

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА С БАЛЛИСТИТНЫМ ЗАРЯДОМ ДЛЯ ТРЕКОВЫХ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

С.А. Астахов¹

saastahov@yandex.ru

А.В. Катаев^{1,2}

a-kataev@mail.ru

Г.А. Сизов^{1,2}

sizov@gknipas.ru

¹ФКП «ГкНИПАС имени Л.К. Сафронова»,
г. Белоозерский, Московская обл., Российская Федерация

²МАИ, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Для реализации высокоскоростных испытаний авиационной техники на трековых установках необходимы ракетные двигатели твердого топлива, имеющие большие уровни тяги, высокую эффективность топлива и одновременно минимально возможные габаритные размеры и массу. Приведены результаты расчетного параметрического исследования для определения рациональных характеристик твердотопливного двигателя необходимой тяги с жесткими ограничениями по массе и габаритным размерам. Наземные испытания изделий ракетной и авиационной техники в условиях, приближенных к натурным, проведены на полигонных рельсовых установках (треках). На подвижной трековой каретке размещены объект испытания и ракетный двигатель твердого топлива. Данная тенденция является устоявшейся в мировой практике. Для увеличения скорости испытаний до 1500 м/с необходимо значительное увеличение тяги ракетного двигателя твердого топлива. Теоретическое исследование вибрационных и ударных воздействий на конструкцию ракетной каретки с объектом испытаний в условиях существующего ракетного трека является актуальной задачей. Рассмотрены вопросы прочности и жесткости топливных шашек в целях уменьшения толщины стенок камеры сгорания. Повышение топливной энергетической эффективности ракетных двигателей твердого топлива также является одной из задач современных исследований

Ключевые слова

Ракетный трек, баллистическое твердое топливо, удельный импульс, прочность, жесткость, ограничения по массе

Поступила 13.07.2022

Принята 17.04.2024

© Автор(ы), 2024

Введение. К ракетным двигателям твердого топлива (РДТТ), предназначенным для высокоскоростных трековых испытаний летательных аппаратов баллистического типа, предъявляются следующие требования:

- тяга не менее 500...600 кН (следует из баллистических расчетов);
- поперечный диаметр не более 0,65 м, длина не более 2,5 м (из-за ограниченных габаритных размеров);
- время работы двигателя менее 10 с (из-за ограниченной длины трека);
- масса не более 1000 кг (из-за ограниченной массы снаряженного двигателя).

Одновременно должны быть решены следующие проблемы:

- выбор баллистического или смесового топлива с высокой энергетической эффективностью (топливо должно иметь высокий удельный импульс не менее 250 кг · с /кг);
- реализация устойчивого горения;
- обеспечение надежного воспламенения твердого топлива;
- достижение требуемых механических свойств топливных шашек;
- обеспечение прочности и устойчивости корпуса при минимальной массе конструкции РДТТ.

Проектированию РДТТ различного назначения посвящено большое число работ [1–10]. Важное место уделяется вопросам прочности и жесткости топливных шашек в целях снижения массы двигателя [11–17]. Повышение топливной энергетической эффективности РДТТ является одной из основных задач современных исследований [17–20].

Цель настоящей работы — предварительный поиск облика стартового РДТТ, предназначенного для проведения высокоскоростных (более 4 М) испытаний новых изделий баллистического типа на существующем треке длиной 2,5 км. К задачам следует отнести выбор рациональных марок топлив, обеспечивающих необходимые скорость горения, значения максимального давления в камере сгорания и пр. Поиск предусматривает возможность разнообразного конструктивного исполнения РДТТ с оптимальными характеристиками и минимальной стоимостью изготовления. Рассмотрим один из вариантов возможного исполнения стартового твердотопливного двигателя с вкладным баллистическим зарядом или с зарядом, состоящим из ряда цилиндрических топливных шашек для увеличения поверхности горения. Исходными данными для выбора топлива, формы заряда и максимального давления в камере сгорания РДТТ, как показывают результаты предварительной проработки конкретного исполнения трековой каретки, являются следующие параметры:

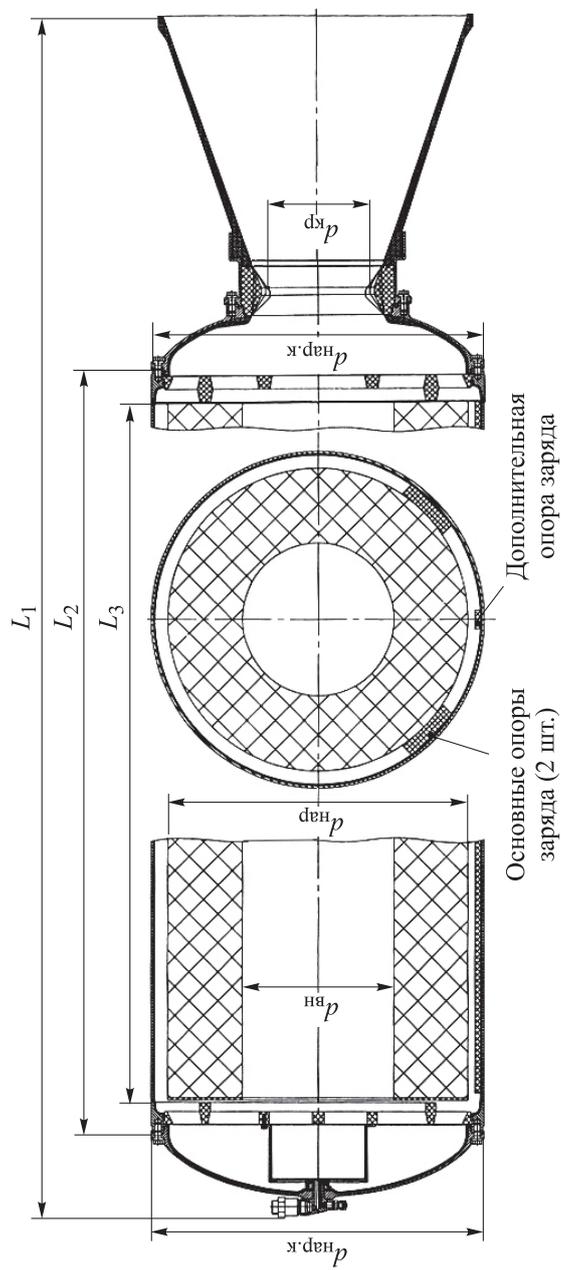
- суммарный импульс тяги и время работы;
- конструктивная схема двигателя, габаритные ограничения (D , L);
- ограничения по массе снаряженного двигателя;
- допустимый диапазон температуры топливного заряда ($T_{\text{макс}}$, $T_{\text{мин}}$).

