

УДК 629.7

Д.В. МАЙДАНИЮК, С.Г. БОНДАРЕНКО, А.Н. ИВАНЧЕНКО, Д.В. ПАВЛЕНКО

Днепропетровский национальный университет, Украина

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА УНИТАРНОМ ПАСТООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ НА ВЕРХНИХ СТУПЕНЯХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЛЕГКОГО КЛАССА

Проведен сравнительный анализ массовой эффективности глубокодресселируемой и многократновключаемой ракетной маршевой двигательной установки на унитарном пастообразном топливе. Рассмотрены случаи отработки импульсов для различных схем изменения орбитальных параметров движения в процессе выведения космического аппарата на средние орбиты и для увода отработавшей верхней ступени в плотные слои атмосферы. Проведенные расчёты могут быть использованы для проектно-баллистического анализа, определения необходимых требований и ограничений при составлении тактико-технического задания на разработку верхней ступени.

Ключевые слова: ракета-носитель, двигательная установка, унитарное пастообразное топливо, верхняя ступень, разгонный блок, орбитальный маневр.

Введение

Наблюдаемое в последние годы увеличение числа запусков ракет-носителей (РН) легкого класса, обусловленное, отчасти, и общей тенденцией уменьшения массы выводимых космических аппаратов, ставит перед разработчиками задачу улучшения энергомассовых характеристик, экологичности РН, показателей точности и надежности и выведения полезных грузов на заданную орбиту. Актуальным сегодня становятся также вопросы не засорения околоземного пространства космическим “мусором”, в частности, отработанными верхними ступенями РН и космическими разгонными блоками. Уже на этапе их проектирования необходимо это учитывать.

Характерной особенностью верхних доразгонных ступеней РН легкого класса является использование в качестве маршевой двигательной установки жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) на высококипящих компонентах топлива (азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин или аэрозин), либо, что значительно реже, ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ) [2, 5].

В основе использования ЖРД на высококипящих компонентах лежит многолетний опыт проектирования, отработки и эксплуатации таких решений, подтвержденный в процессе многочисленных пусков. Такие двигатели, имея большую относительно РДТТ удельную тягу и возможность многократного запуска, относительно неприхотливы к неблагоприятным факторам длительного нахождения в космическом пространстве в части терморе-

жима, запуска в условиях невесомости. Они обеспечивают высокую точность отработки импульса и возможность многократного включения (до 5 – 7 раз) для выполнения ряда орбитальных маневров по изменению параметров орбиты полезной нагрузки.

Ряд очевидных преимуществ ДУ с ЖРД на высококипящих компонентах может нивелировать факт крайне высокой токсичности компонентов топлива, прежде всего горючего. В некоторых странах действуют жесткие ограничения на транспортировку, хранение и доступ обслуживающего персонала к заправленному токсичным компонентом изделию, поэтому даже перевозка капсулированного изделия на территорию заказчика может быть сопряжена со значительными трудностями. Таким образом, использование на ступени ЖРД с токсичными компонентами топлива никак не вписывается в рамки современной концепции “экологически чистого” РН.

Возможной альтернативой ЖРД на высококипящих компонентах служат РДТТ. Современные образцы, например, РДТТ Mage-2, Star-30E, Star-37F [2] при меньшей удельной тяге обеспечивают высокоточную отработку апогейных импульсов скорости, обладают хорошими массовыми показателями конструкции, однако, все же не дают возможность полноценного многократного запуска. Это в некоторой степени ограничивает сферу их применения.

Значительные перспективы, на наш взгляд, в данном направлении представляет использование двигательной установки на пастообразном унитарном топливе [1, 4]. Схема такой двигательной установки приведена на рис. 1. В качестве топлива используется алюминизированное высокомолекуляр-

ное соединение пастообразной консистенции. Относительно простая конструкция позволяет многократный запуск и останов двигателя.

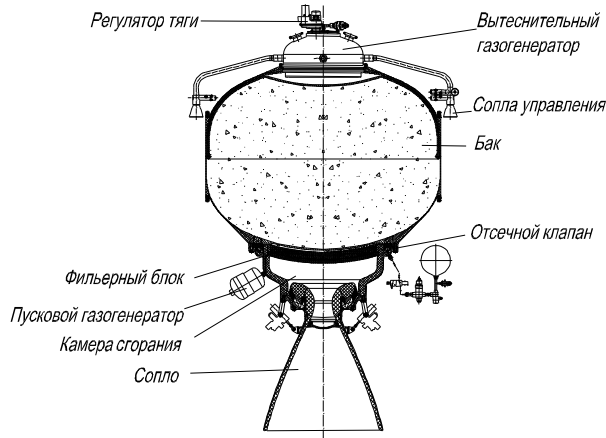


Рис. 1. Схема двигательной установки на унитарном пастообразном топливе

В статье представлен сравнительный анализ массовой эффективности двигательной установки на пастообразном топливе, при ее использовании в качестве маршевой на четвертой ступени РН “Вега”. Сравнение проводится с действующим вариантом ступени AVUM, оснащенной однокамерным двигателем РД-869 [3].

