

УДК 629.7.036.54

ОПТИМИЗАЦИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРЯМОЙ СХЕМЫ

В. А. Архипов¹, С. С. Бондарчук², А. С. Жуков¹, Н. Н. Золоторёв¹,
К. Г. Перфильева¹

¹Томский государственный университет, 634050 Томск, leva@niipmm.tsu.ru

²Институт проблем химико-энергетических технологий СО РАН, 659322 Бийск

Рассмотрен способ оптимизации характеристик гибридного ракетного двигателя прямой схемы путем введения дополнительного окислителя в состав твердого горючего материала с заданным распределением его массовой доли по длине твердотопливного заряда. Получена аналитическая зависимость для распределения содержания окислителя, обеспечивающего равномерность и высокую полноту сгорания твердотопливного заряда.

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, твердотопливный заряд, дополнительный окислительный компонент, скорость горения, полнота сгорания.

DOI 10.15372/FGV20170603

ВВЕДЕНИЕ

Гибридный ракетный двигатель (ГРД) относится к классу двигательных установок, работающих на комбинированном топливе с пространственно разделенными горючим и окислителем. При этом либо заряд твердого горючего материала (ТГМ) горит в потоке распыленного жидкого или газообразного окислителя (ГРД прямой схемы), либо заряд твердого окислителя горит в потоке распыленного жидкого или газообразного горючего (ГРД обратной схемы) [1]. Первый в мире гибридный ракетный двигатель ГИРД-9, работающий на сгущенном бензине и газообразном кислороде, был разработан С. П. Королевым и М. К. Тихоновым в 20-х годах прошлого века [2]. После Второй мировой войны интенсивные исследования в области ГРД проводились как в Европе, так и в США [3, 4].

В связи с созданием смесевых металлизированных твердых топлив, конкурентоспособных по энергетическим характеристикам с жидкими ракетными топливами, ключевые направления в развитии ракетного двигателестроения были связаны в основном с разработкой твердотопливных (РДТТ) и жидкостных (ЖРД) ракетных двигателей широкой номен-

клатуры. В настоящее время ГРД в качестве силовых установок серийных летательных аппаратов практически не используются. Следует отметить попытку применить ГРД, работающий на топливной смеси на основе гранул полиамида и закиси азота, в частном пилотируемом суборбитальном космическом корабле Space Ship Two [5].

Интенсификация космических программ в последнее десятилетие стимулировала интерес к исследованию рабочих процессов в гибридных схемах ракетных двигателей, о чем свидетельствует возрастающий объем публикаций в этой области [6–16]. Это связано с тем, что ГРД имеет ряд преимуществ по сравнению с классическими схемами жидкостного и твердотопливного ракетных двигателей [9].

По сравнению с ЖРД гибридный двигатель характеризуется простотой конструкции, отсутствием сложной системы охлаждения камеры сгорания; по сравнению с РДТТ — нечувствительностью к дефектам твердотопливного заряда (наличию трещин или раковин), более высоким удельным импульсом тяги, возможностью регулирования тяги и многократного включения.

Отмеченные преимущества позволяют использовать ГРД в качестве космических двигательных установок разного назначения — от тяговых двигателей первых ступеней ракет до регулируемых двигателей систем ориентации, управления, мягкой посадки и др. Для

Работа выполнена в рамках научного проекта № 8.2.05.2017 при поддержке программы повышения конкурентоспособности ТГУ.

© Архипов В. А., Бондарчук С. С., Жуков А. С., Золоторёв Н. Н., Перфильева К. Г., 2017.

практической реализации данного класса двигателей необходимо обеспечить высокие энергетические характеристики ГРД, позволяющие снизить стоимость запуска и вывода на орбиту космических аппаратов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На рис. 1 схематически показан гибридный ракетный двигатель прямой схемы [1]. Двигатель состоит из камеры сгорания и твердотопливного заряда со сквозным цилиндрическим каналом. Во входном сечении заряда размещена форсунка, в которую через магистраль подается из бака жидкий или газообразный окислитель, в выходном сечении двигателя размещен сопловой блок. Горение заряда ТГМ в потоке распыленного окислителя происходит в цилиндрическом канале, разгорающемся в процессе работы ГРД. Продукты сгорания истекают через сопловой блок, создавая тягу ГРД.

