

УДК 621.45.015: 629.784

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТНОГО АППАРАТА МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ К КОНЦУ СРОКА ЭКСПЛУАТАЦИИ**

**И.Н. Боровик**

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Москва, Российская Федерация  
e-mail: borra2000@mail.ru

*Приведена методика расчета вероятности безотказной работы жидкостной ракетной двигательной установки межорбитального транспортного аппарата многоразового использования к концу срока эксплуатации с учетом факта снижения вероятности безотказной работы при каждом включении двигательной установки по мере выработки рабочего ресурса. Полученное выражение позволяет оценить вероятность безотказной работы с учетом проектных параметров двигательной установки и всего межорбитального аппарата в целом. Установлено, что для обеспечения высокого уровня вероятности безотказной работы двигательной установки многоразового межорбитального транспортного аппарата важнее закладывать большие запасы по ресурсу в полете и числу включений еще при проектировании, чем добиваться надежности за счет большого числа испытаний при доводке.*

**Ключевые слова:** ракетный двигатель, межорбитальный транспортный аппарат.

## **EVALUATING THE PROBABILITY OF END-OF-LIFE FAILURE-FREE PERFORMANCE OF LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE OF REUSABLE SPACE TUG**

**I.N. Borovik**

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation  
e-mail: borra2000@mail.ru

*A method is given for evaluating the probability of failure-free performance of the liquid-propellant rocket engine of a reusable orbital transfer vehicle (essentially a reusable "space tug") by the end of its operational life, taking into account that a probability of failure-free operation reduces with every start of the engine as its operational life draws to a close. The resulting expression allows one to estimate the probability of failure-free operation with consideration of design parameters of the propulsion system and the reusable space tug as a whole. It is found that for providing a high probability of failure-free performance of the propulsion system of a reusable space tug, it is more important to plan the larger margins of the engine service life and the number of its in-flight starts while designing than to achieve higher reliability through extensive testing at the stage of finishing.*

**Keywords:** rocket engine, orbital transfer vehicle.

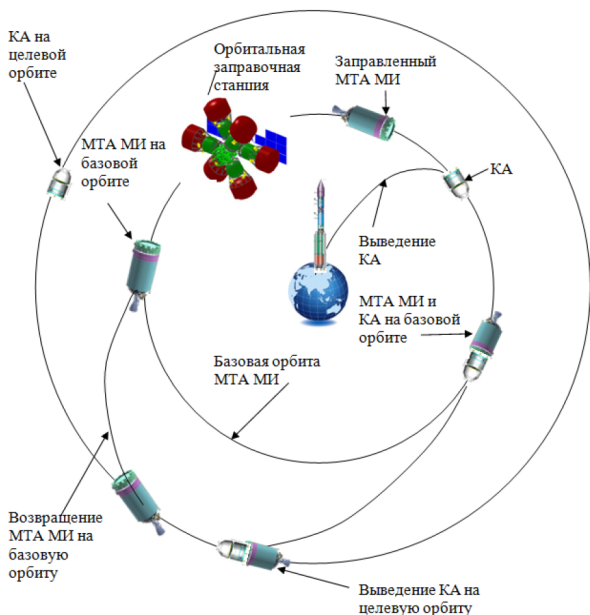
В настоящее время в РФ, США и Европе активно прорабатывается вопрос о масштабном освоении Луны и ближнего космоса. Планируется строительство долговременной лунной орбитальной станции и обитаемой базы на поверхности Луны. Ожидается, что такие проекты позволят отработать технологии для освоения Солнечной системы и дать новый виток развитию космической техники. По расчетам специалистов, для выполнения данных проектов потребуется более 1000 т всевозможных грузов. Одним из основных элементов транспортной системы доставки грузов на орбиту Луны является межорбитальный транспортный аппарат (МТА), доставляющий полезные грузы с низкой околоземной орбиты на траекторию к Луне или на орбиту Луны [1].

Для ускорения темпов освоения космического пространства необходимо создавать МТА многоразового использования (МИ), способные выводить максимально большую массу полезного груза и имеющие минимальную удельную стоимость выведения на целевую орбиту. Поэтому разработка технического облика жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) для МТА МИ, оптимального по критериям максимума полезного груза и минимума удельной стоимости выведения, является актуальной научно-технической задачей.

