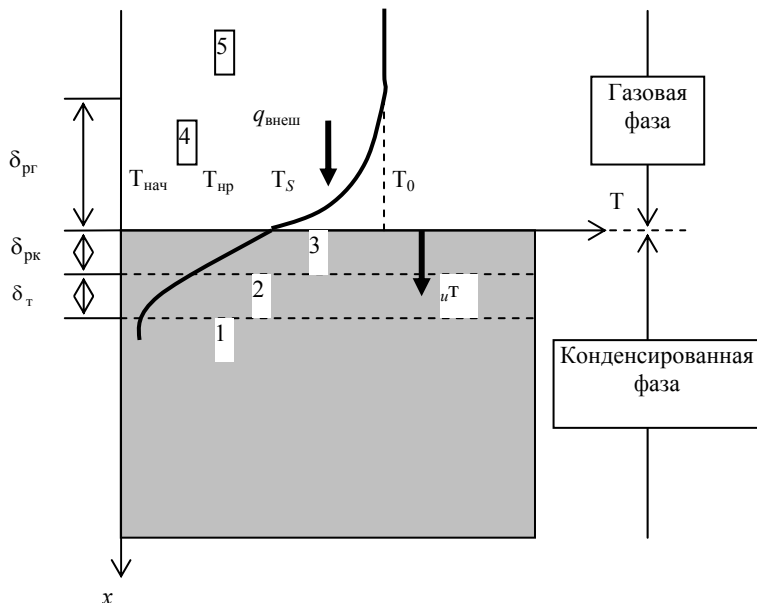


Рис. 6. Зона горения твердого топлива: 1 – исходное топливо; 2 – зона инертного прогрева; 3 – реакция зона в конденсированной фазе; 4 – реакция зона в газовой фазе; 5 – конечные продукты сгорания

2. В процессе основного времени горения топливного заряда внешний тепловой поток к поверхности горения формируется высокотемпературной реакционной зоной газовой фазы. Тепло к поверхности передается, в основном, теплопроводностью, поэтому приближенно, с допущением о линейном характере изменения температуры в зоне реакций в газовой фазе, тепловой поток может быть выражен через параметры этой зоны:

$$q_{\text{внеш}} = q_{\text{г}} = \lambda_{\text{г}}(T_0 - T_{\text{с}})/\delta_{\text{рг}}. \quad (17)$$

В начальный момент работы двигателя над поверхностью топлива отсутствует высокотемпературная газовая зона. Для нагрева и раз-

ложения поверхностного слоя топлива требуется внешний источник тепла. Его роль выполняет воспламенительное устройство. Запуск двигателя начинается с подачи сигнала на его срабатывание. При сгорании воспламенительного состава горячие продукты его сгорания заполняют внутренний объем камеры сгорания и обеспечивают тепловой поток к поверхности заряда, появляется $q_{\text{внеш}} = q_{\text{воспл}}$. Воспламенительное устройство – обязательный элемент конструкции любого РДТТ.

3. Выгорание топливного заряда происходит параллельными слоями, т.е. на любом участке поверхности его горения за любой промежуток времени выгорает одинаковая толщина топлива.

4. Единственным реальным путем гашения топлива в работающем двигателе является исключение воздействия внешнего теплового потока. В этом случае не произойдет подготовка нового слоя топлива к горению. В соответствии с выражением (17) обнулить q_r можно за счет значительного уменьшения температуры T_0 или резкого увеличения толщины реакционной зоны газовой фазы δ_{rg} . Для уменьшения температуры необходимо ввести в зону над поверхностью горения охладитель, который поглотит тепло на свой нагрев и последующее испарение или плавление. Но практически для большинства форм зарядов это не реализовать из-за невозможности подачи охладителя на внутренние поверхности каналов. К тому же при этом увеличится масса конструкции двигателя за счет системы хранения и подачи охладителя. Поэтому на практике используют второй метод – увеличивают толщину зоны реакций в газовой фазе. Это можно осуществить резким сбросом давления в камере сгорания, достигая резкого увеличения скорости оттока продуктов разложения от поверхности горения топлива. Сброс давления происходит при вскрытии специальных отверстий в камере (отсечных сопел). Естественно, после гашения топлива повторный запуск двигателя невозможен.

5. Из-за низкой теплопроводности твердых топлив и продуктов их разложения размеры характерных зон в области горения невелики. Толщина зоны прогрева не превышает 1...1,5 мм, реакционной зоны в конденсированной фазе 5 мм, зоны реакций в газовой фазе 10 мм для топлив без металла и в 1,5...2,5 раза больше для топлив с металлическим горючим.

3.4. Газоприход в камере сгорания и общее выражение для скорости горения топлива

В РДТТ рабочее тело образуется в результате сгорания топлива в камере, поэтому расход рабочего тела через сопло зависит от его при-

хода в процессе горения топлива. В стационарных условиях можно говорить о равенстве секундных массовых газопритока и расхода. Так как от массового расхода зависят выходные тяговые характеристики двигателя, то обеспечение их требуемой величины связано с определенной величиной массового газопритока.

Если принять во внимание, что секундный газоприток есть отношение массы сгоревшего топлива за единицу времени $\dot{P} = m_{\text{сг}} / t_{\text{сг}}$, то его можно выразить через сгоревший объём топлива $V_{\text{сг}}$ или через сгоревшую толщину топлива $h_{\text{сг}}$ и величину поверхности горения:

$$\dot{P} = V_{\text{сг}} \rho_{\text{т}} / t_{\text{сг}} = h_{\text{сг}} S_{\text{г}} \rho_{\text{т}} / t_{\text{сг}} .$$

Отношение сгоревшей толщины к времени сгорания есть не что иное, как линейная скорость горения. Значит, секундный массовый газоприток зависит от трёх величин: плотности топлива $\rho_{\text{т}}$, величины поверхности горения заряда $S_{\text{г}}$ и скорости горения топлива $u_{\text{т}}$:

$$\dot{P} = \rho_{\text{т}} S_{\text{г}} u_{\text{т}} . \quad (18)$$

Плотность топлива является паспортной характеристикой конкретной марки топлива. Поверхность горения можно точно подсчитать для любой формы заряда. Величина же скорости горения зависит не только от марки топлива, но и от многих внешних факторов (давления в камере сгорания, величины начальной температуры и др.). Значит, для определения секундного газопритока необходимо знать величину скорости горения в конкретных условиях.

