

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ СХЕМЫ ПОЛЁТА СТУПЕНИ С РАКЕТНО-ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ СПАСЕНИЯ НА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СРЕДНЕГО КЛАССА

© 2016 Ю. Л. Кузнецов, Д. С. Украинцев

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв

В статье на примере сконструированной по результатам баллистического проектирования кислородно-керосиновой двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса, аналогичной по своим энергомассовым характеристикам ракете-носителю «Falcon-9», рассмотрены возможные схемы полёта отделяющейся части первой ступени, оснащённой ракетно-динамической системой спасения. Приводятся результаты оценки изменения массы полезной нагрузки, выводимой ракетой-носителем на низкую околоземную орбиту, оценки изменения значения относительной массы системы спасения ракетного блока первой ступени и предельных значений аэродинамических и тепловых нагрузок ступени на участке спасения в зависимости от схемы полёта. Проведено сравнение значений относительной массы ракетно-динамической системы спасения в зависимости от схемы полёта со значением относительной массы системы спасения самолётного типа. Указаны достоинства ракетно-динамического способа по сравнению с самолётной схемой. Обоснована необходимость введения дополнительного тормозного импульса, обрабатываемого путём повторного включения маршевой двигательной установки ступени перед входом в плотные слои атмосферы с целью снижения аэродинамических и тепловых нагрузок на конструкцию. Показано, что ракетно-динамический способ спасения может быть реализован при приемлемых потерях в энергетике только с использованием промежуточной посадки на комплексе, расположенном по трассе полёта.

Многоразовая ракета-носитель, система спасения, ракетный блок первой ступени, ракетно-динамический манёвр.

Введение

Одним из наиболее важных эксплуатационных показателей ракеты-носителя (РН) как транспортного средства является удельная стоимость выведения полезной нагрузки (ПН) на целевую орбиту, напрямую зависящая от затрат на изготовление РН. Минимизация стоимости производства РН может быть достигнута путём рационального сочетания применяемых конструкционных материалов и технологий, а также оптимизации характеристик комплектующих изделий, например, снижения стоимости ДУ путём отказа от использования жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с высоким давлением в камере сгорания, понижения требований к точности комплекса командных приборов

за счёт комплексирования системы управления с навигационной аппаратурой потребителей и т.д. Однако, несмотря на большое количество попыток снизить стоимость запуска РН, уровень цен на транспортные космические услуги продолжает оставаться достаточно высоким, что существенно тормозит развитие космической деятельности.

Одним из путей решения данной проблемы является создание многоразовых ракетно-космических систем (МРКС), являющихся этапом эволюции средств выведения. Теоретически такие системы будут обладать эксплуатационными преимуществами перед одноразовыми РН за счёт сокращения удельной стоимости выведения, обеспечиваемой повторным

использованием материальной части и снижением экологической нагрузки на трассы запуска вследствие уменьшения или полного отсутствия районов падения отделяющихся частей.

Было сделано несколько попыток создания транспортных космических систем с элементами многоразовости, однако все они либо не были доведены до этапа штатной эксплуатации, либо не дали ожидаемого эффекта в плане снижения удельной стоимости выведения по сравнению с одноразовыми РН. Примером такой системы является американская МРКС «SpaceShuttle», эксплуатировавшаяся в период с 1981 по 2011 гг. При принятии решения о её разработке предполагалось, что система обеспечит радикальное (в разы) снижение удельной стоимости выведения. В значительной степени прогноз экономической эффективности МРКС базировался на предположении о том, что грузопоток на орбиту будет непрерывно увеличиваться, вследствие чего «SpaceShuttle» должен будет совершать до 50 полётов в год, доставляя на низкую орбиту не менее 800 т ПН и возвращая на Землю около 400 т с помощью многоразовой крылатой второй ступени – орбитального корабля.