1. Методика оценки стартовой массы

В основе сравнительного анализа лежит следующая проектная методика определения стартовой массы доразгонной ступени.

Рассмотрим массовое уравнение n -импульсного разгонного блока, стартовая масса m_0 может быть записана как:

$$m_0 = m_{i\bar{a}} + m_{\hat{e}}^* + \sum_i^n m_{\hat{o}i},$$

где $m_{i\bar{a}}$ – масса полезного груза;

$m_{\hat{o}i}$ – масса топлива для i -го импульса;

$m_{\hat{e}}^*$ – конечная масса отделившейся конструкции ступени.

Значение $m_{\hat{e}}^*$ можно переписать как:

$$m_{\hat{e}}^* = \xi_{\hat{e}} (m_0 - m_{i\bar{a}}),$$

где $\xi_{\hat{e}}$ – значение массового совершенства конструкции. В некоторых случаях можно определить устойчивую зависимость между $\xi_{\hat{e}}$ и разностью $m_0 - m_{i\bar{a}}$ [5].

Определение массы топлива для импульсов определяется согласно рекуррентной зависимости:

$$m_{Ti} = \begin{cases} \left(m_0 - \sum_{j=i}^{i-1} m_{Tj} \right) \mu_{Ti} & i \neq 1; \\ m_0 \mu_{T1} & i = 1, \end{cases}$$

где $\mu_{\hat{o}i}$ – относительный запас топлива на импульс.

Если последний n -й импульс служит для увода конструкции ступени с орбиты, формула для определения массы топлива имеет такой вид:

$$m_{Ti} = \begin{cases} \left(m_0 - m_{\text{пр}} - \sum_{j=i}^{i-1} m_{Tj} \right) \mu_{Ti} & i = n; \\ \left(m_0 - \sum_{j=i}^{i-1} m_{Tj} \right) \mu_{Ti} & i \neq 1; \\ m_0 \mu_{T1} & i = 1. \end{cases}$$

Исходными данными для анализа являются вектор необходимых импульсов скорости, определяемый при решении баллистической задачи:

$$\overline{\Delta V} = (\Delta V_1 \quad \Delta V_2 \quad \dots \quad \Delta V_n)^T,$$

вектор относительного запаса топлива на импульс рассчитывается как:

$$\mu_{\hat{o}i} = 1 - e^{-\frac{\Delta V_i}{P_{\hat{o}a,i} g_0}},$$

где $P_{\hat{o}a,i}$ – удельная пустотная тяга двигательной установки.

С учетом приведенных выражений, очевидно, что стартовая масса $m_0 = m_0(P_{\hat{o}a,i}, \xi_{\hat{e}}, m_{i\bar{a}}, \overline{\Delta V})$, может быть определена как корень уравнения:

$$(1 - \xi_{\hat{e}})(m_0 - m_{i\bar{a}}) - (1 + k) \sum_i^n m_{\hat{o}i}(m_0, P_{\hat{o}a,i}) = 0, \quad (1)$$

где k – коэффициент запаса топлива, как правило, принимают $k = 0,01 \div 0,1$.

Аналитическое решение полученного уравнения громоздко при $n > 2$, поэтому для анализа результатов воспользуемся численными методами.

2. Анализ результатов

На примере четвертой ступени РН легкого класса “Вега” проанализируем массовую эффективность использования маршевого двигателя на унитарном пастообразном топливе. В [3] заявлены основные характеристики ступени AVUM, показано, что сухой вес ступени составляет 418 кг, максимальный вес заправляемого топлива не превышает 550 кг, удельный импульс тяги двигателя РД-869 в пустоте составляет 315,5 с. Легко получить значение коэффициента массового совершенства конструкции ступени $\xi_K = 0,432$.

