

## НАГРЕВ ПЛОСКОЙ ПРЕГРАДЫ СТРУЕЙ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2013 А.Н. Первышин, Е.А. Буланова

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Поступила в редакцию 02.12.2013

В статье представлены методы расчета минимального расхода топлива технологических ракетных двигателей, струя продуктов сгорания которых, воздействуя на плоскую преграду, проплавляет в ней отверстие. Приведены результаты расчета для различных материалов преград, топливных композиций, технологических факторов. Результаты расчетов подтверждены экспериментально. Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги; камера сгорания; расход топлива; струя продуктов сгорания; технологический процесс; преграда.

В камере сгорания ракетного двигателя генерируется весьма значительная мощность, которая концентрируется в сопловом устройстве в тепловые потоки, уступающие лишь лучу лазера и электронному лучу [1]. Причем ракетные двигатели по мощности уже при расходе топлива  $\dot{m}_T$  более 10 г/с превосходит все известные источники энергии, использующихся в технологических процессах. Однако часть мощности  $N$ , выделяемой в камере сгорания, теряется в связи с неполнотой тепловыделения  $\varphi_\kappa^2$ , а часть теряется в веерном скачке уплотнения и в окружающей среде  $K_H$ . Тогда эффективная мощность, передаваемая через поверхность активного взаимодействия ( $\pi r_0^2$ , где  $r_0$  - радиус звукового участка в области полуограниченной струи) в момент достижения температуры плавления ( $T_{пл}$ ):

$$N_{эф} = K_H \cdot \psi_{пл} \cdot \varphi_\beta^2 \cdot N, \quad (1)$$

где  $\psi_{пл} = 1 - \frac{T_{пл} - T_0}{T_K - T_0}$  - показатель возможно-

сти передачи тепловой энергии струи к материалу за счет разности температур продуктов сгорания  $T_K$  и  $T_{пл}$ , где  $T_0$  - начальная температура преграды.

Многочисленные эксперименты [2, 3] показали, что с увеличением толщины преграды величина  $K_H$  возрастает, достигая максимального значения. При дальнейшем увеличении толщины для алюминиевых сплавов более 4,5-го, для нержавеющей сталей с меньшей теплопроводно-

стью более 2,7-го, коэффициенты нагрева достигают величин соответствующих полубесконечной преграде  $K_{H,Al}^{max} = 0,175$ ,  $K_{H,Cm}^{max} = 0,037$  соответственно и далее остаются неизменными. Тогда в центре звукового участка для неподвижного источника тепла условия достижения температуры плавления реализуется при

$$N_{эф} \geq \pi \cdot \lambda \cdot r_0 \cdot (T_{пл} - T_0). \quad (2)$$

Полученные выражения позволяют определить максимальную мощность выделяемую в камере сгорания ракетного двигателя, с учетом всех перечисленных потерь для полубесконечного тела:

$$\frac{N_{эф}}{r_0} \geq \frac{\chi_H}{\psi_{пл} \cdot \varphi_\beta^2 \cdot K_H^{max}}, \quad (3)$$

где  $\chi_H = \pi \cdot \lambda \cdot (T_{пл} - T_0)$  - комплексная теплофизическая характеристика материала преграды, определяющая, насколько легко он поддается плавлению. Для преграды меньшей толщины можно использовать эмпирические выражения для алюминиевых сплавов:

$$K_H = 6,424 \cdot \frac{\delta}{r_0} - 0,59 \cdot \left( \frac{\delta}{r_0} \right)^2, \quad (4)$$

Для сталей типа X18H10T:

$$K_H = 2,774 \cdot \frac{\delta}{r_0} - 0,548 \cdot \left( \frac{\delta}{r_0} \right)^2, \quad (5)$$

которые с погрешностью не более 2% описывают экспериментальные данные.

