

В. Г. Енотов, Е. В. Пустовгарова

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА И ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ РАСХОДНОЙ ДИАГРАММЫ ДВУХРЕЖИМНЫХ МАРШЕВЫХ РДТТ

Маршевые двигатели на твердом топливе зенитных управляемых ракет, а также некоторых оперативно-тактических ракет имеют, как правило, два режима работы — стартовый (форсированный) и маршевый (с пониженным уровнем расхода топлива). Методы расчета внутрибаллистических характеристик таких двигателей имеют ряд особенностей, отличающих их от методов определения характеристик двигателей с постоянным уровнем расхода. Целью настоящей статьи является анализ таких особенностей, методов проектирования, нахождение взаимосвязи между параметрами расходной диаграммы, определение влияния на последнюю конструктивных особенностей двигателя и характеристик применяемого топлива. Для ее реализации был разработан метод аналитических зависимостей. Полученные уравнения показывают, что требуемые параметры диаграмм (в том числе и перепад расходно-тяговых характеристик между стартовым и маршевым режимами) могут быть обеспечены за счет варьирования либо диаметром корпуса либо скоростью горения топлива, либо за счет совместного изменения этих величин. В практической деятельности возможны случаи, когда по каким-либо причинам изменить диаметр корпуса или скорость горения топлива не представляется возможным, и требования к расходной диаграмме не могут быть выполнены в полной мере. Задача разработчика двигателя в таком случае состоит в определении приемлемых (альтернативных) диаграмм расхода, наиболее близких к требуемой. Предлагаемый метод основывается на расчете и построении номограмм зависимостей относительного расхода топлива на маршевом режиме от относительного времени стартового участка при различных скоростях горения топлива и постоянном (требуемом) диаметре корпуса, и наоборот, при различных значениях диаметра корпуса и постоянной (располагаемой) скорости горения топлива. С помощью этих номограмм разработчик ракеты может определить приемлемую для нее диаграмму расхода. В ряде случаев на диаграмму расходной характеристики накладываются конструктивные ограничения по отдельным узлам маршевого двигателя, влияющие на требуемые ее параметры. Представленные материалы позволяют оценить это влияние и содержат предложения по его устранению. Приведенный метод позволяет оперативно определить условия, необходимые для выполнения требуемых диаграмм расхода продуктов сгорания топлива, а в случае невыполнения этих условий — предоставить альтернативные варианты для выбора наиболее приемлемого.

Ключевые слова: масса заряда твердого топлива, скорость горения топлива, давление в камере сгорания, время работы на стартовом и маршевом режимах, перепад давления в камере сгорания.

Маршові двигуни на твердому паливі зенітних керованих ракет, а також деяких оперативно-тактичних ракет мають, як правило, два режими роботи – стартовий (форсований) і маршовий (з пониженим рівнем витрати палива). Методи розрахунку внутрішньобалістичних характеристик таких двигунів мають ряд особливостей, які відрізняють їх від методів визначення характеристик двигунів з постійним рівнем витрати. Метою цієї статті є аналіз таких особливостей, методів проектування, виявлення взаємозв'язків між параметрами витратної діаграми, визначення впливу на останню конструктивних особливостей двигуна та характеристик застосовуваного палива. Для її реалізації було розроблено метод аналітичних залежностей. Одержані рівняння свідчать, що потрібні параметри діаграм (у тому числі й перепад витратно-тягових характеристик між стартовим і маршовим режимами) можна забезпечити за рахунок варіювання або діаметра корпусу, або швидкості горіння палива, або за рахунок спільного змінення цих величин. У практичній діяльності можливі випадки, коли з будь-яких причин змінити діаметр корпусу або швидкість горіння палива неможливо, і вимоги до витратної діаграми не може бути виконано повною мірою. Завдання розробника двигуна у такому випадку полягає у визначенні прийнятних (альтернативних) діаграм витрати, найближчих до потрібних. Пропонований метод засновано на розрахунку та побудові номограм залежностей відносної витрати палива на маршовому режимі від відносного часу стартового відрізка за різних швидкостей горіння палива і постійного (потрібного) діаметра корпусу і навпаки, за різних значень діаметра корпусу і постійної (наявної) швидкості горіння палива. За допомогою цих номограм розробник ракети може визначити прийнятну для неї діаграму витрати. У ряді випадків на діаграму витратної характеристики накладаються конструктивні обмеження щодо окремих вузлів маршового двигуна, які впливають на потрібні її параметри. Подані матеріали дозволяють оцінити цей вплив та містять пропозиції щодо його усунення. Наведений

