

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УДЕЛЬНОЙ СТОИМОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА НА ЦЕЛЕВУЮ ОРБИТУ С ПОМОЩЬЮ РАЗГОННОГО БЛОКА МНОГОКРАТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Игорь Николаевич БОРОВИК родился в 1982 г. в городе Байконуре. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области проектирования и конструкции космических ракетных двигателей. Автор одной научной работы.

Igor N. BOROVIK, was born in 1982, in Baikonur. He is a Postgraduate Student at the MAI. His research interests are in design and structure of space jet engines. He has published one technical paper.

В работе с помощью разработанной модели выполнен анализ удельной стоимости выведения полезной нагрузки на геопереходную орбиту с помощью разгонного блока. На основе разработанной модели стоимости определены условия целесообразности разработки и эксплуатации космических разгонных блоков многократного использования. За основу транспортных операций взят переход с низкой околоземной орбиты 200 км на геопереходную орбиту. Сформулированы основные требования к выбору основных проектных параметров двигательной установки разгонного блока многократного использования.

Сокращения

ГПО — геопереходная орбита
 ГСО — геостационарная орбита
 ДУ — двигательная установка
 ЖРД — жидкостный ракетный двигатель
 КА — космический аппарат
 МРБ — многоразовый разгонный блок
 ОЗС — орбитальная заправочная станция
 ОРБ — одноразовый разгонный блок
 РБ — разгонный блок
 РН — ракета-носитель

Введение

Использование разгонных блоков стало ключевым элементом всей космической транспортной инфраструктуры. Для транспортировки КА на ГСО и другие высокоэнергетические орбиты наиболее предпочтительно использование кислородно-водородных РБ. В настоящее время кислородно-водородными РБ обладают четыре страны: США, Япония, Индия, Россия и ЕС. В ряду уже существующих кислородно-водородных ЖРД присутствуют все возможные схемы: открытая, закрытая и безгенераторная. Наиболее перспективной среди этих схем является безгенераторная схема. Хотя она и несколько уступает закрытой по энергетике из-за ограниченности давления в камере по балансу мощностей и открытой по степени теоретической и практической проработке, но превосходит их обеих по надежности и дешевизне отработки и производства.

Одним из главных недостатков всех кислородно-водородных РБ является высокая стоимость доставки единицы массы полезного груза на целевую орбиту. И связано это, прежде всего, с большими затратами на производство и отработку кислородно-водородных ДУ. Одним из путей снижения этой стоимости является переход к использованию многоразовых разгонных блоков космического базирования с возможностью дозаправки на орбите. Применение таких РБ является предпочтительным средством снижения суммарных затрат на выполнение всей программы транспортировки. Помимо этого, одним из главных преимуществ применения МРБ перед ОРБ будет существенное сокращение количества объектов космического мусора на орбите захоронения вблизи ГСО и на низких и эллиптических орбитах.

Постановка задачи

Основным критерием выбора между ОРБ и МРБ является величина суммарных затрат на выполнение программы, т. е. произведение удельной стоимости и суммарной массы выведенного полезного груза. Но так как величины грузопотока для корректного сравнения должны быть равными, то основным критерием сравнения ОРБ и МРБ будет удельная стоимость выведения полезного груза при равном суммарном грузопотоке.

Для создания конкурентоспособного МРБ необходимо еще на ранних этапах проектирования определить требования к его ДУ, обеспечивающие

меньшую удельную стоимость выведения по сравнению с ОРБ.

Для выбора требований необходимо создание модели, позволяющей проанализировать влияние основных проектных параметров на удельную стоимость. Т. е. для определения оптимальных по удельной стоимости требований к ДУ необходимо знать, как влияет изменение основных проектных параметров ДУ на удельную стоимость выведения.

К основным проектным параметрам ДУ РБ относятся:

- коэффициент избытка окислителя;
- давление в камере сгорания;
- расход в камеру сгорания;
- степень расширения сопла.