В такой постановке рассматривается использование баллистического топлива с максимальным допустимым давлением 8 МПа, обеспечивающим устойчивое горение.

Описание конструкции модельного РДТТ. Из экономических соображений и по рекомендациям изготовителей для многократного применения РДТТ рассматривается исполнение корпуса двигателя в виде сварной конструкции из стали марки ВЛ 1-Д (рисунок). Длина цилиндрической части принимается максимально возможной $L \approx 2057$ мм, обечайка может быть изготовлена из двух стальных листов. Предел прочности стали марки ВЛ 1-Д $\sigma_B = 160$ кгс/мм² при температурах менее 300 °С и $\sigma_B = 150$ кгс/мм² при температурах 350...400 °С. Толщина цилиндрической стенки для выбранного давления 8 МПа в камере сгорания с учетом запаса прочности и ограничения сухой массы двигателя составит 5 мм. К обечайке с двух сторон могут быть приварены фланцы. На внутреннюю поверхность обечайки наносится теплозащитное покрытие (ТЗП).

В случае исполнения корпуса РДТТ из композиционных материалов масса может быть несколько уменьшена, но это будет препятствовать многократному использованию двигательной установки.

Для запуска РДТТ можно использовать серийно изготавливаемый воспламенитель 9Х522, переднее днище которого выполнено из стали марки ВЛ 1-Д. На нем размещены переходник для воспламенителя, датчик давления и штуцер для проверки герметичности. Для снижения температуры стенки на внутреннюю поверхность переднего днища РДТТ нанесено ТЗП из материала НКДУ [17]. Крепление топливной шашки обеспечивается тремя опорами, приклеенными к внутренней поверхности теплозащитных пластин обечайки. Две опоры размещены в нижней части корпуса под углом 45° к продольной вертикальной плоскости, ширина опор 100...120 мм, толщина 27 мм. Одна опора размещена внизу заряда для предотвращения его опускания на корпус в процессе выгорания. Материалом для соплового блока (заднего днища и втулки под сопловый вкладыш) выбрана сталь марки ВЛ 1-Д. Для уменьшения теплового потока на внутреннюю поверхность заднего днища также наносится ТЗП из материала НКДУ [17].



Модельный РДТ для трековых испытаний:

L_1 — длина заряда; L_2 — длина корпуса; L_3 — расстояние между решетками

Вкладыш изготавливается прессованием из материала ТЗУ-2НУ. Центральное тело может быть как прессованным, так и металлическим с ТЗП, раструб выполнен намоткой из материала П-5-7 ЛДП [17, 18]. Решетка перед соплом часто выполняется прессованной. В рассматриваемом случае в решетке закрепляется центральное тело в виде прессованного вкладыша с ТЗП из материала 2НУ. Решетку необходимо армировать, поскольку сила давления от заряда может быть значительной из-за высоких ускорений. Сопловую заглушку при установке центрального тела можно вставить с уплотнением в критическом сечении и прижать винтами к раструбу. Если установить заглушку на срезе конического сопла, то при запуске произойдет заброс тяги из-за высокого давления вылета (более 10 МПа). Крепежные изделия можно подобрать из материала ВКС 210 [17].

Особенности выбора топлива. Топливо выбирается с учетом энергетических характеристик по справочным данным и на основании расчетов с использованием ПК TERRA [21]. Физико-механические свойства (модуль ползучести, относительное удлинение и др.) в заданных диапазонах температуры, технологических свойств, характеристик скорости горения определяются из [18–20]. При выборе формы заряда необходимо обеспечить:

- заданные параметры двигателя (тягу P , время работы t);
- наибольшее заполнение камеры сгорания топливом при условии допустимых значений скорости газа (продуктов сгорания) и совместной деформации заряда и оболочки;
- минимальную массу догорающих остатков топлива;
- защиту стенок камеры сгорания сводом заряда;
- отсутствие участков концентрации напряжений;
- технологичность изготовления и др.

С учетом заданного и выбранного состава топлива рассчитываются внутрибаллистические и энергетические характеристики РДТТ в нульмерном приближении: течение газа в камере сгорания не учитывается, а параметры продуктов сгорания усреднены по свободному объему.

Для топлива заданного состава скорость горения является функцией $u = f(p_k, T_3, W_T, \varepsilon)$. В первом приближении полагаем, что давление в камере сгорания p_k , температура заряда T_3 , скорость W_T газового потока, обтекающего поверхность горения, и деформация ε в топливном заряде независимы друг от друга:

$$u = f_1(p_k)f_2(T_3)f_3(W_T)f_4(\varepsilon).$$

Экспериментальные данные для топлива определенного состава в ограниченном диапазоне изменения давлений (3...15 МПа) удовлетворительно аппроксимируются формулой вида

$$u = bp^{\nu}. \quad (1)$$

Здесь p — безразмерный параметр, т. е. правильнее записать формулу так:

$$u = b \left(\frac{p}{1} \right)^{\nu},$$

где $\nu = \text{const}$, $b = \text{const}$ при фиксированной температуре топлива. Из (1) имеем $\partial \ln u / \partial \ln p = \nu$. Параметр ν оказывает существенное влияние на изменение тяги и других параметров двигателя при изменении температуры топливного заряда и на случайные отклонения параметров РДТТ. Для баллистических топлив $\nu \approx 0,5-0,8$, для смесевых топлив $\nu \approx 0,2-0,4$.