Разработка технического облика ЖРДУ для МТА МИ — это обоснование и выбор оптимальных проектных параметров ЖРДУ в целом и основных агрегатов ее ПГС в отдельности, с учетом выполнения требований к ЖРДУ как составной части МТА, обеспечивающих его функционирование с высокой эффективностью. Оптимальное проектирование ЖРДУ должно выполняться с учетом особенностей функционирования ее в составе МТА МИ и обеспечения выведения с максимальной эффективностью.

Одной из главных задач, стоящих перед конструкторами при проектировании МТА МИ, является выбор и обоснование основных технических требований к ЖРДУ, к которым можно отнести: характеристики применяемого топлива, габаритные размеры (диаметр выходного сечения сопла и осевую длину двигателя); номинальную тягу ЖРДУ в пустоте; соотношение компонентов топлива; число включений в одном полете; кратность использования; огневой ресурс (за одно включение и суммарный за весь период эксплуатации); вероятность безотказной работы; массу двигательной установки.

**Методика определения вероятности безотказной работы ЖРДУ МТА МИ.** На рис. 1 приведена схема функционирования МТА МИ: космический аппарат (КА) выводится на орбиту базирования, отделяется от ракеты носителя (РН) и стыкуется с МТА МИ, который выводит КА на целевую орбиту, КА отделяется от МТА МИ и



**Рис. 1. Схема функционирования МТА МИ**

начинает функционирование по целевому назначению, МТА МИ возвращается на базовую орбиту, стыкуется с орбитальной заправочной базой и заправляется для следующего КА, требующего выведения в соответствии с программой транспортировки. При такой схеме функционирования МТА МИ должен быть более эффективен по удельной стоимости выведения полезного груза, чем одноразовый МТА, чтобы иметь право на существование. Для определения оптимальных проектных параметров МТА МИ, обеспечивающих более высокую эффективность по удельной стоимости выведения, чем МТА одноразового использования, была разработана математическая модель [2–4]. Одной из основных проблем, решенных при разработке этой математической модели, было определение вероятности безотказной работы (ВБР) ЖРДУ МТА МИ к концу срока выполнения программы транспортировки.

Для расчета вероятности безотказной работы ЖРДУ МТА МИ к концу срока выполнения программы транспортировки помимо учета возникновения внезапного отказа (путем использования экспоненциального распределения вероятности безотказной работы) необходимо учитывать факт снижения вероятности безотказной работы при каждом включении ЖРДУ по мере выработки рабочего ресурса. Такие особенности многоразовых систем обычно учитывают, используя закон распределения Вейбулла [5]. Вероятность безотказной работы

ЖРДУ и МТА МИ определяется по формуле

$$P_{\text{ВЕР}} = 1 - \frac{\chi_{\gamma}^2(N_{\text{исп}})}{\chi_{\lambda}^2(N_{\text{исп}})} \cdot \frac{\alpha r_{\gamma}^{\alpha-1}}{\eta_t^{\alpha}}, \quad (1)$$

где  $\chi_{\gamma}^2(N_{\text{исп}})$  — квантиль распределения “хи-квадрат”, соответствующий уровню доверия  $\gamma$ ;  $\chi_{\lambda}^2(N_{\text{исп}})$  — квантиль распределения “хи-квадрат”, соответствующий уровню доверия  $\gamma - 1$ ;  $r_{\gamma}$  — гарантированный ресурс ЖРДУ МТА МИ по числу полетов;  $\eta_t$  — коэффициент запаса по времени функционирования;  $\alpha$  — параметр распределения Вейбулла.

Примем, что коэффициент запаса по времени функционирования равен отношению времени работы ЖРДУ, гарантированному по результатам экспериментальной отработки, к времени работы ЖРДУ в одном полете, тогда

$$\eta_t = \frac{T_{\text{время работы ЖРДУ гарантированное}}}{T_{\text{время работы ЖРДУ в одном полете}}} = \frac{T_{\text{время работы в одном полете}} \cdot N_{\text{полетов гарантированных}}}{T_{\text{время работы в одном полете}} \cdot N_{\text{полетов необходимых}}}, \quad (2)$$

где  $N_{\text{полетов гарантированных}}$  — число полетов, гарантированное экспериментальной отработкой;  $N_{\text{полетов необходимых}}$  — число полетов, необходимых для реализации программы транспортировки.

Далее запишем

$$\eta_t = \frac{N_{\text{полетов гарантированных}}}{N_{\text{полетов необходимых}}} = \frac{N_{\text{включений, необходимых на всю программу транспортировки}} \cdot K_{N_{\text{вкл}}}}{n_{\text{количество включений за один полет}}}, \quad (3)$$

окончательно получим

$$\eta_t = n_{\text{число включений за один полет}} \cdot K_{N_{\text{вкл}}}, \quad (4)$$

где  $n_{\text{число включений за один полет}}$  — число включений ЖРДУ МТА МИ за один полет;  $K_{N_{\text{вкл}}}$  — коэффициент запаса по числу включений ЖРДУ МТА МИ.