Одним из недостатков рассмотренной схемы ГРД является неравномерность выгорания заряда по длине. Из-за расходования окислителя в реакции горения плотность потока окислителя непостоянна вдоль поверхности топливного канала. Наиболее интенсивно горение протекает в области переднего торца заряда, а в области ниже по потоку параллельно с реакцией горения происходит высокотемпературная эрозия канала. При этом из-за недостатка окислителя возможен унос непрореагировавшего горючего. Все это приводит к снижению удельного импульса тяги за счет неполного сгорания топливной смеси.

Для обеспечения близкого к оптимальному соотношения компонентов топлива в процессе работы ГРД была предложена распределенная по длине канала подача окислителя. Од-

на из схем эшелонированной подачи окислителя рассмотрена в [17]. В данной схеме форма форсуночной головки максимально приближена к форме горячей поверхности твердого компонента топлива. При этом в форсуночной головке размещены в виде чередующихся поясов струйные и центробежные форсунки, сообщающиеся с отдельными коллекторными полостями.

К недостаткам данной схемы относятся сложность конструкции форсуночной головки и ее размещение непосредственно в зоне горения канала твердотопливного заряда, что снижает надежность ее функционирования вплоть до полного разрушения.

Целью данной работы является оптимизация одноканального твердотопливного заряда ГРД прямой схемы путем введения дополнительного окислителя в состав ТГМ. На основе математической модели внутрикамерных процессов ГРД получена аналитическая зависимость для распределения массовой доли дополнительного окислителя, обеспечивающего равномерность и высокую полноту сгорания твердотопливного заряда.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРЕНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА

Рассмотрим характеристики горения одноканального твердотопливного заряда в ГРД прямой схемы, представленной на рис. 1, в рамках следующих допущений:

- течение газа в канале заряда одномерное и квазистационарное;
- скорость газификации (линейная скорость горения) ТГМ определяется степенной зависимостью от плотности потока окислителя с учетом эмпирических констант a , ν для конкретного топлива [1, 16]:

$$u = ay^\nu,$$

где $y = \rho w$ — плотность потока окислителя; ρ , w — плотность и скорость окислителя вдоль оси канала.

Уравнение закона сохранения массы окислителя по длине заряда при квазистационарном течении имеет вид

$$\frac{d}{dx}(yS) = -\Pi\alpha\rho_m ay^\nu, \quad (1)$$

где x — длина канала ($0 < x < L$); S , Π — площадь проходного сечения и периметр осевого канала; α — отношение массы окислителя, поступающего из потока, к массе твердого

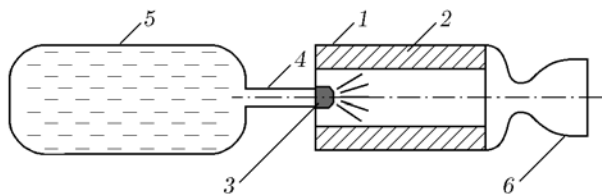


Рис. 1. Схема гибридного ракетного двигателя:

1 — камера сгорания, 2 — твердотопливный заряд, 3 — форсунка, 4 — магистраль, 5 — бак с окислителем, 6 — сопловой блок

горючего в процессе горения; ρ_m — плотность ТГМ.

В предположении $S = \text{const}$, $\Pi = \text{const}$ уравнение (1) сводится к следующему:

$$\frac{dy}{dx} = -By^\nu, \quad (2)$$

где

$$B = \frac{\Pi\alpha\rho_m a}{S} = \text{const.}$$

Интеграл уравнения (2) имеет вид

$$y(x) = [y_0^{1-\nu} - B(1-\nu)x]^{1/(1-\nu)}, \quad (3)$$

где $y_0 = \rho_0 w_0 = G_0/S$ — плотность потока окислителя на входе в канал, G_0 — массовый секундный расход окислителя на входе в канал. Соотношение (3) представим в виде