метод дає змогу оперативно визначити умови, необхідні для виконання потрібних діаграм витрати продуктів згоряння палива, а у випадку невиконання цих умов – надати альтернативні варіанти для вибору найбільш прийняттого.

Ключові слова: маса заряду твердого палива, швидкість горіння палива, тиск у камері згоряння, час роботи на стартовому та маршовому режимах, перепад тиску в камері згоряння.

The main solid rocket motors of surface-to-air missiles and some short-range missiles have, as a rule, two operation modes – starting (augmented rating) and cruise (with decreased propellant consumption level). The methods to calculate intraballistic characteristics of such motors have a number of peculiarities, which set them apart from the methods of determining the characteristics of motors with constant propellant consumption level. The purpose of this article is to analyze such peculiarities, design methods, to find interrelation between the parameters of propellant consumption diagram, to determine the impact on the latter of motor design features and propellant characteristics. To achieve this goal, the method of analytical dependencies was developed. The equations obtained show that the required parameters of diagrams (including consumption-thrust characteristics difference between the starting and cruise modes) can be ensured due to varying either case diameter or propellant combustion rate or due to combined variation of these values. In practice, the cases are possible when for some reasons it does not seem possible to vary the case diameter or propellant combustion rate and the requirements to consumption diagram cannot be satisfied to the full extent. The task of motor developer in that case consists in determination of acceptable (alternative) propellant consumption diagrams that would be closest to required. The proposed method is based on calculation and construction of nomograms of dependencies of relative propellant consumption in cruise mode on relative time of starting leg at different propellant combustion rates and constant (required) case diameter and vice versa, at different values of case diameter and constant (available) propellant combustion rate. Using these nomograms, the rocket developer can determine the propellant consumption diagram acceptable for the rocket. In a number of cases, design limitations for separate main motor assemblies are imposed on consumption characteristic diagram that have an impact on its required parameters. The presented materials allow evaluating that impact and contain the proposals to remove it. The presented method allows quickly determining the conditions needed to fulfill required propellant combustion products consumption diagrams and in case of nonfulfillment of these conditions - allow presenting alternative options for selection of most acceptable one.

Key words: solid propellant charge mass, propellant combustion rate, combustion chamber pressure, operation time in starting and cruise modes, combustion chamber pressure difference.

Наиболее распространенной диаграммой расхода маршевых двигателей (МД) является так называемая «прямоугольная» диаграмма, при которой расходно-тяговые характеристики по времени близки к постоянному значению. В то же время для зенитных управляемых ракет, а иногда и для оперативно-тактических (9М714 ОТРК «Ока»), используются маршевые двигатели с двумя режимами работы. При этом в одних случаях два режима работы обеспечиваются за счет двух автономных двигателей (ступеней ракеты) – стартового и маршевого (9М82, 9М83 С-300 и др.), в других – одного двигателя (9М38М1 ЗРК «Бук»). В последнем случае двухрежимность работы обеспечивается специально подобранной формой заряда твердого топлива (ТТ). Именно такие двигатели рассматриваются в настоящей статье.

Требования разработчика ракеты к двухрежимному МД, определяющие параметры расходной диаграммы (рис. 1), включают в себя:

– массу заряда твердого топлива m_3 ;

- расход продуктов сгорания ТТ на стартовом и маршевом режимах \dot{m}_{cm} , \dot{m}_m ;
- время работы двигателя на стартовом режиме τ_{cm} ;
- диаметр корпуса двигателя D_k .

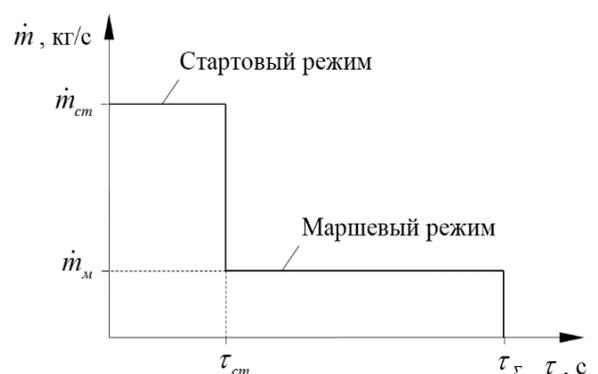


Рис. 1. Типовая диаграмма изменения расхода двухрежимного МД

Суммарное время работы МД τ_Σ определяется исходя из равенства суммы масс топлива, сгорающего на стартовом и маршевом режимах, и общей массы заряда.

В дальнейшем будут использоваться также относительные значения расхода на маршевом режиме $\bar{m}_m = \dot{m}_m / \dot{m}_{cm}$ и времени работы на стартовом режиме $\bar{\tau}_{cm} = \tau_{cm} / \tau_\Sigma$.

Как показывает опыт проектирования двухрежимных МД, параметры стартового и маршевого режимов, характеристики топлива, заряда и диаметр корпуса связаны между собой. При изменении какого-либо одного параметра меняются и другие. С целью выяснения возможностей и условий выполнения требуемой диаграммы расхода нужно установить эту взаимосвязь.

Для этого в первую очередь необходимо выбрать величину давления в камере сгорания (КС) на стартовом режиме $P_{\kappa_{cm}}$, которая, как правило, разработчиком ракеты не задается. Определение $P_{\kappa_{cm}}$ не является предметом настоящей статьи, его выбору посвящена работа [1]. Следует отметить, что при постоянной площади критического сечения сопла F_{κ_p} изменение секундного расхода будет проходить пропорционально изменению давления в КС. Иными словами, для выполнения требования по величине перепада расхода, равной, например, $\bar{m}_m = 0,3$, площадь горения заряда должна обеспечивать в КС перепад давления \bar{P}_{κ_m} , также равный 0,3.

Таким образом, имея давление в камере сгорания на маршевом режиме

$$P_{\kappa_m} = \bar{m}_m P_{\kappa_{cm}}, \quad (1)$$

обеспечивающее заданный перепад расхода, нужно определить от каких факторов это давление зависит и вывести соответствующие аналитические зависимости.

Эта задача при заданном диаметре корпуса двигателя D_κ решается в следующей последовательности.

1. Определяем диаметр заряда D_3 и суммарную толщину сгорающего свода топлива e_Σ [2]

$$D_3 = D_\kappa \left(1 - 0,25 \cdot 10^{-3} P_{\kappa_{cm}} \right); \quad (2)$$

$$e_\Sigma = 0,375 D_3. \quad (3)$$

2. Исходя из требований по величинам τ_{cm} , τ_Σ и \bar{m}_m при выбранном $P_{\kappa_{cm}}$ определяем требуемую величину давления в камере сгорания на маршевом режиме P_{κ_m} по зависимости (1), после чего – среднеинтегральные значения давления в КС и скорости горения топлива за полное время работы двигателя:

$$P_{\kappa_{cp_\Sigma}} = \bar{\tau}_{cm} P_{\kappa_{cm}} + (1 - \bar{\tau}_{cm}) P_{\kappa_m};$$

$$u_{cp_\Sigma} = e_\Sigma / \tau_\Sigma.$$

3. Приводя среднеинтегральную скорость горения u_{cp_Σ} к стандартным условиям ($P_{\kappa_{40}} = 40 \text{ кгс/см}^2$)

$$u_{40} = u_{cp_\Sigma} \left(P_{\kappa_{cp_\Sigma}} / P_{\kappa_{40}} \right)^\nu,$$

где ν – степенной показатель в законе скорости горения топлива, получим

$$u_{40} = u_1 40^\nu. \quad (4)$$

4. Из формулы (4) находим коэффициент u_1 .

5. Рассчитываем скорость горения топлива и толщину сгорающего свода заряда на стартовом режиме

$$u_{cm} = u_1 P_{\kappa_{cm}}^\nu; \quad (5)$$

$$e_{cm} = u_{cm} \tau_{cm}. \quad (6)$$

6. Вычисляем толщину горящего свода на маршевом режиме

$$e_m = e_\Sigma - e_{cm}. \quad (7)$$

7. Определяем массы сгораемого топлива на стартовом и маршевом режимах

$$m_{cm} = \dot{m}_{cm} \tau_{cm}; \quad (8)$$

$$m_m = m_3 - m_{cm}. \quad (9)$$

8. Перепад давления в КС, как говорилось выше, будет соответствовать требуемому перепаду расхода, при этом величина P_{κ_m} может быть определена из баланса времени прихода и расхода продуктов сгорания топлива на маршевом режиме

$$\tau_m^{прих} = \tau_m^{расх},$$

где

$$\tau_m^{нрux} = \frac{e_m}{u_m} = \frac{e_m}{u_1 P_{\kappa_m}^\nu}; \quad (10)$$

$$\tau_m^{pacx} = \frac{m_m}{\dot{m}_m} = \frac{m_m}{AP_{\kappa_m} F_{кр}}, \quad (11)$$

где A – коэффициент истечения продуктов сгорания выбранного топлива; $F_{кр}$ – площадь критического сечения сопла.

Приравнивая (10) и (11), получим

$$P_{\kappa_m} = \left(\frac{m_m u_1}{AF_{кр} e_m} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (12)$$

Как видно из формулы (12), величина давления в КС на маршевом режиме, необходимая для создания требуемого перепада расхода, зависит от сгорающей на маршевом режиме массы топлива m_m , коэффициента u_1 (скорости горения ТТ), а также от толщины свода заряда, сгорающего на маршевом режиме, т. е. в соответствии с формулами (7), (3) и (2) – от диаметра заряда и корпуса.

Из формулы (12) получим

$$m_m = \frac{AF_{кр} e_m P_{\kappa_m}^{1-\nu}}{u_1}; \quad (13)$$

$$u_1 = \frac{AF_{кр} e_m P_{\kappa_m}^{1-\nu}}{m_m}; \quad (14)$$

$$e_m = \frac{m_m u_1}{AF_{кр} P_{\kappa_m}^{1-\nu}}. \quad (15)$$

Подставляя в формулы (13)–(15) величину давления P_{κ_m} (1), требуемую для заданного перепада расхода, определим значения параметров m_m , u_1 и e_m , обеспечивающие этот перепад между маршевым и стартовым режимами работы.

Рассмотрим каждый из этих трех параметров.

1. При варьировании m_m хотя и можно получить требуемый перепад расхода, однако из-за перераспределения масс топлива между маршевым и стартовым участками (при $m_3 = \text{const}$) не будет выполняться

требования по параметрам стартового режима и всей диаграммы в целом.

2. При варьировании скоростью горения (коэффициентом u_1) необходимо, чтобы ее стандартная величина u_{40} (4) не выходила за пределы диапазона регулирования скорости горения выбранной рецептуры топлива.

Из основного уравнения внутренней баллистики

$$P_{\kappa} = \left(\frac{Su_1 \gamma}{AF_{кр}} \right)^{\frac{1}{1-\nu}}$$

следует, что необходимая площадь поверхности горения заряда будет составлять

$$S = \frac{AF_{кр} P_{\kappa}^{1-\nu}}{u_1 \gamma}, \quad (16)$$

где γ – плотность топлива.

В этом случае при необходимости получения требуемого давления на маршевом режиме при помощи существенного уменьшения u_1 в соответствии с формулой (16) увеличивается площадь поверхности горения заряда, уменьшается толщина сгорающего свода $e = u_1 P_{\kappa}^\nu \tau$ и тем самым ухудшается коэффициент заполнения корпуса топливом и увеличивается длина двигателя.

