

Министерство образования и науки Украины
Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара

ПРОБЛЕМЫ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ТЕХНИКИ

Сборник научных трудов

Днепропетровск
Акцент ГП
2014

УДК 629.7

В. А. Габринец

*Днепропетровский Государственный университет железнодорожного транспорта
им. ак. Лазаряна*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОСТАТКОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТ

У статті розглядається проблема утилізації токсичних залишків ракетного палива, що залишаються в баках ракет-носіїв після виведення корисного навантаження на орбіту.

Запропоновано залишки палива спалювати прямо в баку. Отримані продукти згоряння пропонуються використовувати як робоче тіло газових двигунів, що представляють собою отвір в баку.

Визначається можливість переведення ступенів на орбіту захоронення за рахунок роботи цих газових двигунів.

Ключові слова: ЖРД, ракетне паливо, космічне сміття

В статье рассматривается проблема утилизации токсичных остатков ракетного топлива, остающихся в баках ракет носите лей после вывода полезной нагрузки на орбиту.

Предложено остатки топлива сжигать прямо в баке . Полученные продукты сгорания предлагаются использовать как рабочее тело газовых двигателей, представляющих собой отверстие в баке.

Определяется возможность перевода ступеней на орбиту захоронения за счет работы этих газовых двигателей.

Ключевые слова: ЖРД, ракетное топливо, космический мусор.

In this article the problem of toxic residues utizizatsii rocket fuel remaining in the tanks missiles wear lei after the withdrawal of the payload into orbit.

Proposed to burn residual fuel directly into the tank. The resulting combustion products is proposed to use as the working medium gas engines, is a hole in the tank.

Is determined by the possibility of transferring steps to a graveyard orbit due to the work of these gas engines.

Keywords: LRE, propellants, space debris

В настоящее время, при запуске многоступенчатых ракет возникает проблема космического загрязнения, как элементами отработанных частей, так и остатками не использованного топлива. Последние, рассеиваясь в атмосфере Земли, влияют на условия прохождения солнечной радиации и могут вызвать различные медицинские заболевания. Особо актуальным является этот вопрос для районов падения отработанных ступеней ракет носителей, так как при ударе о Землю разрушаются их топливные баки, содержащие невыработанные остатки компонентов ракетного топлива (КРТ). Основу невыработанных остатков составляет так называемый гарантийный запас КРТ, необходимый для компенсации среднестатистических отклонений от нормы в работе системы управления РН, среднестатистических отклонений от нормы состояния атмосферы и т.п. Для снижения массы гарантийных запасов либо для изменения режима работы ступени до полной выработки одного из компонентов топлива необходима существенная доработка системы управления РН, что экономически не всегда целесообразно. Таким образом, проблема загрязнения окружающей среды невыработанными остатками КРТ в районах падения ступеней в обозримом будущем останется актуальной.

В настоящее время уничтожение остатков топлива производят путем их термического преобразования на этапе спуска ступени после ее входа в атмосферу, ориентации двигателем вперед и притока остатков компонентов топлива к заборным устройствам топливных баков. При этом окислитель и горючее одновременно подают в специальную камеру дожигания, где они взаимно уничтожаются. Известен способ ликвидации невыработанных остатков жидких КРТ путем их рассеивания за пределами верхней границы атмосферы Земли на высотах более 100 км. Суть этого способа, реализованного в настоящее время на второй ступени РН "Протон", заключается в том, что сразу после ее отделения подается команда на принудительное открытие заправочно-сливных и дренажно-предохранительных клапанов баков окислителя и горючего ступени.

За весьма продолжительное время движения обработанной ступени на заатмосферном участке траектории спуска (10...15 минут) происходит полная вакуумная очистка баков. При этом большая часть (~80%) КРТ переходит в газообразное состояние, а оставшая часть кристаллизуется вследствие понижения температуры КРТ во время кипения в условиях вакуума. Размеры кристаллов определяются равновесным состоянием капель при температуре кристаллизации и составляют от 0,7 до 5 мкм. Эти кристаллы рассеиваются на гигантской площади и не вызывают загрязнения окружающей среды. Однако описанный способ не применим для первых ступеней РН по следующим причинам. Во-первых, высота отделения I ступеней составляет 40...70 км, а время их движения на высотах свыше 35...40 км, на которых еще возможна эффективная вакуумная очистка баков, очень мало (1,0...1,5 мин). Во-вторых, из-за больших по массе остатков КРТ на I ступенях, малой площади их рассеяния, непрерывного роста давления по траектории спуска и пребывания по этой причине большей части сдrenированных КРТ в капельно-жидком состоянии велика вероятность их выпадения на Землю с атмосферными осадками либо в чистом виде.