$$y(x) = (y_0^{1-\nu} - Ax)^{1/(1-\nu)}, \quad (4)$$

где

$$A = B(1-\nu) = \frac{\Pi\alpha\rho_m a}{S} (1-\nu) = \text{const.}$$

Из (4) следует, что плотность потока окислителя монотонно уменьшается по длине осевого канала (с ростом x) за счет его расходования в процессе горения. При условии $y_0^{1-\nu} \leq Ax$ горение прекращается из-за полного расходования окислителя в потоке. В результате снижения плотности потока окислителя $y(x)$ по длине канала скорость горения твердотопливного заряда неравномерна по его длине. Снижение содержания окислителя в потоке приводит к неполноте сгорания топлива в ГРД и, следовательно, к снижению энерготяговых характеристик двигателя.

Для цилиндрического канала радиусом r ($\Pi = 2\pi r$, $S = \pi r^2$) соотношение (4), определяющее распределение плотности потока окислителя по длине канала, принимает вид

$$y(x) = \left[\left(\frac{G_0}{\pi r^2} \right)^{1-\nu} - \frac{2\alpha\rho_m a}{r^2} (1-\nu)x \right]^{1/(1-\nu)}, \quad (5)$$

а распределение скорости горения твердотопливного заряда по длине канала определяется соотношением

$$u(x) = a[y(x)]^\nu = \left[\left(\frac{G_0}{\pi r^2} \right)^{1-\nu} - \frac{2\alpha\rho_m a}{r^2} (1-\nu)x \right]^{\nu/(1-\nu)}. \quad (6)$$

Рассмотрим ГРД прямой схемы со следующими типичными параметрами [6, 11]: $L = 1$ м, $r = 0.1$ м, $G_0 = 10$ кг/с, $\rho_m = 1600$ кг/м³, $a = 0.0127 \cdot 10^{-3}$ м/с, $\nu = 0.65$. Твердый горючий материал для твердотопливного заряда ГРД состоит из 85 % инертного горючего-связующего (бутадиенового каучука) и 15 % порошка алюминия марки АСД-4. В качестве окислителя, подаваемого в канал твердотопливного заряда, возьмем газообразный кислород. Условные химические формулы отдельных компонентов, твердого горючего материала и топливной смеси в целом, рассчитанные по методике [18], а также компонентный состав топливной смеси приведены в табл. 1.

При горении данной композиции ТГМ в потоке кислорода для обеспечения полного сгорания (при коэффициенте избытка окислителя, равном единице) удельный расход окислителя,

Таблица 1

Характеристики топливной композиции без дополнительного окислительного компонента

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, %
Кислород	O _{62.500}	74.6
Алюминий	Al _{37.064}	3.8
ГСВ	C _{73.402} H _{117.443}	21.6
ТГМ (Al + ГСВ)	C _{62.392} H _{99.827} Al _{5.560}	25.4
Топливная смесь	C _{15.848} H _{25.356} Al _{1.412} O _{46.625}	100.0

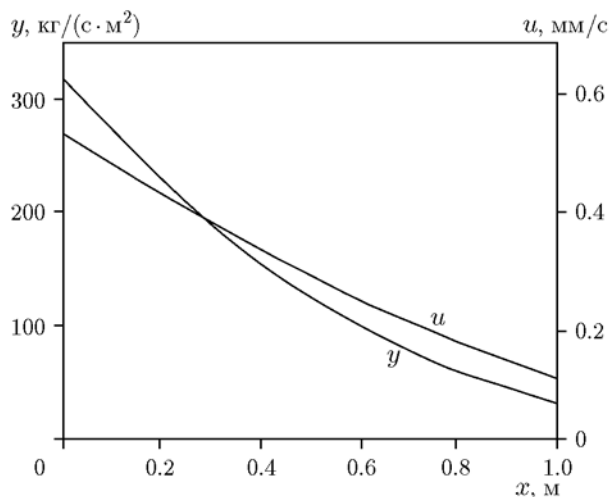


Рис. 2. Зависимость плотности потока окислителя и линейной скорости горения от длины канала для топливной композиции без дополнительного окислительного компонента

подаваемого в канал заряда, составлял $\alpha = 2.94$ (для полного сгорания 1 кг ТГМ необходимо 2.94 кг кислорода).