Данный коэффициент запаса может быть определен как отношение числа включений ЖРДУ в процессе испытаний (или просто число испытаний, которое выдержала ЖРДУ в процессе экспериментальной отработки) к числу включений, необходимых при выполнении программы транспортировки, т.е. требуемое число включений, которое в свою очередь равно произведению числа полетов, необходимых для выполнения программы транспортировки, и числа включений, совер-

шаемых ЖРДУ за один полет. Число полетов, необходимых для выполнения программы транспортировки, равно отношению суммарного грузопотока к массе полезного груза, выводимого МТА за один полет:

$$K_{N_{\text{вкл}}} = \frac{N_{\text{исп}}}{N_{\text{включений, необходимых на всю программу транспортировки}}};$$

$$K_{N_{\text{вкл}}} = \frac{N_{\text{исп}}}{\frac{m_{\text{п.г}\Sigma}}{m_{\text{п.г}}} \cdot n_{\text{число\_включений\_за\_один\_полет}}}, \quad (5)$$

где  $m_{\text{п.г}\Sigma}$  — суммарный грузопоток на целевую орбиту, который необходимо вывести с помощью МТА МИ за весь срок эксплуатации;  $m_{\text{п.г}}$  — масса полезного груза, которую МТА МИ выводит на целевую орбиту за один полет.

Подставим полученное выражение (5) в (4) и получим значение коэффициента запаса по времени функционирования:

$$\eta_t = \frac{N_{\text{исп}}}{\frac{m_{\text{п.г}\Sigma}}{m_{\text{п.г}}}}. \quad (6)$$

Также примем, что гарантированный ресурс ЖРДУ МТА МИ по числу полетов будет равен отношению суммарного грузопотока к массе полезного груза, выводимого за один полет, умноженному на коэффициент запаса по числу включений ЖРДУ МТА МИ:

$$K_{N_{\text{пол}}} = \frac{N_{\text{включений, необходимых на всю программу транспортировки}} \cdot K_{N_{\text{вкл}}}}{n_{\text{число\_включений\_за\_один\_полет}}} =$$

$$= K_{N_{\text{вкл}}} \cdot \frac{m_{\text{п.г}\Sigma}}{m_{\text{п.г}}};$$

$$K_{N_{\text{пол}}} = \frac{N_{\text{исп}}}{\frac{m_{\text{п.г}\Sigma}}{m_{\text{п.г}}} \cdot n_{\text{число\_включений\_за\_один\_полет}}} \cdot \frac{m_{\text{п.г}\Sigma}}{m_{\text{п.г}}};$$

$$K_{N_{\text{пол}}} = \frac{N_{\text{исп}}}{n_{\text{число\_включений\_за\_один\_полет}}}. \quad (7)$$

Преобразуем формулу (1) с учетом (5) и (6) и получим выражение для оценки надежности ЖРДУ МТА МИ за все время эксплуатации с учетом выработки ресурса:

$$P_{\text{ВБР}_{\text{МТА\_МИ}}} =$$

$$= 1 - \frac{\chi_{\gamma}^2(N_{\text{исп}}) \alpha}{\chi_{\lambda}^2(N_{\text{исп}})} \cdot \frac{1}{n_{\text{число\_включений\_за\_один\_полет}}^{\alpha-1} \cdot N_{\text{исп}}} \cdot \left( \frac{m_{\text{п.г}\Sigma}}{m_{\text{п.г}}} \right)^{\alpha}. \quad (8)$$

Число испытаний  $N_{\text{исп}}$ , требуемое для подтверждения заданного уровня вероятности безотказной работы при каждом включении, определяется из уравнения (9) статистической теории надежности ЖРД [6], т.е. является функцией вероятности безотказной работы при каждом включении  $P_{\text{ВБР\_вкл}}$ :

$$\sum_{j=0}^4 \left( \frac{N_{\text{исп}}!}{j! (N_{\text{исп}} - j)!} P_{\text{ВБР\_вкл}}^{N_{\text{исп}} - j} (1 - P_{\text{ВБР\_вкл}})^j \right) = 1 - \gamma, \quad (9)$$

где  $\gamma$  — доверительная вероятность.