Кроме основных проектных параметров, модель должна учитывать:

- величину потребной характеристической скорости наиболее часто совершаемого межорбитального перехода;
- высоту начальной (или базовой) орбиты;
- стартовую массу РБ на начальной орбите;
- суммарный грузопоток за все время программы космической транспортировки;
- количество МРБ, задействованных в программе транспортировки.

Учет вышеперечисленных факторов позволит выбрать требования для ДУ МРБ, специализированного под конкретную задачу. Проектирование МРБ, предназначенного для широкого спектра задач и способного конкурировать с ОРБ по массе полезного груза, доставляемого на высокоэнергетические орбиты, практически нецелесообразно на данном уровне космического двигателестроения.

Для решения поставленной задачи была разработана математическая модель.

Математическая модель

В разработанной модели расчет удельной стоимости производится в несколько этапов.

На первом этапе интерполируются данные термодинамических расчетов [7] и по методике, изложенной в [7], и по основным проектным параметрам ЖРД определяются потери удельного импульса в сопле. Принимая потери в камере сгорания равными $\varphi_{\text{кам}} = 0,985$, находим коэффициент потери

удельного импульса $\varphi_{\text{уи}} = \varphi_{\text{кам}} \cdot \varphi_{\text{сопла}}$ как произведение коэффициента потерь в камере сгорания и коэффициента потерь в сопле и далее находится действительное значение удельного импульса.

На втором этапе по данным, полученным на первом этапе, и по зависимостям, изложенным в [1], рассчитывается масса ЖРД. Далее с учетом

результатов баллистического расчета вычисляются потребная масса топлива, сухая масса РБ и масса полезного груза.

На третьем этапе по известной массе топлива, сухой массе РБ и массе полезного груза рассчитываются стоимости потребного запаса топлива, производства и разработки РБ и стоимость выведения полезного груза на целевую орбиту. И, наконец, по известному суммарному грузопотоку за всю программу космической транспортировки вычисляется удельная стоимость выведения полезного груза на целевую орбиту.

Модель позволяет проанализировать влияние основных проектных параметров ДУ РБ на удельную стоимость выведения как для МРБ, так и для ОРБ (как для частного случая МРБ). Причем расчет может вестись как в прямом, так и в обратном направлении, т. е. по известному значению удельной стоимости решается обратная задача с учетом косвенных факторов и вычисляются удовлетворяющие ему значения основных проектных параметров.

В основу модели положены:

- методика расчета массовых характеристик РБ, подробно изложенная в [1];
- методика оценки стоимости разработки и производства космической техники, в которой, по статистическим зависимостям, определяется стоимость разработки и производства ДУ и РБ [2].

На рис. 1 представлена блок-схема структуры математической модели.

В общем виде в используемых стоимостных зависимостях стоимость производства и стоимость разработки представляют собой степенную функцию от массы, в которой показатель степени и коэффициенты являются аппроксимационными.

Стоимость производства кислородно-водородной ДУ [2]

$$F_{\text{EL}} = 5,16 \cdot M_{\text{ДУ}}^{0,45} \cdot f_4(n), \quad (1)$$

где $M_{\text{ДУ}}$ — масса двигательной установки;
 $f_4(n) = n^{-0,168}$ — фактор снижения затрат при массовом производстве n двигателей.

Стоимость производства конструкции кислородно-водородного РБ [2]

$$F_{\text{VP}} = 1,3 \cdot M_{\text{РБ}}^{0,65} \cdot f_4(n), \quad (2)$$

где $M_{\text{ДУ}}$ — масса двигательной установки;
 $f_4(n) = n^{-0,168}$ — фактор снижения затрат при массовом производстве n разгонных блоков [2].

