

ОБОСНОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНОЙ ПОЛЕТНОЙ КРАТНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПЛАНЕРА МНОГОРАЗОВЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА КОСМИЧЕСКИЕ ОРБИТЫ

Иван Иванович САДЧИКОВ родился в 1929 г. в городе Аральске. Профессор МАИ. Основные научные интересы — в области планирования деятельности машиностроительных предприятий и организации ВЭД на предприятии. Автор более 70 научных работ. E-mail: k501@mai.ru

Ivan I. SADCHIKOV was born in 1929 in Aralsk. He is a professor of the MAI. His research scientific interests are in the field of planning activity of an enterprise and organization foreign-economic activity. He has published over 70 technical papers. E-mail: k501@mai.ru

Сергей Александрович ЧУЛКОВ родился в 1987 г. в городе Москве. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области ракетостроения и экономики. Автор одной научной работы. E-mail: S_Chulcov@mail.ru

Sergey A. CHULCOV was born in 1987 in Moscow. He is a postgraduate of the MAI. His research scientific interests are in the field of rocket production and economics. He has published 1 technical paper. E-mail: S_Chulcov@mail.ru

В статье представлена оценка рациональной полетной кратности использования двигателей и планера в составе перспективных многоразовых средств выведения по критерию суммарных затрат и программе выпуска с учетом надежности средств выведения.

This article presents the estimation of rational flight multiplication factor of using propulsion system and glider in the system of perspective reusable rocket on criterion general costs and production output in view of safety launch vehicle.

Ключевые слова: двигательная установка, ракета-носитель, полезная нагрузка, стартовый комплекс, планер.

Key words: propulsion system, launch vehicle, payload, launching site, glider.

Принятые сокращения

- ВРУ — возвращаемый ракетный ускоритель
- ДУ — двигательная установка
- МДУ — маршевая двигательная установка
- МРКС — многоразовая ракетно-космическая система
- МТКС — многоразовая транспортная космическая система
- НИОКР — научно-исследовательская и опытно-конструкторская работа
- ПН — полезная нагрузка
- РД — ракетный двигатель
- РН — ракета-носитель
- РТ — ракетное топливо
- СВ — средства выведения
- СК — стартовый комплекс
- СУ — система управления
- ТК — технический комплекс
- ТКС — транспортная космическая система
- ТЭП — технико-экономические показатели
- ФКП — Федеральная космическая программа

Важным направлением развития отечественных средств выведения полезной нагрузки на космические орбиты является обеспечение гарантированного доступа в космос. Необходимость осуществления нашей страной независимой космической деятельности предопределила задачи формирования системы СВ, создаваемой главным образом на отечественной производственной и эксплуатационной базах. В связи с этим приняты решения о создании космодрома «Восточный» и эксплуатации на этом космодроме РН ближайшей перспективы в целях обеспечения первоочередных задач космической деятельности. Также в рамках принятых решений предполагается создание и эксплуатация РН среднего класса повышенной грузоподъемности, в том числе для реализации Лунной программы [3, 7].

В настоящее время в странах с развитой ракетно-космической инфраструктурой проводятся масштабные исследования по анализу и формированию рациональных концепций многоразовых средств выведения и развитию необходимых для их реализации ключевых технологий.

Для носителей нового поколения, которые длительное время будут эксплуатироваться в XXI веке, особое внимание приобретают требования по повышению надежности и безопасности пусков, снижению стоимости доставки ПН на орбиту, сокращению или исключению необходимости отчуждаемых площадей, экологического совершенствования [1–5].

В нашей стране в конце прошлого и в начале текущего столетия по данному направлению (создание перспективной МТКС) проводились в основном теоретические работы (темы «Орел», «Гриф», «Байкал»). Исследования по результатам данных работ позволили сформулировать основные требования к МТКС следующего поколения, выполнение которых позволит вывести ракетно-космическую технику [1] на качественно новый уровень развития. Основные требования заключаются в следующем:

- снижение удельной стоимости выведения полезного груза по сравнению с уровнем традиционных одноразовых РН в полтора раза при создании МТКС с оптимальной долей многоразовых элементов;
- значительное снижение трудоемкости межполетного обслуживания и подготовки к пуску, повышение автономности управления полетом;
- ориентация на решение перспективных федеральных и коммерческих задач;
- повышение вероятности выполнения задач полета по сравнению с уровнем современных средств выведения при рациональной кратности использования двигателей и планера в составе многоразовых средств выведения.

