

УДК 536.468 : 621.45.022

Исследование эффективности регулирования параметрами реактивных двигательных установок на комбинированных топливах

Максимов С. Ф.^{1,*}, Бобров А. Н.¹,

[*macsimov.s@mail.ru](mailto:macsimov.s@mail.ru)

Антонов Ю. В.¹

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Рассматриваются вопросы регулирования тяги реактивных двигательных установок на комбинированных топливных компонентах, находящихся в различных фазовых состояниях (твердое горючее – жидкий окислитель, или твердый окислитель – жидкое горючее). Анализируются результаты литературных данных по регулированию расхода твердых компонентов топлива методом «теплового ножа», т.е. воздействием на скорость разложения твердого компонента топлива в месте контакта с теплоподводящей опорой. В работе предпринята попытка теоретического анализа механического воздействия теплового ножа, путем разрезания заряда топлива. Получена зависимость скорости горения под воздействием теплового ножа на основе анализа контактных напряжений по формуле Герца.

Ключевые слова: регулирования силы тяги, заряд твердого топлива, тепловой нож, комбинированное топливо, реактивный двигатель, скорость горения

Введение

Из теории регулирования реактивных и ракетных двигателей [1 -3] известно, что наиболее эффективным способом регулирования величины силы тяги реактивных двигательных установок является изменение расхода топлива в камеру сгорания. Особый интерес представляет возможность регулирования реактивных двигательных установок (РДУ) на комбинированных компонентах топлива (ККТ), которые использующих такие топливные комбинации как твердое горючее и окислитель, забираемый из окружающей среды, например двигатели подводных торпед [4] или воздушно-реактивные двигатели на твердом топливе [5,6]. Известно [4-6] что у реактивных двигателей использующих компоненты из окружающей среды, удельный импульс приблизительно в $(1+Km)$ раз больше чем у ракетных двигателей, несущих на борту оба компонента топлива. Здесь Km – массовое соотношение компонентов (масса окислителя подаваемая в камеру из окружающей среды к массе топлива расходуемого с борта летательного аппарата). Наибольшая экономичность функционирования РДУ на ККТ в процессе регулирования

силы тяги должна обеспечиваться при сохранении Kt близким к оптимальному по величине удельного импульса, а это требует изменения расхода как жидкого или газообразного, так и твердого компонента.

Основная сложность в этом случае состоит в возможности регулирования расхода твердого топлива, что требует воздействия на скорость или поверхность горения топлива. Указанное воздействие, на основании имеющихся экспериментальных и теоретических исследований, выполненных на кафедре Э1 «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана и в других организациях [3,7,8], можно осуществить путем возмущения скорости горения твердого топлива (ТТ) «тепловым ножом» (ТН): поджатием к заряду опоры обеспечивающей деформацию поверхности и изменение теплового потока к поверхности, подводимого по ней.

Постановка задачи

Поджатие теплопроводящей опоры к поверхности горения (рис. 1), в месте контакта провоцирует повышение местной скорости горения в n раз:

$$n = \frac{u_M}{u}, \quad (1)$$

где u_M - местная (в точке касания) скорость горения, $\frac{M}{c}$; u - исходная скорость горения топлива, $\frac{M}{c}$.

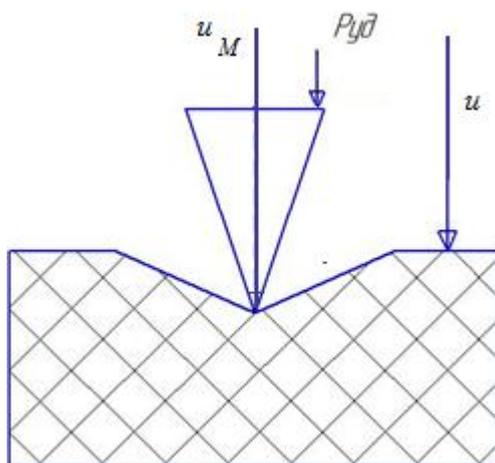


Рис. 1. Схема теплового ножа

Согласно [3], существуют три принципиально отличающихся участка зависимости взаимодействия ТН с твердым топливом $n = f(p_{y0})$, где p_{y0} - удельное давление опоры на топливо: 1-й участок - режим пиролиза; 2-й участок - переход от режима пиролиза к режиму разрезания заряда и 3-й участок - режим резания топлива всей заостренной

поверхностью ТН. Там же отмечается, что как в режиме пиролиза, так и в режиме резания топлива коэффициент форсирования возрастает до неких предельных значений.