Потребное число разгонных блоков и двигателей к ним равно

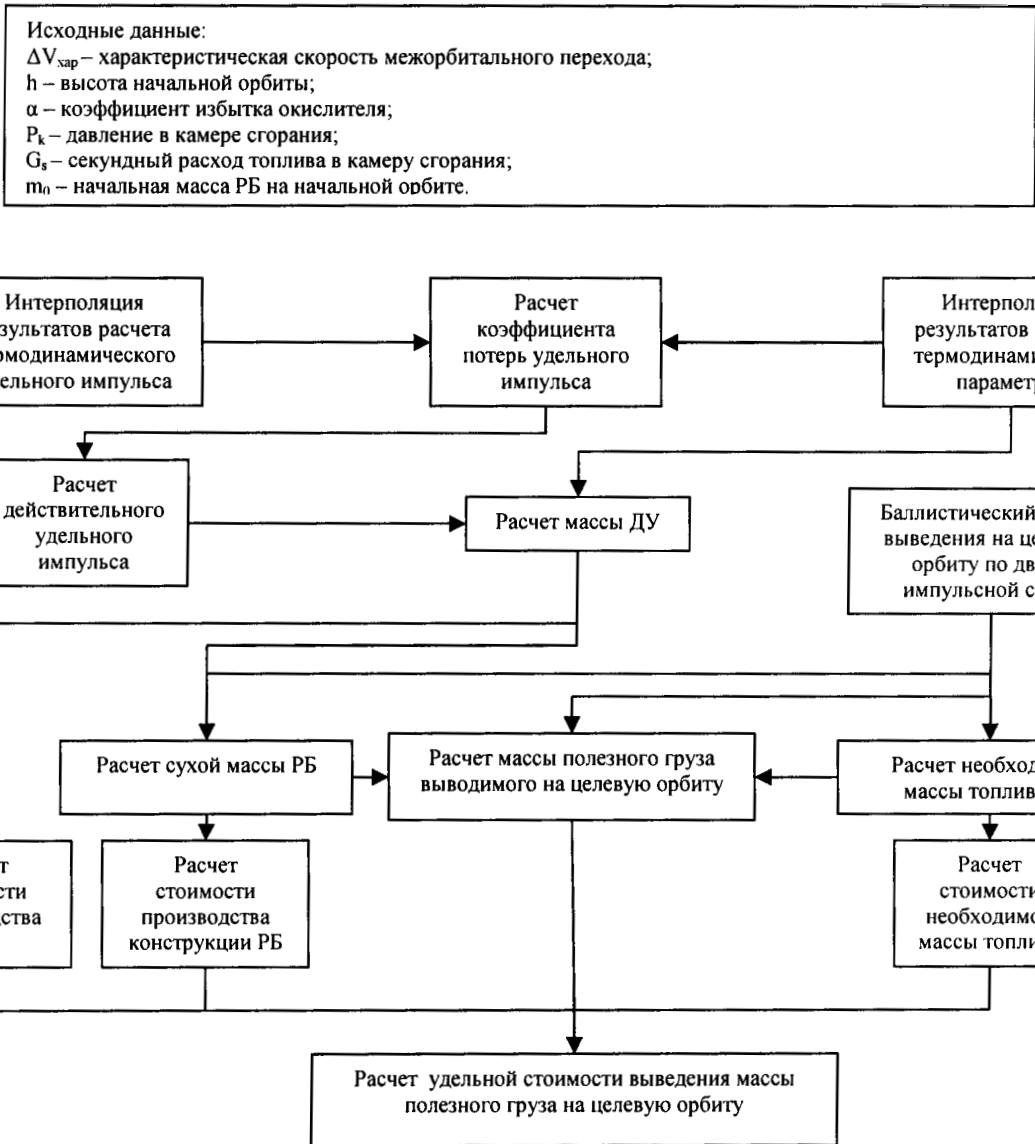


Рис. 1. Блок-схема структуры математической модели

$$n = \frac{m_{п.г\Sigma}}{m_{п.г}}, \quad (3)$$

где $m_{п.г\Sigma}$ – суммарный грузопоток на целевую орбиту за все время реализации программы космической транспортировки; $m_{п.г}$ – масса полезного груза, доставляемая на целевую орбиту за один полет.

Единицы в формулах (1) и (2) – человеко-год. Для перевода в любую денежную валюту необходимо результат умножить на стоимость одного человекогода для данной страны. Для России стоимость человекогода была принята равной 100000 долларов США [2].