На рис. 2 приведена зависимость плотности потока окислителя от длины канала $y(x)$ для ГРД с приведенными выше значениями параметров, рассчитанная по соотношению (5), а также зависимость линейной скорости горения ТГМ от длины канала $u(x)$, рассчитанная по соотношению (6). Из приведенных графиков следует, что плотность потока $y(x)$ монотонно уменьшается по длине канала за счет расхода окислителя в процессе горения заряда ТГМ от начального значения $313 \text{ кг}/(\text{с} \cdot \text{м}^2)$ (на входе в канал) до $31 \text{ кг}/(\text{с} \cdot \text{м}^2)$ (на выходе из канала), скорость горения $u(x)$ также монотонно снижается от 0.54 до 0.12 мм/с. Это приводит к неравномерному выгоранию заряда ТГМ по его длине и снижению полноты сгорания и энергетических характеристик двигателя.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА ГРД

Для оптимизации заряда предлагается в состав твердого топлива, наряду с горючими компонентами (горючее-связующее и порошок алюминия), вводить дополнительно твердый окислитель. При этом твердый окислитель должен распределяться по длине заряда таким образом, чтобы уменьшающаяся по длине канала плотность потока окислителя $y(x)$ компонен-

сировалась введенным в состав твердотопливного заряда твердым окислителем [19].

Для определения закона распределения твердого окислителя по длине заряда рассмотрим осевое распределение несгоревшей массы горючего

$$\Delta m(x) = m_0 - m(x),$$

где m_0 , $m(x)$ — масса сгоревшего в единицу времени на единице длины заряда твердого горючего соответственно в начальном сечении канала ($x = 0$) и в его произвольном сечении ($0 < x \leq L$). С учетом того, что

$$m_0 = \Pi \rho_m a y_0', \quad m(x) = \Pi \rho_m a y'(x),$$

получаем

$$\Delta m(x) = \Pi \rho_m a [y_0' - y'(x)]. \quad (7)$$

Подставив в (7) выражение для $y(x)$ из (4), перепишем его в виде

$$\Delta m(x) = \Pi \rho_m a [y_0' - (y_0'^{1-\nu} - Ax)^{\nu/(1-\nu)}]. \quad (8)$$

Путем несложных алгебраических преобразований приводим уравнение (8) к виду

$$\Delta m(x) = \Pi \omega_0 \left[1 - \left(1 - \frac{Ax}{y_0'^{1-\nu}} \right)^{\nu/(1-\nu)} \right], \quad (9)$$

где $\omega_0 = \rho_m a y_0'$ — массовая скорость горения твердого топлива во входном сечении заряда. Подставляя в (9) выражения для A и $y_0' = G_0/S$, окончательно получаем

$$\Delta m(x) = \Pi \omega_0 \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1 - \nu) \frac{\omega_0}{G_0} x \right]^{\nu/(1-\nu)} \right\}. \quad (10)$$

В соответствии с уравнением (10) несгоревшая масса горючего $\Delta m(x)$ монотонно увеличивается по длине заряда (с ростом x). Для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда требуется ввести твердый окислитель в состав ТГМ; при этом количество вводимого окислителя должно быть пропорционально $\Delta m(x)$.

Из (10) следует уравнение для соотношения масс дополнительного окислителя m_{ox} и горючего m_f в составе твердотопливного заряда, при котором будет обеспечена полнота сгорания горючих компонентов по всей длине заряда:

$$f(x) = \frac{m_{ox}(x)}{m_f(x)} = \beta \{1 - [1 - \alpha \Pi(1 - \nu)(\omega_0/G_0)x]^{\nu/(1-\nu)}\}, \quad (11)$$

где β — удельный расход окислителя, входящего в состав заряда, необходимый для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда.