Рассмотрим три случая выведения на базовые

круговые орбиты высотой 700, 1200 и 1500 км. В каждом из этих расчетных случаев верхняя ступень обрабатывает 3 компланарных импульса скорости. Первый и второй импульсы переводят ступень с низкой опорной орбиты на целевую орбиту, третий импульс обеспечивает увод ступени в плотные слои атмосферы. Величины импульсов рассчитаем по известным соотношениям для Гомановского перехода [6]. Запас топлива на орбитальные маневры, как и вес полезного груза, будут изменяться, но ограничены энергетическими возможностями РН. Вариант ступени с двигателем РД-869 примем за базовый, вариант ступени, оснащенной двигателем на пастообразном топливе, назовем альтернативным.

2.1. Низкая круговая орбита с $H = 700$ км, $i = 20^\circ$

Параметры переходной эллиптической орбиты в этом расчетном случае следующие: высота перигея $H_{пер} = 170$ км, высота апогея $H_{ап} = 700$ км. Для целевой орбиты заявленное значение веса выводимого полезного груза составляет 2000 кг [3]. Расчетные значения импульсов скорости составляют $\Delta V_1 = 150,5$ м/с, $\Delta V_2 = 147,7$ м/с, $\Delta V_3 = 400$ м/с.

Результаты расчетов приведены на рис. 2. На диаграмме в координатах построения $P_{уд.п.}, \xi_k$ приведены линии изомассы, соответствующие решению уравнения (1).

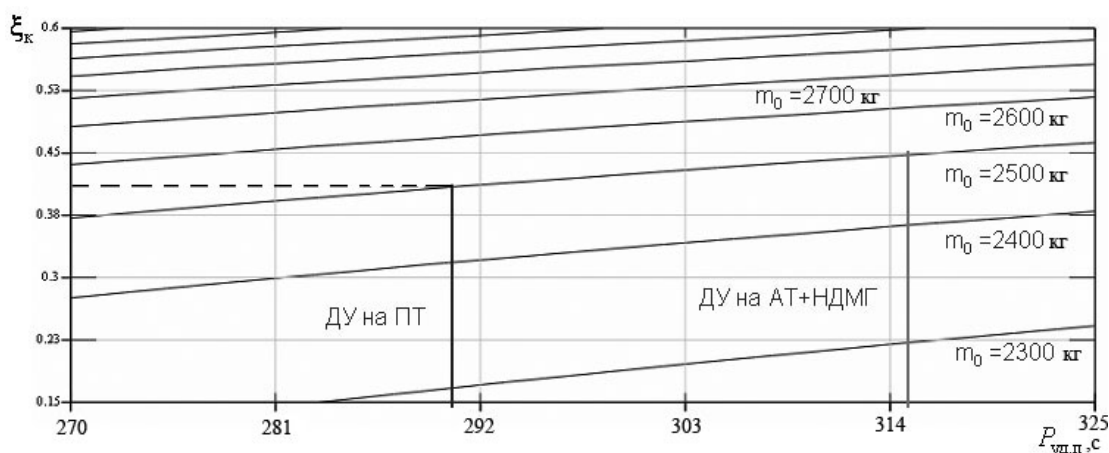


Рис. 2. Диаграмма зависимости стартовой массы четвертой ступени РН “Вега” при выведении на орбиту с $H = 700$ км и $m_{пг} = 2000$ кг

По диаграмме для заданного уровня удельной тяги базового варианта $P_{уд.п} = 315,5$ с и коэффициента массового совершенства конструкции ступени $\xi_k = 0,432$ легко получить стартовую массу. Значение удельной тяги двигателя на пастообразном топливе меньше на 25,5 с и составляет 290 с. Сместаясь вдоль линии изомассы влево, мы можем убедиться, что для получения эквивалентного значения стартовой массы альтернативного варианта мы должны обеспечить значение коэффициента массового совершенства конструкции не более 0,40. Таким образом, компенсация 25,5 с потерь удельного импульса осуществляется в этом случае 0,032 единицами коэффициента массового совершенства.

2.2. Средняя круговая орбита с $H = 1200$ км, $i = 20^\circ$

Для целевой орбиты значение веса полезного груза составляет 1700 кг [3], расчетных импульсов скорости $\Delta V_1 = 279,9$ м/с, $\Delta V_2 = 269,9$ м/с, $\Delta V_3 =$

$= 420$ м/с. Результаты анализа массы приведены на рис. 3. Компенсация удельной тяги для двигательной установки на пастообразном топливе в коэффициенте массового совершенства составляет 0,042 единиц. Таким образом, в этом расчетном случае альтернативный вариант не проигрывает в массе базовому варианту, при условии, что значение коэффициента массового совершенства его конструкции составит не более 0,39 единиц.

2.3. Средняя круговая орбита с $H = 1500$ км, $i = 20^\circ$

В этом расчетном случае значение веса полезного груза составляет 1500 кг [3], импульсов скорости $\Delta V_1 = 352,35$ м/с, $\Delta V_2 = 336,4$ м/с, $\Delta V_3 = 450$ м/с.

Результаты расчетов показаны на рис. 4. Сместаясь вдоль линии изомассы влево, легко увидеть, что альтернативный вариант обеспечивает аналогичную массовую эффективность при значении коэффициента массового совершенства конструкции ступени не более 0,39.

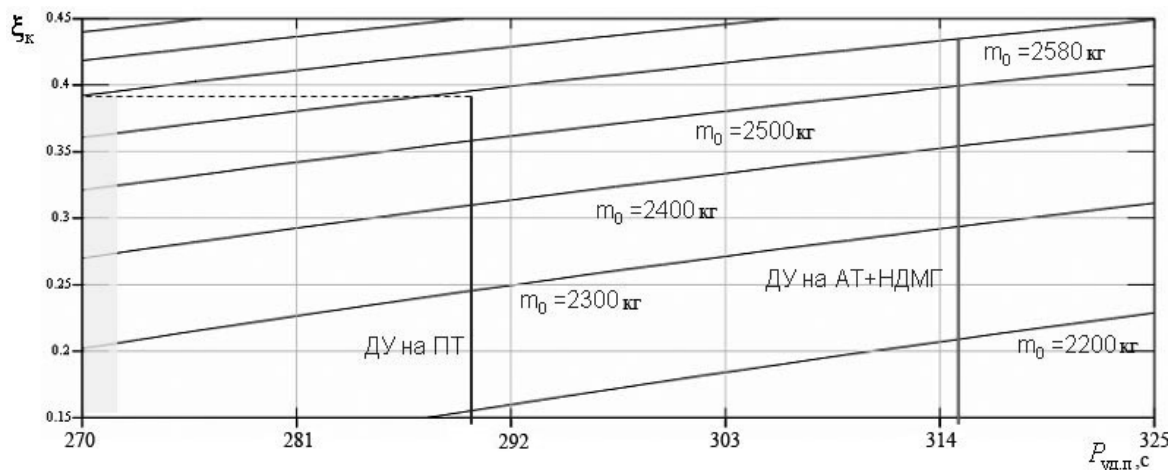


Рис. 3. Диаграмма зависимости стартовой массы четвертой ступени РН “Вега” при выведении на орбиту с $H = 1200$ км и $m_{пр} = 1700$ кг

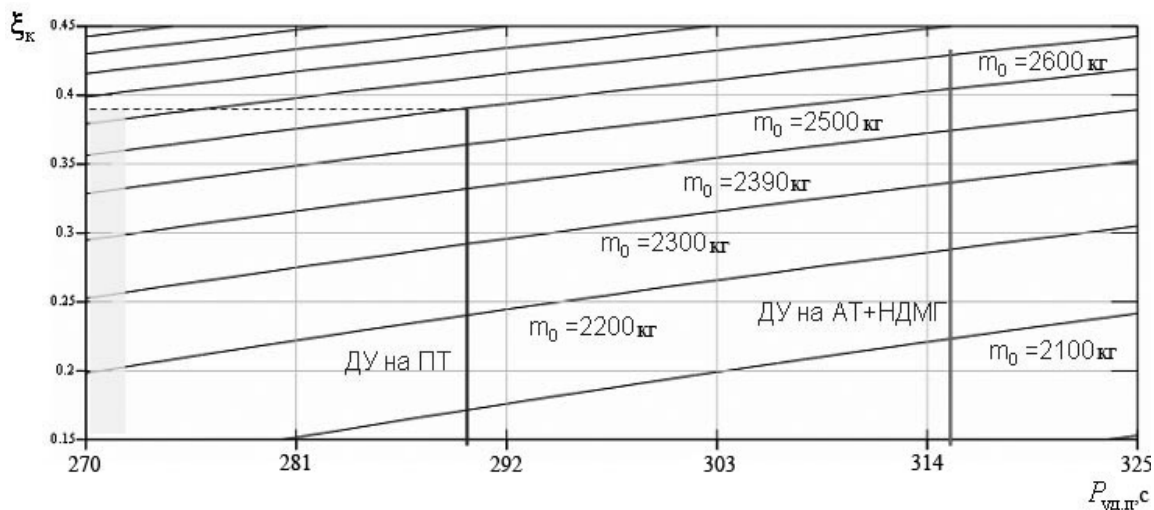


Рис. 4. График зависимости стартового веса четвертой ступени РН “Вега” при выведении на орбиту с $H = 1500$ км и $m_{пр} = 1500$ кг

Заключение

Проведен анализ массовой эффективности варианта четвертой ступени РН легкого класса “Вега”, оснащенной двигательной установкой на унитарном пастообразном топливе. Исследованы случаи выведения полезного груза на средние орбиты по двухимпульсной схеме, с третьим импульсом скорости который служит для торможения и увода конструкции ступени. Двигатель на пастообразном топливе, который мы рассматривали как альтернативный вариант, имеет возможность трех- более кратного запуска, но проигрывает в удельной тяге базовому ЖРД.