Таким образом,  $P_{\text{ВБР\_МТА\_МИ}}$  является функцией четырех проектных параметров ЖРДУ МТА МИ:

$P_{\text{ВБР\_вкл}}$  — вероятность безотказной работы при каждом включении;

$n_{\text{число\_включений\_за\_один\_полет}}$  — число включений ЖРДУ МТА МИ за один полет.

На рис. 2 и 3 показаны зависимости оценки надежности ЖРДУ МТА МИ от параметров, входящих в формулу (9).

Из рис. 2–4 следует, что если ЖРДУ МТА МИ был отработан на вероятность безотказной работы, равную 0,995, и ресурс по числу полетов не менее 40, то его надежность к концу реализации программы транспортировки будет равна не более 0,8 вследствие усталости материала и общей выработки ресурса агрегатами ЖРДУ МТА.

Разработка многоразового МТА на большое число полетов потребует либо проведения большого числа испытаний для подтверждения очень высокого уровня вероятности безотказной работы при единичном включении, либо использования парка МТА для реализации программы транспортировки, позволяющего оперативно заменять вышедшие из строя МТА.

Для такой сложной технической системы, как МТА, работающей в условиях космического пространства, отказ исключать нельзя.

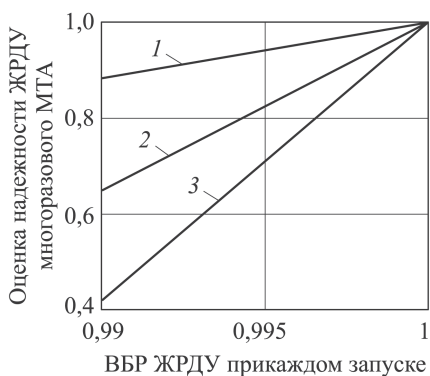


Рис. 2. Зависимость оценки надежности ЖРДУ МТА МИ от вероятности безотказной работы при каждом запуске

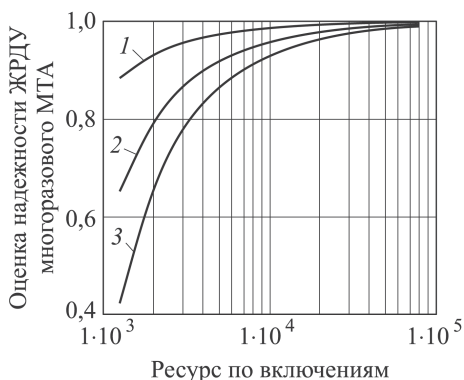
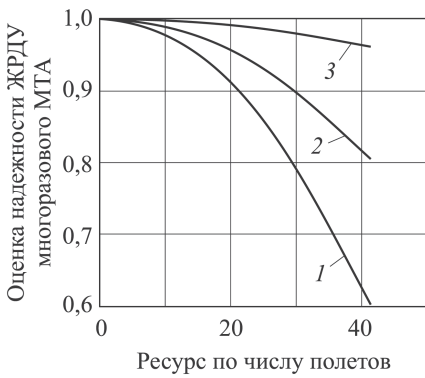


Рис. 3. Зависимость оценки надежности ЖРДУ МТА МИ от ресурса по числу включений для различных значений требуемого ресурса по числу полетов



**Рис. 4.** Зависимость оценки надежности ЖРДУ МТА МИ от ресурса по числу полетов для различных значений вероятности безотказной работы ЖРДУ при каждом включении

Число МТА МИ, необходимых для выведения всего грузопотока, запланированного в программе транспортировки, будет равно:

$$N_{\text{МТА\_МИ}} = \frac{m_{\text{п.г}} \Sigma}{m_{\text{п.г}} \cdot N_{\text{пол}} \cdot P_{\text{ВБР}_{\text{МТА\_МИ}}}} = \frac{m_{\text{п.г}} \Sigma}{m_{\text{п.г}} \cdot \frac{m_{\text{п.г}} \Sigma}{m_{\text{п.г}}} \cdot P_{\text{ВБР}_{\text{МТА\_МИ}}}}, \quad (10)$$

где  $N_{\text{пол}}$  — число полетов, необходимых для выполнения всей программы транспортировки, т.е. выведения всего грузопотока;  $P_{\text{ВБР}_{\text{МТА\_МИ}}}$  — вероятность безотказной работы ЖРДУ МТА МИ к концу срока выполнения программы транспортировки; после преобразований запишем

$$N_{\text{МТА\_МИ}} = \frac{1}{P_{\text{ВБР}_{\text{МТА\_МИ}}}}. \quad (11)$$

Поскольку при выполнении программы транспортировки отказы не исключены, то для обеспечения большей надежности выполнения поставленной задачи число МТА МИ целесообразно увеличить на единицу:

$$N_{\text{МТА\_МИ}} = \frac{1}{P_{\text{ВБР}_{\text{МТА\_МИ}}}} + 1. \quad (12)$$