Как видно из перечисленных требований, основное значение приобретают задачи снижения удельной стоимости выведения ПН и связанное с этим обеспечение рациональной полетной кратности использования двигателей и планера в составе многоразовых средств выведения.

С целью оценки рациональной кратности использования многоразовых элементов проведен анализ для основных структурных элементов многоразового ускорителя МРКС: маршевого двигателя и планера.

Оценка рациональной кратности использования двигателя

В качестве сравнительного критерия принимается стоимость программы работ по двигателям первой ступени, которая в общем случае рассчитывается по формуле

$$C_{\text{прог.дв}} = C_{\text{НИОКР}} + C_{\text{изг.парка}}, \quad (1)$$

где $C_{\text{прог.дв}}$ — стоимость программы работ по двигателям;

$C_{\text{НИОКР}}$ — стоимость НИОКР по двигателям 1-й ступени;

$C_{\text{изг.парка}}$ — стоимость изготовления всего парка двигателей по программе.

Стоимость изготовления парка двигателей определяется по формуле

$$C_{\text{изг.парка}} = C_{\text{изг.дв}} \cdot N_{\text{пр}}, \quad (2)$$

где $C_{\text{изг.дв}}$ — стоимость изготовления одного двигателя;

$N_{\text{пр}}$ — количество двигателей, изготавливаемых по программе.

Количество изготавливаемых двигателей определяется исходя из программы 100 пусков.

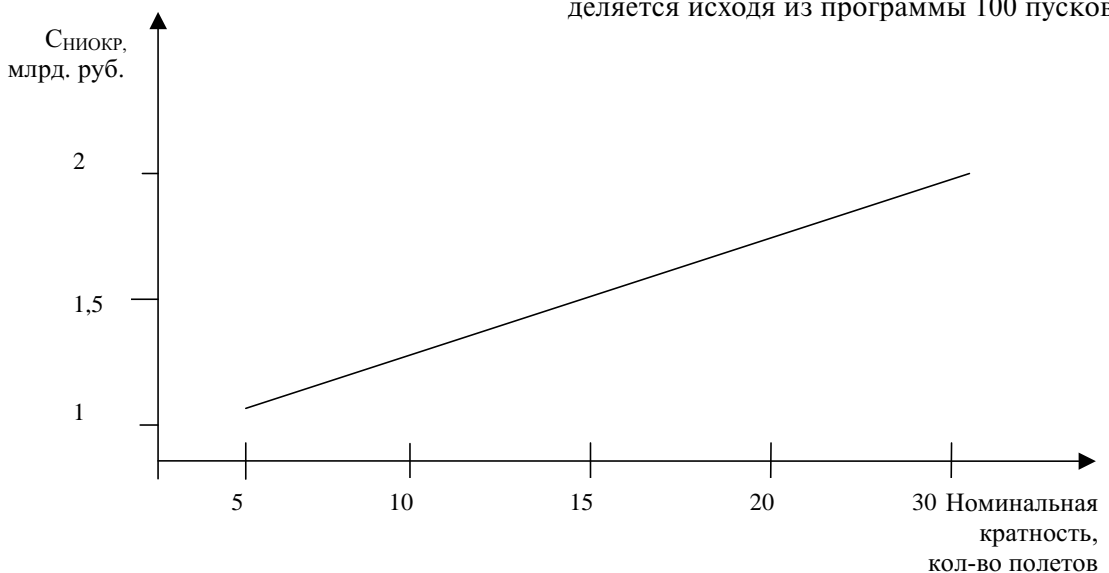


Рис. 1. Стоимость НИОКР в зависимости от номинальной кратности использования двигателя

Стоимость НИОКР в зависимости от номинальной кратности использования двигателей представлена на рис. 1. График свидетельствует о том, что стоимость затрат на НИОКР возрастает с ростом номинальной кратности использования двигателя. Под номинальной кратностью использования элементов ВРУ понимается количество полетов, которое используется ДУ ВРУ.

Потребное число двигателей, изготавливаемых по программе, представлено на рис. 2. Данный график подтверждает, что при полетной программе в 100 пусков и номинальной кратности в 20 полетов потребное число двигателей для ВРУ составит пять штук.