Массовая доля окислителя в твердотопливном заряде (отношение массы окислителя к суммарной массе топлива) определяется уравнением

$$z(x) = \frac{f(x)}{1 + f(x)},$$

в котором $f(x)$ определяется из уравнения (11). При этом

$$z(x) = \frac{\beta \{1 - [1 - \alpha \Pi(1 - \nu)(\omega_0/G_0)x]^{\nu/(1-\nu)}\}}{1 + \beta \{1 - [1 - \alpha \Pi(1 - \nu)(\omega_0/G_0)x]^{\nu/(1-\nu)}\}}. \quad (12)$$

При распределении содержания окислительного компонента по длине твердотопливного заряда ГРД в соответствии с уравнением (12) обеспечивается стехиометрическое соотношение горючего и окислителя (содержащегося в потоке и в составе заряда) по всей длине заряда. Тем самым достигаются равномерность и полнота сгорания топливных компонентов ГРД и, следовательно, высокие энерготяговые характеристики двигателя.

Для цилиндрического канала уравнение (12) принимает вид

$$z(x) = \frac{\beta \{1 - [1 - 2\pi r \alpha(1 - \nu)(\omega_0/G_0)x]^{\nu/(1-\nu)}\}}{1 + \beta \{1 - [1 - 2\pi r \alpha(1 - \nu)(\omega_0/G_0)x]^{\nu/(1-\nu)}\}}. \quad (13)$$

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Приведем примеры оптимизации твердотопливного заряда ТГМ, содержащего 85 % горючего-связующего (ГСВ) (бутадиеновый каучук) и 15 % порошка алюминия, путем введения в его состав дополнительного твердого окислителя. В качестве последнего в расчетах рассматривались типичные твердые окислители: перхлорат аммония (ПХА), NH_4ClO_4 ; перхлорат калия (ПХК), KClO_4 ; перхлорат нитрония (ПХН), NO_2ClO_4 .

Для определения распределения массовой доли окислителя $z(x)$, обеспечивающего стехиометрическое соотношение горючего и окислителя (содержащегося в потоке и в составе заряда ТГМ) по всей длине заряда, предварительно проведем расчеты удельного расхода β для указанных выше окислителей.

Условные химические формулы отдельных компонентов и твердого горючего топлива (ТРТ) в целом, а также компонентные составы стехиометрических композиций, рассчитанные по методике [18], приведены в табл. 2–4. Отношения содержания окислителя к содержанию ТГМ составляют $\beta = 8.61$ (для ПХА), 6.35 (для ПХК), 1.28 (для ПХН).

Распределения массовой доли окислительного компонента по длине заряда, рассчитанные по уравнению (13), представлены на рис. 3. Из графиков следует, что содержание окислительного компонента в составе твердотопливного заряда должно монотонно увеличиваться от нуля (в головном сечении заряда) до максимального значения $z = 0.465$ (для ПХА), 0.390 (для ПХК), 0.114 (для ПХН). При таком распределении компонентов горение заряда ТГМ вдоль оси канала происходит равномерно, что обеспечивает высокую полноту сгорания. Влияние типа окислителя на величину

Таблица 2
Характеристики ТРТ с дополнительным окислителем ПХА

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, %
ПХА	$\text{N}_{8.511}\text{H}_{39.043}\text{Cl}_{8.511}\text{O}_{34.043}$	89.6
Алюминий	$\text{Al}_{37.064}$	1.6
ГСВ	$\text{C}_{73.402}\text{H}_{117.443}$	8.8
ТГМ (Al + ГСВ)	$\text{C}_{62.392}\text{H}_{99.827}\text{Al}_{5.560}$	10.4
ТРТ	$\text{C}_{6.489}\text{H}_{40.884}\text{Al}_{0.578}\text{Cl}_{7.626}\text{O}_{30.502}\text{N}_{7.626}$	100.0

Таблица 3
Характеристики ТРТ с дополнительным окислителем ПХК

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, %
ПХК	$K_{7.215}Cl_{7.215}O_{28.860}$	86.4
Алюминий	$Al_{37.064}$	2.0
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$	11.6
ТГМ (Al + ГСВ)	$C_{62.392}H_{99.827}Al_{5.560}$	13.6
ТРТ	$C_{8.484}H_{13.576}Al_{0.756}Cl_{6.234}O_{6.811}K_{6.234}$	100.0

Таблица 4
Характеристики ТРТ с дополнительным окислителем ПХН

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, %
ПХН	$N_{21.978}Cl_{21.978}O_{131.168}$	56.2
Алюминий	$Al_{37.064}$	6.6
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$	37.2
ТГМ (Al+ГСВ)	$C_{62.392}H_{99.827}Al_{5.560}$	43.8
ТРТ	$C_{27.328}H_{43.724}Al_{2.435}Cl_{12.352}O_{74.110}N_{12.352}$	100.0

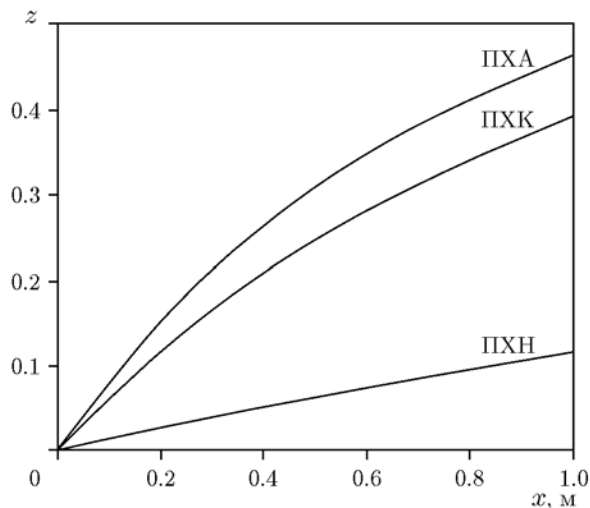


Рис. 3. Распределения массовой доли дополнительного окислителя (ПХА, ПХК, ПХН) в твердотопливном заряде по длине канала

z обусловлено тем, что эффективность окислителя определяется количеством кислорода, не связанного с водородом, не потерявшего способность участвовать в реакции окисления органических веществ и металлов (так называемого активного кислорода) [20]. Содержание активного кислорода составляет 34 % для ПХА, 46 % для ПХК, 66 % для ПХН. В соответствии

с этим, чем выше эффективность окислителя, тем меньшее его количество (массовая доля z) необходимо вводить в состав ТГМ.

Таким образом, тип окислителя существенно влияет на его содержание в составе ТГМ и для оптимального выбора следует учитывать как суммарный импульс тяги при горении заряда в потоке кислорода, так и прочностные характеристики заряда ТГМ.

ВЫВОДЫ

1. Представлены математическая модель и результаты расчетов параметров потока окислителя и скорости горения одноканального твердотопливного заряда в гибридном ракетном двигателе прямой схемы. Показано, что для условий работы типичного ГРД плотность потока окислителя вдоль оси канала снижается на порядок, а скорость горения твердого горючего материала уменьшается в пять раз за счет расходования окислителя в процессе горения. Это приводит к неравномерному выгоранию и снижению полноты сгорания заряда.

2. Предложен способ оптимизации характеристик гибридного ракетного двигателя прямой схемы путем введения в состав твердого горючего материала дополнительного окислителя с заданным распределением его массовой

доли по длине твердотопливного заряда. Получена аналитическая зависимость для распределения содержания окислителя, обеспечивающего равномерность и высокую полноту сгорания твердотопливного заряда.

3. С использованием полученной зависимости приведены примеры модификации твердотопливного заряда путем введения разных окислителей — ПХА, ПХК, ПХН. Показано, что тип дополнительного окислителя существенно влияет на его содержание в твердом горючем материале. При этом массовая доля $z(x)$ монотонно увеличивается от нуля (во входном сечении канала) до максимальных значений $z = 0.465$ (для ПХА), 0.390 (для ПХК), 0.114 (для ПХН).

4. Для обеспечения равномерного выгорания заряда твердого горючего материала в течение всего времени функционирования необходимо увеличивать массовый расход окислителя на входе в канал пропорционально увеличению площади проходного сечения канала в процессе выгорания заряда.

5. Отметим, что рассмотренный способ оптимизации твердого горючего материала можно использовать для одноканального заряда и более сложной конфигурации, например звездообразной, с учетом заданных зависимостей площади проходного сечения и периметра осевого канала от времени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Головков Л. Г. Гибридные ракетные двигатели. — М.: Воениздат, 1976.
2. http://www.astronautix.com/lvs/gird_09.htm.
3. Гибридные ракетные двигатели (обзор) // Вопросы ракетной техники: сб. переводов и обзоров иностр. период. лит.-ры. — М.: Мир, 1965. — № 10/130. — С. 30–40.
4. Исследования и разработка гибридных ракетных двигателей (обзор) // Вопросы ракетной техники: теория и практика ракетостроения за рубежом. — М.: Мир, 1973. — № 6/222. — С. 23–49.
5. <https://ru.wikipedia.org/wiki/SpaceSheepTwo>.
6. Chiaverini M. J., Kuo K. K., Peretz A., et al. Regression-rate and heat-transfer correlations for hybrid rocket combustion // J. Propul. Power. — 2001. — V. 17, N 1. — P. 99–110.
7. Karabeyoglu M. A., Altman D., Cantwell B. J. Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1. General theory // J. Propul. Power. — 2002. — V. 18, N 3. — P. 610–620.
8. Karabeyoglu M. A., Ziliac G., Cantwell B. J., et al. Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels // J. Propul. Power. — 2004. — V. 20, N 6. — P. 1037–1045.
9. Davydenko N. A., Gollender R. G., Gubertov A. M., et al. Hybrid rocket engines: The benefits and prospects // Aerosp. Sci. Technol. — 2007. — V. 11. — P. 55–60.
10. Carmicino C., Sorge A. R. Performance comparison between two different injector configurations in a hybrid rocket // Aerosp. Sci. Technol. — 2007. — V. 11. — P. 61–67.
11. Процессы в гибридных ракетных двигателях / А. М. Губерттов, В. В. Миронов, Р. Г. Голлендер и др. — М.: Наука, 2008.
12. Greatrix D. R. Regression rate estimation for standard-flow rocket engines // Aerosp. Sci. Technol. — 2009. — V. 13. — P. 358–363.
13. Maggi F., Gariani G., Galfetti L., De Luca L. T. Theoretical analysis of hydrides in solid and hybrid rocket propellants // Intern. J. Hydrogen Energy. — 2012. — V. 37. — P. 1760–1769.
14. Tadini P., Paravan C., De Luca L. T. Ballistic characterization of metallized HTPB-based fuels with swirling oxidizer in lab-scale hybrid burner // Proc. 9th Intern. Conf. on High Energy Materials (HEMs-2013), Sagamihara, Japan. — 2013. — P. 1–9.
15. Bianchi D., Betti B., Nasuti F. Simulation of gaseous oxygen / hydroxyl-terminated polybutadiene hybrid rocket flowfields and comparison with experiments // J. Propul. Power. — 2015. — V. 31, N 3. — P. 919–929.
16. Архипов В. А., Зарко В. Е., Жарова И. К., Жуков А. С., Козлов Е. А., Аксенов Д. Д., Курбатов А. В. Горение твердых топлив при обдуве высокоскоростным газовым потоком (обзор) // Физика горения и взрыва. — 2016. — Т. 52, № 5. — С. 3–22.
17. Пат. RU 2359145, МПК F02K 9/72. Гибридный ракетный двигатель / А. М. Губерттов, В. В. Миронов, Р. Г. Голлендер, Н. А. Давыденко, Н. Н. Волков, С. М. Цацув. — Заявл. 29.12.2007; Оpubл. 20.06.2009, Бюл. № 17.
18. Соркин Р. Е. Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. — М.: Наука, 1967.
19. Пат. RU 2569960, МПК F02K 9/72. Гибридный ракетный двигатель / В. А. Архипов, С. С. Бондарчук, А. Б. Ворожцов, А. С. Жуков, Б. В. Певченко, Л. А. Савельева. — Заявл. 09.12.2014; Оpubл. 10.12.2015, Бюл. № 34.
20. Паушкин Я. М. Жидкие и твердые химические ракетные топлива. — М.: Наука, 1978.

Поступила в редакцию 13/VII 2016 г.,
в окончательном варианте — 16/III 2017 г.