Стоимость производства кислородно-водородного РБ [2]

$$C_F = f_0 \cdot (F_{VP} + F_E) \cdot f_8, \quad (4)$$

где $f_0 = 1,04$ – фактор сложности интеграции систем, зависящий от количества модулей. В данном случае РБ представляет собой единый модуль;

$f_8 = 2,11$ – фактор продуктивности производства. Значение взято для России.

Удельная стоимость выведения КА на целевую орбиту

$$\bar{C}_F = \frac{1}{m_{п.г}} \times (C_F + \bar{C}_{H_2+O_2} m_{топлива} + \bar{C}_{200} m_{топлива} + \bar{C}_{200} m_{РБсух}),$$

где C_F – стоимость производства кислородно-водородного РБ;

$\bar{C}_{H_2+O_2}$ – стоимость топлива;

\bar{C}_{200} — стоимость доставки полезного груза на орбиту 200 км. Данные взяты из работы [6];

$m_{РБсух}$ — масса сухого РБ.

Для расчета удельной стоимости выведения на целевую орбиту с помощью МРБ необходимо внести некоторые изменения, так как требуемое количество МРБ для реализации программы транспортировки (вывода заданной суммарной массы полезного груза) значительно меньше по сравнению с ОРБ. В данном расчете количество МРБ, требуемое для реализации программы (парк), взято равным двум. Для более корректного расчета необходимо находить требуемое количество МРБ с учетом заданного уровня надежности и ресурса, но в рассматриваемом варианте модели пока этого нет.

С учетом высказанного фактор снижения затрат на производство будет равен

$$f_{4_{МРБ}} = 2^{-0,074}, \quad f_{4_{МРБ}} = 0,89.$$

Удельная стоимость выведения с помощью МРБ будет равна

$$\begin{aligned} \bar{C}_{F_{МРБ}} = & \frac{1}{m_{п.г}} \left(C_{F_{МРБ}} \cdot N_{МРБ} \cdot \frac{m_{п.г}}{m_{п.г\Sigma}} + \right. \\ & + \bar{C}_{H_2+O_2} \cdot m_{топлива_{МРБ}} + \bar{C}_{200} \cdot m_{топлива_{МРБ}} + \\ & \left. + \bar{C}_{200} \cdot m_{МРБсух} \cdot N_{парк} \cdot \frac{m_{п.г}}{m_{п.г\Sigma}} \right), \end{aligned}$$

где $N_{МРБ}$ — количество МРБ в парке.

Зависимости для удельной стоимости с индексом МРБ являются идентичными зависимостям для ОРБ. Погрешность стоимостных зависимостей для ОРБ около 10% [2].

Полученная модель позволяет проследить влияние изменения каждого из основных проектных параметров РБ и ДУ на величину массы ЖРД, сухой массы РБ, массы полезного груза, стоимости разработки РБ и ДУ, стоимости производства РБ и ДУ и величину удельной стоимости выведения КА на целевую орбиту. Погрешность вычислений каждой из перечисленных величин была определена по известным статистическим данным и составила не более 7%.

Анализ данных влияний позволяет сделать предварительные выводы по определению требований к оптимальной ДУ РБ, по критерию минимальной удельной стоимости выведения. При этом в модели не учитываются затраты на разработку, производство и эксплуатацию на орбите ОЗС и утилизацию отработавших ОРБ из-за отсутствия

для этого каких-либо объективных стоимостных оценок.

Определение минимального суммарного грузопотока

Как уже говорилось ранее, создание МБР будет оправданно, только если его использование приведет к снижению суммарных затрат на реализацию программы космической транспортировки. На рис. 2 показаны зависимости удельной стоимости выведения на целевую орбиту с помощью МРБ и ОРБ от суммарного грузопотока. Характеристическая скорость межорбитального перехода принята равной 1900 м/с. В качестве ДУ (для МРБ и ОРБ) выбран РД-0146 разработки КБХА (Воронеж) с базовыми характеристиками: тяга 98100 Н, удельный импульс 4527 м/с, степень расширения сопла по площадям $F = 185$, соотношение компонентов $K_m = 5,9$, давление в камере сгорания $P_k = 8,08$ МПа.