Фактически грузопоток на околоземную орбиту стабилизировался на уровне, в несколько раз ниже предполагаемого, и при этом возможности «SpaceShuttle» по возвращению грузов на Землю практически не использовались. В результате по удельной стоимости выведения МРКС «SpaceShuttle» более чем в два раза превосходила одноразовые РН. Определённую роль в этом сыграло и большое количество одноразовых элементов на спасаемой первой ступени: носовой отсек, парашюты, ракетные двигатели твёрдого топлива (РДТТ) отделения, сверхзвуковая часть сопла маршевого двигателя и пр.

Одним из примеров является разработка эскизного проекта отечественной многоразовой ракеты космического назначения, проводившаяся ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в период

2012-2013 гг. по техническому заданию Роскосмоса. РН включала два многоразовых ракетных блока первой ступени, оснащённых системой спасения самолётного типа, обеспечивающей их непосредственное возвращение в район старта, и одноразовую вторую ступень. По результатам проектирования было установлено, что система возвращения практически в два раза увеличила массу конструкции первой ступени, существенно подняв её стоимость, а также потребовала обязательного применения (для компенсации потерь в энергетике РН) технологически сложной и дорогой в эксплуатации криогенной второй ступени. В результате удельная стоимость выведения МРКС оценивалась минимум в 1,7 раза выше, чем у одноразовых РН.

Опыт разработки МРКС первого поколения позволил определить проблемные вопросы создания и применения самолётной системы спасения ступеней РН, а также выявил необходимость поиска альтернативных средств и способов обеспечения многоразовости ускорителей первой ступени.

В настоящее время большого прогресса в создании частично многоразовых РН достигла американская компания «SpaceX». Разработанная ею концепция РН «Falcon-9» со спасаемой первой ступенью предполагает применение ракетно-динамической схемы спасения, включающей управляемый вход в атмосферу и вертикальную посадку на морскую платформу с помощью повторного включения части двигателей маршевой двигательной установки (ДУ). В перспективе рассматривается возможность непосредственной посадки первой ступени в районе старта путём совершения отделившейся ступенью манёвра возврата в вертикальной плоскости с использованием тяги маршевой ДУ, расходуемой на эти цели часть рабочего запаса топлива. Данная схема спасения является продолжением американских проектов, таких как РН «Delta Clipper» и «К-1», однако разработчики из «SpaceX» первыми довели РН с ракетно-

динамической системой спасения ступени до этапа полноценных лётных испытаний.

Очевидно, что установка ракетно-динамической системы спасения первой ступени, как и любой другой, приведёт к снижению энергетических возможностей РН, в том числе и из-за необходимости формирования таких параметров полёта на момент отделения ступени, которые обеспечат приемлемые условия нагружения конструкции ступени при входе в атмосферу.

С этой точки зрения возникает необходимость оценки энергетических затрат, определяемых потерями ПН, на совершение различных вариантов ракетно-динамического манёвра, включая непосредственное (без промежуточной посадки) возвращение ступени в район старта, а также уровня предельных нагрузок, действующих на конструкцию ступени на участке спасения.

Ракета-носитель среднего класса

При проведении сравнительной оценки энергетических затрат в качестве эталона использовалась скомпонованная по результатам баллистического проектирования одноразовая кислородно-керосиновая двухступенчатая РН среднего класса. По основным конструктивно-компоновочным решениям она аналогична РН «Falcon-9» и предусматривает применение блока баков с совмещёнными днищами, многодвигательной ДУ первой ступени на базе ЖРД открытой схемы с низким давлением в камере сгорания. На первой ступени установлены 9 ЖРД с земным соплом и тягой по 66,7 т, на второй ступени – один ЖРД с высотным соплом с тягой в пустоте 80 т и удельной тягой 337 с.

Общий вид РН среднего класса в вариантах со спасаемым и неспасаемым ракетным блоком первой ступени приведён на рис. 1. Массовая сводка одноразового варианта РН представлена в табл. 1.

