

Природа и расчет скорости эрозионного горения твердого ракетного топлива

© К.О. Сабденов¹, М. Ерзада¹, В.Е. Зарко²

¹ Евразийский национальный университет им. Л.Н. Гумилева,
Астана, 010008, Казахстан

² Институт химической кинетики и горения Сибирского отделения
Российской академии наук, Новосибирск, 630090, Россия

Рассмотрены механизмы положительного и отрицательного эрозионных эффектов, возникающих при обдуве твердого ракетного топлива в камерах сгорания. Проанализированы их физические механизмы. Предложены простые формулы для приближенного расчета скорости горения и наиболее важных параметров эрозионных эффектов.

Ключевые слова: отрицательный эрозионный эффект, положительный эрозионный эффект, скорость горения, коэффициент эрозии.

При обдуве твердого ракетного топлива газовыми продуктами горения наблюдается изменение его скорости горения u [1–3]. Это явление получило название эрозионного эффекта. Такой обдув всегда происходит в ракетных двигателях, и изменение скорости горения оказывает большое влияние на технические показатели двигателя.

Изменение скорости горения при обдуве, по результатам исследования Лос-Аламосской национальной лаборатории (США), приведено на рис. 1 [3].

При относительно малых скоростях обдува w_∞ скорость горения топлива немного уменьшается. Но с увеличением w_∞ , когда значение w_∞ превышает критическое значение w_* , скорость горения u начинает увеличиваться. Уменьшение u получило название отрицательного эрозионного эффекта (область $\varepsilon < 1$); увеличение скорости горения — положительный эрозионный эффект (область $\varepsilon > 1$). Мэру изменения скорости горения определяют отношением ее значения u_w при обдуве и значения u при отсутствии обдува: $\varepsilon = u_w/u$. Параметр ε называется коэффициентом эрозии. Его значение находится в пределах 0,7...1,8 [4]. Скорость положительного эрозионного горения u_w при условии отсутствия отрицательного эрозионного эффекта (см. рис. 1, топливо А) может быть представлена зависимостью [5]

$$u_w = u \left(\frac{w_\infty}{w_*} \right)^n, \quad w_\infty \geq w_*; \quad (1)$$

$$u_w = u, \quad w_\infty < w_*;$$

где n — числовой параметр, $0 < n \leq 1$.

Пороговая скорость w_* является масштабной скоростью положительного эрозионного эффекта и определяется через кинематическую вязкость ν_g продуктов горения, ширину δ_b зоны горения и коэффициент гидродинамического сопротивления C_f :

$$w_* = \frac{32,5 \nu_g}{\sqrt{C_f} \delta_b}.$$

Оценки показывают, что $w_* \sim 100$ м/с. Положительный эрозионный эффект имеет гидродинамическую природу, и его проявление связано с возникновением турбулентного пламени в ламинарном подслое газовой фазы. Если $w_\infty < w_*$, то пламя остается ламинарным. Влияние турбулентности сохраняется при скоростях обдува, превышающих скорость звука [6].

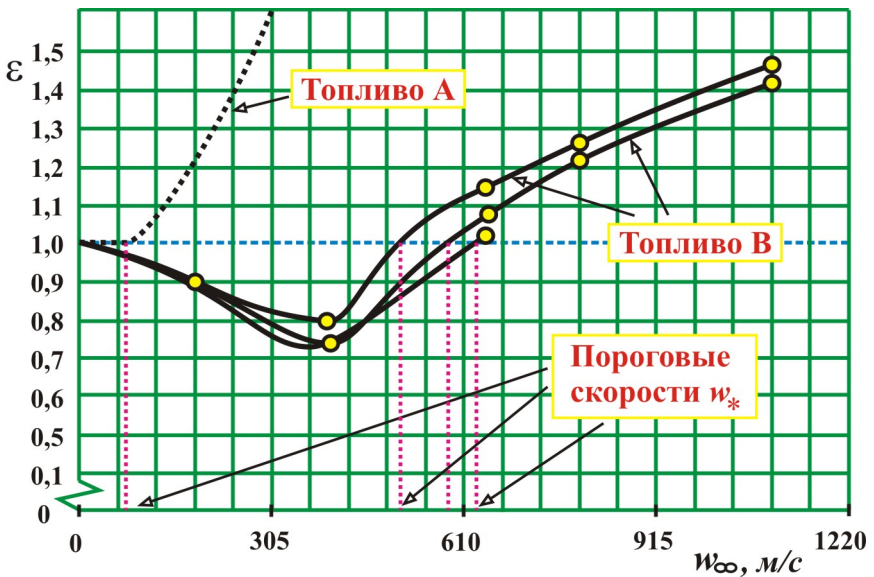


Рис. 1. Изменение скорости горения ракетного топлива под действием обдувающего потока (вертикальные пунктирные линии — положения пороговых скоростей)

Отношение w_∞/w_* , по сути, является числом Булгакова — Липанова с пороговым значением 1, но оно также может быть представлено как отношение числа Виллюнова к его пороговому значению.

О механизме возникновения отрицательного эрозионного эффекта нет общепринятого представления. По нашему мнению, в этом случае уменьшение скорости горения происходит по следующей

причине: согласно первому закону термодинамики, химическая энергия, выделяющаяся при сгорании топлива, частично расходуется на повышение внутренней энергии газа и частично — на повышение кинетической энергии движения газа. Движение газа состоит из его оттока от поверхности газификации твердой фазы топлива и потока вдоль поверхности топлива со скоростью w_∞ . Чем выше скорость w_∞ , тем ниже должна быть температура пламени. Это приводит к уменьшению скорости горения.

Заметим, что экспериментальное наблюдение отрицательного эрозионного эффекта проводится в ракетных двигателях или специальных камерах, где используются каналные топливные заряды и обдувающий газ генерируется в процессе горения топлива. В связи с этим предложенное объяснение причины уменьшения скорости горения представляется обоснованным. Приближенные оценки, основанные на рассмотрении закона сохранения энергии в зоне пламени при наличии и отсутствии обдува, позволяют получить выражение [7]

$$\varepsilon = \exp \left[\frac{E}{2RT_b} \left(1 - \frac{1}{1 - w_\infty^2 / 2w_0^2} \right) \right], \quad w_0 = \sqrt{\frac{c_p RT_b^2}{E}}, \quad (2)$$

где E — эффективная энергия активации химических реакций в газовой фазе; R — универсальная газовая постоянная; T_b — температура пламени при отсутствии обдува; c_p — теплоемкость газовых продуктов горения при постоянном давлении. Если взять типичные значения $c_p \approx 10^3$ Дж/(кг·К), $T_b \approx 2500$ К, $RT_b/E \sim 0,1 \dots 0,01$, из формулы (2) можно сделать вывод, что масштабная скорость w_0 имеет порядок 100 м/с.

Скорость горения при отрицательном эрозионном эффекте можно рассчитать аналитическими методами, если $RT_b/E \ll 1$. В частности, расчет выполнялся с использованием модели горения Денисона — Бауна [8, 9].

На рис. 2 приведен результат аналитического расчета коэффициента эрозии, отношения температуры пламени T_{bw} и температуры поверхности газификации топлива T_{sw} к значениям T_b , T_s при отсутствии обдува как функции числа Вилюнова:

$$J = \sqrt{C_f} \frac{w_\infty}{v_s},$$

где v_s — скорость оттока газа от поверхности топлива при отсутствии обдува.

Разработанная схема расчета пригодна и для модели Беляева — Зельдовича, так как эта модель с формальной математической точки

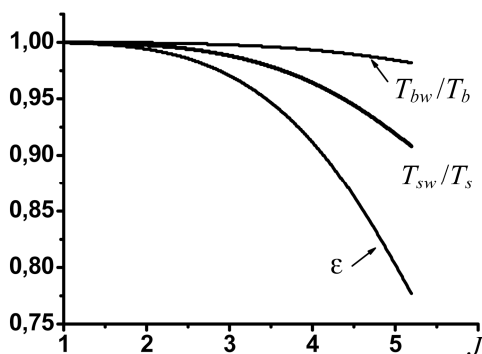


Рис. 2. Результаты расчета основных параметров отрицательного эрозионного эффекта

зрения отличается только способом расчета скорости газификации для твердой фазы топлива.

Согласно физическому механизму возникновения отрицательного и положительного эрозионного эффектов, в камерах сгорания они оба всегда присутствуют одновременно. Поэтому экспериментальная зависимость эрозионного коэффициента чаще всего такая, как показано на рис. 1 (топливо В). Но отрицательный эрозионный эффект слабее положительного эрозионного эффекта: действие факторов, приводящих к увеличению скорости горения, в конечном счете оказывается преобладающим с увеличением скорости обдува w_∞ . Уравновешиванию этих двух конкурирующих эффектов на кривой зависимости $\epsilon(w_\infty)$ соответствует точка минимума. С этой точкой можно связать новые пороговые значения скорости обдува и числа Вилюнова. Простое аналитическое выражение, подобное (1), для коэффициента эрозии получить сложно, формула же (2) оказывается довольно грубым представлением. В связи с этим воспользуемся полуэмпирической формулой [5, 9]

$$\epsilon = \frac{1 + aB \left(\frac{w_\infty}{w_0} \right)^\alpha \left(\frac{w_\infty}{w_*} \right)^n}{1 + B \left(\frac{w_\infty}{w_0} \right)^\alpha},$$

где a, B, α — числовые параметры ($a \approx 1$). Например, для пороха типа Н в предположении $w_* = w_0$ можно полагать $B = 2,0$; $a = 0,92$; $\alpha = 8,0$; $n = 1,0$ [5, 9].

В точке минимума $d\epsilon/dw_\infty = 0$. Несложный расчет приводит к необходимости решения уравнения

$$\frac{a(\alpha + n) \left(\frac{w_\infty}{w_*} \right)^n + \frac{an}{\alpha} B \left(\frac{w_\infty}{w_0} \right)^\alpha \left(\frac{w_\infty}{w_*} \right)^n = 1. \quad (3)$$

Обозначив

$$x = \frac{a(\alpha + n) \left(\frac{w_\infty}{w_*} \right)^n}{\alpha}, \quad (4)$$

запишем уравнение (3) в виде

$$x = \frac{1}{1 + \frac{nB}{\alpha + n} \left\{ \frac{w_*}{w_0} \left[\frac{\alpha x}{a(\alpha + n)} \right]^{1/n} \right\}^\alpha}. \quad (5)$$

Отношение скоростей w_*/w_0 и дробь в квадратных скобках имеют значение порядка единицы, и если они меньше единицы, то второе слагаемое в знаменателе вследствие большого значения α оказывается по крайней мере примерно в 4 раза меньше единицы. Поэтому уравнение (5) можно решать итерационным методом. Первая итерация дает $x^{(1)} = 1$. На второй итерации получим

$$x^{(2)} = \frac{1}{1 + \frac{nB}{\alpha + n} \left\{ \frac{w_*}{w_0} \left[\frac{\alpha x^{(1)}}{a(\alpha + n)} \right]^{1/n} \right\}^\alpha} = \frac{1}{1 + \frac{nB}{\alpha + n} \left\{ \frac{w_*}{w_0} \left[\frac{\alpha}{a(\alpha + n)} \right]^{1/n} \right\}^\alpha}.$$

Прервав на этом итерационный процесс и учитывая выражение (4), выпишем приближенную формулу для второй пороговой скорости w_{*2} обдува:

$$w_{*2} = \frac{\beta w_*}{1 + \frac{nB}{\alpha + n} \left(\beta \frac{w_*}{w_0} \right)^\alpha}, \quad \beta = \left[\frac{\alpha}{a(\alpha + n)} \right]^{1/n}. \quad (6)$$

Видно, что вторая пороговая скорость в большей мере зависит от первой пороговой скорости w_* и в меньшей мере — от масштабной скорости w_0 отрицательного эрозионного эффекта. При этом строгим условием применимости (6) является неравенство

$$\frac{nB}{\alpha + n} \left(\beta \frac{w_*}{w_0} \right)^\alpha \ll 1.$$

Согласно формуле (6), в теории эрозионного горения появляется новый параметр — отношение масштабных скоростей w_*/w_0 . Если

$w_*/w_0 \ll 1$, то точка минимума на кривой $\varepsilon(w_\infty)$ располагается ближе к пороговой скорости w_* и отрицательный эрозионный эффект проявляется слабо (см. рис. 1, топливо А). Если же $w_*/w_0 \gg 1$, то проявление отрицательного эрозионного эффекта оказывается сильным (см. рис. 1, топливо В).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Булгаков В.К., Липанов А.М. *Теория эрозионного горения твердых ракетных топлив*. Москва, Наука, 2001.
- [2] Brian A. McDonald. *The Development of an Erosive Burning Model for Solid Rocket Motors Using Direct Numerical Simulation*. Georgia Institute of Technology, 2004, 110 p.
- [3] Srinivasan K., Narayanan S., Sharma O.P. Numerical Studies on Erosive Burning in Cylindrical Solid Propellant Grain. *Heat Mass Transfer*, 2008, vol. 44, pp. 579–585.
- [4] Richard Nakka's. *Experimental Rocketry Web Site*. URL:<http://www.nakka-rocketry.net/burnrate.html>
- [5] Sabdenov K.O. On the Threshold Nature of Erosive Burning. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2008, vol. 44, no. 3, pp. 300–309.
- [6] Krishnan S., Rajesh K.K. Erosive Burning of Ammonium Perchlorate/Hydroxyl-Terminated-Polybutadiene Propellants under Supersonic Crossflows. *J. of Propulsion and Power*, 2003, vol. 19, no. 4, pp. 623–631.
- [7] Sabdenov K.O., Erzada Maira. Mechanism of the Negative Erosion Effect. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2013, vol. 48, no. 3, pp. 273–282.
- [8] Сабденов К.О. *Теория нестационарного горения твердых ракетных топлив*. Томск: Изд-во ТПУ, 2007, 236 с.
- [9] Сабденов К.О. *Неустойчивое горение твердых ракетных топлив. Проблемы и успехи моделирования*. Saarbrucken, Germany, Lambert Academy Publishing GmbH & Co. KG, 2012, 287 с.

Статья поступила в редакцию 15.07.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Сабденов К.О., Ерзада М., Зарко В.Е. Природа и расчет скорости эрозионного горения твердого ракетного топлива. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 4. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/710.html>

Сабденов Каныш Оракбаевич родился в 1964 г.; окончил Томский государственный университет в 1990 г.; профессор кафедры «Космическая техника и технология» Евразийского национального университета им. Л.Н. Гумилева, Астана, Казахстан; автор более 80 работ в области исследования процессов горения конденсированных систем, газовой динамики, гидродинамики и нелинейной физики. e-mail: sabdenovko@yandex.kz

Ерзада Майра родилась в 1976 г.; окончила Токийский университет в 2007 г.; ассоциированный профессор кафедры «Космическая техника и технология» Евразийского национального университета им. Л.Н. Гумилева, Астана, Казахстан; автор свыше 30 статей в области физики плазмы и исследования процессов горения конденсированных систем.

Зарко Владимир Егорович родился в 1941 г.; окончил Томский государственный университет в 1963 г.; заведующий лабораторией горения конденсированных систем Института химической кинетики и горения Сибирского отделения РАН, Новосибирск; автор 11 изобретений и более 160 работ в области диагностики и исследования процессов горения конденсированных систем. e-mail: zarko@kinetics.nsc.ru