Зависимость стоимости изготовления одного двигателя от номинальной кратности использова-

ния (на примере РД-191) представлена на рис. 3. Стоимость изготовления одного двигателя рассчитана на основе статистических данных на примере РД-191, при этом известно, что стоимость изготовления двигателя составляет от 0,06 до 0,09 от стоимости НИОКР.

График на рис. 3 свидетельствует об увеличении стоимости изготовления одного двигателя в связи с ростом номинальной кратности.

На рис. 4 обобщены результаты предшествующего анализа и представлены: стоимость изготовления парка двигателей по программе из 100 пусков, стоимость НИОКР и суммарная стоимость программы работ по двигателям в зависимости от кратности.

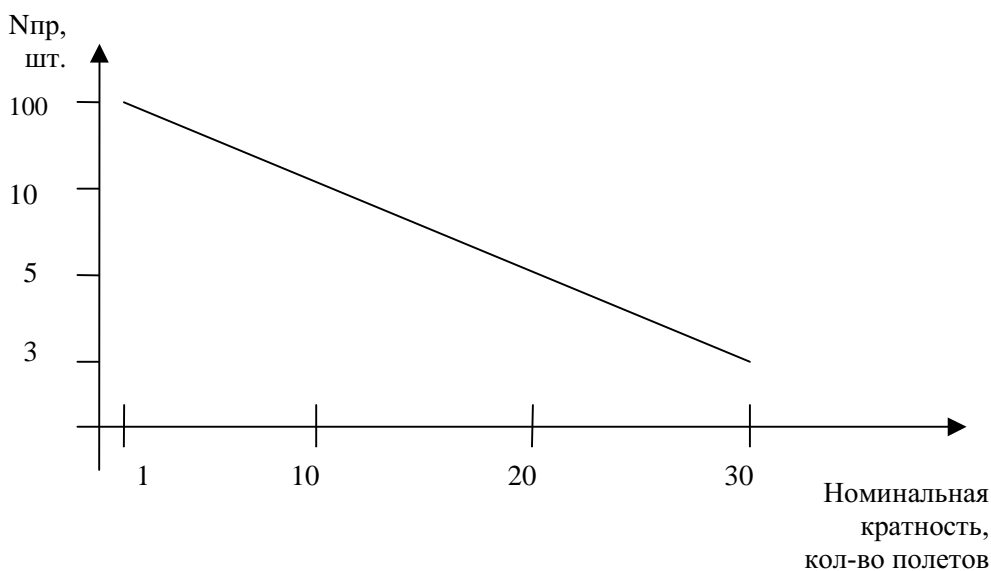


Рис. 2. Потребное число двигателей, изготавливаемых по программе, в зависимости от номинальной кратности