Система спасения первой ступени включает следующие агрегаты:

- реактивную систему управления (PCY), работающую на «холодном» газе, запас которого хранится в шар-баллонах высокого давления. Конструктивно PCY располагается в верхней части ступени в районе переходного отсека. PCY используется для стабилизации ступени на безатмосферном участке полёта, обеспечения ориентированного (ДУ вперёд по полёту) входа в атмосферу и угловой стабилизации ступени до момента посадки;

- маршевую ДУ, доработанную в части обеспечения возможности повторного включения на участке спасения от одного до четырёх двигателей. Необходимый для работы ДУ запас топлива формируется за счёт соответствующего уменьшения рабочего запаса топлива, расходуемого на участке выведения;

- складывающиеся решётчатые аэродинамические рули, расположенные в переходном отсеке и обеспечивающие совместно с PCY стабилизацию и управление ступени на участке спасения;

- четыре посадочные опоры, изготовленные из углепластика. В убранном положении опоры располагаются вдоль корпуса ступени и защищают от аэродинамического нагрева приводы, обеспечивающие их раскрытие и амортизацию при посадке.

Массовые характеристики системы спасения приведены в табл. 2.

Схемы полёта одноразовой РН и вариантов РН со спасаемой первой ступенью приведены на рис. 2, а обобщённые результаты оценки влияния схемы спасения первой ступени на энергомассовые характеристики РН приведены на рис. 3. Все варианты РН комплектуются головным обтекателем массой 2350 кг, сброс которого производится на 30-40 с полёта второй ступени при конвективном тепловом потоке менее 1135 Вт/м².

С целью обеспечения идентичности условий применения спроектированного варианта РН и РН «Falcon-9», оценка энергетических характеристик проводи-

лась для варианта запуска с космодрома «Канаверал» на низкую околоземную орбиту (НОО) высотой 200 км и наклонением 28°.

При принятом комплексе расчётных условий одноразовый вариант РН выводит на НОО ПН массой 13,4 т.

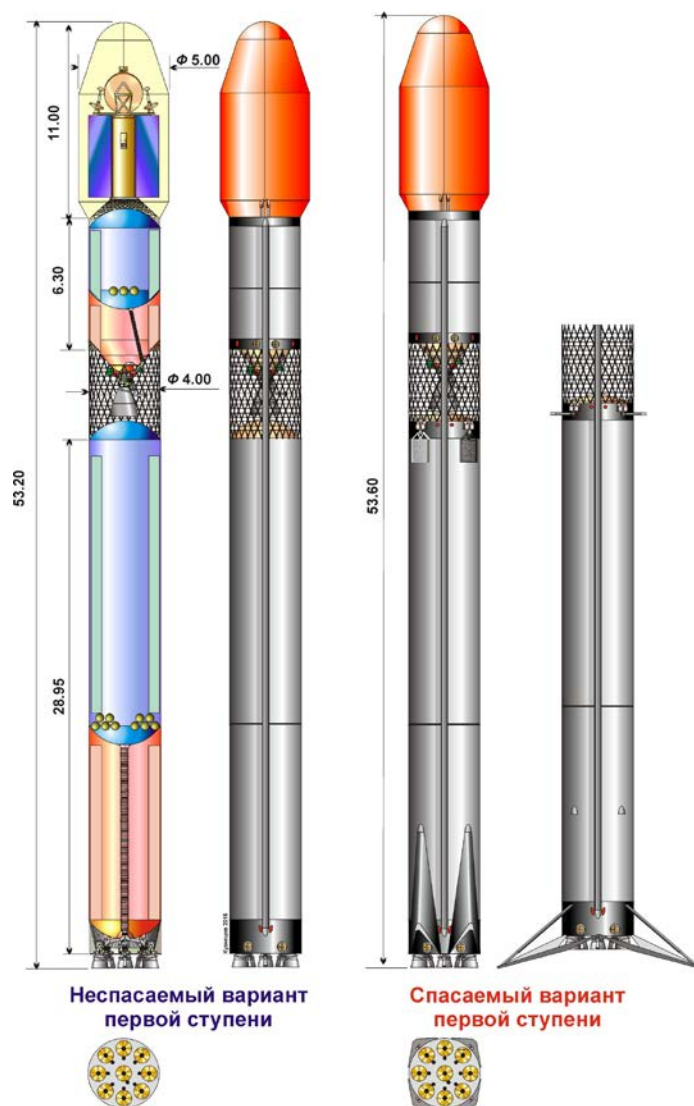


Рис. 1. Общий вид вариантов РН среднего класса

Таблица 1. Массовая сводка одноразового варианта РН

| Параметр | Первая ступень | Вторая ступень |
|--|----------------|----------------|
| Конструкция, т | 23.50 | 6.12 |
| Рабочий запас топлива, т | 358.49 | 90.45 |
| Остатки компонентов ракетного топлива на момент отделения, т | 5.38 | 1.36 |
| Травление, т | 0.07 | 0.03 |
| Стартовая масса ступени, т | 387.44 | 97.96 |