Пологая скорость горения топлива не зависящей от направления распространения волны горения, а распределение температуры по нормали к поверхности заряда описывается законом Михельсона [9]:

$$T = T_H + (T_H - T_S) \cdot e^{-\frac{u \cdot x}{a}}, \quad (2)$$

где T_S - температура поверхности заряда, К;

T_H - начальная температура заряда, К;

x - расстояние по нормали к поверхности, м;

$a = \frac{\lambda}{c \cdot \rho}$ - коэффициент температуропроводности, $\frac{M^2}{c}$;

λ - теплопроводность топлива, $\frac{Вт}{м \cdot К}$;

c - теплоемкость топлива, $\frac{Дж}{кг \cdot К}$;

ρ - плотность топлива, $\frac{кг}{м^3}$;

Например, при давлении в камере $p_K = 4,0$ МПа и начальной температуре $T_H = 293$ К для характерного топлива с $u = 0,00465 \frac{M}{c}$ имеющего коэффициент температуропроводности $a = 0,88 \cdot 10^{-6} \frac{M^2}{c}$ и температуру поверхности заряда T_S близкой к температуре газификации перхлората аммония (ПХА) $T_S = 543$ К [10], из (2) получаем характерный профиль температуры в виде: $T = 293 + 250 \exp(-52800x)$.

Влияние переноса тепла вдоль ТН исследовано путем численного моделирования в работе [7]. Авторами этой работы показано, что регулирование расхода топлива за счет теплопереноса осуществляется в очень узких пределах. Однако ими же утверждается, что оно технически реализуемо в режиме, когда нож механически разрезает твердое топливо.

Рассмотрим процесс механического взаимодействия при константе теплового ножа с горячей поверхностью. Пологая, что ТН имеет форму конуса обращенного вершиной к торцу заряда (рис. 2) и внедряется в заряд с постоянной скоростью u_M превышающей скорость горения. Предполагая, что скорость распространения пламени вдоль поверхности значительно превосходит скорость горения топлива u , будем считать, что скорость горения на всей боковой поверхности конуса $u_2 = u$ (рис. 2). Тогда величина угла при вершине «выемки» около места контакта ТН и топлива 2α связана со скоростями движения ТН u_M и скоростью горения u соотношением: $\sin(\alpha) = u / u_M = e/x$, где e - нормальная толщина выгоревшего слоя топлива, м и x - глубина проникновения ТН, м. за то же время.