Общее выражение для скорости горения можно получить из рассмотрения теплового баланса на поверхности горения. Количество приходящего к поверхности тепла определяется плотностью теплового потока из газовой фазы, величиной поверхности и временем, в течение которого действует тепловой поток:

$$Q_{\text{прих}} = q_{\text{внеш}} S_{\text{г}} t .$$

Приходящее тепло расходуется на нагрев топлива от начальной температуры до температуры $T_{\text{с}}$ и на разложение нагретой массы топлива

$$Q_{\text{расх}} = Q_{\text{нагр}} + Q_{\text{разл}} = c_{\text{т}} m_{\text{т}} (T_{\text{с}} - T_{\text{нач}}) + m_{\text{т}} Q_{\text{р1}} ,$$

где $c_{\text{т}}$ – удельная теплоёмкость топлива; $m_{\text{т}}$ – масса топлива; $Q_{\text{р1}}$ – теплота разложения единицы массы топлива. Массу можно выразить

через плотность топлива, поверхность горения и толщину прогретого и разложившегося слоя топлива. Тогда рассматриваемое условие баланса тепла будет иметь вид

$$q_{\text{внеш}} S_{\Gamma} t = \rho_{\Gamma} S_{\Gamma} h_{\text{сгор}} [c_{\Gamma} (T_S - T_{\text{нач}}) + Q_{\text{p1}}] .$$

Учитывая, что отношение толщины топлива, прогретого и разложившегося за время t , есть скорость горения топлива, можно из этого равенства получить общее выражение для линейной скорости горения в следующем виде:

$$u_{\Gamma} = h_{\text{сгор}} / t = q_{\text{внеш}} / \rho_{\Gamma} [c_{\Gamma} (T_S - T_{\text{нач}}) + Q_{\text{p1}}] . \quad (19)$$

Тепло к поверхности топлива передается теплопроводностью из реакционной зоны газовой фазы. Плотность теплового потока к поверхности в любой момент времени горения топлива можно представить в виде (17). Полученное выражение (19) сложно использовать для расчета скорости горения, так как требуется знание многих характеристик и параметров зоны горения. Среди них можно выделить температуры в зоне горения T_0 и T_S , теплофизические характеристики топлива и продуктов его разложения c_{Γ} , ρ_{Γ} , λ_{Γ} , тепловой эффект разложения топлива Q_{p1} , начальную температуру, толщину реакционной зоны в газовой фазе, давление в камере сгорания и др. Многие из этих величин не поддаются точному расчету. Сложно их определить и экспериментально. Поэтому точность расчёта скорости горения по выражению (19) чрезвычайно низка. Однако оно позволяет проанализировать, какие факторы и как влияют на величину скорости.

3.5. Факторы влияния на величину скорости горения

Тип и состав топлива. Различные топлива отличаются характеристиками и параметрами зоны горения. Например, температура поверхности горения у двухосновных и смесевых топлив может отличаться на 400 градусов, а температура на верхней границе реакционной зоны газовой фазы на 1000 градусов. Скорость горения будет зависеть и от наличия в составе топлива катализаторов или ингибиторов. Для смесевых топлив на скорость оказывает влияние дисперсность перхлората аммония. Чем меньше размер кристаллов окислителя, тем выше скорость горения. Введением катализаторов и ингиби-

торов и изменением дисперсности окислителя можно менять скорость на $\pm 50\%$. Следует отметить, что для нормальной работы двигателей целесообразна скорость горения топлива в среднем порядка $0,01$ м/с.

Начальная температура. На скорость горения оказывает влияние начальная температура, т.е. температура внешней окружающей среды в момент запуска двигателя. В соответствии с (18) с ростом $T_{\text{нач}}$ увеличивается скорость горения. Характер этой зависимости сложно получить из этого выражения, как уже отмечалось, из-за необходимости знания многих трудно определяемых параметров. На практике разработчики топлива эту зависимость находят экспериментально, измеряя скорость горения при различных температурах. Затем полученные опытные данные обрабатывают с введением коэффициента, учитывающего отличие скорости горения при конкретной $T_{\text{нач}}$ от скорости горения при нормальной (базовой) температуре. За нормальную температуру принимается температура $+20$ °С. Вид этой зависимости следующий:

$$u_{T_{\text{нач}}} = u_{T_{+20}} k_T, \quad (20)$$

где поправочный коэффициент

$$k_T = B/[B-(T_{\text{нач}} - 20 \text{ °С})] .$$

Параметр B носит название коэффициента температурной чувствительности скорости горения топлива. Его значение всегда указывается в паспорте на топливо. Величина этого коэффициента для разных топлив лежит в пределах $300 \dots 350$ град.

Давление в камере сгорания. Одно и то же топливо будет гореть с различной скоростью при разном давлении в камере сгорания. Опыт показывает, что с ростом давления скорость горения увеличивается. В явном виде эта зависимость не прослеживается в общем выражении (19). Она реализуется через плотность внешнего теплового потока.