Таблица 2. Массовые характеристики системы спасения

| Параметр | Установочная масса, кг |
|--|----------------------------|
| Посадочные опоры с приводами | 2500 |
| Аэродинамические рули с приводами | 300 |
| РСУ с запасом топлива | 100+150 |
| Запас топлива, расходуемый маршевым двигателем | Определяется схемой полёта |

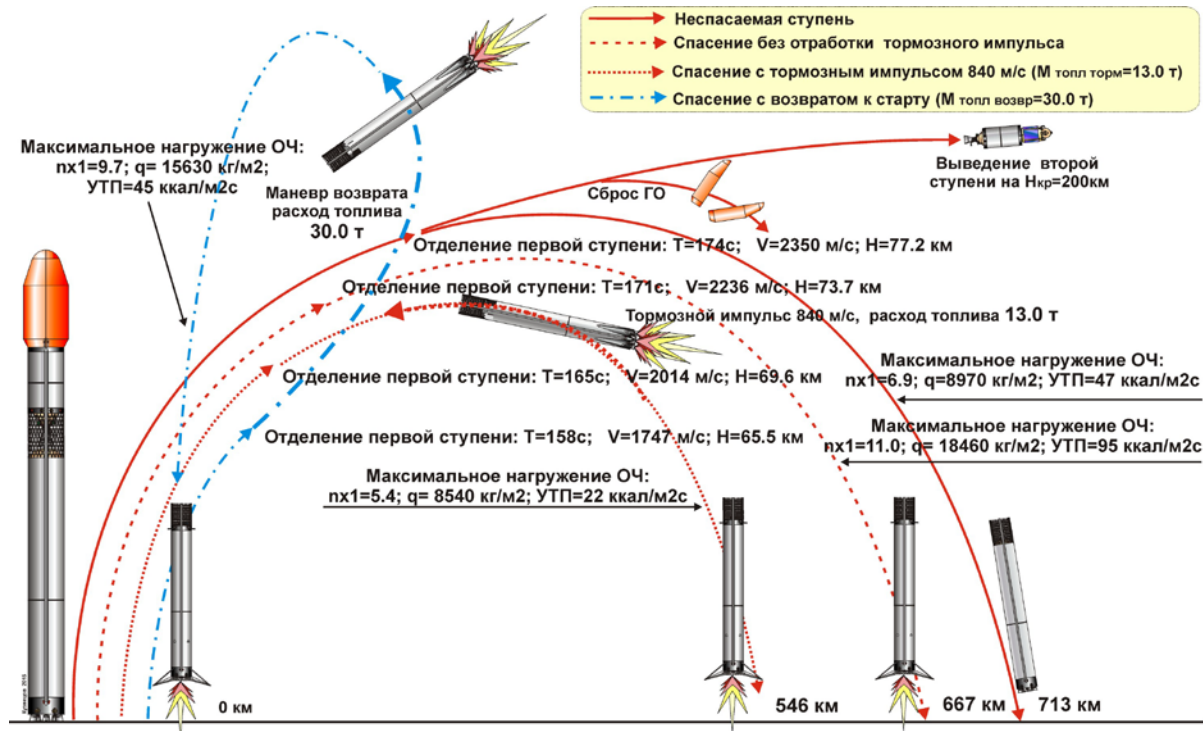


Рис. 2. Схемы полёта одноразового и спасаемого вариантов РН

Варианты схемы спасения

Для РН со спасаемой первой ступенью были рассмотрены три варианта схемы полёта отделившейся ступени.