При расположении преграды до критического сопла ракетного двигателя в области звукового участка струи характерный размер теплового пятна отвечает радиусу веерного участка уплот-

*Первышин Александр Николаевич, доктор технических наук, профессор кафедры механической обработки материалов. E-mail: tom@ssau.ru*

*Буланова Екатерина Александровна, кандидат технических наук, ассистент кафедры механической обработки материалов. E-mail: kowka81@mail.ru*

нений [1]. Тогда минимальный расход топлива, обеспечивающий плавление полубесконечной преграды

$$\dot{m}_{T\infty} = \frac{2,6 \cdot \chi_H^2}{p_H \cdot (\varphi_\beta \cdot \beta)^3 (\psi_{nl} \cdot K_H^{\max})^2 \cdot B(n)} \quad (6)$$

где  $p_H$  – давление окружающей среды;  $\beta$  – расходный комплекс;

$$B(n) = \frac{n^4 / (n-1)^2}{[2 / (n+1)]^{\frac{n+2}{n-1}}}$$

где  $n$  – показатель изоэнтропии расширения.

Таким образом, эффективность воздействия струи продуктов сгорания ракетной камеры на преграду зависит от четырех групп факторов:

- параметры камеры ракетного двигателя: вид топлива ( $K_{мст}$ ), состав топлива ( $\alpha$ ),  $\varphi_\beta$ ,  $p_K$ ,  $\dot{m}_T$ ;

- параметры преграды: толщина  $\delta$ ,  $T_{nl}$ ,  $\rho$ ,  $\gamma$ ,  $a$ ,  $\chi$  (см. табл. 1);

- технологические параметры: расстояние от сопла до преграды  $h$ ,  $K_H$ ;

- параметры окружающей среды:  $T_0$ ,  $p_H$ .

В частности из приведенной таблицы следует, что медь, при прочих равных условиях в 20 раз хуже поддается плавлению, чем сталь Х18Н10Т.

Зависимость минимального необходимого расхода топлива для плавления полубесконечной преграды, рассчитанная по выражению (6) для различных топливных композиций приведена на рис. 1. Следует отметить, что использование в качестве окислителя воздуха, вместо кислорода, значительно увеличивает расход топлива. Однако, в области стехиометрии в обоих случаях необходимые расходы горючего примерно одинаковы.

Уменьшение толщины преграды приводит к значительному уменьшению потребной мощности, а значит и соответствующего расхода топлива. В этом случае выражение (6) принимает вид:

$$\dot{m}_{T,\omega_\delta} = \frac{2,6 \cdot \chi_H^2}{p_H \cdot (\varphi_\beta \cdot \beta)^3 (\psi_{nl} \cdot K_H)^2 \cdot B(n) \cdot \xi^2(0,0,0,\omega_\delta)} \quad (7)$$

где  $\xi(0,0,0,\omega_\delta)$  – безразмерная температура [4]. Для оценочных расчетов с достаточной точностью зависимость  $\xi(0,0,0,\omega_\delta) = f(\omega_\delta)$  можно аппроксимировать зависимостью

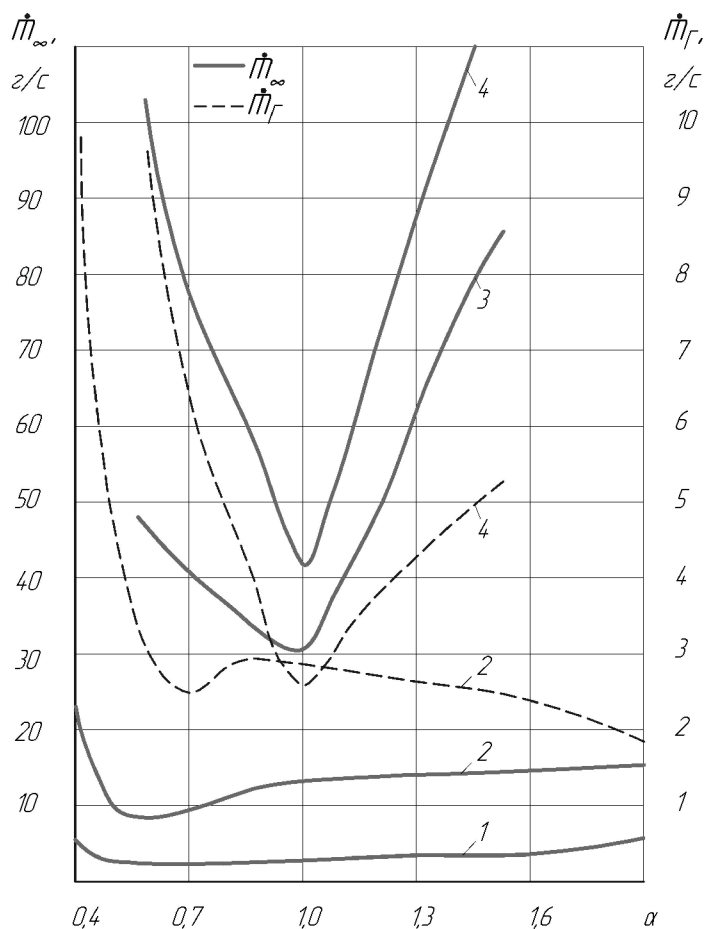


Рис. 1. Зависимость предельного расхода топлива и горючего от состава топлива: 1 –  $H_2 + O_2$ ; 2 –  $CH_4$  (или  $C_3H_8$ ) +  $O_2$ ; 3 –  $H_2$  + воздух; 4 – природный газ + воздух

**Таблица 1.** Теплофизические характеристики веществ

Вещество	параметр	$\lambda$	$T_{nl}$	$\chi_N$	$\bar{\chi}$
		Вт/м·К	К	Вт/м	-
Х18Н10Т		15,6	1620	65 035	1,0
Латунь		85,5	1173	236 373	3,6
Железо		74,4	1803	352 939	5,4
Алюминий		207	932	415 548	6,4
Золото		312,8	1336	1 024 945	15,8
Медь		389,6	1356	1 301 073	20,0

$$\xi(0,0,0,\omega_\delta) = 1 + \frac{3,3535}{\omega_\delta} \quad (8)$$

Погрешность аппроксимации не превышает 11%. Выражения (7), (8), если пренебречь влиянием  $\omega_\delta$  на  $K_H$ , определяет однозначную связь предельного расхода с относительной толщиной преграды:

$$\frac{\dot{m}_{T_\infty}}{\dot{m}_{T_\infty \omega_\delta}} = \xi^2(0,0,0,\omega_\delta) = \left(1 + \frac{3,3535}{\omega_\delta}\right)^2 \quad (9)$$

Впрочем, влияние на можно при необходимости учесть, используя (4), (5). Тогда, определив из (6) или (9) величину потребного для плавления

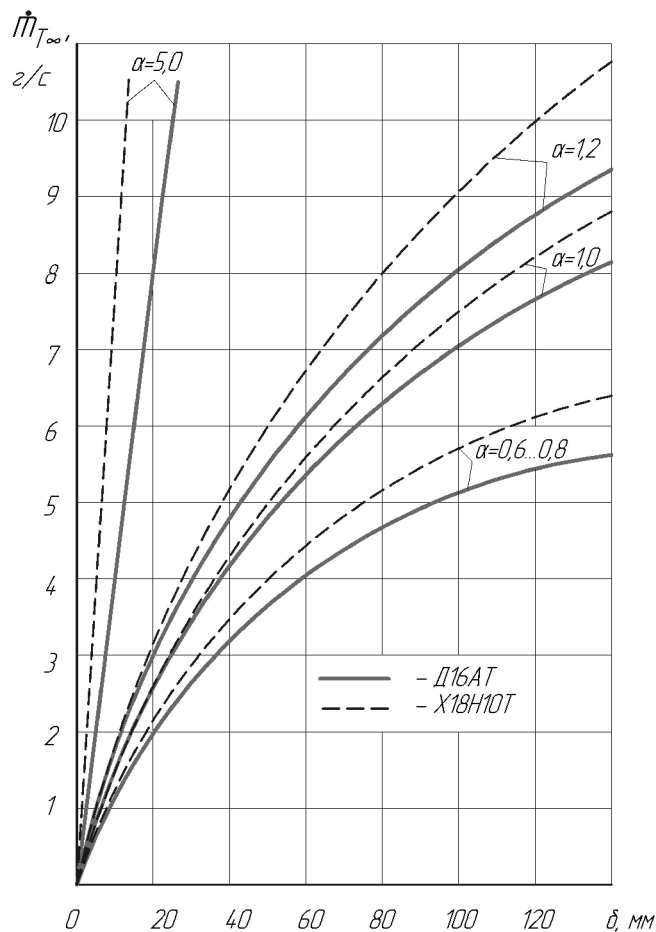
преграды расхода, можно найти радиус теплового пятна [1]:

$$r_0 = A \cdot \sqrt{\dot{m}_T} \quad (10)$$

где  $A = 2,85 \cdot \sqrt{\varphi_\beta \cdot \beta_T \cdot \left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{n}{n-1}} / \pi \cdot p_H}$ , (11)

а затем и  $\delta = \omega_\delta \cdot r_0$ .

Результаты расчетов для двух материалов по предложенной методике приведены на рис. 2. С учетом данных, приведенных на рис. 1, это позволяет оценить предельные характеристики и для других материалов:



**Рис. 2.** Зависимость предельного расхода топлива  $C_3H_8 + O_2$  и  $CH_4 + O_2$  от толщины преграды из различных материалов

$$\frac{\dot{m}_{T\infty}''}{\dot{m}_{T\infty}'} = \frac{\chi_N'' \cdot K_H' \cdot \psi_{nl}'}{\chi' \cdot K_H'' \cdot \psi_{nl}''}, \quad (12)$$

а также для других видов и составов топлива:

$$\frac{\dot{m}_{T\infty}''}{\dot{m}_{T\infty}'} = \left(\frac{\beta'}{\beta''}\right)^3 \cdot \left(\frac{\psi_{nl}'}{\psi_{nl}''}\right)^2 \cdot \frac{B'(n)}{B''(n)} \quad (13)$$

и других параметров ракетного двигателя. Затем можно по уравнениям (10) и (11) рассчитать  $r_0$  и  $\delta$ .

Полученная связь характерной толщины материала с необходимым для начала плавления расходом топлива отвечает экспериментальным данным, полученным при разработке и эксплуатации различных технологических ракетных двигателей. Это позволяет выделить область проектирования таких устройств для решения конкретной технологической задачи.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Осипов А.И., Первышин А.Н. Энергетические возможности генераторов концентрированных потоков энергии // Сб. научных тр. «Высокотемпературные газовые потоки, их получение и диагностика». Харьков: ХАИ, 1990. С. 23-35.
2. Первышин А.Н. Расчет осевого распределения температуры в полубесконечном теле при воздействии сверхзвуковой струи продуктов сгорания // Сб. научных тр. «Теплоэнергетика». Воронеж: ВГТУ, 1997. С. 18-21.
3. Первышин А.Н. Разрушение подвижной преграды сверхзвуковой струей продуктов сгорания // Межвуз. сб. научных тр. «Теплоэнергетика». Воронеж: ВГТУ, 1997. С. 128-131.
4. Первышин А.Н. Нестационарный нагрев преграды неподвижным источником тепла // Межвуз. сб. научных тр. «Теплоэнергетика». Воронеж: ВГТУ, 1996. С. 188-193.

## JET PROPULSION COMBUSTION MATERIALS STREAM HEATING OF FLAT OBSTRUCTION

© 2013 A.N. Pervyshin, E.A. Bulanova

Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov  
(National Research University)

Research paper contains method of analysis minimal fuel rate of technological jet propulsion combustion materials stream of which operating with flat obstruction and burning through it with aperture. Adduced results of the calculation for different materials, fuel compositions and technological factors. Results of the calculation proved by experiment.

Keyword: jet propulsion, combustion chamber, fuel rate, combustion materials stream, technological process, obstruction.

---

Alexander Pervishin, Doctor of Technical Science, professor at the Tooling of Materials Department. E-mail: mom@ssau.ru  
Ekaterina Bulanova, Candidate of Technical Science, Assistant Lecturer at the Tooling of Materials Department.  
E-mail: kowka81@mail.ru