Толщину зоны реакций в газовой фазе, входящую в (17), можно представить как произведение скорости газообразных продуктов разложения, оттекающих от поверхности горения u_T , и времени протекания химических реакций, превращающих продукты разложения в конечные продукты сгорания $t_{\text{хим}}$. Скорость газа несложно определить из условия равенства прихода и расхода газа: $\dot{V} = \rho_T S_T u_T$

$$\dot{m} = \rho_T u_T F_{\text{прох}} .$$

Учитывая, что площадь проходного сечения оттекающего потока равна площади поверхности горения, с которой образуется газ, и, ис-

пользуя для плотности газа уравнение состояния, выражение для скорости газа будет иметь вид $u_r = \rho_r u_r R_g T_0 / p_0$. После подстановки в (19) всех этих соотношений можно получить окончательное выражение для скорости горения:

$$u_r = \frac{\lambda_r (T_0 - T_s) p}{\rho_r [c_r (T_{nr} - T_{нач}) + Q_{pl}] \rho_r u_r R_g T_g t_{хим}}.$$

Следовательно, зависимость скорости горения от давления имеет степенной характер: u_r пропорциональна $p^{0,5}$. Чем выше давление, тем больше скорость горения. На практике для расчета скорости горения топлива чаще всего используют эмпирическую зависимость, получаемую на основании опытных данных, следующего вида:

$$u_r = u_1 p^\nu, \quad (21)$$

где коэффициент u_1 и показатель степени ν зависят только от состава топлива и являются паспортными характеристиками топлива. В современных топливах показатель ν меняется в пределах от 0,25 до 0,75. Причем более высокие значения показателя у двухосновных топлив, а меньшие – у смесевых.

Влияние скорости газового потока своеобразно. Во-первых, оно имеет место только в случае, когда поток продуктов сгорания движется вдоль поверхности горения топлива. Во-вторых, оно проявляется только при больших скоростях движения продуктов сгорания.

Физическая картина влияния заключается в следующем. На поверхности горения, как и на любой поверхности при обтекании газовым потоком, возникает пограничный слой (ПС). В его начале реализуется ламинарный режим течения, затем на некотором расстоянии от точки начала формирования ПС происходит его турбулизация, появляется турбулентная часть, которая увеличивается в размере, а ламинарная часть (ламинарный подслой), наоборот, уменьшается. Как известно, при ламинарном течении вектор скорости газовых частиц направлен вдоль образующей поверхности. При турбулентном течении у частиц, помимо продольной скорости, появляются поперечные пульсации. В камере сгорания продольное обтекание поверхности горения происходит при течении продуктов сгорания во внутренних полостях заряда или в зазоре между зарядом и поверхностью камеры. В обоих случаях по длине поверхностей заряда линейно нарастает скорость газа.

Толщина ПС соизмерима с толщиной зоны реакций в газовой фазе. В начальной части поверхности горения заряда, где имеет место

ламинарный режим течения, во всей зоне реакций частицы газа движутся только в продольном направлении, и в любой точке поперек этой зоны реализуется своя температура в пределах от T_S до T_0 . Это определяет постоянство $q_{\text{внеш}}$ и скорости горения (рис. 7). Если определить характерную точку x_* , отвечающую условию равенства толщин ламинарной части ПС и зоны реакций, то при $x \leq x_*$ скорость горения топлива остается постоянной. При $x > x_*$ начинается турбулизация зоны реакций, и чем дальше вниз по потоку, тем большая часть зоны охватывается этим процессом. В зоне турбулизации высоконагретые и вышерасположенные частицы газа при поперечном движении сталкиваются с менее нагретыми нижерасположенными частицами, передавая им часть тепла. Этот эффект приводит к «механическому» увеличению количества тепла, поступающего к поверхности горения топлива, а следовательно, и к увеличению скорости горения топлива.

Определить точку начала турбулизации зоны реакций в газовой фазе очень сложно, поэтому принято отсчет этого эффекта вести по скорости газового потока, обдувающего поверхность топлива. Эту скорость не трудно подсчитать при известных геометрических размерах области течения газа и характеристиках газа. Во всех случаях скорость газа будет меняться линейно по продольной координате. Поэтому принято вводить понятие пороговой скорости газового потока u_* , за которую принимают скорость, соответствующую координате x_* . При скорости газа, меньшей этого значения, турбулизация в зоне реакций отсутствует, и скорость горения остается постоянной. При скоростях больше пороговой наступает турбулизация, и скорость горения начинает увеличиваться и тем больше, чем больше отличается скорость газа от порогового значения. Отмеченный эффект в литературе часто носит название эрозионного горения твердого топлива. Исторически такое название возникло на ранней стадии создания РДТТ, когда обнаружили непонятный эффект увеличения скорости горения на начальном этапе работы двигателя. Было сделано предположение, что в этот период, когда скорости потоков продуктов сгорания максимальны, происходит сильное аэродинамическое воздействие газа на шероховатую поверхность горения. Это приводит к вырыванию частиц топлива с поверхности и последующему догоранию их вдали от поверхности горения. Такое механическое воздействие ведет к увеличению скорости горения. Более поздние исследования позволили уточнить рассматриваемое явление и объяснить его с еди-

ных позиций теплового механизма горения твердого топлива, но термин «эрозивное горение» остался в литературе.

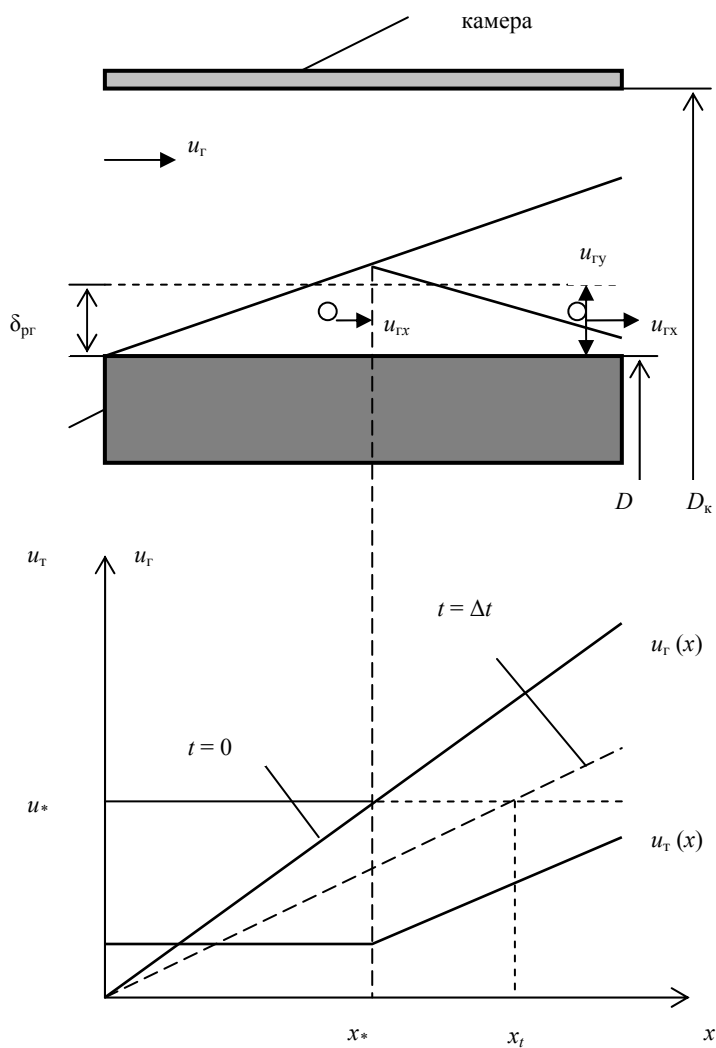


Рис. 7. Зависимость скорости горения от скорости газового потока

На основании рассмотренной модели эрозионного горения можно сделать следующие практические выводы:

1) эрозионный эффект возникает только в случае продольного обтекания горячей поверхности топлива;

2) максимален этот эффект в районе сопловой части заряда, где скорость газового потока максимальна. В этом районе будет и максимальной эрозионная скорость горения топлива;

3) эрозионный эффект – негативное явление для двигателя. При его существовании увеличивается газоприход за счет роста скорости горения, что при неизменной площади критического сечения сопла приводит к росту давления в камере сгорания. Это вызывает увеличение требуемой толщины стенки камеры и рост ее массы;

4) эрозионный эффект проявляется только в начальный момент работы двигателя. Со временем скорость газа резко падает за счет сгорания заряда и увеличения площадей проходных сечений для газового потока, и спустя некоторое время ее величина становится меньше порогового значения по всей длине заряда, эрозионный эффект пропадает;

5) избежать эрозионного эффекта можно на стадии проектирования заряда при условии, что в любом зазоре между зарядом и камерой или в любом канале заряда скорость газа не должна превышать пороговое значение;

6) пороговая скорость газового потока является паспортной характеристикой топлива. Ее величина для разных топлив лежит в пределах 80...120 м/с. Зависимость скорости горения от скорости газа имеет вид $u_T = u_1 p_0^V K_{эp}$, где $K_{эp} = (u_T / u_*)^n$. Коэффициент эрозионного воздействия $K_{эp} = 1$ при скорости газа, меньшей или равной пороговому значению скорости для данного топлива, и больше единицы при $u_T > u_*$.

Отмеченные факторы влияния на скорость горения характерны для всех твердых топлив в различных условиях их горения. Однако в некоторых условиях появляются и другие причины изменения скорости горения. Одна из них – воздействующие перегрузки. Эффект воздействия проявляется только, когда ускорение направлено перпендикулярно горячей поверхности. В этом случае появление инерционных сил приводит к изменению параметров зоны горения, структуры поверхности горения и физических процессов вблизи поверхности. Особенно значим эффект воздействия для металлизированных топлив, в которых при горении массивные металлические частицы удерживаются на поверхности горения и вблизи ее, что меняет тепловой

баланс в зоне горения и, следовательно, скорость горения. В диапазоне изменения перегрузок 0...500 g скорость горения достаточно резко возрастает вначале примерно на 30% до 150 g и менее интенсивно растет еще на 20% в диапазоне 150...500g [4]. Увеличение скорости тем больше, чем крупнее частицы и чем выше их массовое содержание в топливе. Скорость горения при перегрузках для металлизированных топлив можно рассчитать [1] введением коэффициента чувствительности скорости к перегрузкам k_g :

$$u_{tg} = u_t k_g = u_t \frac{1}{1 - \left(Z \frac{Q_{Al}}{Q_{pl}} \right) f_1},$$

где Z – массовое содержание алюминия в топливе, Q_{Al} – тепловой эффект горения алюминия, Q_{pl} – тепловой эффект разложения топлива, f_1 – коэффициент, учитывающий среднемассовый размер частиц алюминия.

На практике было замечено увеличение локальных скоростей горения на участках заряда, подвергающихся деформациям, вызванным воздействием сил давления и перепадом температур. С ростом деформации ϵ скорость горения топлива увеличивается. Это учитывается с помощью коэффициента чувствительности скорости к деформациям k_ϵ :

$$u_{t\epsilon} = u_t k_\epsilon = u_t (1 + b\epsilon).$$

Зависимость носит линейный характер, коэффициент b определяется типом топлива.

Таким образом, в общем случае при наличии всех отмеченных воздействий скорость горения необходимо рассчитывать по следующему выражению:

$$u_t = u_1 p^v k_t k_p k_g k_\epsilon.$$

4. ДАВЛЕНИЕ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

4.1. Стационарное давление

Камера сгорания двигателя – сосуд с полузамкнутым объемом. Давление в ней обусловлено массой газа, находящейся во внутреннем объеме. А масса газа (продуктов сгорания) в работающем двигателе в

каждый момент времени будет, в свою очередь, определяться соотношением прихода газа в процессе сгорания заряда твердого топлива и расхода его в процессе истечения через сопло, т.е. соотношением секундного массового газоприхода и секундного массового расхода.