**Выводы.** Установлено, что для обеспечения высоко уровня вероятности безотказной работы ЖРДУ МТА МИ важнее закладывать большие запасы по ресурсу в полете и числу включений при проектировании, чем добиваться надежности за счет большого числа испытаний при доводке.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / под ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК “Энергия”, 2011. 584 с.
2. Боровик И.Н., Козлов А.А. Математическая модель оценки массовых характеристик кислородно-водородного безгенераторного ЖРД по его основным проектным параметрам // Труды МАИ, 2008. № 32. С. 1–24.

Поэтому при разработке облика ЖРДУ МТА МИ необходимо учитывать то, что вывести весь грузопоток одним МТА МИ не удастся и необходимо иметь некий парк МТА МИ, которые бы могли подменить МТА в случае выхода их из строя.

Приведенная далее формула позволяет найти требуемое число МТА МИ в парке, используемое для выведения заданного грузопотока с учетом снижения вероятности безотказной работы по мере выработки ресурса.

3. Borovik I.N., Kozlov A.A. Determination method of optimum main design parameters of LOx-LH2 expander-cycle LRE for reusable OTV (orbital transfer vehicle). The 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, IAC-09, C4.1.10. P. 1–12.
4. Боровик И.Н. Формирование технического облика многоразовой двигательной установки межорбитального транспортного аппарата // Вестник МАИ. 2011. Т. 18. № 2. С. 99–108.
5. Баллистические ракеты и ракеты-носители: Пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гушин и др.; Под ред. О.М. Алифанов. М.: Дрофа, 2004. 512 с.
6. Испытания и обеспечение надежности / А.И. Коломенцев, М.В. Краев, В.П. Назаров и др. Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т; МАИ, 2006. 335 с.

## REFERENCES

- [1] Legostaev V.P., Lopota V.A., eds. Luna — shag k tekhnologiyam osvoeniya Solnechnoy sistemy [Moon is the step forward in the Solar system exploration]. Moscow, RKK “Energiya” im. S.P. Koroleva Publ., 2011. 584 p.
- [2] Borovik I.N., Kozlov A.A. Mathematical model of the mass properties estimation of the hydrogen-oxygen antigerator liquid-propellant engine on its main design parameters. *Elektronnyy zhurnal “Trudy MAI”* [Proc. Moscow Aviation Institute (National Research University)], 2008, no. 32, pp. 1–24. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/> (accessed 11.02.14) (in Russ.).
- [3] Borovik I.N., Kozlov A.A. Determination method of optimum main design parameters of LOx-LH2 expander-cycle LRE for reusable OTV (orbital transfer vehicle). *Proc. 60th Int. Astronautical Congr.*, Daejeon, Korea, 2009, IAC-09, C4.1.10, pp. 1–12.
- [4] Borovik I.N. Formation technical aspect of reusable powerplant of orbital transfer vehicle. *Vestn. Mosk. Aviatzionnogo Inst.* [Herald of the Moscow Aviation Inst. (National Res. Un.)], 2011, vol. 18, no. 2, pp. 99–108 (in Russ.).
- [5] Alifanov O.M., Andreev A.N., Gushchin V.N., Zolotov A.A., eds. *Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli* [Ballistic missileery and launch vehicle]. Moscow, Drofa Publ., 2004. 512 p.
- [6] Kolomentsev A.I., Kraev M.V., Nazarov V.P. *Ispytaniya i obespechenie nadezhnosti* [Test operations and reliability control of rocket engine]. Krasnoyarsk, Sib. Gos. Aerokosmich. Un. (MAI) Publ., 2006. 335 p.

Статья поступила в редакцию 16.04.2013

Игорь Николаевич Боровик — канд. техн. наук, доцент кафедры “Ракетные двигатели” Московского авиационного института (Национального исследовательского университета). Автор ряда научных работ в области математического моделирования рабочих процессов в ракетных двигателях малых тяг.

МАИ (Национальный исследовательский университет), Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4.

I.N. Borovik — Cand. Sci. (Eng.), assoc. professor of “Rocket Engines” department of the Moscow Aviation Institute (National Research University). Author of a number of publications in the field of mathematical simulation of working processes in low-thrust engines.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation.