

СИНТЕЗ СХЕМЫ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ НА БАЗЕ РЕПЕРНЫХ РЕШЕНИЙ

© 2019 А.Н. Первышин, Е.А. Буланова

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 19.12.2018

Проектирование управляющих двигателей малой тяги в большинстве случаев основывается на экспериментальных данных, для получения которых тратится основная часть времени и капиталовложений. Сокращение числа экспериментов при сохранении эффективности проектирования подобных устройств возможно при использовании определенного математического аппарата. В статье приведен алгоритм формирования облика камеры ракетного двигателя малой тяги за счет определения расчетной точки факторного пространства отвечающей наилучшей эффективности преобразования химической энергии топлива в полезную работу при определенных ограничениях по энергомассовым характеристикам, ресурсу и надежности. Для установления связи между координатами факторного пространства и целевыми функциями проектирования с достаточной для поиска оптимальных решений точностью вместо оптимальных решений используются реперы. Определение геометрических параметров камеры сгорания проектируемого ракетного двигателя малой тяги выполняется в несколько этапов так, чтобы его экономичность и тепловое состояние соответствовало заданному уровню в рамках базовой схемы. Такая схема обеспечивает высокое качество рабочего процесса, где потери расходного комплекса составляют лишь 8...9%, удовлетворительное тепловое состояние конструкции при длительности включений, характерных для ракетного двигателя малой тяги и высокий уровень надежности запуска.

Ключевые слова: Ракетный двигатель малой тяги, камера, факторное пространство, режимные параметры, репер.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время проектирование управляющих ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) содержит значительную составляющую затратного экспериментального исследования. Это связано с разнообразием используемых рабочих тел, стехиометрическим соотношением компонентов ($K_{мСТ}$), диапазоном их режимных параметров, давления в камере сгорания (p_K), расходом топлива (\dot{m}_T) и заданного состава (α). Эти факторы определяют расчетную точку факторного пространства, вокруг которой ведется синтез конструкции камеры сгорания РДМТ с наилучшей эффективностью преобразования химической энергии топлива (φ_β) при определенных ограничениях по энергомассовым характеристикам, ресурсу и надежности. Причем связь между координатами факторного пространства и целевыми функциями проектирования с достаточной для поиска оптимальных решений точностью не установлена. В то же время имеется определенное количество решений, близких к оптимальным, которые в дальнейшем

будем называть реперами. Используя реперы, как опорные точки проектирования, можно сократить дорогостоящий эксперимент, а также время разработки новых изделий и поднять их эффективность за счет увеличения массива реперов.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

Исходными данными для формирования облика камеры сгорания, помимо перечисленных: \dot{m}_T , α , p_K , являются результаты термодинамического расчета [1], давление и температура окружающей среды p_H , T_H , физико-химические свойства топлива $K_{мСТ}$, U , n_G , n_{OK} , μ_G , μ_{OK} ; режимные параметры p_{ex}^G , p_{ex}^{OK} , $T_{ex}^{OK,G}$, а также характеристики репера R . Определение геометрических параметров камеры сгорания проектируемого РДМТ выполняется в несколько этапов так, чтобы его экономичность и тепловое состояние соответствовало заданному уровню (или реперу R) в рамках базовой схемы (рис. 1). Такая схема обеспечивает высокое качество рабочего процесса (потери расходного комплекса составляют лишь 8...9%), удовлетворительное тепловое состояние конструкции при длительности включений, характерных для РДМТ и высокий уровень надежности запуска [1].

Компоненты топлива в этой схеме (рис. 1) подаются одновременно в предкамеру 1 и ос-

Первышин Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор. E-mail: kowka81@mail.ru

Буланова Екатерина Александровна, кандидат технических наук, доцент кафедры технологий производства двигателей, Институт двигателей летательных аппаратов. E-mail: kowka81@mail.ru

новную камеру 2, соединенных между собой соединительным каналом 3. Это обеспечивает возможность независимой организации с одной стороны условий оптимального воспламенения в предкамере, с другой стороны условий наиболее полного преобразования топлива в основной камере с учетом теплового состояния конструкции. Кроме того, постоянный источник продуктов сгорания предкамерного топлива, выбрасываемых в основную камеру через соединительный канал 3, интенсифицирует и стабилизирует процесс горения в ядре камеры 2.

Компоненты топлива поступают к камерам через коллекторы горючего 4 и окислителя 5. Это позволяет ограничиться лишь двумя топливными клапанами, что уменьшает массу изделия, увеличивает ее надежность и существенно упрощает синхронизацию клапанов. Кроме того, такое распределение компонентов между камерами 1 и 2 значительно расширяет диапазон рабочих режимов генератора без изменения конструктивных элементов. Условия воспламенения в предкамере и качество процессов, протекающих в предкамере, определяется при заданном режиме работы количеством, расположением и размером форсунок, а также другими параметрами, указанными на рис. 1.

Характерные скорости рабочих тел в различных элементах РДМТ, определяющие эффективность как воспламенения, так и смесеобразования на установившемся режиме работы при заданном составе топлива, зависят от величин давления в камере сгорания и предкамере. Однако, если на установившемся режиме величина давления задается непосредственно рабочей

точкой, то в момент запуска, т.е. на «холодном» режиме, она нуждается в определении.

Для ее оценки необходимо найти величину расходного комплекса β_x . В случае однородной смеси можно записать:

$$\beta_x = \left(\sqrt{R_\mu} / A(n) \right) \sqrt{T_x / \mu}, \quad (1)$$

где T_x – температура рабочего тела в камере сгорания, при отсутствии горения, ее можно принять равной $T_{ex}^{OK, \Gamma}$;

$$\mu = \left[\sum_{j=1}^n (q_j / \mu_j) \right]^{-1} - \text{молярная масса холод-}$$

ной смеси в камере сгорания до запуска; (2)

где q_j, μ_j – массовая доля и молярная масса j -того компонента; $A(n)$ – коэффициент.

Для большинства окислителей и горючих величина n лежит в диапазоне 1,1...1,4. При этом коэффициент $A(n)$ меняется на 9%, т.е. $A(n) = 0,6284...0,6847$. В оценочных расчетах можно принять следующее значение $A(n) = 0,6566$.

Для смеси, состоящей из горючего и окислителя:

$$q_{OK} = \dot{m}_{OK} / \dot{m}_T = \alpha \cdot K_{m.СТ} / (1 + \alpha \cdot K_{m.СТ}), \quad (3)$$

$$q_\Gamma = \dot{m}_\Gamma / \dot{m}_T = (1 + \alpha \cdot K_{m.СТ})^{-1}. \quad (4)$$

Тогда в соответствии с (2):

$$\mu = (1 + \alpha \cdot K_{m.СТ}) / (\mu_\Gamma^{-1} + \alpha \cdot K_{m.СТ} / \mu_{OK}). \quad (5)$$

Обозначив:

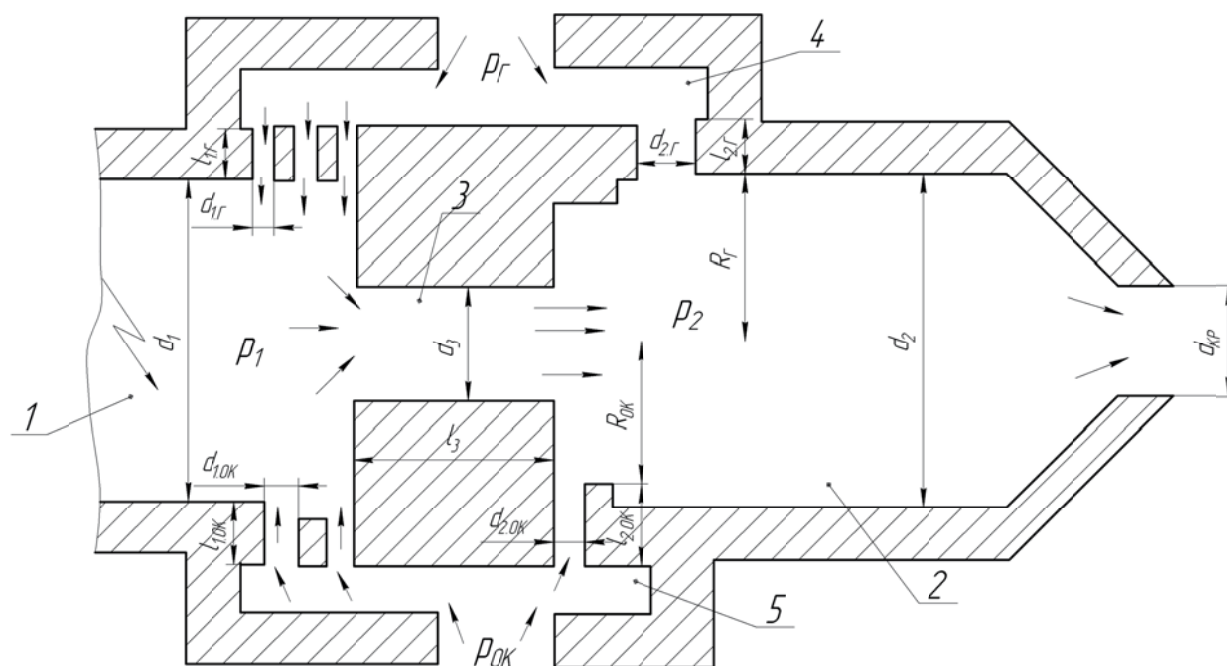


Рис. 1. Гидравлическая схема генератора сверхзвуковых струй с предкамерой:

- 1 – предкамера; 2 – основная камера сгорания; 3 – соединительный канал;
- 4 – коллектор горючего; 5 – коллектор окислителя

$$\beta_{OK} = \left[\sqrt{R_\mu} / A(n_{OK}) \right] \cdot \sqrt{T_{ex}^{OK} / \mu_{OK}}, \quad (6)$$

$$\beta_T = \left[\sqrt{R_\mu} / A(n_T) \right] \cdot \sqrt{T_{ex}^T / \mu_T} \quad (7)$$

и с учетом $T_{ex}^{OK} = T_{ex}^T = T_X$, подставляя (5) в (2), получим:

$$\beta_X = \left\{ \frac{[A(n_T) / A(n)]^2 \beta_T^2 + \alpha \cdot K_{m,CT} [A(n_{OK}) / A(n)]^2 \beta_{OK}^2}{1 + \alpha \cdot K_{m,CT}} \right\}^{0.5} \quad (8)$$

Если принять $A(n_{OK}) = A(n_T) = A(n)$, то выражение (8) упрощается:

$$\beta_X = \sqrt{(\beta_T^2 + \alpha \cdot K_{m,CT} \beta_{OK}^2) / (1 + \alpha \cdot K_{m,CT})}. \quad (9)$$

Тогда величина давления в камере сгорания (без горения):

$$p_{K,X} = 4\beta_X \dot{m}_T / \pi d_{kp}^2, \quad (10)$$

где

$$d_{kp} = \sqrt{(4/\pi)(\varphi_\beta \beta \dot{m}_T / p_K)}. \quad (11)$$

И, наконец, плотность холодной топливной смеси в основной камере можно оценить выражением:

$$\rho_2 = \rho_T \left[(1 + \alpha \cdot K_{m,CT}) / (1 + (\mu_T / \mu_{OK}) \alpha \cdot K_{m,CT}) \right], \quad (12)$$

где

$$\rho_T = \mu_T p_{K,X} / R_\mu T_{ex}^T. \quad (13)$$

Аналогично определяется и плотность окислителя. Выражение типа (13) может использоваться и для оценки плотности рабочего тела в предкамере с учетом его состава (α_1).

При наличии горения характерные скорости в форсунках камеры уменьшаются за счет роста давления рабочего тела, определяющего и изменение плотности:

$$\bar{\rho} = \rho_{OK} / \rho_{OK,T} = \rho_T / \rho_{T,T} = p_{K,X} / p_K, \quad (14)$$

где индекс «Т» относится к параметрам при наличии горения.

Эффективность смешения топлива заданного состава в значительной степени определяется скоростью соответствующих компонентов на выходе из форсунок, а также интенсивности закрутки. В качестве масштаба скорости можно использовать максимальную скорость нормального распространения пламени (U), а положение фронта зависит от относительной скорости потока: $K_U = w/U$. Этот подход позволяет распространить предлагаемые методы не только для расчета рабочего процесса камеры при изменении режимных или конструктивных условий ее работы, но и при изменении вида применяемого топлива.

Тогда в основной камере сгорания масштабный коэффициент $K_{2,U}$ можно задать выражением:

$$K_{2,U} = \frac{w_{2,X}}{U} = \frac{R_\mu T_{ex} (\mu_{OK} / \mu_T + \alpha \cdot K_{m,CT})}{(d_2 / d_{kp})^2 \mu_{OK} (1 + \alpha \cdot K_{m,CT}) \beta \cdot U}, \quad (15)$$

где $w_{2,X}$ – характерная осевая скорость непрореагировавшего топлива.

$$\varphi_\beta = f(\eta_{CM}),$$

$$\eta_{CM} = [1 + K_{\Delta w} (\Delta w / w_{2,X})] (L_K / R_\theta)^{k_L} \chi^2 \sqrt{\rho_1 / \rho_2}, \quad (16)$$

где $K_{\Delta w}, K_L$ – эмпирические коэффициенты; ρ_1 / ρ_2 – отношение плотностей компонентов топлива, причем $\rho_1 > \rho_2$; Δw – характерная разность скоростей горючего и окислителя при их встрече в форсуночной головке.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Величину характерной скорости $w_{2,X}$ можно оценить из (10, 12) с учетом повышения плотности в связи с увеличением давления в камере сгорания до величины p_K . Значительно большие трудности представляет оценка величины Δw . Она определяется закруткой компонентов топлива θ_{OK}, θ_T , расходонапряженностью соответствующих форсунок, законом распределения параметров по поперечному сечению поясов форсуночной головки. Причем в момент начала взаимодействия закрученных потоков компонентов топлива течение еще нельзя считать установившимся. С учетом этого введем характерную разность скоростей компонентов топлива, исходя из распределения параметров потока по закону твердого тела, что по крайней мере для центральной струи окислителя, обладающей наибольшим импульсом, подтверждается экспериментами [2].

Горючее начинает взаимодействовать с окислителем, распространяясь, по существу, в кольцевом канале с характерным радиальным размером $(D_K - D_{OK})/2$. Тогда момент количества движения закрученного потока с учетом подхода [2] можно записать в виде

$$M = (\pi \rho / 16) w_{\tau,m} w_{X,m} d_2^3 [1 - \bar{d}^4], \quad (17)$$

где $\bar{d} = d_1 / d_2$ – относительный радиус форсунки; $w_{\tau,m}, w_{X,m}$ – максимальные значения тангенциальной и аксиальной скорости, причем предполагается, что последняя равномерна по радиусу.

Осевой импульс струи в этом случае можно определить выражением

$$K = (\pi \rho / 4) w_{X,m}^2 d_2^2 [1 - d^2 - (n_p^2 / 4)(1 - d^4)], \quad (18)$$

где $n_p = w_{\varphi,m} / w_{X,m}$.

Тогда

$$\theta = M / KR = K_1 n_p / [1 - (0,5 K_1 / K_2) n_p^2], \quad (19)$$

где $K_1 = 0,5(1 - \bar{d}^4); K_2 = 1 - \bar{d}^2$. Для центральной форсунки например окислителя $\bar{d}_1 = \bar{d} = 0$, и следовательно $K_1 = 0,5; K_2 = 1$. Выражение (19) в этом случае примет приведенный в [2] вид:

$$\theta = 0,5 n_p / (1 - 0,25 n_p^2). \quad (20)$$

Однако, оно хорошо описывает эксперимент, как показано в [2], лишь для $n_p < 0,4$. Для больших закруток там же приводится выражение лучше описывающее связь между θ и n_p :

$$\theta = 0,5n_p / (1 - 0,5n_p). \quad (21)$$

С использованием последнего (19) для горючего принимает вид:

$$\theta_\Gamma = K_1 n_{p,\Gamma} / [1 - (K_1/K_2) n_{p,\Gamma}], \quad (22)$$

для случаев, когда форсунка горючего выполнена непосредственно на стенке камеры сгорания,

$$\text{т.е. } R_\Gamma = \frac{d_\Gamma}{2}.$$

Аналогично для окислителя

$$\theta_{OK} = 0,5n_{p,OK} / (1 - 0,5n_{p,OK}). \quad (23)$$

Это позволяет оценить отношение тангенциальных и аксиальных скоростей горючего и окислителя в месте их встречи:

$$w_{\tau,\Gamma} / w_{X,\Gamma} = K_2^2 \bar{d}_3 \theta_\Gamma / K_1 (K_2 \theta_\Gamma + 1), \quad (24)$$

$$w_{\tau,OK} / w_{X,OK} = 2\theta_{OK} / (1 + \theta_{OK}). \quad (25)$$

Определяя характерную разность скоростей соответствующих потоков выражением:

$$\Delta w = \sqrt{\Delta w_\tau^2 + \Delta w_X^2}, \quad (26)$$

где $\Delta w_\tau = w_{\tau,OK} - w_{\tau,\Gamma}$; $\Delta w_X = w_{X,OK} - w_{X,\Gamma}$ и определяя аксиальные составляющие из уравнения неразрывности, выражение через характерные для РДМТ параметры, можно получить:

$$\Delta w = w_{X,OK} \sqrt{\Delta \bar{w}_\tau^2 + \Delta \bar{w}_X^2} = w_{X,OK} \Delta \bar{w}, \quad (27)$$

где

$$\Delta \bar{w}_\tau = \Delta w_\tau / w_{X,OK} = K_2 \theta_\Gamma \bar{d}_3^3 (\mu_{OK} / \mu_\Gamma) / K_1 (K_2 \theta_\Gamma + 1) \alpha K_{m,CT} - 2\theta_{OK} / (\theta_{OK} + 1), \quad (28)$$

$$\Delta \bar{w}_X = \Delta w_X / w_{X,OK} = 1 - (\bar{d}_3^2 \mu_{OK} / \mu_\Gamma) / \alpha K_{m,CT} K_2, \quad (29)$$

$$w_{X,OK} = 4\alpha K_{m,CT} R_\mu T_{\mu} \dot{m}_\Gamma / \pi P_K \mu_{OK} D_{OK}^2 (1 + \alpha K_{m,CT}). \quad (30)$$

ВЫВОДЫ

Таким образом, закрутка потока позволяет либо при заданной геометрии увеличить эффективность смесеобразования, либо при постоянной эффективности уменьшить длину камеры сгорания. Последнее важно, может быть, не столько из-за уменьшения массы камеры, сколько в связи с тем, что при больших длинах пристенок размывается. Теплонапряженность камеры сгорания при увеличении длины поэтому резко возрастает. Наличие закрутки, позволяющей получить высокую эффективность

рабочего процесса на малых длинах, здесь особенно благоприятно. С другой стороны, длина камеры сгорания должна быть достаточной для того, чтобы отдельные струи компонентов и особенно окислителя успели бы размыться. Даже при хорошем качестве процесса возможно наличие интенсивных струй, «пробивающих» объем камеры сгорания. Их массовая доля в общем потоке может быть незначительной, но достаточной для образования локальных областей повышения α и температур, угрожающих прогаром.

Данные по дальнобойности затопленных закрученных струй отсутствуют. Для свободных струй дальнобойность связана с интенсивностью закрутки θ [2]. Используя аналогию со свободными струями, запишем для нашего случая:

$$L_j / I_K = \alpha_j (R_j / L_K) \theta_j^{-\beta_j}, \quad (31)$$

где α_j, β_j – эмпирические коэффициенты; L_j – аэродинамическая длина струи j -того компонента.

Последнее условие определяет и соответствующие величины, входящие в выражение (31), позволяющее проводить взаимную корректировку различных конструктивных изменений, а в совокупности с (16), учитывать влияние этих изменений и на эффективность рабочего процесса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Первышин А.Н., Самойлов П.А.* Анализ влияния режимных параметров и теплофизических свойств материала преграды на критерии технологической эффективности плазмохимических генераторов концентрированных потоков энергии // Вестник СГАУ. Проблемы и перспективы двигателестроения. 2000. № 4, Ч 2. С. 248-252.
2. *Ахмедов Р.Б., Балагула Т.Б., Рашидов Ф.К. и др.* Аэродинамика закрученной струи. М.: Энергия, 1977. 352 с.

Индексы:

- α – продукты сгорания;
- a, \min – выходное и минимальное сечение сопла;
- K – камера сгорания;
- j – компонент;
- zv – звуковой участок струи;
- OK, Γ – окислитель, горючее;
- st – стабилизатор;
- T – наличие горения;
- ϕ – форсунка;
- X – характерный.

**SYNTHESIS OF THE MIXTURE FORMATION SCHEME OF THE THRUSTER
WITH HIGH-ENERGY GASEOUS FUEL COMPONENTS BASED ON REFERENCE SOLUTIONS**

© 2019 A.N Pervyshin, E.A. Bulanova

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolyov

The designing of controlling thrusters primarily relying on experimental data contains the most part of time and capital inputs of propulsion engineering. Therefore, the reference solutions method capable of reducing number of experiments is an acceptable way of solving the problem. The purpose of this work was to devise an algorithm for determining the point of design factor space which answers the optimal efficiency of fuel chemical energy conversion within the thruster combustion chamber. The algorithm was based on definition of effective power by the energy and mass characteristics, resource, and reliability. In addition, different types of gas fuel components were examined instead of fluid fuels. As a result, the reference solutions were used instead the optimal solutions for interfacing between the factor space grid points and the design objective functions with the sufficient accuracy for optimal solutions search. Determination of the combustion chamber geometry is realized at the number of stages to compliance with the requirements of efficiency and thermal conditions for the basic circuit. The circuit provides high quality of operating process with the trivial losses 8..9% of consumable complex number. It also provides satisfactory thermal conditions through the engaging duration typical for thrusters with high level of launching reliability.

Keywords: Rocket engine, thruster, combustion chamber, factor space, operating characteristics, reference solution.

Alexander Pervyshin, Doctor of Technics, Professor.

E-mail: kowka81@mail.ru

*Ekaterina Bulanova, Candidate of Technics, Associate
Professor at the Engine Technology Production Department.*

E-mail: kowka81@mail.ru