Зависимость для расхода $\dot{m} = a_k p_0 F_{кр} / \sqrt{R_g T_0}$ носит линейный характер, а для прихода $\dot{\Pi} = \rho_T S_r u_T$, где $u_T = u_1 p^v$, она является степенной. Если построить графики этих зависимостей от давления, то можно выделить характерную точку по давлению, в которой приход равен расходу (рис. 8). Это давление, называемое стационарным, характеризует постоянство давления при работе двигателя. При любом случайном увеличении или уменьшении давления относительно стационарного значения оно вернется к последнему за счет превышения расхода над приходом или, наоборот, за счет превышения прихода над расходом. Величину стационарного давления можно определить из условия равенства прихода и расхода:

$$p_0 = \left(\frac{\rho_T S_r u_1 \sqrt{R_g T_0}}{a_k F_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-v}}. \quad (22)$$

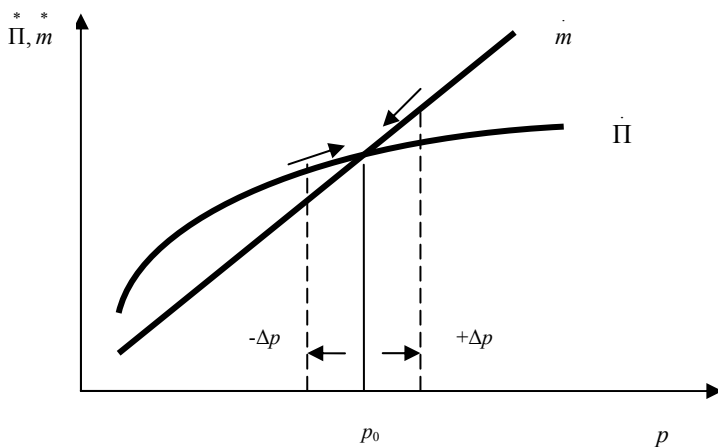


Рис. 8. Стационарное давление

Стационарное давление зависит от характеристик топлива, поверхности горения и площади критического сечения сопла. Если во время работы двигателя нет разгара критического сечения и не изменяется величина поверхности горения, то давление в камере будет оставаться постоянным. Увеличение поверхности горения приведет к росту газоприхода в камере, что при неизменном расходе увеличит давление в ней. В случае изменения площади критического сечения при разгаре или зашлаковывании и неизменной поверхности горения давление будет меняться соответствующим образом: при разгаре падать, а при зашлаковывании расти. Величина давления зависит от тех же факторов, что и скорость горения топлива. Например, при увеличении начальной температуры давление будет расти в соответствии с зависимостью

$$p_{0г} = p_{020} (k_T)^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (23)$$

где $p_{0г}$ и p_{020} – давление соответственно при данной температуре и давлении при температуре $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$, а k_T – коэффициент зависимости скорости горения от температуры (20). Влияние скорости газового потока в случае эрозионного эффекта описывается с учетом коэффициента эрозионного горения топлива следующим выражением:

$$p_{0эп} = p_0 (K_{эп})^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (24)$$

Если скорость горения топлива изменяется под действием других факторов (перегрузок, деформации заряда), то давление будет реагировать соответствующим образом на изменение газоприхода.

4.2. Диаграмма давления

Давление в камере любого двигателя не остается постоянным в течение его работы даже при неизменности поверхности горения заряда и площади критического сечения сопла. Оно переменное в начальный момент (запуск двигателя) и в конечный момент после окончания горения заряда. На типичной диаграмме (рис. 9) можно выделить три характерных участка.

Начальный участок длительностью t_1 является периодом выхода двигателя на режим. Момент времени $t = 0$ соответствует загоранию воспламенительного состава. Его продукты сгорания заполняют камеру, в результате чего в ней начинает расти давление. Сам воспла-

менитель способен поднять давление в камере до некоторой величины p_B , которая может составлять 60...90% от предельного (стационарного) давления p_0 в зависимости от массы воспламенительного состава и свободного начального объема камеры. На участке 0–1 заряд еще не горит.

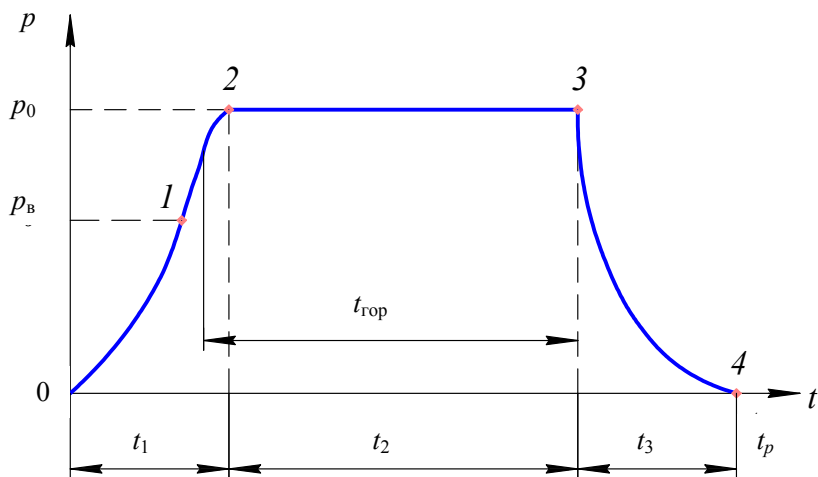


Рис. 9. Диаграмма давления в камере сгорания

Для загорания заряда требуется определенное время, чтобы прогрелся поверхностный слой топлива и произошло разложение компонентов топлива. Тепло, необходимое для этого, поступает к поверхности заряда от продуктов сгорания воспламенителя. Заряд загорается в точке 1, и дальнейшее повышение давления на участке 1–2 определяется дополнительным газоприходом от горения топлива. Горение заряда не начинается мгновенно по всей поверхности. Первой загорается его часть, расположенная вблизи воспламенителя. Как правило, это область переднего днища камеры, где и находится воспламенитель. Наиболее удаленная от воспламенителя часть, в районе соплового днища, загорается в последнюю очередь. Следовательно, на рассматриваемом участке происходит постепенное включение в горение поверхности заряда, и в точке 2 заряд начинает гореть по всей поверхности.

Следующий участок 2–3 основной и наиболее длительный (время t_2). Он соответствует горению заряда по всей поверхности, а точка 3

определяет полное сгорание топлива. Если поверхность горения заряда не изменяется за время работы двигателя, то и давление на этом участке остается постоянным. При переменности поверхности меняется и давление. В точке 3 заряд полностью сгорел, а вся камера оказалась заполненной продуктами сгорания при давлении p_0 . На участке 3–4 падение давления происходит за счет истечения продуктов сгорания через сопло. В конце участка давление в камере сравнивается с давлением окружающей среды. Этот период работы двигателя носит название периода последствий.