Величину u_1 можно получить, подставив в формулу (14)

$$e_m = e_{\Sigma} - u_1 P_{\kappa_m}^\nu \tau_{cm}.$$

Тогда

$$u_1 = \frac{AF_{кр} (e_{\Sigma} - u_1 P_{\kappa_m}^\nu \tau_{cm}) P_{\kappa_m}^{1-\nu}}{m_m}$$

или

$$u_1 = \frac{AF_{кр} e_{\Sigma} P_{\kappa_m}^{1-\nu} / m_m}{\left(1 + AF_{кр} P_{\kappa_m}^{1-\nu} P_{\kappa_m}^\nu \tau_{cm} / m_m \right)},$$

а после упрощения –

$$u_1 = \frac{He_{\Sigma}}{m_m + HP_{\kappa_m}^\nu \tau_{cm}}, \quad (17)$$

где $H = AF_{кр} P_{\kappa_m}^{1-\nu}$.

Подставляя в (17) требуемую величину давления в камере сгорания на маршевом режиме, обеспечивающую заданный перепад, получим необходимые значения u_1 , а по (4) – стандартной скорости u_{40} .

3. Для определения толщины горящего свода заряда e_m , при которой обеспечивается заданный перепад расхода, необходимо в формулу (15) подставить величину давления на маршевом режиме (1). В этом случае диаметры заряда и корпуса двигателя определяются по формулам (6) и (7) с использованием формул (3) и (2).

Таким образом, обеспечение требуемого перепада расхода, а вместе с ним и заданной диаграммы в целом (в зависимости от конкретных количественных показателей) можно получить как за счет изменения скорости горения твердого топлива (при $D_k = \text{const}$), так и за счет изменения диаметра корпуса (при $u_1 = \text{const}$), либо путем совместного варьирования этих параметров.

На практике возможны случаи, когда по каким-либо причинам изменить диаметр корпуса или скорость горения топлива не представляется возможным. Следовательно, требования к расходной диаграмме не могут быть выполнены в полной мере. Задача разработчика двигателя в этих случаях состоит в определении приемлемых (альтернативных) диаграмм расхода, наиболее близких к требуемой. Для этого предлагается метод, основанный на построении номограмм зависимостей $\bar{m}_m = f(\bar{\tau}_{cm})$:

– при различных стандартных скоростях горения топлива и постоянном (требуемом) диаметре корпуса $D_k^{треб}$;

– при различных диаметрах корпуса и при постоянной (располагаемой) стандартной скорости горения u_{40}^p .

Для расчета и построения первой номограммы задается ряд значений времени работы на стартовом режиме τ_{cm} и ряд значений стандартной скорости горения ТТ u_{40} при $D_k = \text{const}$ и $e_\Sigma = \text{const}$, для второй

номограммы – ряд значений времени работы на стартовом режиме и ряд значений диаметра корпуса при $u_{40} = \text{const}$. Расчет характеристик двигателя для каждой пары параметров (τ_{cm}, u_{40}) и (τ_{cm}, D_k) ведется по формулам (1)–(3) и (5)–(12).

После нахождения по формулам (10) и (11) времени работы на маршевом режиме $\tau_m^{прих}$ и $\tau_m^{расх}$ (если расчет правильный, то они должны совпадать) определяется суммарное время работы двигателя

$$\tau_\Sigma = \tau_{cm} + \tau_m,$$

где τ_{cm} – варьируемое время работы на стартовом режиме.

По найденному согласно формуле (12) давлению на маршевом режиме P_{k_m} определяется секундный расход на этом режиме

$$\dot{m}_m = AP_{k_m} F_{кр}.$$

В этом случае перепад расхода и относительное время на стартовом режиме будут составлять

$$\bar{m}_m = \dot{m}_m / \dot{m}_{cm};$$

$$\bar{\tau}_{cm} = \tau_{cm} / \tau_\Sigma.$$

Типовой вид этих номограмм приведен на рис. 2 и 3.