Зависимость скорости горения от температуры топлива $u(p, T)$ приближенно можно представить так:

$$\begin{aligned} u_T &= b_T p^{\nu}; \\ b_T &= b_{T_0} [1 + h(T - T_0)]. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь $h = \text{const}$ (для топлива определенного состава и $T_0 = 293$ К). По экспериментальным данным для различных топлив $h \approx 2 \cdot 10^{-3} - 4 \cdot 10^{-3}$. В литературе зависимость $u(T)$ часто приводится в виде

$$u_T = \frac{u_{T_0}}{1 - (T - T_0)/B}.$$

По экспериментальным данным при обтекании поверхности горения твердого топлива потоком продуктов сгорания со скоростью, превышающей пороговое значение $W_{\text{пор}} \approx 100...200$ м/с, происходит увеличение скорости горения. Зависимость $u(W)$ можно записать как

$$u_W = u_0 [1 + c(W - W_0)], \quad (3)$$

где $c = 0$ при $W < W_{\text{пор}}$, $c > 0$ при $W > W_{\text{пор}}$.

Для топлива неизменного состава параметр $c = \text{const}$. По экспериментальным данным для различных топлив $c \approx 0,001-0,003$, причем топлива, имеющие более низкую скорость u_0 , отличаются более сильной зависимостью скорости горения от W .

Уравнение скорости горения твердого топлива, учитывающее влияние основных факторов, упрощенно можно представить как

$$u = b_0 p^v [1 + h(T - T_0)\psi], \quad (4)$$

где $\psi = [1 + c(W - W_0)]$, $c = 0$ при $W < W_{\text{пор}}$.

Деформации шашки из-за высоких ускорений при старте могут приводить к изменению локальной скорости горения. Приблизительно такую зависимость можно записать так:

$$u = u_{\varepsilon=0}(1 + k\varepsilon_t), \quad (5)$$

где k — постоянный коэффициент; ε_t — тангенциальная по отношению к поверхности горения деформация.

Нормальные к поверхности горения перегрузки, возникающие в полетных условиях, увеличивают скорость горения. Этот эффект сильнее проявляется при горении топлив с добавкой металла [15, 17]. Полагая поверхность горения заряда $s = \text{const}$, расход топлива, сгорающего в двигателе в единицу времени, определяется формулой

$$\dot{m} = \frac{dV_T}{dt} \rho_T = s \frac{de}{dt} \rho_T = s u \rho_T. \quad (6)$$

Масса продуктов сгорания, образующихся в единицу времени, равна массе сгорающего в единицу времени топлива. Уравнение расхода газа через сопло (при сверхкритическом режиме), как известно из газовой динамики, имеет вид

$$\dot{m}_c = \frac{p_k F_{\text{кр}}}{\sqrt{R T_k}} A. \quad (7)$$

Здесь $A = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} k^{0,5}$ — функция среднего показателя изоэнтропии расширения.

Вводя расходный комплекс $\beta = \frac{1}{A} \sqrt{R T_k}$, получаем

$$\dot{m}_c = \frac{p_k F_{\text{кр}}}{\beta}. \quad (8)$$

Подставляя в уравнение баланса выражения из формул (4) и (5) и учитывая зависимость скорости горения от давления в виде $u = b p^v$, получаем

$$p_k = \left(\frac{s}{F_{кр}} \beta \rho_T b \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (9)$$

Изменение отношения $s/F_{кр}$ и характеристик топлива (β , ρ_T , b) вызывает тем большее изменение давление p_k , чем сильнее зависимость скорости горения топлива от показателя ν . Так, для баллистического топлива, если $\nu = 0,7$, то $1/(1-\nu) \approx 3,3$, а при работе на смесевом топливе, если $\nu = 0,3$, то $1/(1-\nu) \approx 1,4$. В частности, при повышении начальной температуры топлива, соответствующем $b_T/b_{T_0} = 1,1$, на баллистическом топливе $p_k/p_{k_0} = (1,1)^{3,3} = 1,37$, а на смесевом топливе $p_k/p_{k_0} = (1,1)^{1,4} = 1,14$, т. е. в 1,2 раза меньше.

По значению давления в камере сгорания из уравнения (9) можно вычислить расход топлива \dot{m} и тягу P . Расход топлива для известной поверхности горения s заряда с учетом зависимости $u(p)$ по формуле (2) можно определить как $\dot{m} = b p_k^\nu s \rho_T$, где b выбирают для заданного топлива.

Тяга двигателя определяется по формуле

$$P = \dot{m} I_y, \quad (10)$$

удельный импульс тяги — по уравнению

$$I_y = I_{y_п}^{ид} \eta_k \eta_c - \frac{p_n F_a}{\dot{m}}, \quad (11)$$

где $I_{y_п}^{ид}$ — теоретическое значение удельного импульса для заданного топлива при заданном отношении p_k/p_a ; η_k и η_c — коэффициенты потерь в камере сгорания и сопле.

Уравнение для силы тяги в пустоте можно записать как

$$P = \dot{m} I_{y_п}^{ид} \quad (12)$$

или

$$P_{п} = u s \rho_T I_{y_п}^{ид}. \quad (13)$$

Учитывая, что $I_{y_п}^{ид} = k_{п} \beta$, получаем $P_{п} = k_{п} p_k F_{кр}$, так как $u s \beta \rho_T = p_k F_{кр}$, где коэффициент тяги сопла выражен через газодинамические функции $k_{п} = q(\lambda)/f(\lambda)$.