Длительности периодов выхода на режим и последствий незначительны (порядка 10^{-1} с), т.е. в большинстве случаев существенно меньше длительности основного периода. Поэтому с достаточной точностью можно ими пренебречь и считать время работы двигателя равным времени сгорания заряда. Характер диаграммы может несколько меняться в зависимости от различных факторов, оказывающих влияние на скорость горения топлива, например от начальной температуры, скорости газового потока. При увеличении начальной температуры растет величина стационарного давления и происходит более быстрое сгорание заряда за счет увеличения скорости горения топлива. При наличии эрозионного горения, которое может проявляться в начальный момент времени, на диаграмме давления появляется эрозионный пик давления, т.е. на начальном участке основного периода работы двигателя давление превышает стационарное значение, а затем снижается до стационарной величины.

Диаграмма тяги полностью идентична диаграмме давления. Это определяется связью между тягой и давлением, которая имеет вид $P = \Phi_P F_{кр} p$, где Φ_P – коэффициент тяги. Коэффициент тяги остается постоянным во время работы двигателя и может быть рассчитан для любого двигателя. С помощью приведенного выражения можно пересчитать диаграмму давления в диаграмму тяги.

Как уже отмечалось, длительность периодов выхода на режим и последствий для большинства двигателей существенно меньше основного периода работы, и их можно не учитывать. Однако для отдельных двигателей, время работы которых незначительно (от 0,4 до 1 с), пренебрежение начальным и конечным участками приведет к большой ошибке при определении выходных параметров таких двигателей. В этом случае необходим расчет изменения давления и тяги на этих участках. Решение такой задачи возможно на основании анализа массового баланса для газа в камере сгорания.

Для любого момента времени справедливо следующее условие массового баланса: изменение массы газа в камере $m_{\Gamma_{\text{кам}}}$ равно разности массы газа $m_{\text{сгор}}$, поступающей в камеру в результате горения, и массы газа $m_{\text{истеч}}$, истекающей из нее через сопло:

$$\frac{dm_{\Gamma_{\text{кам}}}}{dt} = \frac{dm_{\text{сгор}}}{dt} - \frac{dm_{\text{истеч}}}{dt}. \quad (25)$$

Если выразить массу газа в камере через объем камеры и плотность газа, а плотность в предположении идеального газа через давление и комплекс $(RT)_{\Gamma}$, то левая часть дифференциального выражения (25) преобразуется к следующему виду:

$$\frac{dm_{\Gamma_{\text{кам}}}}{dt} = V_{\text{кам}} \frac{d}{dt} \left(\frac{p}{R_{\Gamma} T_{\Gamma}} \right) + \frac{p}{R_{\Gamma} T_{\Gamma}} \frac{dV_{\text{кам}}}{dt}.$$

В правой части первый член уравнения есть не что иное, как секундный массовый газоприход, т.е. $d\Pi = d(\rho_{\Gamma} u_1 p^{\vee} S_{\Gamma})$, а второй член – это секундный массовый расход $d\dot{m} = d \left(\frac{a_k p F_{\text{кр}}}{\sqrt{R_{\Gamma} T_{\Gamma}}} \right)^*$. Если считать про-

цессы в камере адиабатическими, то температуру газа можно связать с давлением: $T_{\Gamma} = T_0 (p/p_0)^{\frac{k-1}{k}}$. Полученные соотношения справедливы для любого периода работы двигателя. Для *периода последствий* объем камеры остается все время постоянным и равным полному объему, так как к его началу заряд полностью выгорел. Газоприход равняется нулю. С учетом этого после интегрирования дифференциального уравнения в пределах: время от нуля до текущего значения, давление от p_0 до текущего значения – получим расчетное выражение для давления в любой момент времени этого периода

$$p = \frac{p_0}{\left[1 - \frac{(1-k)a_k F_{\text{кр}} \sqrt{RT_{\Gamma} T_0}}{2V_{\text{Кполн}}} t \right]^{\frac{2k}{k-1}}}. \quad (26)$$

Расчет кривой изменения давления начинается со времени $t = 0$, когда давление равно стационарному значению p_0 , до времени, соответствующего величине давления 0,2...0,3 МПа.

Для периода выхода двигателя на режим можно принять объем камеры также постоянным и равным начальному свободному объему камеры $V_{\text{к нач}}$. В этот период нельзя пренебрегать приходом и расходом газа в камере. Используя аналогичный подход в решении исходного уравнения (25), получаем следующее выражение для расчета давления:

$$p = p_0 \left\{ 1 - \exp \left[- \frac{a_k \sqrt{R_{\text{г}} T_0} (1 - \nu) F_{\text{кр}}}{V_{\text{к нач}}} t \right] \right\}^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (27)$$

В начальный момент давление равно нулю. Со временем оно начинает возрастать. Достижение стационарного давления, согласно решению, возможно только при стремлении времени к бесконечности вследствие экспоненциальной зависимости $p(t)$. Практически расчет давления заканчивается при достижении $0,85 \dots 0,9 p_0$.

5. ПРОЦЕСС ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

В любом РДТТ необходимо иметь воспламенительное устройство, основная задача которого – надежное воспламенение топливного заряда и обеспечение последующего устойчивого горения топлива. Для решения этой задачи необходимо выполнить три условия.

Во-первых, нагреть поверхность топливного заряда до температуры, необходимой для его горения. Эта температура (температура воспламенения) численно равна температуре поверхности заряда T_s при стационарном процессе его выгорания. Ее величина определяется составом топлива. Для двухосновных (баллистических) топлив она лежит в пределах $600 \dots 700$ К, а для смесевых $800 \dots 1200$ К.

Во-вторых, обеспечить накопление тепла в подповерхностном слое топлива, необходимом его для нагрева и разложения. При недостатке тепла после зажигания поверхности из-за отсутствия продуктов разложения топливо погаснет.

В-третьих, обеспечить в камере сгорания в момент воспламенения давление не ниже критического. Критическое давление характеризует условие стабильного горения топливного заряда. Если давление в камере будет ниже критического, то горение топлива протекает нестабильно и даже возможно гашение заряда. Так как при запуске двигателя давление в камере создается за счет заполнения ее продук-

тами сгорания воспламенительного состава (ВС), то именно воспламенитель ответствен за последующее стабильное горение топлива и работу двигателя.