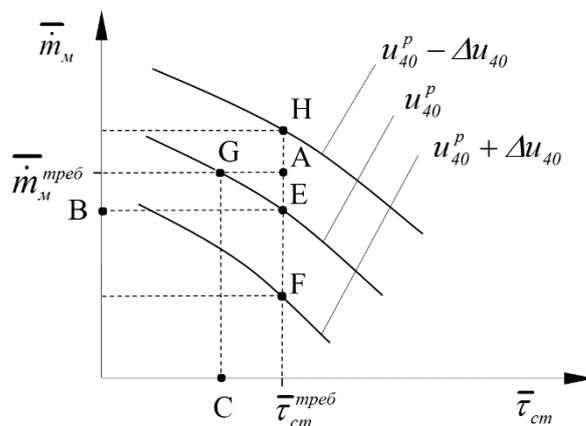


Рис. 2. Номограмма зависимостей $\bar{m}_m = f(\bar{\tau}_{cm})$ для различных стандартных скоростей горения при $D_k^{треб} = \text{const}$

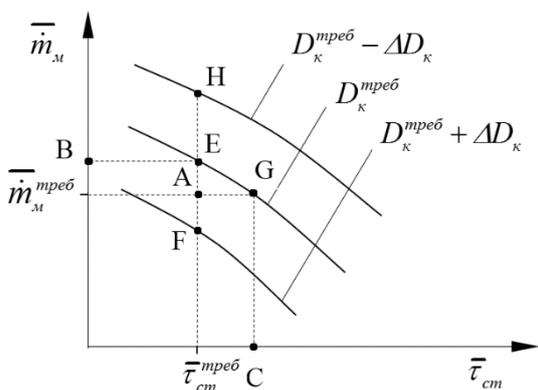


Рис. 3. Номограмма зависимостей $\bar{m}_m = f(\bar{\tau}_{cm})$ для различных диаметров корпуса при $u_{40}^p = const$

Анализ предлагаемых номограмм позволяет сделать следующие выводы.

В точке А с координатами $(\bar{m}_m^{mrebo}, \bar{\tau}_{cm}^{mrebo})$ выполняется заданная диаграмма расходной характеристики. Однако в этой точке стандартная скорость горения будет отличаться от располагаемого значения u_{40}^p (рис. 2).

Выбор параметров диаграммы можно проводить, используя при этом кривую $\bar{m}_m = f(\bar{\tau}_{cm})$ для располагаемой скорости горения u_{40}^p . Так, например, при требуемом значении $\bar{\tau}_{cm}^{mrebo}$ величина относительного расхода на маршевом режиме \bar{m}_m будет соответствовать ординате точки Е (В). При заданном значении \bar{m}_m^{mrebo} величина $\bar{\tau}_{cm}$ определяется абсциссой точки G (С). По этой кривой можно также выбрать любое сочетание (на усмотрение разработчика ракеты) параметров \bar{m}_m и $\bar{\tau}_{cm}$.

С помощью данной номограммы можно определить и стандартную скорость горения u_{40} , при которой выполняется требуемая диаграмма расхода и которую, как говорилось выше, можно вычислить также по формулам (4), (17).

Для этого по значениям стандартных скоростей горения для $\bar{\tau}_{cm} = \bar{\tau}_{cm}^{mrebo}$ строится график зависимости $u_{40} = f(\bar{m}_m)$ (точки Н, Е, F), по которому и определяется значение u_{40} , соответствующее \bar{m}_m^{mrebo} .

Аналогичный анализ для определения параметров расходной диаграммы \bar{m}_m и $\bar{\tau}_{cm}$ можно провести и при условии выполнения требуемого диаметра корпуса двигателя D_k^{mrebo} (рис. 3).

Параметры диаграммы выбираются по кривой $\bar{m}_m = f(\bar{\tau}_{cm})$ для D_k^{mrebo} . В частности при $\bar{\tau}_{cm}^{mrebo}$ величина \bar{m}_m будет соответствовать ординате точки Е (В), при \bar{m}_m^{mrebo} значение $\bar{\tau}_{cm}$ будет равно абсциссе точки G (С).

Диаметр корпуса, необходимый для полного выполнения расходной диаграммы, можно получить построением графика зависимости $D_k = f(\bar{m}_m)$ при $\bar{\tau}_{cm}^{mrebo}$ (точки Н, Е, F), по которому и определяется значение D_k , соответствующее \bar{m}_m^{mrebo} .

Ранее было показано, что этот диаметр корпуса можно получить и расчетным путем по формулам (6) и (7) с использованием формул (3) и (2), предварительно вычислив по формуле (15) толщину горящего свода на маршевом режиме e_m .