Расчет изменения характеристик заряда (поверхности горения S , проходных сечений F) выполнен для процесса горения топлива известной марки при работе РДТТ в течение 4 с. Считая поле скоростей горения равномерным, эти характеристики можно заранее определить в каждый момент времени как функции относительной толщины сгоревшего свода e/e_0 .

Параметры двигателя рассчитываются на основе одномерной модели течения газа с учетом движения продуктов сгорания в камере сгорания. Параметры течения газа в камере сгорания изменяются по длине заряда и во времени. Поэтому газодинамический расчет двигателя ведется последовательными приближениями. Сначала определяют изменение параметров газового потока по длине заряда в различные фиксированные моменты времени, соответствующие значениям относительной толщины сгоревшего свода $e/e_0 = 0,01-1$. При этом проходные сечения известны из геометрического расчета заряда. Расчет параметров газового потока (скорости, давления) по длине заряда и времени дает возможность уточнить расчеты основных параметров двигателя p_k , P , t и получить изменение этих параметров во времени. Особенно существенное уточнение расчетных параметров двигателя получается в начальный период работы двигателя на установившемся режиме (когда скорость газа относительно велика). Определяемые при газодинамическом расчете двигателя скорость газа и давление в камере сгорания могут быть использованы также при расчетах прочности элементов конструкции и расчете ТПЗ. Скорость горения баллиститного топлива должна быть постоянной, разброс не должен превышать $\pm 10\%$, для смесевых составов — до $\pm 8\%$. Температурный диапазон применения двигателя (среднеобъемная температура изделия при запуске) от -30 до 50 °С. Температурный диапазон эксплуатации заряда от -50 до 50 °С. Изделие должно выдерживать продольную перегрузку до $70g$. Пределы стойкости к продольной и поперечной виброперегрузкам должны быть не менее $\pm 20g$. Вкладыш критического сечения должен быть сменным, легко монтируемым для обеспечения изменения тяги при различных температурах.

Алгоритм расчета напряженно-деформированного состояния заряда твердого топлива. Для оценки напряжений и деформаций, возникающих в твердотопливном заряде, используются зависимости теории упругости [11–14]. Анализ деформаций твердых топлив известен, тогда как исследование характеристик прочности шашки выполняется в рамках вязкоупругих теорий. При линейных вязкоупругих характеристиках

зарядов деформации прямо пропорциональны нагрузкам. Для разных топлив модуль Юнга определяется экспериментально по углу наклона зависимости напряжение–деформация. Упрощения, принимаемые в математических моделях, определяют степень приближения результатов расчета к истинным значениям. Для исследования характеристик прочности заряда целесообразно принять в качестве критерия оценки предельных значений деформации [11–13]. В этом случае за основу можно принять теорию максимального нормального напряжения (максимальной нормальной деформации).

В топливных шашках при механических нагрузках в зависимости от направления приложения нагрузки и после ее снятия может проявляться анизотропия свойств, однако она впоследствии за счет релаксации уменьшается. Поскольку значительные деформации в шашках по условиям недопустимы, в математических моделях принимаются изотропные механические свойства.

В качестве объекта исследования рассмотрим цилиндрическую одноканальную топливную шашку, жестко скрепленную с наружной стенкой, при этом удлинение заряда составляет более 5 калибров, т. е. $(L/D > 5)$. Концевые эффекты не учитываем. Считаем, что поперечное сечение шашки в процессе работы двигателя не деформируется, т. е. осевое напряжение не зависит от радиуса. Шашка нагружена внутренним избыточным давлением P , P'_i — наружное давление, определяется связью с тонкостенной оболочкой камеры двигателя. Тангенциальные и осевые деформации на поверхности скрепления в шашке и стенке определяются выражениями:

$$\begin{aligned} \frac{1}{E} [\sigma_\theta - \nu(\sigma_r + \sigma_x)]_e &= \frac{1}{E'} [\sigma'_\theta - \nu'(\sigma'_r - \sigma'_x)]_{i'}; \\ \frac{1}{E} [\sigma_x - \nu(\sigma_r + \sigma_\theta)]_e &= \frac{1}{E'} [\sigma'_x - \nu'(\sigma'_r - \sigma'_\theta)]_{i'}. \end{aligned} \quad (14)$$

Здесь E — модуль Юнга; ν — коэффициент Пуассона; x — продольная координата.

Обозначим давления внутри канала и на поверхности скрепления как p_i и $p_e = p'_i$ ($p'_e = 0$), тогда напряжения для $R'_i = R_e$ (R_i — радиус канала; $R'_i = R_e$ — радиусы на поверхности скрепления) запишем так:

$$\begin{aligned} \sigma_r &= -p_e; \\ \sigma_\theta &= \frac{2k^2 p_i - (1 + k^2)p_e}{1 - k^2}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\sigma'_r &= -p_e; \\ \sigma'_{\theta} &= \frac{1+k'^2}{1-k'^2} p_e;\end{aligned}\quad (15)$$

$$k = \frac{R_i}{R_e}, \quad k' = \frac{R'_i}{R'_e}.\quad (16)$$

В результате получаются взаимосвязи для параметров режима нагружения и механических свойств материалов заряда и корпуса. Осевые напряжения определяются условиями закрепления торцов шашки и связей с корпусом. Тангенциальные напряжения в случае тонкостенных оболочек камер двигателя являются наиболее значимыми [14], предположим условное равенство напряжений

$$(\sigma'_x)_{i'} = n(\sigma'_{\theta})_{i'},\quad (17)$$

где n — варьируемый коэффициент для подбора решения. В результате получим давление на поверхности скрепления топливной шашки и корпуса

$$\begin{aligned}p_e &= \\ &= p_i \frac{2k^2(1-\nu)}{1+k^2-2\nu + \frac{1-k^2}{1+\nu} \frac{E}{E'} \left[(1+n\nu-n\nu') \frac{1+k'^2}{1-k'^2} + \nu' - \frac{2\nu\nu'k'^2}{1-2k'^2} \right]}.\end{aligned}\quad (18)$$