Из рис. 2 видно, что при суммарном грузопотоке более 250 т применение МРБ становится экономически более выгодным.

Стоит также отметить, что при более высоких значениях характеристической скорости перехода кривая удельной стоимости МБР даже не пересекает кривую ОРБ. Этот случай для тех же условий, но для скорости 3900 м/с проиллюстрирован на рис. 3.

Одним из важнейших преимуществ МРБ перед ОРБ является то, что после выведения КА МРБ возвращается на орбиту базирования для дальнейшего использования. ОРБ же после выведения запитывается или уводится на орбиту хранения и становится объектом космического мусора.

В недалеком будущем отработавшие разгонные блоки будут представлять реальную угрозу для вновь выводимых КА. Поэтому при расчете удельной стоимости выведения с помощью ОРБ необходимо учитывать не только затраты на доставку КА на целевую орбиту, но и затраты на утилизацию отработавшего ОРБ. В данном исследовании эти затраты не учитывались ввиду отсутствия каких-либо объективных оценок стоимости решения этой проблемы в будущем.

Для анализа влияния изменения параметров ДУ на удельную стоимость выведения в качестве определяющего значения удельного грузопотока было принято 300 тонн, полученное из графика на рис. 2. В случае учета таких факторов, как стоимость утилизации ОРБ, разработка, запуск и эксплуатация на орбите ОЗС, техническое обслуживание на орбите МРБ, эта величина может существенно измениться в меньшую сторону и требует отдельного исследования.

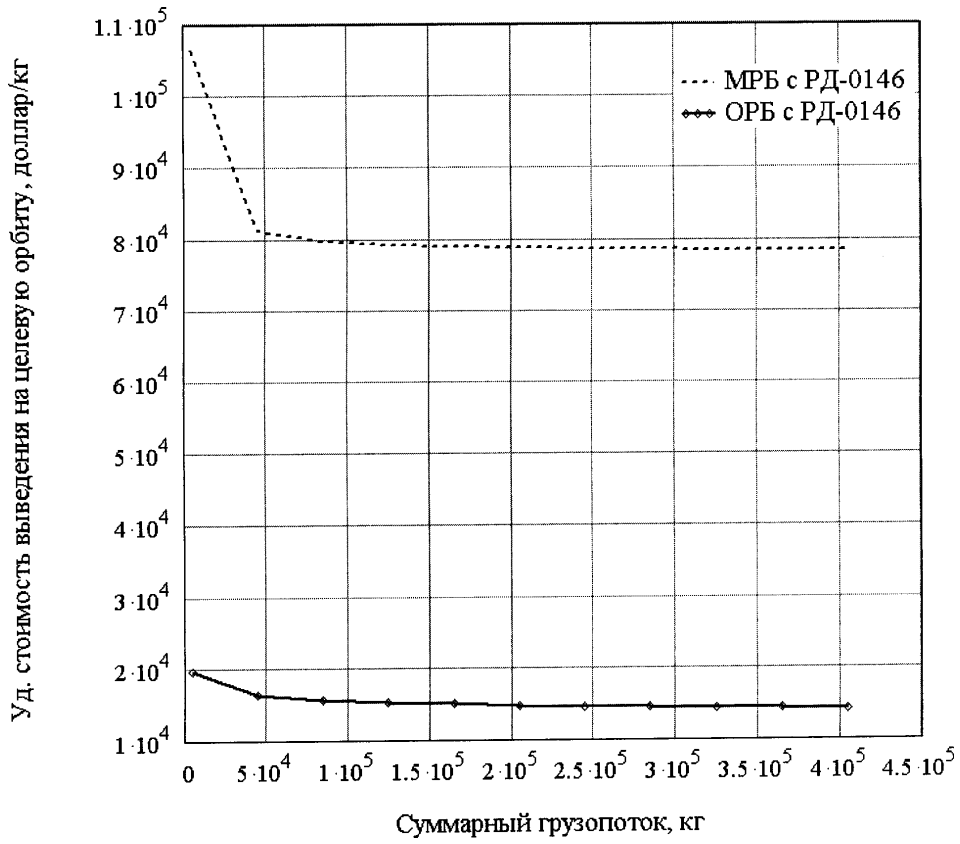


Рис. 2. Зависимость удельной стоимости выведения от суммарного грузопотока: $\Delta V = 2900$ м/с; $m_{п.г} = 6100$ кг

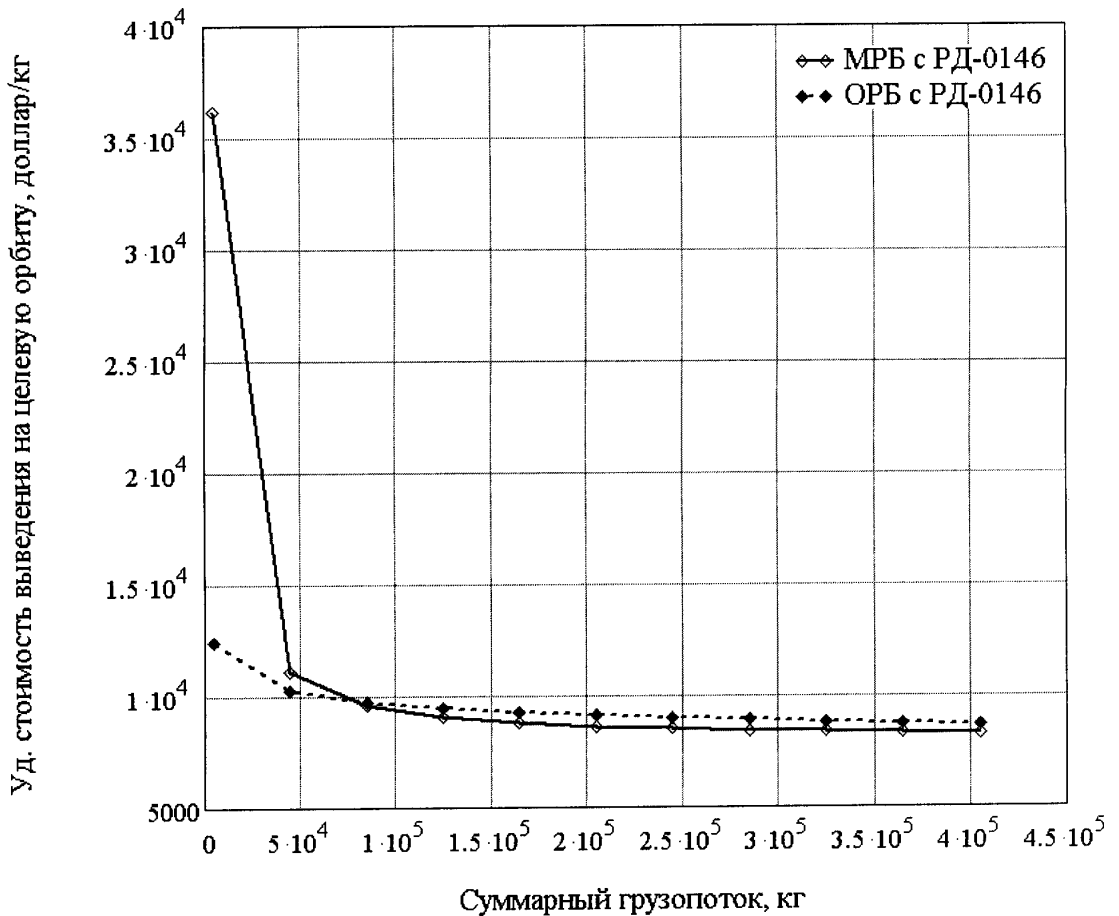


Рис. 3. Зависимость удельной стоимости выведения от суммарного грузопотока: $\Delta V = 3900$ м/с; $m_{п.г} = 1100$ кг

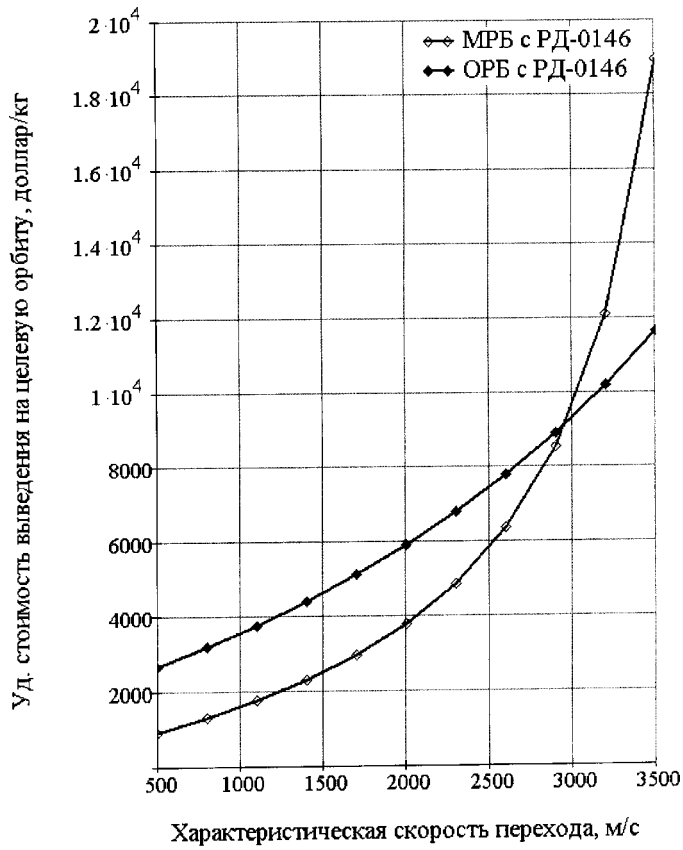


Рис. 4. Зависимость удельной стоимости выведения от характеристической скорости межорбитального перехода при суммарном грузопотоке $m_{п.г\Sigma} = 300$ т

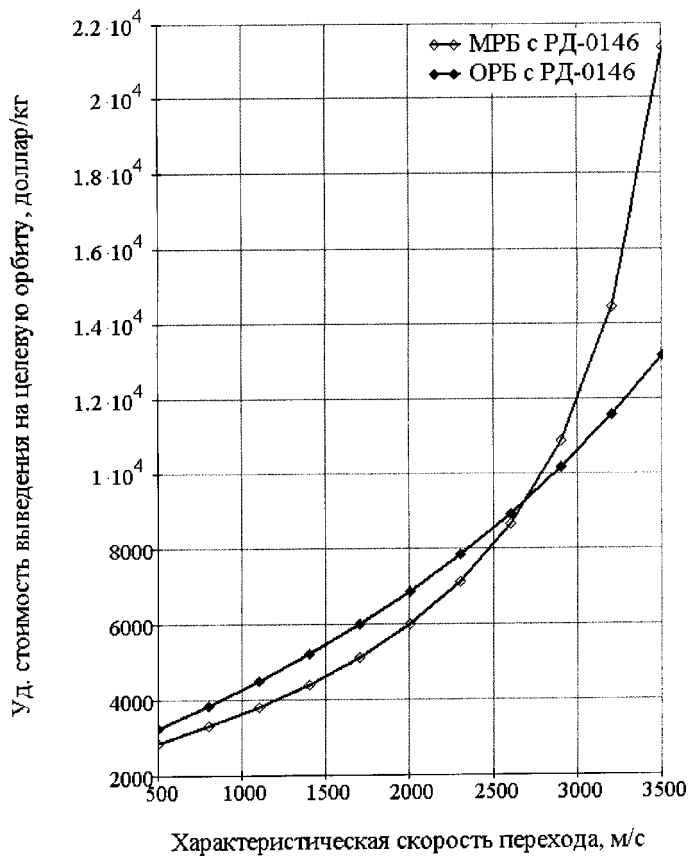


Рис. 5. Зависимость удельной стоимости выведения от характеристической скорости межорбитального перехода при суммарном грузопотоке $m_{п.г\Sigma} = 50$ т