Показано, что для получения эквивалентной массовой эффективности достаточно обеспечить массовое совершенство конструкции ступени на уровне $0,39 \div 0,41$, что всего на $0,03 \div 0,042$ единицы меньше массового совершенства конструкции существующего базового варианта ступени.

Литература

1. Ivanchenko A. Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Essential deep regulation and multiple engaging / A. Ivanchenko, S. Bondarenko, Y. Protsan // Proc. 59-th International Astronautical Congress. – Glasgow, Scotland, 2008. – 8 p.
2. Larson W. Space Mission Analysis and Design, 3rd Edition / W. Larson, J. Wertz. – Kluwer Academic Publishers, 1999. – 976 p.
3. Vega Users Manual. Issue 3. Rev. 0 March 2006. ARIANESPACE // Commercial Directorate. Technical Support Division. – 2006. – 188 p.
4. Иванченко А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. – Днепропетровск: РИО ДНУ, 2008. – С. 40-50.

5. *Проектування та конструкція ракет-носіїв* / В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова, Л.Д. Кучма, А.К. Линник, А.С. Макарова, Д.В. Майданюк, В.Ю. Шевцов; за ред. акад. С.М. Конюхова. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2007. – 5 04 с.

6. *Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов* / Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, 1982. – 352 с.

Поступила в редакцию 29.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Габринец, Днепрпетровский национальный университет, Днепрпетровск, Украина.

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ МАРШОВОЇ ДВИГУНОЇ УСТАНОВКИ НА УНІТАРНОМУ ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ НА ВЕРХНІХ СТУПЕНЯХ РАКЕТ-НОСІЇВ ЛЕГКОГО КЛАСУ

Д.В. Майданюк, С.Г. Бондаренко, А.М. Іванченко, Д.В.Павленко

Проведено порівняльний аналіз масової ефективності ракетної маршової рушійної установки на унітарному пастоподібному паливі, яка має можливість багатократного запуску і глибокого дроселювання. Розглянуті випадки відпрацювання імпульсів для різних схем зміни орбітальних параметрів руху в процесі виведення космічного апарата на середні орбіти і для відведення верхнього відпрацьованого ступеня у щільні шари атмосфери. Проведені розрахунки можуть бути використані у проектно-балістичному аналізі та при визначенні необхідних вимог і обмежень при складанні тактико-технічного завдання на розробку верхнього ступеня.

Ключові слова: ракета-носій, рушійна установка, унітарне пастоподібне паливо, верхній ступень, розгінний блок, орбітальні маневри.

THE ANALYSIS OF OPERATIONAL EFFECTIVENESS OF MAIN PROPULSION SYSTEM USING PASTELIKE MONOPROPELLANT IN UPPER STAGES OF LIGHTWEIGHT LAUNCH VEHICLES

D.V. Maidanuk, S.G. Bondarenko, A.N. Ivanchenko, D.V. Pavlenko

The authors carried out a comparative analysis of capabilities of a deep-throttled and a multiple-burn propulsion system burning a creamed monopropellant used as the main propulsion system. Momentum tryout processes are reviewed for various patterns of orbital motion parameter variation, including spacecraft insertion into middle Earth orbits and breaking to remove a burnout upper stage into the dense layers of the atmosphere. The analyses can be used for a design analysis and definition of essential requirements and constraints while developing a performance specification to design of upper stage.

Key words: launch vehicle, propulsion system, pastelike monopropellant, upper stage, multiple-burn orbital maneuvers.

Майданюк Дмитрій Вікторович – канд. техн. наук, доцент кафедри проектування и конструкций летательных аппаратов физико-технического факультета Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: d.maidanuk@mail.ru.

Бондаренко Сергей Григорьевич – канд. техн. наук, доцент, ведущий научный сотрудник Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: serg_bondarenko@mail.ru.

Іванченко Анатолій Николаевич – ведущий инженер-конструктор Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: ivanch_a@mail.ru.

Павленко Дмитрій Васильевич – младший научный сотрудник Днепрпетровского национального университета, Днепрпетровск, Украина, e-mail: dima777@ua.fm.