Из системы уравнений (14) и (15) следует, что тангенциальные напряжения на внутренней поверхности канала заряда с текущим радиусом $R = R_i$ являются максимальными:

$$\frac{(\sigma_{\theta})_i}{p_i} = \frac{1+k^2-2p_e/p_i}{1-k^2}.\quad (19)$$

Наиболее критической является деформация на внутренней поверхности

$$\begin{aligned}(\varepsilon_{\theta})_i \frac{E}{p_i} &= (1+\nu) \frac{1+k^2(1-2\nu)}{1-k^2} - \\ &- \frac{p_e}{p_i} \left\{ \frac{2-\nu^2}{1-k^2} + \nu \frac{E}{E'} \frac{n(1+k'^2)-2\nu'k'^2}{(1-k'^2)} \right\},\end{aligned}\quad (20)$$

обусловленная тангенциальными напряжениями.

Оценка максимальных значений деформаций $(\varepsilon_{\theta})_i$ и напряжений $(\sigma_{\theta})_i$ выполняется по формулам (18)–(20).

В начале работы давление на стенке камеры двигателя составляет малую долю давления в камере сгорания. По мере уменьшения толщины свода давление на поверхности стыка топливной шашки и корпуса растет, а на канальной поверхности — уменьшается. Влияние коэффициента Пуассона является значимым, при малых его значениях ($\nu = 0,3-0,35$) увеличиваются как напряжения, так и деформации. Значения $\nu = 5$ соответствуют почти несжимаемому топливу. Влияние соотношений модулей Юнга в случае стальной стенки камеры и заряда с высокой упругостью можно оценить по приведенным соотношениям (14)–(20). Тонкостенные конструкции камер при высокой жесткости заряда подвержены большему нагружению и деформациям, чем при малых значениях коэффициента Пуассона. Эта тенденция усиливается от нагрева при запуске. В свою очередь влияние изменения коэффициента ν , учитывающего балансирование параметров (подгонки) в зависимости (17), мало, примерное его значение $\nu = 0,5$ [14].

Влияние вязкоупругости материала топливных шашек можно оценить только на основании другого решения соответственно поставленной задачи.

В случае вязкоупругого анализа параметры, характеризующие свойства топливной шашки, зависящие от времени, могут быть представлены четырехпараметрическими моделями: тела Кельвина, тела Максвелла, тела Бюргерса и неупругого твердого тела [21] при различных случаях нагружения.

Напряжения в топливной шашке, скрепленной по наружной цилиндрической поверхности с корпусом и имеющей незакрепленные торцы, нагруженной избыточным внутренним давлением, определяются из зависимости

$$\frac{\sigma_{i\theta}}{P} = \frac{(2K - 1) - \lambda^2 - \nu(2k - 1 + \lambda^2)}{1 + \lambda^2 + \nu(\lambda^2 - 1)}, \quad (21)$$

где $\sigma_{i\theta}$ — тангенциальное напряжение внутри канала шашки; P — внутреннее давление; K — коэффициент концентрации напряжения на вершине звездообразного канала; λ — коэффициент, учитывающий отношение наружного радиуса топливной шашки к максимальному радиусу звездообразного канала.

Тангенциальная деформация $\varepsilon_{i\theta}$ определяется по закону Гука для плоского напряженного состояния шашки

$$\varepsilon_{i\theta} = 1 / (E(\sigma_{i\theta} - \nu\sigma_{ir})), \quad (22)$$

где σ_{ir} — радиальное напряжение внутри поверхности канала шашки.

Радиальное напряжение равно внутреннему давлению:

$$\sigma_{ir} = -P.$$

Тангенциальная деформация определяется геометрией канала и свойствами шашки как

$$\varepsilon_{i\theta} = \frac{P}{E \left[\frac{(2K - 1)(1 - \nu) + \nu^2(\lambda^2 - 1) + \nu - \lambda^2}{1 + \lambda^2 + \nu(\lambda^2 - 1)} \right]}, \quad (23)$$

в работе [14] $K = 3,5$.

Результаты. Расчет одношашечного заряда из баллиститного топлива с высокой скоростью горения. Требования к параметрам РДТТ с зарядом всестороннего горения из баллиститного топлива для расчетных значений температуры от 0 до 20 °С следующие: средняя тяга 500 кН, минимальная тяга 450 кН, максимальная тяга 550 кН, суммарный импульс тяги 150 000 кг · с/кг, полное время работы 2,7...3,3 с.

Учитывая малое время работы РДТТ $t = 3$ с, рассмотрим заряд всестороннего горения из баллиститного топлива состава ВБС [16, 18]. Давление в камере сгорания равно 8 МПа, расчетная температура заряда 20 °С, скорость горения $u = 26$ мм/с, толщина свода $K_e = 78$ мм, масса заряда $m_T = 744$ кг. В расчете варьируем геометрией заряда и исходим из максимального допустимого миделя. Диаметр среза сопла $D_a = 0,64$ м, определяем диаметр критического сечения $d_{кр} = 0,236$ м. Результаты расчета скорости потока газов и площадей поверхностей горения шашек различной геометрии, приведенных на рисунке, сведены в табл. 1 и 2. Критическая скорость звука $a_{кр} = 967$ м/с.

Регрессия определяется по зависимости $r = (1 - S_{кон} / S_{нач}) \cdot 100$ %. В результате 10%-ного превышения значения регрессии, установленного в ТЗ, выявлена необходимость бронирования торцевых поверхностей топливной шашки.

Длина заряда 1,9 м представляется рациональной, тогда сечение шашки будет иметь размеры $D_{нар} = 630$ мм, $d_{вн} = 318$ мм; диаметр среза сопла $D_a = 640$ мм. Для устойчивого горения минимальное давление в камере сгорания должно быть более 5 МПа, но менее 15 МПа, исходя из прочности корпуса. Результаты расчетов режимов горения в зависимости от диаметра критического сечения, а также при различных температурах шашки в диапазоне от -30 до 50 °С приведены в табл. 3 (сопло с центральным телом диаметром $d = 0,27$ м).

Таблица 1

Результаты расчета скорости потока газов

Наружный диаметр заряда $D_{\text{нар}}$, м	Внутренний диаметр заряда $d_{\text{вн}}$, м	Длина заряда L , м	Площадь сечения канала $F_{\text{к.сумм}}$, м^2	Площадь поверхности горения $S_{\text{нар}}$, м^2	Площадь проходного сечения $S_{\text{вн}}$, м^2	Параметр Победоносцева	Плотность потока газа $Q(\lambda)$	Коэффициент скорости λ	Скорость истечения газа W , м/с
0,64	0,328	1,8856	0,131325	3,73161	1,91245	44,8	0,3354	0,21	203
0,63	0,318	1,8951	0,136226	3,75079	1,89325	43,1	0,3253	0,20	193
0,62	0,308	1,9360	0,141127	3,77082	1,87325	41,6	0,3121	0,20	193
0,61	0,298	1,9786	0,146028	3,79171	1,85234	40,2	0,3016	0,19	184
0,60	0,288	2,0232	0,150929	3,81355	1,83050	38,8	0,2919	0,19	184
0,59	0,278	2,0698	0,155830	3,83640	1,80766	37,6	0,2827	0,18	174
0,58	0,268	2,1186	0,160730	3,86033	1,78374	36,4	0,2741	0,17	164
0,57	0,258	2,1698	0,165632	3,88539	1,75865	35,3	0,2659	0,17	164

Таблица 2

Результаты расчета площади поверхности горения шашки

Наружный диаметр заряда $D_{\text{нар}}$, м	Диаметр канала $d_{\text{вн}}$, м	Начальная площадь поверхности горения $S_{\text{нач}}$, м^2	Конечная площадь поверхности горения $S_{\text{кон}}$, м^2	Регрессия r , %
0,64	0,328	6,1185	5,1695	15,5
0,63	0,318	6,10864	5,179	15,2
0,62	0,308	6,09887	5,1891	14,9
0,61	0,298	6,08905	5,1989	14,6
0,60	0,288	6,07925	5,2087	14,3
0,59	0,278	6,06946	5,2185	14,0
0,58	0,268	6,05966	5,2283	13,7
0,57	0,258	6,04983	5,2381	13,4

Таблица 3

Результаты расчетов режимов горения при различных температурах шашки

Диаметр критического сечения, м	$T = 50^\circ\text{C}$, максимальная скорость горения (по ГУ)	$T = 20^\circ\text{C}$, номинальная скорость горения (по ГУ)	$T = -30^\circ\text{C}$, минимальная скорость горения (по ГУ)
0,27	$p_k = 7,2...8,2$ МПа; $P = 588,6...627,84$ кН; $t = 2,5...2,8$ с	$p_k = 5,2...5,7$ МПа; $P = 421,83$ кН; $t = 3,7$ с	$t > 5$ с, недопустимый режим
0,26	$p_k = 8...9,1$ МПа; $P = 618...657,27$ кН; $t = 2,45...2,7$ с	$p_k = 5,9...6,3$ МПа; $P = 441,45$ кН; $t = 3,5$ с	$t > 5$ с, недопустимый режим
0,236	$p_k = 10,6...11,8$ МПа; $P = 696,5...745,56$ кН; $t = 2,2...2,5$ с	$p_k = 7,8...8,2$ МПа; $P = 500,31$ кН; $t = 3,2$ с	$p_k = 4,8...5,4$ МПа; $P = 304,1...323,7$ кН; $t = 4,7...5$ с
0,218	$p_k = 13,7...15$ МПа; $P = 784,8...833,85$ кН; $t = 2,1...2,3$ с	$p_k = 10,1...10,5$ МПа; $P = 568,98$ кН; $t = 3$ с	$p_k = 6,3...6,9$ МПа; $P = 333,54...362,97$ кН; $t = 4,4...4,6$ с
0,212	$p_k > 15$ МПа, недопустимый режим	$p_k = 11,0...11,4$ МПа; $P = 588,6$ кН; $t = 2,9$ с	$p_k = 6,8...7,5$ МПа; $P = 353,16...372,78$ кН; $t = 4,3...4,5$ с
0,2	$p_k > 15$ МПа, недопустимый режим	$p_k = 13,1...13,5$ МПа; $P = 627,84$ кН; $t = 2,7$ с	$p_k = 8,2...8,9$ МПа; $P = 382,6...412$ кН; $t = 4...4,2$ с

В результате расчета в зависимости от выбранного диаметра критического сечения $d_{кр} = 0,27, 0,26, 0,236, 0,218, 0,212, 0,2$ м получены следующие значения диаметра центрального тела (при отверстии $d = 0,27$ м): $d_{ц.т} = 0, 72,8, 131,2, 159,3, 167,2, 181,4$ мм соответственно.

Заключение. Предложен алгоритм расчета параметров РДТТ сравнительно высокой тяги (до 600 кН) с ограничением по габаритным размерам, массе и времени работы для испытаний изделий авиационной и ракетной техники применительно к трековой экспериментальной установке предприятия ФКП «ГкНИПАС имени Л.К. Сафронова».

Выполнено параметрическое исследование по выбору конструктивных параметров РДТТ с одношашечным зарядом из баллистического топлива состава ВВС.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М., Машиностроение, 1987.
- [2] Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. М., Машиностроение, 1979.
- [3] Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М., Машиностроение, 1987.
- [4] Ерохин Б.Т. Теоретические основы проектирования РДТТ. М., Машиностроение, 1982.
- [5] Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М., Машиностроение, 1995.
- [6] Астахов С.А., Бирюков В.И., Сизов Г.А. Методика определения акустических характеристик ракетного двигателя твердого топлива. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2021, т. 22, № 2, с. 302–315.
DOI: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-2-302-315>
- [7] Коутс Ф.Л., Хартон М.Д. Анализ устойчивости рабочего процесса при проектировании РДТТ. *Вопросы ракетной техники*, 1969, № 7, с. 11–28.
- [8] Баррер М., Надо Л., Люйнер И. Исследования неустойчивости горения топлив РДТТ. *Вопросы ракетной техники*, 1973, № 7, с. 10–28.
- [9] Яновский Л.С., ред. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на энергоемких конденсированных материалах. М., ЦИАМ, 2020.
- [10] Тимошенко С.П., Гудьер Дж. Теория упругости. М., Наука, 1975.
- [11] Wise J.S. The prediction of limiting pressures in simmetrical axiale-uniform, solid propellant configurations. *Bull. 13th Meet. Joint Army-Navy-Air Force Solid Propellant Group*, 1957, vol. 3, pp. 707–753.
- [12] Smith T.L. Solid propellants...Elastomeric-binder and mechanical-property requirements for solid propellants. *Ind. Eng. Chem.*, 1960, vol. 52, no. 9, pp. 776–780.
DOI: <https://doi.org/10.1021/ie50609a028>

- [13] Williams M.L. The strain analysis of solid propellant grains. *JAS*, 1960, vol. 27, no. 8, pp. 574–586. DOI: <https://doi.org/10.2514/8.8655>
- [14] Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М., Машиностроение, 1989.
- [15] Талин Д.Д. Физико-химические свойства взрывчатых веществ, порохов и твердых ракетных топлив. Пермь, Изд-во ПГТУ, 2007.
- [16] Калиничев В.А., Ягодников Д.А. Технология производства ракетных двигателей твердого топлива. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.
- [17] Жуков Б.П., ред. Энергетические конденсированные системы. Краткий энциклопедический словарь. М., Янус К, 2000.
- [18] Жегров Е.Ф., Милехин Ю.М., Берковская Е.В. Химия и технология баллистических порохов, твердых ракетных и специальных топлив. Т. 1, 2. М., РИЦ МГУП им. И. Федорова, 2011.
- [19] Цуцуран В.И., Абрамов П.И. Основы технологии порохов и зарядов твердых ракетных топлив. М., ВА РВСН, 2002.
- [20] Freudental A.M., Geiringer H. The mathematical theories of the inelastic continuum. In: *Elasticity and plasticity*. Berlin, Springer, Verlag, 1958, pp. 229–433. DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-662-43081-1_3
- [21] Трусов Б.Г. Программная система Терра для моделирования фазовых и химических равновесий в плазмохимических системах. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.

Астахов Сергей Анатольевич — канд. техн. наук, директор ФКП «ГкНИПАС имени Л.К. Сафронова» (Российская Федерация, 140250, Московская обл., г. Белоозерский).

Катаев Андрей Владимирович — ведущий инженер отделения 11 ФКП «ГкНИПАС имени Л.К. Сафронова» (Российская Федерация, 140250, Московская обл., г. Белоозерский); аспирант кафедры «Перспективные материалы и технологии аэрокосмического назначения» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Сизов Георгий Алексеевич — инженер 2-й категории отделения 11 ФКП «ГкНИПАС имени Л.К. Сафронова» (Российская Федерация, 140250, Московская обл., г. Белоозерский); аспирант кафедры «Ракетные двигатели» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Астахов С.А., Катаев А.В., Сизов Г.А. Алгоритм расчета ракетного двигателя твердого топлива с баллистическим зарядом для трековых испытаний авиационной техники. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2024, № 2 (149), с. 8–27. EDN: LCEKYC

ALGORITHM FOR COMPUTING THE SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE WITH BALLISTIC CHARGE IN THE AEROSPACE TECHNOLOGY TRACK TESTING

S.A. Astahov¹

saastahov@yandex.ru

A.V. Kataev^{1,2}

a-kataev@mail.ru

G.A. Sizov^{1,2}

sizov@gknipas.ru

¹ Federal State Enterprise “Scientific Test Range of Aviation Systems
named after L.K. Safronov”, Beloozerskiy, Moscow Region, Russian Federation

² Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

Abstract

The solid fuel rocket engines are required in high-speed testing of the aerospace technology, as they are characterized by high thrust levels, high fuel efficiency and at the same time, possess the minimum possible overall dimensions and weight. The paper presents results of a computational parametric study to determine rational characteristics of a solid propellant engine of the required thrust with strict limitations on weight and overall dimensions. Ground tests of the rocket and aviation systems under conditions close to the full-scale testing were carried out using the test rail installations (tracks). Test object and the solid propellant rocket engine were installed on the movable track carriage. This trend is an established global practice. To increase test speed to 1500 m/s, a significant increase in the solid fuel rocket engine thrust is required. Theoretical study on vibration and shock effects on the design of a rocket carriage with test object under conditions of using the existing rocket track is an urgent task. Important place is given to the issues of the fuel blocks strength and rigidity in order to reduce the combustion chamber walls thickness. Increasing the fuel energy efficiency in a solid fuel rocket engine appears to be also one of the tasks in modern research

Keywords

Rocket track, ballistic solid propellant, specific impulse, strength, stiffness, mass limitations

Received 13.07.2022

Accepted 17.04.2024

© Author(s), 2024

REFERENCES

- [1] Abugov D.I., Bobylev V.M. Teoriya i raschet raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Theory and calculation of solid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987.

- [2] Orlov B.V., Mazing G.Yu. Termodinamicheskie i ballisticheskie osnovy proektirovaniya raketnykh dvigateley na tverdom toplive [Thermodynamic and ballistic bases of rocket propellant design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979.
- [3] Fakhrutdinov I.Kh., Kotelnikov A.V. Konstruktsiya i proektirovanie raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Construction and design of solid fuel rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987.
- [4] Erokhin B.T. Teoreticheskie osnovy proektirovaniya RDTT [Theoretical bases of designing rocket and tubular tubes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982.
- [5] Lipanov A.M., Aliev A.V. Proektirovanie raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Design of solid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1995.
- [6] Astakhov S.A., Biryukov V.I., Sizov G.A. Procedure for determining the acoustic characteristics of combustion chambers of a rocket engine for solid fuel. *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal* [Siberian Aerospace Journal], 2021, vol. 22, no. 2, pp. 302–315 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-2-302-315>
- [7] Kouts F.L., Kharton M.D. Analysis of stability of work process in designing rocket propulsion tubes. *Voprosy raketnoy tekhniki*, 1969, no. 7, pp. 11–28 (in Russ.).
- [8] Barrer M., Nado L., Lyuynier I. Studies of unstable combustion of rocket propellants. *Voprosy raketnoy tekhniki*, 1973, no. 7, pp. 10–28 (in Russ.).
- [9] Yanovskiy L.S., ed. Pryamotochnye vozduшно-reaktivnye dvigateli na energoemkikh kondensirovannykh materialakh [Direct-flow air-jet engines on energy-intensive condensed materials]. Moscow, TsIAM Publ., 2020.
- [10] Timoshenko S., Goodier J.N. Theory of elasticity. New York, McGraw-Hill, 1969.
- [11] Wise J.S. The prediction of limiting pressures in simmetrical axiale-uniform, solid propellant configurations. *Bull. 13th Meet. Joint Army-Navy-Air Force Solid Propellant Group*, 1957, vol. 3, pp. 707–753.
- [12] Smith T.L. Solid propellants...Elastomeric-binder and mechanical-property requirements for solid propellants. *Ind. Eng. Chem.*, 1960, vol. 52, no. 9, pp. 776–780. DOI: <https://doi.org/10.1021/ie50609a028>
- [13] Williams M.L. The strain analysis of solid propellant grains. *JAS*, 1960, vol. 27, no. 8, pp. 574–586. DOI: <https://doi.org/10.2514/8.8655>
- [14] Shishkov A.A., Panin S.D., Rumyantsev B.V. Rabochie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva [Operating processes in solid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.
- [15] Talin D.D. Fiziko-khimicheskie svoystva vzryvchatykh veshchestv, porokhov i tverdyykh raketnykh topliv [Physical and chemical properties of explosives, powder and solid rocket fuel]. Perm, PSTU Publ., 2007.
- [16] Kalinichev V.A., Yagodnikov D.A. Tekhnologiya proizvodstva raketnykh dvigateley tverdogo topliva [Production Technology of solid propellant rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2011.
- [17] Zhukov B.P., ed. Energeticheskie kondensirovannyye sistemy. Kratkiy entsiklopedicheskiy slovar [Power condensed systems. Concise encyclopedic dictionary]. Moscow, Yanus K Publ., 2000.

[18] Zhegrov E.F., Milekhin Yu.M., Berkovskaya E.V. Khimiya i tekhnologiya ballistitnykh porokhov, tverdykh raketnykh i spetsialnykh topliv. T. 1, 2 [Chemistry and technology of ballistic powder, solid rocket powders and special fuels. Vol. 1, 2]. Moscow, RITs MGUP im. I. Fedorova Publ., 2011.

[19] Tsutsuran V.I., Abramov P.I. Osnovy tekhnologii porokhov i zaryadov tverdykh raketnykh topliv [Fundamentals of technology of powder and charges of solid rocket fuels]. Moscow, VA RVSNI Publ., 2002.

[20] Freudenthal A.M., Geiringer H. The mathematical theories of the inelastic continuum. In: *Elasticity and plasticity*. Berlin, Springer, Verlag, 1958, pp. 229–433.

DOI: https://doi.org/10.1007/978-3-662-43081-1_3

[21] Trusov B.G. Programmnyaya sistema Terra dlya modelirovaniya fazovykh i khimicheskikh ravnovesiy v plazmokhimicheskikh sistemakh [Terra software system for modeling phase and chemical equilibria in plasma chemical systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2013.

Astahov S.A. — Cand. Sc. (Eng.), Director, Federal State Enterprise “Scientific Test Range of Aviation Systems named after L.K. Safronov” (Beloozerskiy, Moscow Region, 140250 Russian Federation).

Kataev A.V. — Leading Engineer, Department 11, Federal State Enterprise “Scientific Test Range of Aviation Systems named after L.K. Safronov” (Beloozerskiy, Moscow Region, 140250 Russian Federation); Post-Graduate Student, Department of Advanced Materials and Technologies for Aerospace Applications, Moscow Aviation Institute (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Sizov G.A. — Engineer of the 2nd category, Department 11, Federal State Enterprise “Scientific Test Range of Aviation Systems named after L.K. Safronov” (Beloozerskiy, Moscow Region, 140250 Russian Federation); Post-Graduate Student, Department of Rocket Engines, Moscow Aviation Institute (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Astahov S.A., Kataev A.V., Sizov G.A. Algorithm for computing the solid propellant rocket engine with ballistic charge in the aerospace technology track testing. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2024, no. 2 (149), pp. 8–27 (in Russ.). EDN: LCEKYC