На рис. 4 и 5 показана зависимость удельной стоимости выведения от характеристической скорости межорбитального перехода на целевую орбиту в один конец. Чем меньшей величина суммарного грузопотока, тем меньше разница удельной стоимости выведения МРБ и ОРБ. Но при значении характеристической скорости межорбитального перехода более 2500 м/с удельная стоимость выведения резко возрастает и применение МРБ становится невыгодно.

Аналогичным образом модель позволяет проанализировать влияние основных и второстепенных параметров на удельную стоимость выведения с помощью МРБ или ОРБ и найти их оптимальные значения для различных компонентов топлива и схем двигательных установок. Результаты этого анализа привести в рамках данной статьи не представляется возможным из-за большого количества полученных данных.

В дальнейшем планируется ввести в модель расчет стоимости утилизации отработанных ОРБ и создания орбитальной заправочной базы для дозаправки МРБ.

Выводы

1. Разработана математическая модель определения удельной стоимости выведения КА на целевую орбиту с помощью одноразового или многоразового разгонного блока.
2. Разработанная модель позволяет:
 - проанализировать влияние основных параметров ДУ РБ на удельную стоимость выведения КА на целевую орбиту;
 - определить оптимальные значения основных параметров ДУ РБ по критерию минимальной стоимости выведения на целевую орбиту с учетом обеспечения работоспособности схемы двигателя;
 - по известному значению удельной стоимости определить удовлетворяющие ему значения основных проектных параметров;
 - в случае незначительного влияния параметра на удельную стоимость определить его оптимальное значение по критериям максимального огневого ресурса и надежности.
3. Определен минимальный суммарный грузопоток, при котором использование МРБ становится более выгодным по сравнению с использованием ОРБ. Так, например, при транспортировке полезного груза на геопереходные орбиты минимальный суммарный грузопоток равен 300 т. Также для найденного грузопотока определены значения характеристической скорости перехода ($DV = 2900$ м/с), при которой применение МРБ более оптимально, чем применение ОРБ.

4. Направление дальнейших исследований — учет стоимости создания орбитальной заправочной станции с необходимой для нее инфраструктурой и стоимости утилизации отработавших одноразовых разгонных блоков.

Summary

A mathematical model is built to analyze specific cost for payload launch into high-energy target orbits by means of reusable upper-stage rocket. Suitability conditions are revealed basing on the model for design and maintenance of reusable upper-stage rockets. A transition from 200 kilometer low earth orbit into some geotransitional orbit is assumed as a basic operation. Main requirements are formulated to choose key design parameters for propulsion system of the reusable upper-stage rocket.

Библиографический список

1. Козлов А.А., Новиков В.Н., Соловьев Е.В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок: Учебник для студентов авиадвигателестроительных специальностей вузов. — М.: Машиностроение, 1988.
2. Handbook of cost engineering for space transportation systems. (Revision 2) With TransCost 7.2 Statistical-analytical model for cost estimation and economical optimization of launch vehicles. Author Dietrich E. Koelle. Report № TCS-TR-184/
3. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. — М.: Наука, 1982.
4. Status of advanced propulsion for space-based orbital transfer vehicle. Cooper L.P., Scheer D.D., «Acta Astronaut.», 1988, 17, №5, с. 515-529.
5. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. — 3-е изд., испр. и доп. — М.: Высшая школа, 1983.
6. Second Quarter 2006 Quarterly Launch Report. Federal Aviation Administration and the Commercial Space Transportation Advisory Committee (COMSTAC). <http://ast.faa.gov>.
7. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справочник в 10 томах / Под ред. академика В.П. Глушко. — М.: ВИНТИ АН СССР, 1971.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 20.09.2007