Другой проблемой при запуске РН являются остатки ступеней, которые, находясь на низких околоземной орбитах, вызывают загрязнение космического пространства «мусором». При большом количестве мусора возрастает вероятность столкновения с ним космических аппаратов, как при запуске, так и при орбитальных полетах. Поэтому проблема утилизации околоземного космического мусора становится все более актуальной.

В настоящей работе предлагается метод использования не выработанных остатков топлива с целью их уничтожения и одновременного создания рабочего тела для вспомогательных газовых двигателей. Назначением этих двигателей является увод отработанных ступеней ракет на более высокую безопасную орбиту или торможение ступени с целью сгорания ее в плотных слоях атмосферы Земли. Другой задачей решаемой в этом случае будет сообщение дополнительного импульса последней ступени ракеты с целью увеличения суммарного импульса двигательной установки и решения при этом дополнительных задач баллистики.

Для реализации этого подхода предлагается невыработанный окислитель слить в бак с горючим, в котором произойдет реакция сгорания топлива и образования низкотемпературных продуктов сгорания. При этом подача остатков КРТ, собравшихся у нижних днищ баков, в бак происходит под действием остаточного давления наддува топливных баков и гидростатических сил, обусловленных, в свою очередь, высотой столба жидкости и величиной ускорения торможения. Гидравлические характеристики системы подачи КРТ в камеру дожигания подбирают такими, чтобы оба компонента поступали с таким же соотношением компонентов, как и при работе основного двигателя. Это обеспечит их практически одновременное окончание и получение максимальной энергетической эффективности.

Камера дожигания расположена в нижней части ступени. Затем, эти продукты сгорания, будут пропущены через газовый двигатель и полученный вследствие этого дополнительный импульс, может быть использован, для решения вышеописанных задач. Количество невыработанных остатков топлива согласно статистике для первых ступеней РН легкого класса (например РН "Космос") составляет около 300 кг по горючему - несимметричному диметилгидразину (НДМГ) и около 1000 кг - по окислителю на основе азотной кислоты (АК). Для первых ступеней тяжелых РН (например РН "Протон") невыработанный остаток по НДМГ составляет около 1200 кг и по азотному тетраоксиду - около 3600 кг. Для истечения продуктов сгорания можно использовать простое отверстие, открывающееся с помощью пневмоклапана. Значение критического перепада давлений оценим по соотношению:

$$\alpha_{кр} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (1)$$

Принимая в соответствии с (1) для продуктов сгорания в камере дожигания при $T = 2500$ К, значения постоянной адиабаты $k = 1,15$, мы получим, что в нашем случае будет реализовываться звуковой режим истечения практически в течении всего времени опорожнения продуктов сгорания из бака. Скорость истечения продуктов сгорания рассчитаем по соотношению:

$$V = \sqrt{\frac{RT}{M} \frac{2k}{k-1}}, \quad (2)$$

где, V - скорость газа на выходе из сопла, м/с, T - абсолютная температура газа на входе в сопло, M - молярная масса газов составляющих продукты сгорания, кг/киломоляр, R - универсальная газовая постоянная $R=8314,5$ Дж/(киломоляр·К).

Для оценки величины импульса получаемого оставшейся частью ракеты вследствие истечения продуктов сгорания неиспользованного топлива используем соотношение, определяющее равенство импульсов:

$$M_{cm}W_{np} = M_{mon}V, \quad (3)$$

где, M_{cm} M_{mon} - соответственно массы ступени и невыработанного топлива, W_{np} – приращение скорости, полученное оставшейся частью ракеты.

Результаты расчета по соотношениям (2) и (3) приведены на рис. 1. При расчетах предполагалась, что оставшаяся масса топлива равна соответственно 50, 100, 150 кг. Значения $\kappa=1.15$, $R=320$ Дж/кг×К. Температура продуктов сгорания варьировалась в пределах 800..2000 К. Масса оставшейся части ступени принималась равной 2500 кг.