Вариант №1. Схема спасения с минимальным количеством повторных включений ДУ, которая предусматривает пассивный полёт первой ступени по баллистической траектории после отделения от РН, в процессе которого РСУ стабилизирует ступень под углом атаки 180°, т.е. в положении «ДУ вперёд по полёту», аэродинамическое торможение в атмосфере с постоянным углом атаки и приземление на морскую платформу с помощью одного, центрально расположенного ЖРД с регулируемой тягой, обеспечивающего обнуление вертикальной скорости снижения. Посадочное торможение начинается на высоте 2 км и относительной скорости 220 м/с, в процессе которого расходуется 4,4 т топлива (соответственно на столько же должен быть уменьшен запас топлива, расходуемый ДУ на участке выведения). Раскрытие посадочных опор производится непосредственно перед посадкой. Суммарная масса системы спасе-

ния, включающая расходуемые запасы топлива и газов, составляет 7,45 т, или 32 % от массы конструкции одноразовой ступени. В целом установка системы спасения уменьшает массу ПН, выводимой на НОО на 8,6%. Как видно из рис. 2, вход в атмосферу отделившейся части первой ступени, ориентированной в положение минимального лобового сопротивления, а также увеличение на 1/3 её массы приводит к более чем двукратному возрастанию аэротермодинамических нагрузок по сравнению с одноразовой ступенью. Последняя, вследствие неуправляемого вращения, имеет более высокий интегральный коэффициент силы лобового сопротивления, а её стабилизация на балансирующем угле атаки происходит уже в процессе торможения в атмосфере. Увеличение конвективных тепловых потоков, действующих на конструкцию сопла ЖРД, ставит проблему их снижения с целью сохранения работоспособности ДУ. Это может быть обеспечено установкой специальных защитных устройств, но существуют и другие способы.

Вариант №2. С учётом того, что конвективный тепловой поток пропорционален относительной скорости полёта в степени 3,15, на РН «Falcon-9» был реализован способ защиты конструкции ДУ, основанный на уменьшении скорости полёта ступени до входа в плотные слои атмосферы. Как следует из описания схемы полёта спасаемой ступени РН «Falcon-9» [1], её маршевая ДУ первый раз включается на высоте 70 км и обеспечивает снижение скорости полёта с 2000 до 1200 м/с, т.е. на 40 %. При этом дополнительно расходуется 13,20 т топлива, а потери в энергетике РН увеличиваются с 9 до 23 %. Однако, как видно из данных, приведённых на рис. 3, торможение позволяет более, чем в 4,3 раза, уменьшить макси-

мальную величину теплового нагружения конструкции сопел ДУ и в два раза снизить скоростной напор. Необходимость столь радикального снижения уровня тепловых нагрузок, действующих на сопло неработающего двигателя, свидетельствует о том, что даже для достаточно простого ЖРД открытой схемы типа «Merlin», установленного на РН «Falcon-9», вопросы теплозащиты его конструкции являются критическими для выбора рациональной схемы спасения. Следует также отметить, что относительная масса системы спасения по второму варианту, составляющая 88 % от массы одноразовой ступени, соизмерима с относительной массой самолётной системы спасения, составляющей 90-100 %.