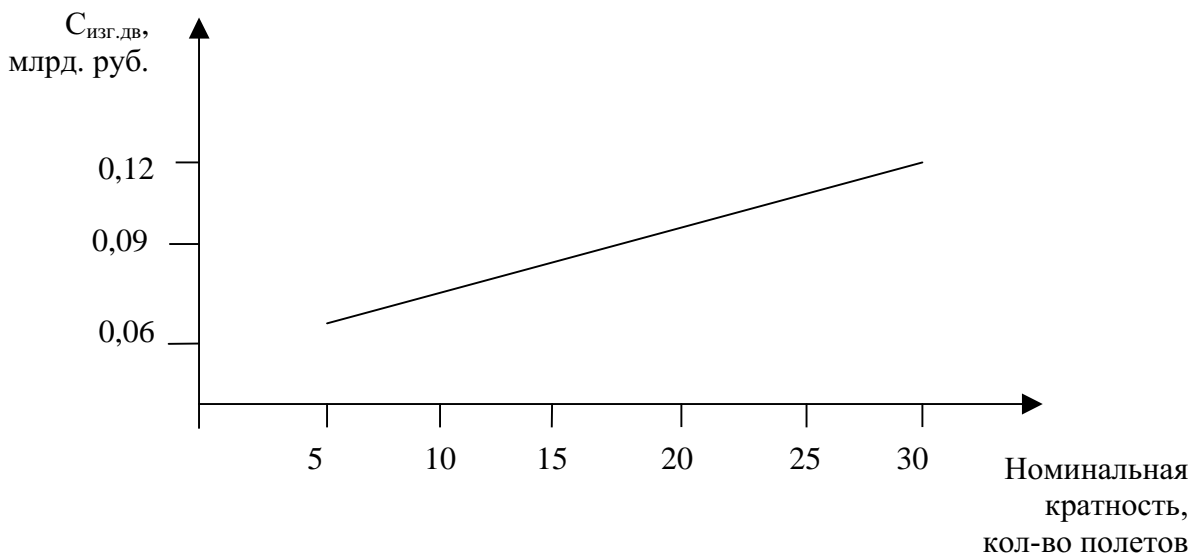


Рис. 3. Стоимость изготовления одного двигателя в зависимости от номинальной кратности использования

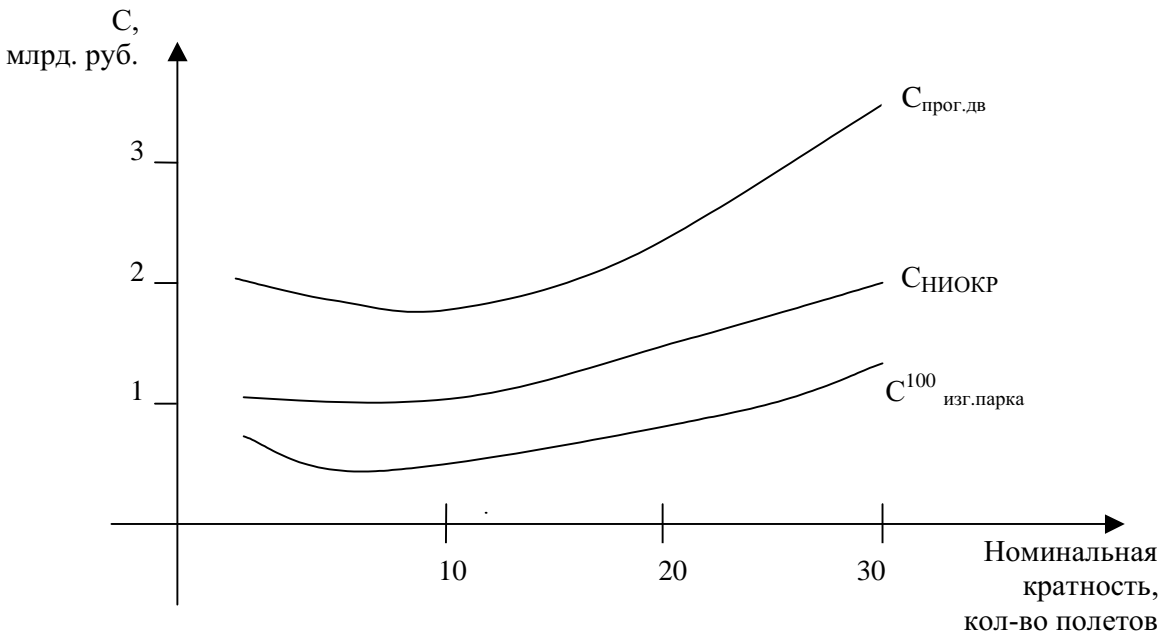


Рис. 4. Стоимость изготовления парка двигателей, НИОКР и суммарная стоимость программы по двигателям в зависимости от номинальной кратности

Результаты проведенного анализа позволяют сделать следующие основные выводы: на рис. 4 явно выражен экстремум функции суммарной стоимости затрат по программе. Таким образом, оптимальной с экономической точки зрения рациональной кратностью применения ДУ является число в 10 полетов.

Оценка рациональной кратности использования планера

Под рациональной кратностью применения планера следует понимать закладываемый ресурс, требуемый для гарантированного проведения расчетных серий успешных пусков.

В качестве основного критерия рассматривается, как и выше, программа полетов, состоящая из 100 пусков.

На рис. 5–7 графически представлены: стоимость затрат на НИОКР, стоимость пуска и суммарная стоимость затрат по программе в зависимости от номинальной кратности использования планера.

На графике рис. 5 видно, что, аналогично анализу затрат на НИОКР по двигателям, с ростом номинальной кратности увеличиваются суммарные затраты на НИОКР по планеру.