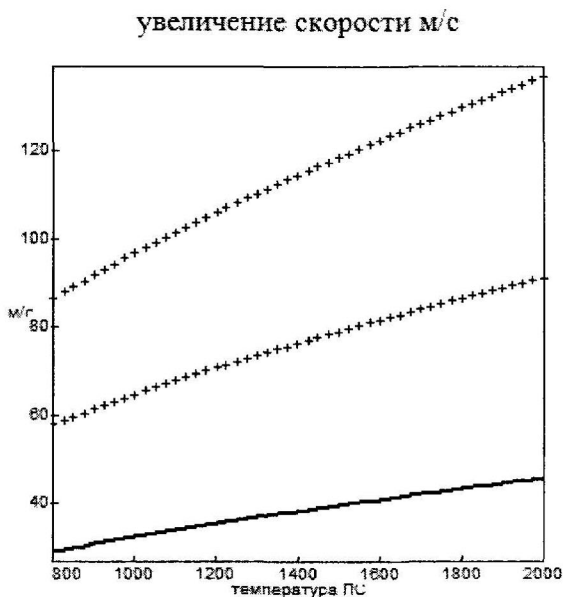


Рис. 1. Возможное приращение скорости оставшейся ступени за счет истечения продуктов сгорания оставшихся остатков КРТ

За счет этого приращения оставшаяся часть ракеты может увеличить высоту своей орбиты. Если рассматривать третью ступень ракеты, то при определенных обстоятельствах она может быть переведена на орбиту захоронения. Это выше геостационарной на величину 200 километров. Приращение высоты орбиты ΔR может быть рассчитано по соотношению:

$$\Delta R = \left(\frac{\gamma \cdot M_b}{(W + W_{np})^2} - \frac{M_b \cdot \gamma}{W^2} \right), \quad (4)$$

где, W - конечная скорость оставшейся ступени ракеты, M_b - масса Земли, равная 6×10^{24} кг, γ -гравитационная постоянная, равная 6.67×10^{-11} Н×м²/кг².

Результаты расчетов по соотношениям (2 - 4) приведены на рис. 2. Конечная скорость оставшейся части ступени предполагалось равными соответственно 7800, 8200, 8500 м/с. Приращение скоростей определялось данными рис. 1

Выводы. Анализ данных рис. 2 позволяет утверждать, что при определенных сочетаниях массы оставшейся части ступени и массы КРТ возможен перевод оставшейся части ступени на орбиту захоронения или при сгорании оставшихся КРТ. Другим возможным результатом может быть увод оставшейся части ступени на выгодную траекторию сгорания в атмосфере.

Прирост высоты орбиты в м

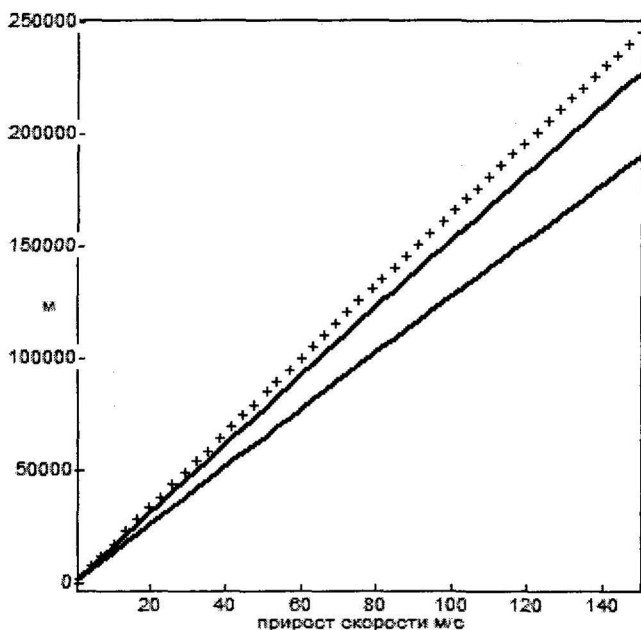


Рис. 2. Приращение высоты орбиты оставшейся части ступени за счет истечения продуктов сгорания оставшихся остатков КРТ

Библиографические ссылки

1. **Бернадинер М. Н., Шурыгин А. П.** Огневая переработка и обезвреживание промышленных отходов. / М. Н. Бернадинер, А. П. Шурыгин. - М.: Химия, 1990. подразделы 1.6; 4.3.
2. **Пономаренко В. К.** Ракетные топлива/ В. К. Пономаренко. - СПб: ВИККА им. А.Ф. Можайского, 1995. С. 299-301.
3. Статья: «Газогенератор жидкостного ракетного двигателя». Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. - М.: Сов. энциклопедия, 1985. С. 73 – 74.
4. Статья: «Камера ракетного двигателя». Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко. - М.: Сов. энциклопедия, 1985. С. 154

Надійшла до редколегії: 2.07.2014