Выбрав по номограммам значения $\bar{\tau}_{cm}$ и \bar{m}_m , можно определить все параметры расходной диаграммы, учитывая, что масса заряда m_z и секундный расход на стартовом режиме m_{cm} задаются разработчиком ракеты, а давление в КС на стартовом режиме рассчитывается по рекомендации работы [1].

В этом случае определяются:

– расход на маршевом режиме

$$\dot{m}_m = \bar{m}_m \dot{m}_{cm};$$

– давление в камере сгорания на маршевом режиме

$$P_{k,m} = \bar{m}_m P_{k,cm}.$$

Полное время работы вычисляется из условия постоянства заданной массы заряда

$$m_z = \dot{m}_{cm} \tau_{cm} + \dot{m}_m \tau_m$$

или, учитывая, что время работы на стартовом и маршевом режимах вычисляются как $\tau_{cm} = \bar{\tau}_{cm} \tau_\Sigma$ и $\tau_m = \tau_\Sigma - \tau_{cm}$,

$$m_3 = \dot{m}_{cm} \bar{\tau}_{cm} \tau_\Sigma + \bar{m}_m \dot{m}_{cm} (1 - \bar{\tau}_{cm}) \tau_\Sigma.$$

Откуда

$$\tau_\Sigma = \frac{m_3}{\bar{\tau}_{cm} \dot{m}_{cm} + \bar{m}_m \dot{m}_{cm} (1 - \bar{\tau}_{cm})}.$$

В некоторых случаях на требуемое время работы на стартовом режиме τ_{cm} , а следовательно, и на остальные параметры расходной характеристики могут быть наложены ограничения, связанные с конструктивными особенностями двигателя. Эти ограничения проявляют себя в случае, когда нужно уменьшить время τ_{cm} до требуемого расходной диаграммой ограничения $\bar{\tau}_{cm}^{треб}$.

Минимальное время работы на стартовом режиме при выбранной скорости горения твердого топлива определяется толщиной горящего свода под щелями заряда, т. е. толщиной свода заряда $e_{cm} = \frac{D_3 - D_{щ}}{2}$, сгорающего на стартовом режиме, и зависит от диаметра корпуса и диаметра размаха щелей $D_{щ}$.

На рис. 4 показан фрагмент корпуса с щелевой частью заряда и узлом стыка цилиндрической части с днищем.

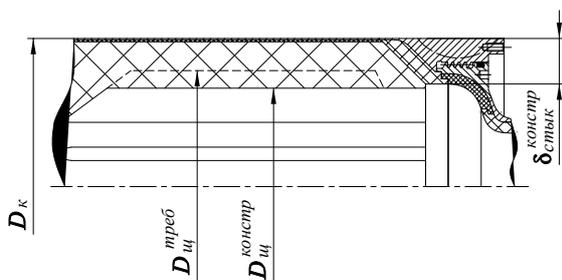


Рис. 4. Фрагмент корпуса со щелевой частью заряда

Как видно из рис. 4, уменьшение горящего свода под щелями, и следовательно, времени работы на стартовом режиме при использовании неразборной оснастки для формования заряда твердого топлива ограничено толщиной узла стыка $\delta_{стык}^{констр}$. При этом максимально возможный размах щелей будет составлять

$$D_{щ}^{констр} = D_k - 2\delta_{стык}^{констр},$$

а относительный размах –

$$\bar{D}_{щ}^{констр} = D_{щ}^{констр} / D_k.$$

На рис. 5 приведена типовая номограмма зависимости относительного времени работы на стартовом режиме $\bar{\tau}_{cm}$ от относительного размаха щелей $\bar{D}_{щ} = D_{щ} / D_k$ для различных стандартных значений скоростей горения топлив (при $D_k = const$), на рис. 6 – для различных значений диаметра корпуса (при $u_{40} = const$).

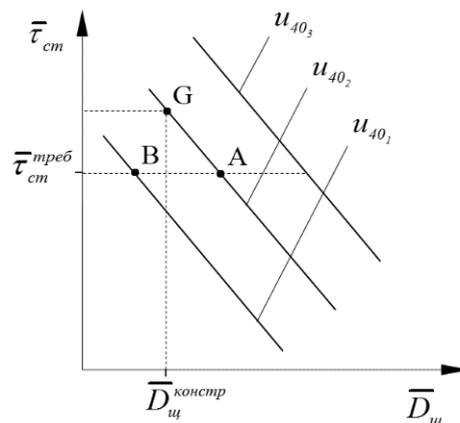


Рис. 5. Номограмма зависимостей $\bar{\tau}_{cm} = f(\bar{D}_{щ})$ для различных стандартных скоростей горения $u_{40_1} < u_{40_2} < u_{40_3}$ при $D_k = const$

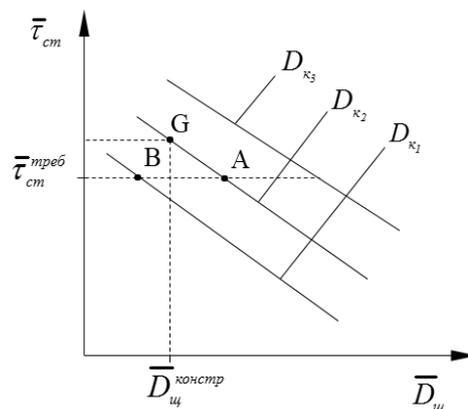


Рис. 6. Номограмма зависимостей $\bar{\tau}_{cm} = f(\bar{D}_{щ})$ для различных диаметров корпуса $D_{k_1} > D_{k_2} > D_{k_3}$ при $u_{40} = const$

Если конструктивно $\bar{D}_{щ}^{констр}$ при рассматриваемом значении, например, скорости горения топлива u_{40_2} или диаметра корпуса D_{k_2} для требуемого $\bar{\tau}_{cm}^{треб}$ не обеспечит

печивает условие $\bar{D}_{щ}^{констр} \geq \bar{D}_{щ}^{треб}$ (как в точке А), то необходимо снижение скорости горения топлива или увеличение диаметра корпуса до значений, в которых оно выполняется (как в точке В). В противном случае требуется увеличение относительного времени работы на стартовом режиме до $\bar{\tau}_{ст} > \bar{\tau}_{ст}^{треб}$ (например, как в точке G).

Другими способами устранения конструктивных ограничений на $\bar{\tau}_{ст}$ являются:

– доработка конструкции стыка цилиндрической части корпуса и днища с целью уменьшения его толщины $\delta_{стык}^{констр}$ и обеспечения требуемого размаха щелей;

– использование при формовании заряда твердого топлива разборной или разрушаемой оснастки, применение которой, как видно из рис. 4 (пунктирная линия), не ограничивает величину размаха щели.

Выводы

Разработанный метод позволяет оценивать и выбирать расходные диаграммы работы двухрежимных маршевых двигателей на твердом топливе с помощью аналитических зависимостей и построения номограмм, связывающих параметры МД; показывает взаимосвязь параметров стартового (форсированного) и маршевого режимов работы, а также влияние на них характери-

стик топлива, заряда и конструктивных особенностей двигателя; позволяет оперативно определить условия, необходимые для выполнения требуемых диаграмм расхода, а в случае их невыполнения предоставить возможные альтернативные варианты диаграмм для выбора наиболее приемлемого.

Определены возможные решения по устранению установленного влияния конструктивных особенностей двухрежимных двигателей на требуемые параметры расходной характеристики.

Список использованной литературы

1. К выбору величины давления в камере сгорания маршевых РДТТ: техн. отчет / ГП «КБ «Южное». Днепр, 2017. 19 с.
2. Енотов В. Г., Кушнир Б. И., Пустовгарова Е. В. Автоматизированная проектная оценка характеристик маршевых двигателей на твердом топливе с корпусом из высокопрочных металлических материалов тактических и оперативно-тактических ракет: учеб.-метод. пособие / под ред. А. С. Кириченко. Днепропетровск, 2014. 72 с.
3. Соркин Р. Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. М, 1967. 368 л.

Статья поступила 25.09.2019