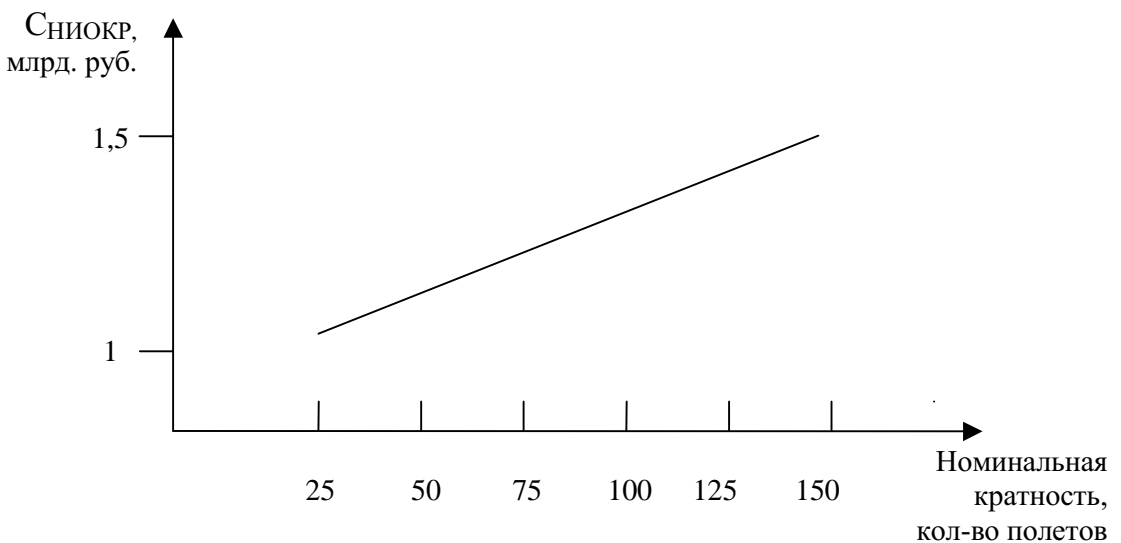


Рис. 5. Стоимость затрат на НИОКР в зависимости от номинальной кратности использования планера

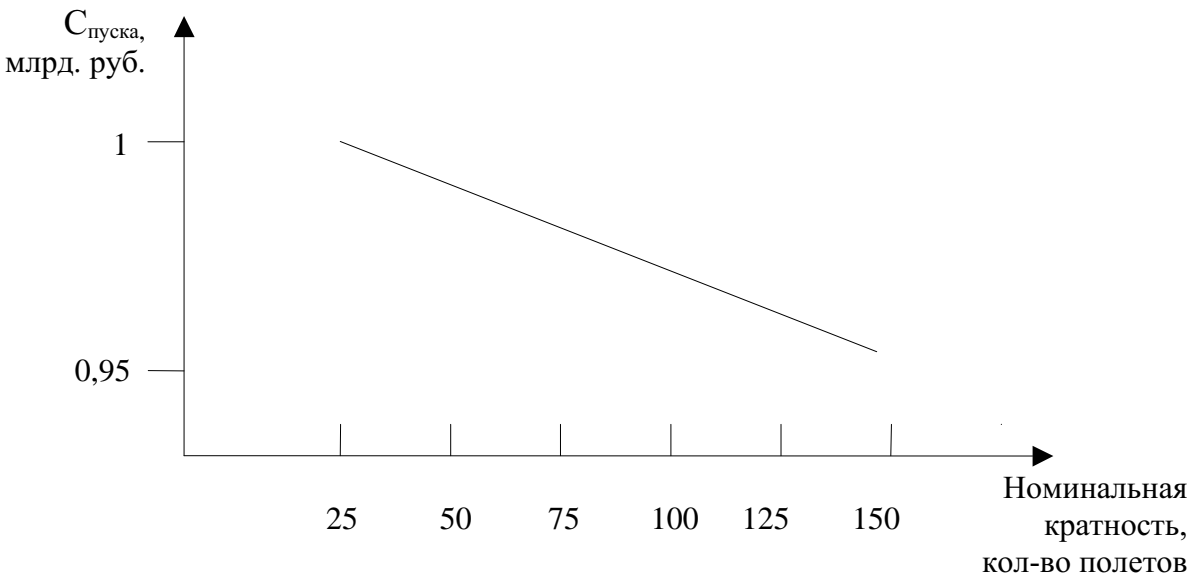


Рис. 6. Стоимость пуска в зависимости от номинальной кратности использования планера

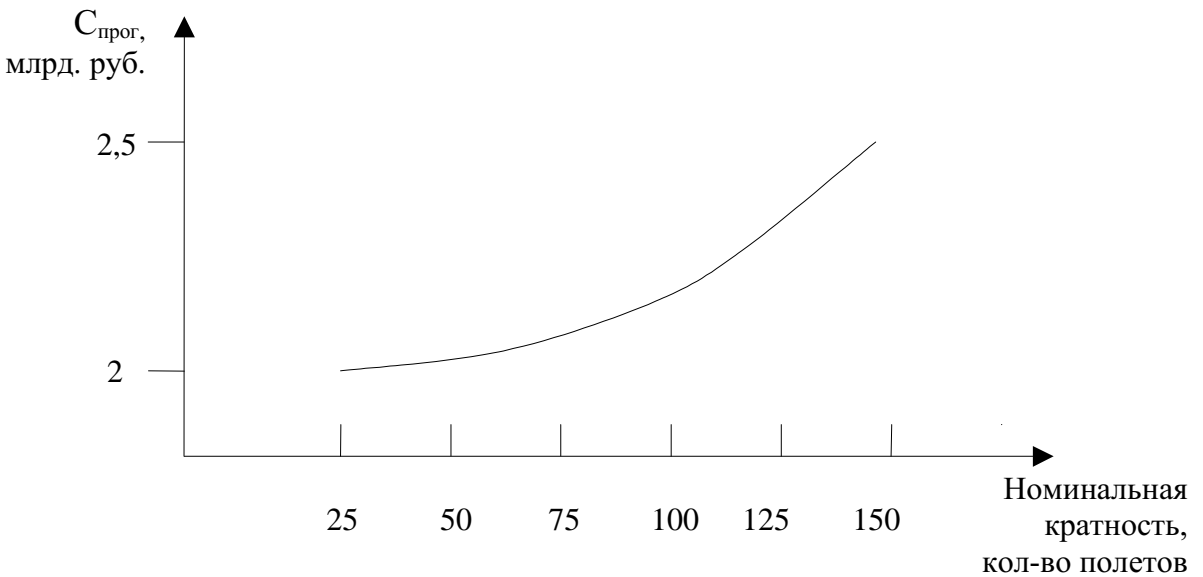


Рис. 7. Стоимость программы в зависимости от номинальной кратности использования планера

Отметим, что затраты на подготовку и осуществление пуска уменьшаются с ростом номинальной кратности использования планера.

Из данных, приведенных на рис. 7, следует, что оптимальной номинальной кратностью использования планера является промежуток от 25 до 100 полетов, так как в данном диапазоне повышение стоимости программы незначительно.

Однако важно отметить, что экономический подход далеко не всегда справедлив в отношении ракетно-космической отрасли, поэтому воспользуемся также надежным подходом.

Известно, что многоразовое использование модулей первой ступени РН определяется прежде всего заложенным ресурсом материальной части, надежностью функционирования, реализуемой

средней кратностью и трудоемкостью межполетного обслуживания, которые в конечном итоге определяют стоимостные показатели всей системы (затраты на разработку, стоимость пуска и др.).

Для определения заложенного ресурса воспользуемся фактической средней кратностью использования модулей первой ступени РН. Она рассчитывается по следующей формуле:

$$n_{\phi} = P(1 - P^{n_p}) / (1 - P), \quad (3)$$

где n_p — расчетный (номинальная кратность) ресурс модуля;

n_{ϕ} — фактическая средняя кратность использования многоразового модуля;

P — вероятность безотказной работы многоразового модуля при пуске РН.

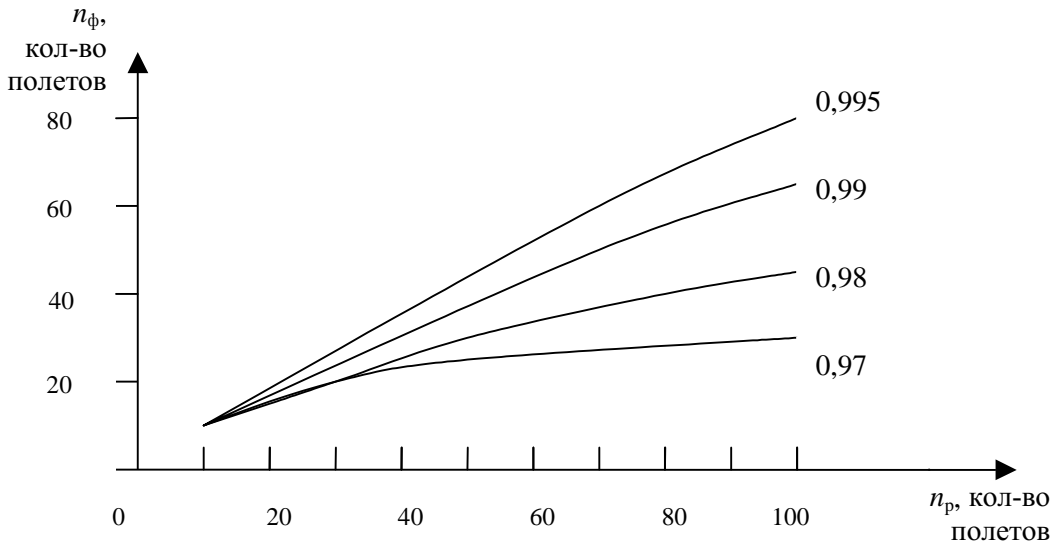


Рис. 8. Вероятность безотказной работы в зависимости от расчетного и фактического использования многоразового модуля

На рис. 8 представлена вероятность безотказной работы многоразового модуля в зависимости от расчетного и фактического его использования.

В связи с этим отметим, что важной особенностью цикла функционирования ВРУ является наличие в процессе единичного полета двух различных целевых этапов:

- выведение в составе носителя ВРУ до отделения от РН;
- автономный полет после отделения от РН с посадкой в заданном районе.

Таким образом, с момента отделения ВРУ, то есть с начала его функционирования в возвратной конфигурации, ускоритель не участвует в выполнении программы полета РН, решая при этом соб-

ственную задачу — возврат на аэродром для повторного использования.

Очевидно, что повышение надежности РН влечет за собой уменьшение потери ресурса многоразовых модулей, но требует значительно больших затрат на НИОКР. Принимая во внимание вышеизложенное, а также то, что надежность РН, как правило, не превышает значения 0,99, можно уверенно утверждать, что повышение надежности ВРУ выше этого значения не является рациональным.

На рис. 9 представлены прогнозируемые потери ресурса ($n_p - n_{\phi} / n_p$) при значении надежности ВРУ 0,99.

Таким образом, очевидно, что «надежностный» (ресурсный) подход к определению рациональных

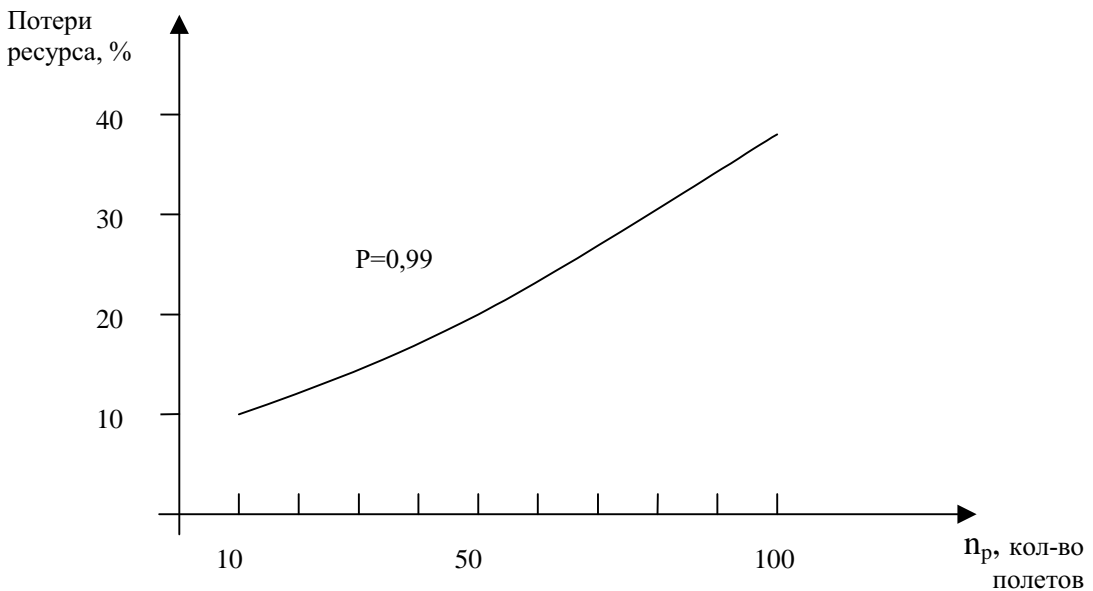


Рис. 9. Прогнозируемые потери ресурса в зависимости от расчетного (номинального) ресурса модуля

кратностей применения многоцветных элементов первой ступени РН представляется более оправданным, чем «стоимостной» [8].

Из вышеизложенного вытекает, что применительно к кратности использования двигателей первой ступени РН ТК определяющим критерием целесообразно считать требуемую (достижимую) надежность двигателя. В свою очередь, определяющим фактором для величины ожидаемых ТЭП РН ТК (с учетом значительной неопределенности в оценке перспективной программы пусков) следует считать затраты на НИОКР, так как их увеличение при росте номинальной кратности многоцветных элементов (планера и двигателя) полностью нейтрализует экономический эффект, полученный за счет увеличения кратности использования многоцветных элементов.

Произведенный анализ требований к рациональной полетной кратности использования двигателей и планера, а также снижения удельной стоимости выведения ПН в составе многоцветной первой ступени РН ТК дает основание сделать следующие выводы:

- Стоимость НИОКР при увеличении номинальной кратности в рассматриваемых диапазонах (для двигателей от 5 до 15, для планера от 25 до 100) возрастает в 1,3—1,5 раза, но этот рост нивелируется при увеличении грузопотока на космические орбиты.

- В диапазоне номинальной кратности использования двигателей первой ступени от 5 до 15 стоимость программы работ по двигателям (НИОКР и изготовление) практически не изменяется (изменения +10%). Дальнейшее увеличение кратности свыше 15 приводит к росту стоимости программы, следовательно, данный диапазон полетов является наиболее рациональным.

- В диапазоне номинальной кратности использования планера от 25 до 100 стоимость программы создания и эксплуатации планера практически не изменяется (диапазон изменения — до 10%), поэтому влияние данного фактора следует считать незначительным.

Выводы

Снижение удельной стоимости выводимой ПН в значительной мере зависит от выбранной рациональной полетной кратности многоцветных элементов ТКС, а также от существенного снижения стоимости всех составляющих затрат (НИОКР, изготовление, эксплуатация) и стабильно высоком темпе пусков в год.

Библиографический список

1. Вахниченко В.В., Бодин Б.В. О роли многоцветности в ракетно-космической технике // Труды 1-й международной конференции «Человек-Земля-космос». Москва, 1992.

2. Коротеев А.С., Самойлов Л.П. Выбор пути развития маршевых жидкостных ракетных двигателей для перспективных российских средств выведения // НТЖ «Космонавтика и ракетостроение». 1999. Вып 15.

3. Вахниченко В.В., Уткин В.Ф. Основные проблемы создания перспективной системы средств выведения // НТЖ «Космонавтика и ракетостроение». 1999. Вып 15.

4. Вахниченко В.В. Основные требования к двигателям (ЖРД) транспортных систем Земля-орбита // НТЖ «Авиакосмическая техника и технологии». 2003. Вып. 3.

5. Егоров И.О., Мосолов С.В. Криогенные маршевые ЖРД для перспективных средств выведения, в том числе многоцветного использования // ИЦ Келдыша. 5-й международный семинар по перспективным средствам выведения. Миасс, 16-19.09.2008.

6. Кузин А.И., Павлов К.А. и др. Исследование перспективных способов развертывания и поддержания орбитальных группировок КА различного назначения // Труды 1-й международной конференции «Человек—Земля—космос». Москва, 1992.

7. Перспективные средства выведения России и Украины // Новости космонавтики. 2008. №8.

8. Кузин А.И., Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Чулков С.А. Сравнительный анализ путей реализации основных требований к перспективным средствам выведения // НТЖ «Авиакосмическая техника и технология». 2008. Вып. 4.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 16.11.2009