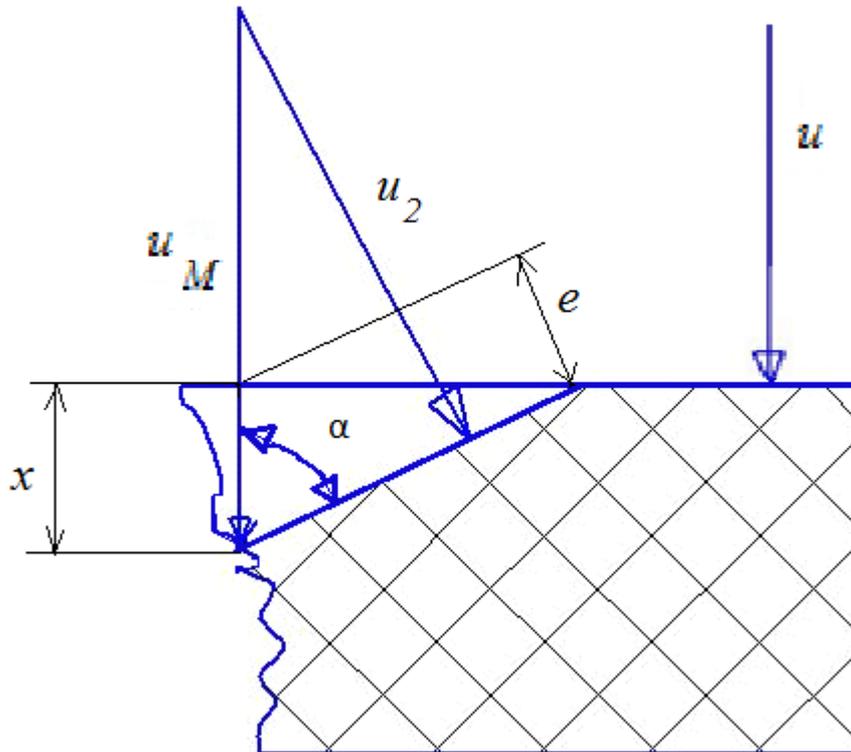


Рис. 2. Схема определения скорости и поверхности горения

Поверхность горения возникающая под действием ТН связана с начальной поверхностью соотношением $F_M = \frac{F}{\sin(\alpha)} = F \cdot \frac{u_m}{u} = F \cdot n$. Основное усилие сопротивления проникновению ТН в топливо будет возникать в непрогретом материале заряда топлива и оценить его можно, например, по формуле Герца описывающей величину контактных напряжений в области воздействия конуса при условии связи между деформациями и напряжением в соответствии закона упругости Гука [11].

$$P = \frac{4 \cdot \sqrt{R}}{3\pi \left(\frac{1-\mu^2}{E} + \frac{1-\mu_M^2}{E_M} \right)} x^{1,5} \quad (3)$$

x - глубина внедрения ТН, м;

R - радиус отпечатка ТН в топливе, м.

P – усилие прижатия ТН, Н;

E, E_M – модуль упругости топлива и материала ТН, Па;

μ, μ_M - коэффициент Пуассона топлива и материала ТН.

Для конического ТН связь между глубиной проникновения и радиусом отпечатка имеет вид $R = x \cdot \operatorname{tg}(\varphi)$, где φ угол при вершине ТН. Подставив эту зависимость в (3) можно видеть, что усилие прижатия ТН пропорционально квадрату глубины проникновения:

$$P = \frac{4 \cdot \sqrt{\operatorname{tg}(\varphi)}}{3\pi \left(\frac{1-\mu^2}{E} + \frac{1-\mu_M^2}{E_M} \right)} x^2 \quad (4)$$

Для характерных значений коэффициента Пуассона материалов топлива и ТН $\mu = \mu_M = 0,3$ и модулей упругости топлива $E = 2 \cdot 10^7$ Па [13] и ТН $E_M = 20 \cdot 10^9$ Па и ножа с углом при вершине $\varphi = \pi/4$, зависимость глубины проникновения ТН от усилия прижатия будет иметь вид, показанный на рисунке 3