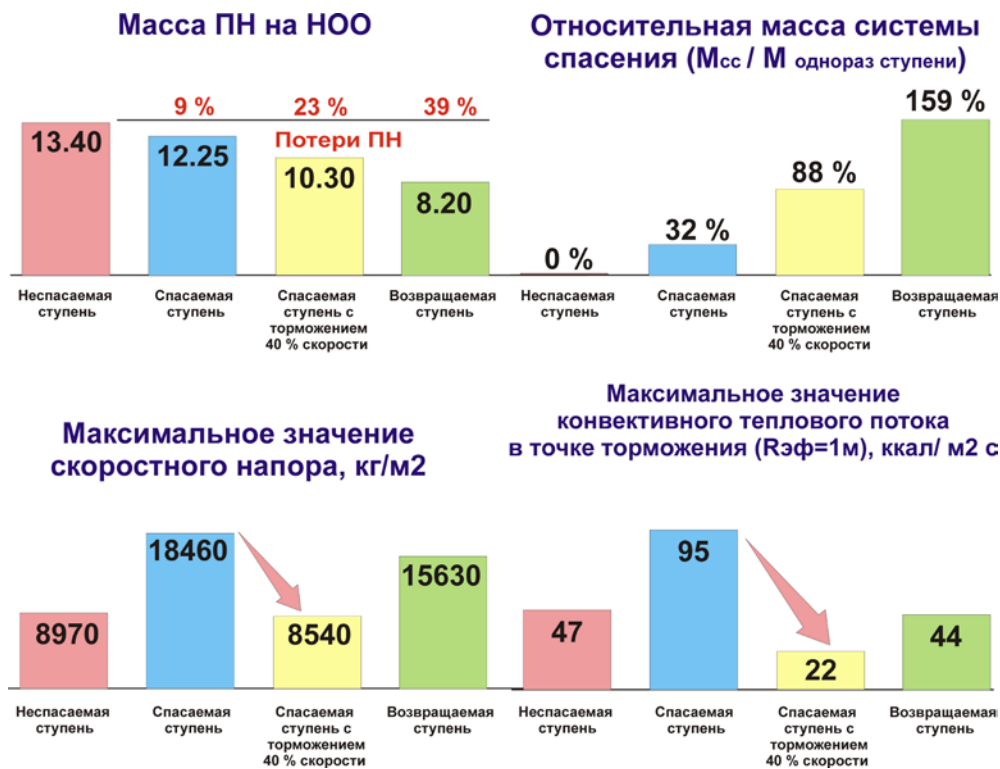


Рис. 3. Влияние схемы полёта первой ступени на энергомассовые характеристики РН

Вариант №3. Если рассматривать возможность применения РН концепции «Falcon-9» для запуска ПН с отечественных высокоширотных космодромов, то возникают дополнительные проблемы, связанные, например, с обеспечением безаварийной посадки ступени в акватории Северного ледовитого океана в зимнее

время. В этом случае единственным способом спасения является выполнение отделившейся ступенью ракетно-динамического манёвра в вертикальной плоскости, заканчивающегося посадкой в районе старта. Как показали расчёты, такой манёвр имеет две особенности. Во-первых, он должен начинаться непосред-

ственно после отделения от РН, поскольку каждую секунду ступень удаляется от старта на полтора километра. Очевидно, что для быстрого разворота и стабилизации отделившейся ступени с остатками топлива под углом атаки 110° , необходимого для выполнения манёвра возврата, мощности РСУ (для ступени массой 66 т) явно недостаточно. Поэтому в состав системы спасения должны быть введены РДТТ разворота и останова. Во-вторых, манёвр возврата требует значительного (29,7 т) расхода топлива, вследствие чего для минимизации потерь характеристической скорости при отработке импульса должны быть использованы четыре из девяти двигателей ДУ. Приведённые на рис. 3 результаты расчётов показывают, что относительная масса системы спасения при совершении ракетно-динамического манёвра возврата более, чем в 1,5 раза, превышает массу самолётной системы спасения. Кроме этого, по сравнению со схемой спасения по второму варианту, несмотря на меньшую скорость возрастают аэротермодинамические нагрузки, что объясняется более крутой траекторией входа ступени в атмосферу после совершения манёвра возврата.

Заключение

Выполненный анализ влияния вариантов схемы посадки первой ступени с ракетно-динамической системой спасения на изменение энергетических характеристик двухступенчатой РН позволяет сделать следующие выводы.

1. Ракетно-динамический способ спасения может быть реализован при приемлемых потерях в энергетике только с использованием промежуточной посадки

на комплексе, расположенном по трассе полёта, что накладывает определённые ограничения на эксплуатацию трасс запуска, проходящих через акваторию. Даже в этом случае по затратам энергетики РН ракетно-динамический способ спасения отделившейся части первой ступени соизмерим с самолётной схемой спасения.

2. Достоинством ракетно-динамического способа по сравнению с самолётной схемой спасения является относительная простота конструкции, поскольку большая часть массы системы спасения представляет собой запас топлива для работы маршевой ДУ.