В РДТТ используются два вида ВС: дымный ружейный порох (ДРП) и пиротехнические составы (ПС). В состав ДРП входят калийная селитра (нитрат калия), сера и древесный уголь. По своей структуре – это порошкообразное вещество, с размером зерен от 0,75 до 1,25 мм для мелкозернистых составов и от 5 до 10 мм для крупнозернистых [11, 12]. Достоинствами ДРП являются широкая сырьевая база и дешевизна, высокая чувствительность к тепловому воздействию, устойчивость горения при низких давлениях, длительность хранения в условиях двигателя без изменения свойств, простота конструкции воспламенительного устройства. Недостатки ДРП обусловлены недостаточно большим тепловыделением, кратковременностью воздействия на топливный заряд, значительными ударными нагрузками на заряд в момент срабатывания воспламенительного устройства. Последние два недостатка связаны с практически мгновенным сгоранием всей массы мелкодисперсного состава, в результате чего резко повышается давление в камере сгорания и начинается интенсивное истечение горячих газов через сопло. Следует отметить, что даже при не очень значительной массе сгорающего ДРП давление в камере может превысить стационарное давление, реализуемое в основное время работы двигателя. Именно этот взрыв давления приходится учитывать при прочностном расчете камеры, что ведет к росту толщин стенок камеры и увеличению массы всего двигателя. Поэтому на практике ДРП используют при величине требуемой массы ВС не более 250 г.

Характеристики ДРП

Температура вспышки, К	460...500
Температура продуктов сгорания, К	2200
Тепловыделение при сгорании, кДж/кг	2500...3500
Насыпная плотность, кг/м ³	1000

При массе ВС более 250 г обычно используют пиротехнические составы, которые в основном включают в себя окислители и горючие. В качестве окислителей применяются [1, 6, 12] нитраты щелочных и щелочноземельных металлов (нитраты бария $Ba(NO_3)_2$, калия KNO_3 , натрия $NaNO_3$ или перхлорат калия ($KClO_4$)). Горючим являются металлы: алюминий, магний, цирконий, бор, титан или их сплавы. В ПС также входит связующее (цементатор), который обеспечивает механическую прочность элементов состава. Эту роль выполняют органи-

ческие вещества: эпоксидные смолы, каучуки, канифоль и др. Использование металла в качестве горючего существенно повышает тепловыделение при сгорании ПС.

ПС применяется в воспламенителях в виде таблеток различной формы, поперечные размеры которых существенно больше зерен ДРП. Их размеры могут достигать нескольких сантиметров. Время сгорания таблеток значительно больше, чем зерен ДРП. Это обеспечивает постепенное поступление высокотемпературных продуктов сгорания в камеру сгорания и лучшие условия прогрева топливного заряда. Таким образом, достоинства пиротехнических составов – большее тепловыделение в процессе сгорания и возможность исключить начальный пик давления в камере двигателя. При этом необходимо учитывать, что конструкция воспламенительного устройства в этом случае достаточно сложна, так как для одновременного зажигания всех таблеток требуется использовать дополнительный промежуточный заряд из ДРП.

Характеристики пиротехнических составов

Температура вспышки, К	1000
Температура продуктов сгорания, К	3100
Тепловыделение при сгорании, КДж/кг	4000...6000
Насыпная плотность, кг/м ³	1500

В общем случае требуемая масса воспламенительного состава зависит от следующих факторов:

1) типа состава, используемого в воспламенителе, т.е. от способности выделять то или иное количество тепла при сгорании его единицы массы, Q_v ;

2) типа топлива в заряде. Различным топливам для зажигания требуется разное количество тепла, поступающего на единицу поверхности извне, q_v ;

3) величины поверхности горения топливного заряда S_g . Чем больше поверхность горения, тем больше требуется затратить тепла для полного ее загорания;

4) величины начального свободного объема камеры сгорания $V_{св}$. Чем больше этот объем, тем больше должна быть масса ВС для обеспечения требуемого давления в камере в момент воспламенения заряда;

5) величины возможных тепловых потерь в стенки камеры сгорания, которые должны быть скомпенсированы увеличением массы ВС.

При определении требуемой массы ВС необходимо обеспечить оптимальный выход двигателя на режим. Для реального двигателя возможны следующие варианты выхода на режим (рис. 10). В варианте 1 обеспечивается минимальное время выхода на режим t_1 . Масса ВС в этом случае равна $m_{\text{вс1}}$. При увеличении массы (вариант 2) $m_{\text{вс2}} > m_{\text{вс1}}$ давление в камере сгорания в начальный момент времени оказывается выше стационарного давления p_0 , т.е. появляется начальный пик давления p_{max} . Такое повышенное давление приходится учитывать при расчете на прочность камеры сгорания, масса камеры увеличивается, что снижает массовое совершенство двигателя. Кроме того, растет время выхода на режим t_2 . Если уменьшить массу ВС $m_{\text{вс3}} < m_{\text{вс1}}$ (вариант 3), то существенно возрастет время выхода двигателя на режим t_3 . В этом случае при чрезмерном уменьшении массы заряд может вообще не воспламениться.