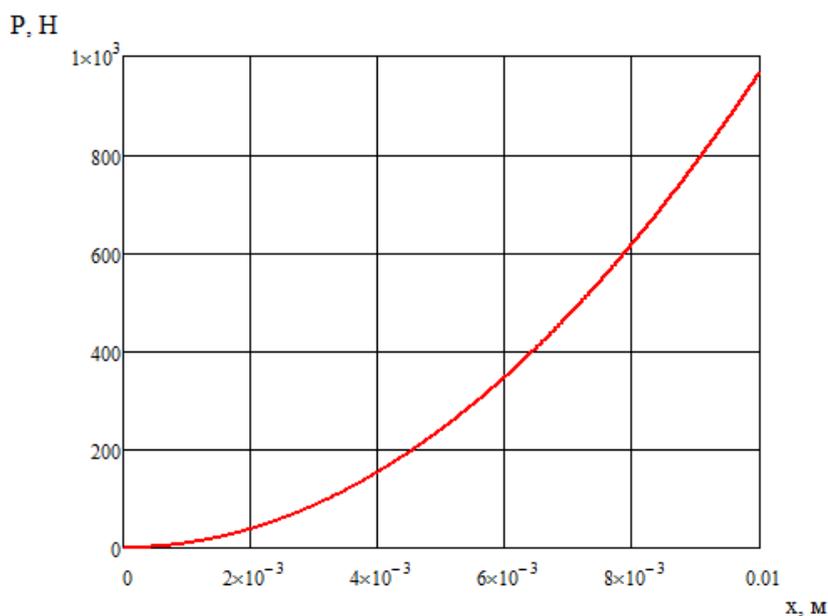


Рис. 3 Усилие прижатия ТН необходимое для внедрения его на заданную глубину.

Прогретый слой, примыкающий к поверхности горения будет оказывать существенно меньшее сопротивление и в наших расчетах мы будем им пренебрегать. Учесть его можно представив предела текучести топлива как линейную функцию температуры, профиль которой для предварительной оценки можно найти по формуле (2).

Для нахождения скорости внедрения ТН, приравняем кинетическую энергию ТН (движущейся массы M) к энергии деформации материала заряда под действием усилия прижатия:

$$M \cdot \frac{u_m^2}{2} = \int_0^x P dx, \quad (5)$$

Подставляя в (5) значение P из (4) и проведя интегрирование получим выражение для скорости движения ТН:

$$u_m = \sqrt{\frac{8 \cdot \sqrt{\operatorname{tg}(\varphi)}}{9\pi \cdot M \left(\frac{1-\mu^2}{E} + \frac{1-\mu_M^2}{E_M} \right)}} x^3 \quad (6)$$

Подставляя в (6) значение x найденное из выражения (4) получим связь между скоростью внедрения ТН и усилием его прижатия:

$$u_m = \sqrt{\frac{P^3}{M} \sqrt{\frac{\pi \cdot \left(\frac{1-\mu^2}{E} + \frac{1-\mu_M^2}{E_M} \right)}{3 \cdot \sqrt{\operatorname{tg}(\varphi)}}}}. \quad (7)$$

На рисунке 4 эта зависимость представлена для приводимых ранее значений коэффициента Пуассона и модулей упругости топлива и ТН, в предположении, что масса движущихся частей ТН $M = 2$ кг. На том же рисунке пунктирной линией представлено значение характерной скорости нормального горения твердого топлива [13]. Можно видеть, что при усилиях прижатия ТН более 2000Н местная скорость горения начинает превышать скорость нормального горения твердого топлива u .

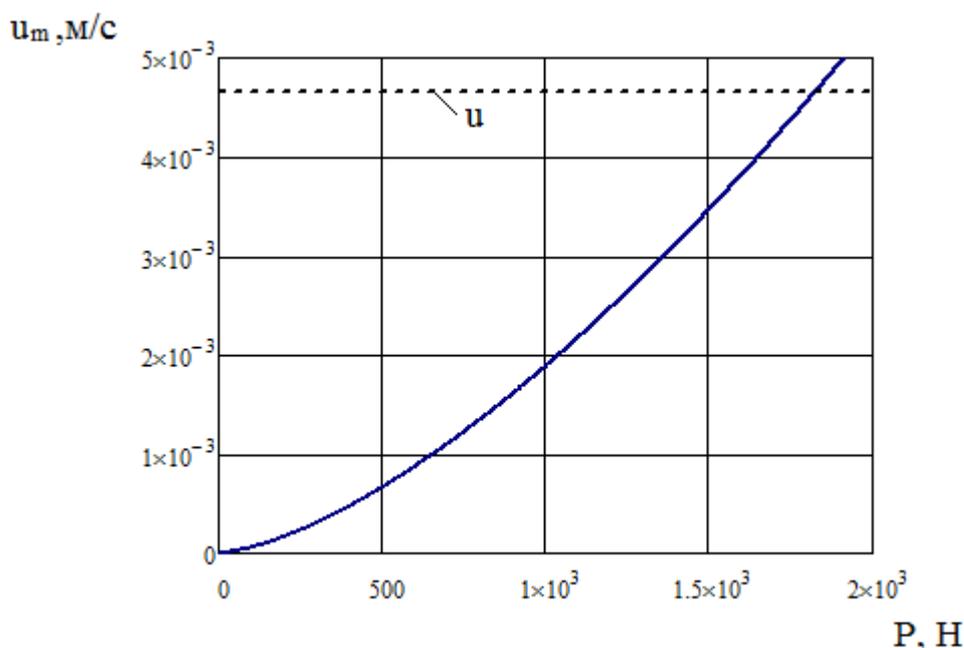


Рис. 4 Зависимость местной скорости внедрения ТН от усилия его прижатия.

Заключение

Таким образом, на основании проведенного выше теоретического анализа удалось получить соотношения, позволяющие описать изменение местной скорости горения под действием теплового ножа в режиме механического внедрения от его геометрии, механических свойств заряда и усилия прижатия.

Список литературы

1. Головков Л.Г. Гибридные ракетные двигатели. М.: Воениздат, 1976. 168 с.
2. Волков Е.Б., Сырицын Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика РДУ. М.: Машиностроение, 1978. 320 с.

3. Петренко В.И., Соколовский М.И., Зыков Г.А., Лянгузов С.В. Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе / под общ. ред. М.И. Соколовского и В.И. Петренко. М.: Машиностроение, 2003. 264 с.
4. Шахиджанов Е.С., Мяндин А.Ф. Реактивные двигатели подводных аппаратов на твердом топливе. М.: Изд-во ГНПП «Регион», 2005. 226 с.
5. Обносков Б. В., Сорокин В. А., Яновский Л. С. и др. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе / под общ. ред. В.А. Сорокина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 303 с.
6. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А., Суриков Е.В. и др. Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных. М.: Физматлит, 2010. 320 с.
7. Алиев А.В., Суворов С.В. О применении теплового ножа в регулируемых твердотопливных газогенераторах // Химическая физика и мезоскопия. 2011. Т. 13, № 3. С. 305-311.
8. Петренко В.И., Попов В.Л. Регулируемый ракетный двигатель на твердом топливе с местным форсированием горения // Физика горения и взрыва. 1996. Т. 32, № 3. С. 102-106.
9. Новожилов Б.В. Нестационарное горение твердых ракетных топлив. М.: Наука, 1973. 176 с.
10. Вейше В., Веноград Дж. Расчет скоростей горения твердого топлива на основе кинетики разложения конденсированной фазы // Физика горения и взрыва. 2000. Т. 36, № 1. С. 138-148.
11. Сабденов К.О. Режимы горения твердого ракетного топлива, распадающегося на газ по механизму пиролиза // Известия Томского политехнического университета. 2006. Т. 309, № 3. С. 120-125.
12. Зукас Дж.А., Николас Т., Свифт Х.Ф., Грешук Л.Б., Курран Д.Р. Динамика удара: пер. с англ. М.: Мир, 1985. 296 с.
13. Энергетические конденсированные системы. Краткий энциклопедический словарь / под ред. Б.П. Жукова. 2-е изд. М.: Янус К, 2000. 596 с.

Study of Efficiency Control by Hybrid Jet Engine Parameters

S.F. Maksimov^{1,*}, A.N. Bobrov¹,
Yu.V. Antonov¹

*macsimov.s@mail.ru

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: change thrust rocket engine solid fuel, the impact of thermal knife on the combustion rate of solid fuel, hybrid jet engine

The paper analyzes main control aspects of thrust jet engines, which use fuel components in different states of aggregation (solid fuels - liquid oxidant, a solid oxidizer - liquid fuel). Following the analytical review of literature a conclusion has been drawn that it is technically and functionally complicated to provide a process of thrust control by changing the mass flow and the combustion rate of a solid fuel charge.

The objective of this work is to give a theoretical prediction of how the thermal knife impacts on the local combustion rate.

The paper presents a diagram of interaction between thermal knife and solid fuel. There are three modes, namely: pyrolysis, transition (from pyrolysis to cutting charge), and fuel cut. In the computational model generation it is assumed that the solid fuel combustion rate is not dependent on the combustion direction, and the temperature distribution along the length of the charge (in the direction perpendicular to the face) obeys the Michelson dependence without considering a resistance of the heated layer at the surface of the combustion charge. The paper considers mechanical interaction of the thermal knife with the surface of charge. The Hertz formula describes the relationship between the pressing force, the penetration depth and the radius of thermal knife mark in the fuel.

Numerical modeling methods and direct calculations allow us to obtain relationships to describe the changing local combustion rate under the action of the thermal knife on a solid fuel charge in its mechanical penetration, depending on the blade geometry, mechanical properties of charge and pressing force.

References

1. Golovkov L.G. *Gibridnye raketnye dvigateli* [Hybrid rocket engines]. Moscow, Voenizdat Publ., 1976. 168 p. (in Russian).

2. Volkov E.B., Syritsyn T.A., Mazing G.Yu. *Statika i dinamika RDU* [Statics and dynamics of jet engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 320 p. (in Russian).
3. Petrenko V.I., Sokolovskii M.I., Zikov G.A., Lyanguzov S.V. *Upravlyaemye energeticheskie ustanovki na tverdom raketnom toplive* [Controlled solid propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003. 264 p. (in Russian).
4. Shakhidzhanov E.S., Myandin A.F. *Reaktivnye dvigateli podvodnykh apparatov na tverdom toplive* [Solid propellant jet engines of underwater vehicles]. Moscow, Region Publ., 2005. 226 p. (in Russian).
5. Obnosov B.V., Sorokin V.A., Yanovskii L.S. et al. *Konstruktsiya i proektirovanie kombinirovannykh raketnykh dvigatelei na tverdom toplive* [Construction and design of combined solid propellant rocket motors]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2012. 303 p. (in Russian).
6. Sorokin V.A., Yanovskii L.S., Kozlov V.A., Surikov E.V. et al. *Raketno-pryamotochnye dvigateli na tverdykh i pastoobraznykh* [Solid and paste-like propellants rocket-ramjet engine]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010. 320 p. (in Russian).
7. Aliev A.V., Suvorov C.V. Application of heat knife in regulable solid propellant gas generators. *Khimicheskaya fizika i mezoskopiya = Chemical physics and mesoscopy*, 2011, vol. 13, no. 3, pp. 305-311. (in Russian).
8. Petrenko V.I., Popov V.L. A variable-thrust solid-propellant rocket engine with local combustion boosting. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1996, vol. 32, no. 3, pp. 327-330.
9. Novozhilov B.V. *Nestatsionarnoe gorenje tverdykh raketnykh topliv* [Non-stationary combustion of solid propellants]. Moscow, Nauka Publ., 1973. 176 p. (in Russian).
10. Waesche R.H.W., Wenograd J. Calculation of solid-propellant burning rates from condensed-phase decomposition kinetics. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 2000, vol. 36, iss. 1, pp. 125-134. DOI: [10.1007/BF02701521](https://doi.org/10.1007/BF02701521)
11. Sabdenov K.O. The burning modes of solid rocket fuel which is disintegrated on a gas by pyrolysis mechanism. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta = Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*, 2006, vol. 309, no. 3, pp. 120-125. (in Russian).
12. Zukas J.A., Nicholas T., Swift H.F., Greszczuk L.B., Curran D.R. *Impact Dynamics*. John Wiley & Sons, 1982. (Russ. ed.: Zukas J.A., Nicholas T., Swift H.F., Greszczuk L.B., Curran D.R. *Dinamika udara*. Moscow, Mir Publ., 1985. 296 p.).
13. Zhukov B.P., ed. *Energeticheskie kondensirovannye sistemy. Kratkii entsiklopedicheskii slovar'* [Energy condensed systems. Short Encyclopedic Dictionary]. Moscow, Yanus K Publ., 2000. 596 p. (in Russian).