3. Спасение первой ступени является наиболее простой из задач по многократному использованию элементов ракет космического назначения в связи с относительно невысокими скоростями полёта спасаемого объекта (порядка 2000 м/с) и умеренными тепловыми потоками. Возможность практической реализации ракетно-динамического способа спасения второй ступени РН [2] вызывает определённые сомнения вследствие проблем с обеспечением предлагаемой схемой ориентации ступени: «блоком баков вперёд». Очевидно, что отделившаяся ступень с пустыми баками и тяжёлой ДУ может сбалансироваться при полёте в атмосфере только в одном единственном положении «ДУ вперёд». Поэтому сохранение ступени потребует установки защитного экрана ДУ, нанесения тяжёлого теплозащитного покрытия на весь блок баков, а также оснащения ступени РСУ с большим запасом топлива, балансировочными щитками с приводами и другими агрегатами, что может отрицательным образом отразиться на энергетике РН.

Библиографический список

1. Чёрный И. Вперёдсмотрящий в точке Лагранжа // Новости космонавтики. 2015. №4 (387). С. 33-37.
2. <http://SpaceX.com> – официальный сайт компании «SpaceX».

Информация об авторах

Кузнецов Юрий Леонидович, доктор технических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник, Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королёв. E-mail: KuznetsovU.L.@gmail.com. Область научных интересов: проектно-поисковые и системные исследования средств выведения.

Украинцев Дмитрий Сергеевич, инженер, Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», г. Королёв. E-mail: ukraintsev.dima@gmail.com. Область научных интересов: проектно-поисковые и системные исследования средств выведения.

ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF THE SCHEME OF FLIGHT OF THE STAGE WITH A REACTIVE RECOVERY SYSTEM ON THE ENERGY CHARACTERISTICS OF A TWO-STAGE MEDIUM CLASS LAUNCH VEHICLE

© 2016 U. L. Kuznetsov, D. S. Ukraintsev

Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation

The paper presents various schemes of flight of a separated part of the first stage, equipped with the reactive recovery system taking a two-stage oxygen-kerosene medium class launch vehicle assembled on the basis of the results of ballistic design and similar to the "Falcon-9" launcher in its power mass characteristics. The results of assessing the change in the payload mass placed into the low-earth orbit by the launcher, estimating the change in the value of the mass ratio of the first-stage recovery system and limit values of aerodynamic and heat loads of the first stage in the phase of recovery depending on the flight scheme are presented. The values of the mass ratio of the recovery system depending on the flight scheme are compared with that of the mass ratio of an aircraft-type recovery system. The advantages of the reactive recovery system in comparison with the aircraft-type recovery system are pointed out. The necessity of using an additional retroburn by restarting the service propulsion system of the stage prior to the re-entry with the aim of reducing aerodynamic and heat loads. It is shown that the reactive way of recovery can be implemented with acceptable energy losses only by making an intermediate landing on the complex located along the flight course.

Reusable launch vehicle, recovery system, first stage, reactive maneuver.

References

1. Cherny I. Lookout at the libration point // *Novosti Kosmonavтики*. 2015. No. 4 (387). P. 33-37. (In Russ).
2. <http://SpaceX.com> – «Space X» official website.

About the authors

Kuznetsov Uriy Leonidovich, Doctor of Science (Engineering), senior research associate, Senior Research Scientist, Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation. E-mail: KuznetsovU.L.@gmail.com. Area of Research: design search and system researches of space transportation systems.

Ukraintsev Dmitry Sergeevich, engineer, Central Research Institute for Machine Building, Korolyov, Russian Federation. E-mail: ukraintsev.dima@gmail.com. Area of Research: design search and system researches of space transportation systems.

Citation: Kuznetsov U.L., Ukraintsev D.S. Analysis of the influence of the scheme of flight of the stage with a reactive recovery system on the energy characteristics of a two-stage medium class launch vehicle. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2016. V. 15, no. 1. P. 73-80. DOI: 10.18287/2412-7329-2016-15-1-73-80