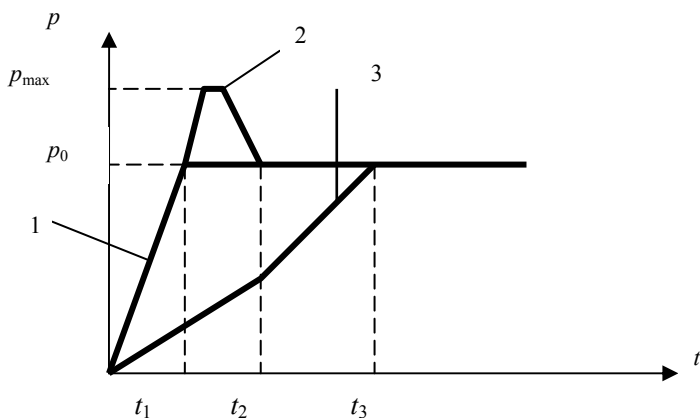


Рис. 10. Выход на режим: 1 – оптимальная масса ВС, 2 – избыток массы ВС; 3 – недостаток массы ВС

Совершенно очевидно, что оптимальным является первый вариант. Ему соответствует оптимальная масса ВС, которая обеспечивает минимальное время выхода двигателя на режим при отсутствии начального пика давления. Однако рассчитать с достаточной точностью такую массу практически невозможно. Причина – сложность и

разнообразие физических, химических, тепловых и газодинамических процессов, происходящих в двигателе при запуске. Кроме того, эти процессы протекают в течение очень малого времени, т.е. обладают ярко выраженной нестационарностью. Продолжительность воспламенения зарядов составляет 0,1...0,35 с [13]. На практике на первом этапе проектирования двигателя для определения оптимальной массы ВС обычно используют эмпирические зависимости, полученные в результате анализа существующих двигателей. В дальнейшем расчетная масса уточняется при отработке двигателя экспериментальным путем.

Каждая эмпирическая зависимость справедлива для определенной формы заряда [6, 12]. Для торцевых зарядов основным фактором, влияющим на массу ВС, является величина начального свободного объема камеры сгорания. У таких зарядов очень малая поверхность горения и требуется незначительное количество тепла для ее прогрева. Так как требуемая масса ВС в этом случае не превышает несколько десятков граммов, то практически всегда используется ДРП. С учетом этого рекомендуется следующая зависимость для определения оптимальной массы ВС: $m_b \cong 30V_{св}$. При подстановке в нее объема в метрах кубических получают массу в килограммах.

Для зарядов всестороннего горения (одноканальной цилиндрической шашки, многошашечного заряда и др.) приходится учитывать величину поверхности горения, тип ВС и топлива:

$$m_b \cong q_b S_r / Q_b .$$

Для сложных форм зарядов внутреннего горения (канально-щелевых, звездчатых, зонтичных) оптимальная масса ВС зависит от многих параметров:

$$m_b \cong \left(270 \frac{V_{св}^2}{S_r^{0,2} L_3^{0,8} k_{тзп}} k_t \right)^{0,555} .$$

Среди них, помимо начального свободного объема камеры сгорания и величины поверхности горения заряда присутствуют длина заряда L_3 , тип топлива, фактор наличия и отсутствия теплозащитного покрытия на внутренних поверхностях элементов конструкции. В приведенном выражении следует принимать следующие значения коэффициентов: $k_t = 1$ для двухосновных топлив и равным 1,38 для смесевых; $k_{тзп} = 1$ при отсутствии теплозащитного покрытия на стенках элементов конструкции двигателя и $k_{тзп} = 1,3$ при наличии такого покрытия. Следует

отметить, что воспламенение таких зарядов всегда осуществляется пиротехническими ВС.

Библиографический список

1. *Ерохин Б.Т.* Теория внутрикамерных процессов проектирование РДТТ: учебник. М.: Машиностроение, 1991.
2. *Ермолаев В.И.* Двигательные установки космических летательных аппаратов: учебник / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2016.
3. *Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В.* Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива: справочник. М.: Машиностроение, 1988.
4. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.* Теория ракетных двигателей: учебник. М.: Машиностроение, 1980.
5. *Конструкция ракетных двигателей на твердом топливе* / под ред. Л.Н. Лаврова. М.: Машиностроение, 1993.
6. *Фахрутдинов И.Х.* Ракетные двигатели твердого топлива. М.: Машиностроение, 1981.
7. *Белов В.П.* Проектирование элементов конструкции ракетных двигателей на твердом топливе: учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2011.
8. *Штехер М.С.* Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976.
9. *Тимнат И.* Ракетные двигатели на химическом топливе. М: Мир; 1990.
10. *Белов В.П.* Скорость горения твердого ракетного топлива и методы её экспериментального определения: учебное пособие / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2008.
11. *Калинин В. В., Ковалев Ю.Н., Липанов А.М.* Нестационарные процессы и методы проектирования узлов РДТТ. М.: Машиностроение, 1986.
12. *Разумев В.Ф., Ковалев Б.К.* Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1976.
13. *Присняков В.Ф.* Динамика ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1984.

О Г Л А В Л Е Н И Е

ВВЕДЕНИЕ.....	3
1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	4
1.1. Форма и параметры сопла	4
1.2. Основные параметры РД	6
1.2.1. Тяга двигателя.....	6
1.2.2. Полный и удельный импульсы тяги.....	9
1.2.3. Скорость истечения продуктов сгорания из сопла	11
1.2.4. Секундный массовый расход двигателя	12
1.2.5. Связь выходных характеристик двигателя с проектными пара- метрами летательного аппарата	13
1.2.6. Потери удельного импульса тяги	14
2. ТВЕРДЫЕ РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА	21
2.1. Двухосновные ТРТ	21
2.2. Смесевые топлива	24
2.3. Сравнительная характеристика двухосновных и смесевых топлив	28
3. ПРОЦЕСС ГОРЕНИЯ ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА	29
3.1. Механизм горения двухосновных топлив	30
3.2. Механизм горения смесевых топлив	32
3.3. Обобщенная модель горения твердого топлива	33
3.4. Газоприток в камере сгорания и общее выражение для скорости го- рения топлива	36
3.5. Факторы влияния на величину скорости горения	38
4. ДАВЛЕНИЕ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ	44
4.1. Стационарное давление	44
4.2. Диаграмма давления.....	46
5. ПРОЦЕСС ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА.....	50
Библиографический список.....	55

Белов Валерий Павлович

Внутрикамерные процессы в ракетных двигателях на твердом топливе

Редактор *Г.В. Никитина*

Корректор *Л.А. Петрова*

Компьютерная верстка: *Н.А. Андреева*

Подписано в печать 26.03.2018. Формат 60×84/16. Бумага документная.

Печать трафаретная. Усл. печ. л. 3,25. Тираж 100 экз. Заказ № 32

Балтийский государственный технический университет

Типография БГТУ

190005, С.-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1