

ТОРАЙҒЫРОВ УНИВЕРСИТЕТІНІҢ  
ҒЫЛЫМИ ЖУРНАЛЫ

НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ  
ТОРАЙҒЫРОВ УНИВЕРСИТЕТА

---

**ҚАЗАҚСТАН ҒЫЛЫМЫ  
МЕН ТЕХНИКАСЫ**

2001 ЖЫЛДАН БАСТАП ШЫҒАДЫ



**НАУКА И ТЕХНИКА  
КАЗАХСТАНА**

ИЗДАЕТСЯ С 2001 ГОДА

ISSN 2788-8770

№ 1 (2023)

---

ПАВЛОДАР

**НАУЧНЫЙ ЖУРНАЛ  
ТОРАЙГЫРОВ УНИВЕРСИТЕТ**  
выходит 1 раз в квартал

---

**СВИДЕТЕЛЬСТВО**

о постановке на переучет периодического печатного издания,  
информационного агентства и сетевого издания  
№ KZ51VPY00036165

выдано  
Министерством информации и общественного развития  
Республики Казахстан

**Тематическая направленность**

Публикация научных исследований по широкому спектру проблем  
в области металлургии, машиностроения, транспорта, строительства,  
химической и нефтегазовой инженерии, производства продуктов питания

**Подписной индекс – 76129**

<https://doi.org/10.48081/UAET1531>

**Импакт-фактор РИНЦ – 0,342**

---

Абишев Кайратолла Кайроллинович – к.т.н., профессор (главный редактор);  
Касенов Асылбек Жумабекович – к.т.н., профессор (заместитель главного редактора);  
Мусина Жанара Керейовна – к.т.н., профессор (ответственный секретарь);  
Шокубаева Зауреш Жанатовна – технический редактор.

**Члены редакционной коллегии:**

Калиакпаров Алтай Гиндуллинович – д.т.н., профессор (Нур-Султан, Казахстан);  
Клецель Марк Яковлевич – д.т.н., профессор (Павлодар, Казахстан);  
Шеров Карибек Тагаевич – д.т.н., профессор (Караганда, Казахстан);  
Богомоллов Алексей Витальевич – к.т.н., ассоц. профессор (Павлодар, Казахстан);  
Кажыбаева Галия Тулеуевна – к.т.н., профессор (Павлодар, Казахстан);

**Зарубежные члены редакционной коллегии:**

Waigang Sun – профессор (Пекин, Китай);  
Gabriele Comodi – PhD, профессор (Анкона, Италия);  
Jianhui Zhao – профессор (Харбин, Китай);  
Khamid Mahkamov – д.т.н., профессор (Ньюкасл, Великобритания);  
Magin Laruerta – д.т.н., профессор (СьюДад Реал, Испания);  
Mareks Mezitis – д.т.н., профессор (Рига, Латвия);  
Petr Bouchner – PhD, профессор (Прага, Чехия);  
Ronny Berndtsson – профессор (Лунд, Швеция);  
Барзов Александр Александрович – д.т.н., профессор (Москва, Россия);  
Витвицкий Евгений Евгеньевич – д.т.н., профессор (Омск, Россия);  
Иванчина Эмилия Дмитриевна – д.т.н., профессор (Томск, Россия);  
Лазарев Владислав Евгеньевич – д.т.н., профессор (Челябинск, Россия);  
Мягков, Леонид Львович – д.т.н., профессор (Москва, Россия);  
Янюшкин Александр Сергеевич – д.т.н., профессор (Чебоксары, Россия);  
Ребезов Максим Борисович – д.с/х.н., профессор (Москва, Россия).

---

За достоверность материалов и рекламы ответственность несут авторы и рекламодатели  
Редакция оставляет за собой право на отклонение материалов  
При использовании материалов журнала ссылка на журнал «Наука и техника Казахстана» обязательна

© Торайгыров университет

МРНТИ 55.49.29

<https://doi.org/10.48081/UNNA1041>**К. Т. Ахметов<sup>1</sup>, Х. Молдамурат<sup>2</sup>, У. Т. Касымов<sup>3</sup>, \*В. Е. Джундибаев<sup>4</sup>**

Евразийский национальный университет имени Л. Н. Гумилева,

Республика Казахстан, г. Астана

\* e-mail: [dzhundibayev\\_v@mail.ru](mailto:dzhundibayev_v@mail.ru)**ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРЕХСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СРЕДНЕГО КЛАССА**

*В данной статье рассматривается выбор оптимальных массогабаритных характеристик трехступенчатой ракеты-носителя среднего класса, предназначенного для вывода полезной нагрузки до 7,6 т. Впервые определены конструктивные параметры топливных баков, работающих на топливе СПГ - жидкий кислород, также определена оптимальная стартовая масса ракеты-носителя и его геометрические характеристики.*

*Статья состоит из трех основных частей: определение потребной характеристической скорости ракеты-носителя по заданным летным характеристикам; оптимальные характеристики отношения массы ракетных блоков к массе полезной нагрузки при помощи программы Mathcad; определение массогабаритных характеристик самой ракеты-носителя.*

*Впервые были определены массогабаритные и геометрические параметры ракеты-носителя с использованием нового вида топлива – сжиженный природный газ и жидкий кислород. По заданным летным характеристикам ракеты-носителя и массы полезной нагрузки впервые удалось определить стартовую массу ракеты-носителя, массогабаритные характеристики топливных баков, приборных, хвостовых отсеков ракетных блоках первой, второй и третьей ступени, а также объем головного обтекателя. Все это позволило сконструировать новую, простейшую трехступенчатую ракету-носителя, которое может выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку до 7,6 т с космодрома «Байконур».*

*Ключевые слова: ракета-носитель, топливо, сжиженный природный газ, функция ограничения, полезная нагрузка, характеристическая скорость, околоземная орбита.*

**Введение**

Развитие ракетно-космической техники в Казахстане совместно с РФ является наиболее актуальным направлением для исследования в области космоса, системы телекоммуникационных связей, дистанционного зондирования Земли территорий. К сожалению, на сегодняшний день, Казахская космическая отрасль находится не в самом благоприятном положении в мире виду отсутствия собственного

производства ракета-носителей, космических аппаратов, наземных комплексов и т.д. По причине того, что Казахстан располагает наличием космодрома Байконур [1–3], следует как можно больше уделять внимания к развитию данной отрасли.

Данная статья посвящена к конструктивному исследованию ракеты-носителя (далее, РН), в частности к определению первоначального облика трехступенчатой РН с применением нового вида топлива «сжиженный природный газ (СПГ) – жидкий кислород», которое в истории космической отрасли по сей день не применялись. Использование такого вида топлива обусловлено не только наличием на территории Казахстана запасов природного газа (Карачаганак, Тенгиз, Кашаган и т.д.), но и будет использоваться в качестве альтернативной замены вместо токсичных видов топлив, например, гептил, диметилгидразин, керосин Т-1, применяемых в РН Союз 2.1 (Россия), Falcon Heavy (США), LauncherOne (США), Nuri (Южная Корея), Firefly Alpha (США) и т.д. [4–7].

Статья состоит из четырех основных частей: определение потребной характеристической скорости РН; вывод уравнений функции ограничения в развернутом виде; определение параметров отношении массы топлива в ракетных блоках (далее, РБ) к массе полезной нагрузке при помощи программы Mathcad; определение оптимальных массогабаритных параметров РБ и стартовой массы РН.

#### Методы и материалы

Потребная характеристическая скорость РН. Одна из составляющих величин, необходимой для определения массы РБ является потребная характеристическая скорость [8, 9]. Она определяется как сумма всех составных скоростей по следующему выражению:

$$V_X^{номп} = V_{X_{ид}}^{номп} - (\Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P) \quad (1.1)$$

где  $V_{X_{ид}}^{номп}$  – идеальная потребная характеристическая скорость;

$\Delta V_G$  – потери скорости на преодоление силы тяжести Земли;

$\Delta V_A$  – потери скорости на преодоление аэродинамических сил сопротивления;

$\Delta V_P$  – потери скорости от противодавления на срезе сопла двигателя;

Для расчетов принимается среднее значение суммы всех потерь:

$$\Delta V_G + \Delta V_A + \Delta V_P = 450 \text{ м/с.}$$

Идеальную характеристическую скорость представляющее в выражении (1.1) представляет собой скорость, при котором не учитываются потери:

$$V_{X_{ид}}^{номп} = \sqrt{\frac{\mu_3}{r_{00}} \left( \frac{2 \cdot r_{00}}{R_3} - 1 \right)} \quad (1.2)$$

где  $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2$  – гравитационная постоянная Земли;  
 $R_3$  – радиус Земли;

$r_{oo} = H_{oo} + R_3$  – радиус-вектор опорной (круговой) орбиты. Это расстояние от центра Земли до околоземной орбиты КА;  
 $H_{oo}$  – высота опорной орбиты.

Для вывода полезной нагрузки на околоземную круговую орбиту высотой 200 км потребная характеристическая скорость составляет 7580 м/с, что приблизительно равняется первой космической скорости [10, 11].

Вывод целевой функции и составление функции ограничений для трёхступенчатой РН. Для того, чтобы получить функцию ограничений необходимо выполнить следующее условие. Располагаемая характеристическая скорость РН должна быть равна (или больше) потребной характеристической скорости, необходимой для вывода полезной нагрузки на орбиту:  $V_X^{расч} \geq V_X^{номп}$ , отсюда следует,

$$V_X^{номп} - V_X^{расч} \leq 0 \tag{1.3}$$

На основании формулы Циолковского:

$$V_X^{расч} = w_1 \cdot \ln z_1 + w_2 \cdot \ln z_2 + \dots + w_n \cdot \ln z_n \tag{1.4}$$

где,  $w_1, w_2, \dots, w_n$  и  $z_1, z_2, \dots, z_n$  – удельные импульсы и числа Циолковского соответствующих ступеней.

Следовательно, с учетом (1.4) функцию ограничений можно записать в общем виде:

$$V_X^{номп} - (w_1 \cdot \ln z_1 + w_2 \cdot \ln z_2 + \dots + w_n \cdot \ln z_n) \leq 0 \tag{1.5}$$

В аналитических вычислениях конкретно для трехступенчатой РН функцию ограничения приравниваем нулю, в виду равенства между потребной и располагаемых скоростей:

$$V_X^{номп} - w_1 \cdot \ln z_1 - w_2 \cdot \ln z_2 - w_3 \cdot \ln z_3 = 0 \tag{1.6}$$

Для того чтобы получить целевую функцию и функцию ограничений в полной формулировке проведем некоторые математические выводы.

В качестве исходной зависимости используем отношение стартовой массы РН  $m_0$  к массе полезной нагрузки  $m_{пн}$  :

$$P_0 = \frac{m_0}{m_{\text{ПН}}} \quad (1.7)$$

Стартовую массу РН можно представить в виде следующей суммы:

$$m_0 = m_{\text{ПН}} + \sum_{i=1}^N m_{\text{Б}i} \quad (1.8)$$

где  $m_{\text{ПН}}$  – масса полезной нагрузки;  
 $m_{\text{Б}i}$  – масса  $i$ -го РБ;  
 $N$  – количество РБ или ступеней в РН.

Подставляя выражение (1.8) в (1.7), получим:

$$P_0 = \frac{m_0}{m_{\text{ПН}}} = \frac{m_{\text{ПН}} + \sum_{i=1}^N m_{\text{Б}i}}{m_{\text{ПН}}} = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{m_{\text{Б}i}}{m_{\text{ПН}}} \quad (1.9)$$

Массу блока попытаемся выразить из следующего известного соотношения для конструктивной характеристики РБ:

$$s_i = \frac{m_{\text{Б}i}}{m_{\text{Б}i} - m_{\text{Т}i}} \quad (1.10)$$

где  $m_{\text{Т}i}$  – масса топлива  $i$ -го РБ.

Решая это уравнение относительно  $m_{\text{Б}i}$ , получим:

$$m_{\text{Б}i} = \frac{s_i}{s_i - 1} m_{\text{Т}i} \quad (1.11)$$

Подставляя выражение (1.11) в (1.9), получим:

$$P_0 = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot \frac{m_{\text{Т}i}}{m_{\text{ПН}}} \quad (1.12)$$

Введем обозначение

$$x_i = \frac{m_{\text{Т}i}}{m_{\text{ПН}}} \quad (1.13)$$

и приведем выражение (1.12) к виду:

$$P_0 = \frac{m_0}{m_{\text{ПН}}} = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i \quad (1.14)$$

Таким образом, полученное выражение представляет собой **целевая функция** для многоступенчатой РН:

$$P_0 = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i \tag{1.15}$$

где  $N$  – количество РБ в РН;

$s_i$  – конструктивная характеристика РБ.

Поскольку число Циолковского есть отношение начальной массы ступени к массе ступени после выработки топлива, то можно с учетом (1.7) и (1.13) можно записать:

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{T1}} = \frac{\frac{m_{01}}{m_{ПН}}}{\frac{m_{01}}{m_{ПН}} - \frac{m_{T1}}{m_{ПН}}} = \frac{P_0}{P_0 - \frac{m_{T1}}{m_{ПН}}} = \frac{P_0}{P_0 - x_1} \tag{1.16}$$

С учетом (1.15) окончательно получим:

$$z_1 = \frac{P_0}{P_0 - x_1} = \frac{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i - x_1} \tag{1.17}$$

Для трехступенчатой РН ( $N = 3$ ) первая ступень  $z_1$  :

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=1}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i - x_1} = \frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_1} \tag{1.18}$$

Также можно выразить через параметров  $x_i$  число Циолковского для второй ступени РН:

$$z_2 = \frac{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=2}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i - x_2} = \frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_2} \tag{1.19}$$

Для третьей ступени РН:

$$z_3 = \frac{1 + \sum_{i=3}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i}{1 + \sum_{i=3}^3 \frac{s_i}{s_i - 1} \cdot x_i - x_3} = \frac{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_3} \quad (1.20)$$

Подставляя выражения (1.18), (1.19) и (1.20) в (1.6), получаем функцию ограничений в развернутом виде:

$$V_x^{номп} - w_1 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_1}{s_1 - 1} \cdot x_1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_1} \right) - w_2 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_2}{s_2 - 1} \cdot x_2 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_2} \right) - w_3 \ln \left( \frac{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3}{1 + \frac{s_3}{s_3 - 1} \cdot x_3 - x_3} \right) = 0 \quad (1.15)$$

Кроме того, следует составить функции ограничений, исходя из реализуемых в настоящее время значений чисел Циолковского (по статистике) или из физических соображений. Это могут быть, например, следующие ограничения:

$$z_1 > 1...15; \quad z_2 > 1...10; \quad z_3 > 1...7 \quad (1.16)$$

### Результаты и обсуждения

Протокол расчета на программе Mathcad. В протоколе расчета принимается следующие исходные значения. Конструктивные характеристики для трехступенчатого РН среднего класса со схемой «смешанное соединение» принимается значений для первой ступени 10, второй ступени 20 и третьей ступени 3,5 [12].

Удельный импульс для топлива СПГ- жидкий кислород равняется в условиях Земли 3145 м/с (321 с) и в пустоте 3488 м/с (356 с) [13, 14].

Для оптимизации соотношения начальной массы РБ к массе полезной нагрузки принимается из конструктивных соображений начальных варьируемых значений  $x_1=20$ ,  $x_2= 10$ ;  $x_3= 3,8$  для данного типа РН.

Конструктивные характеристики:  $S1 := 10 \quad S2 := 20 \quad S3 := 3.5$

Масса полезной нагрузки:  $m_{pm} : 7.6$

Потребная характеристическая скорость, м/с:  $V_x := 7580$

Удельный импульс, м/с:  $W1 := 3145 \quad W2 := 3488 \quad W2 := 3488$



Начальные варьируемые значения:

$$X1 := 23 \quad X2 := 6$$

Целевая функция

$$f(X1, X2, X3) = 1 + \left(\frac{S1}{S1-1}\right) \cdot 20 + \left(\frac{S2}{S2-1}\right) \cdot 10 + \left(\frac{S3}{S3-1}\right) \cdot 3.8 = 39.069$$

Ограничения по числам Циолковского

- РБ первой ступени:

$$\frac{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X1} > 1;$$

$$\frac{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X1} \leq 15$$

- РБ второй ступени:

$$\frac{1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X2} > 1; \quad \frac{1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X2} \leq 10$$

- РБ третьей ступени:

$$\frac{1 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X3} > 1; \quad \frac{1 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X3} \leq 7$$

Ограничение по скорости для первой ступени:

$$W1 \cdot \ln \left( \frac{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X1} \right) = 3000$$

Ограничение по общему числу Циолковского:

$$Vx - W1 \cdot \ln \left( \frac{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S1}{S1-1} \cdot X1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X1} \right) -$$

$$- W2 \cdot \ln \left( \frac{1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S2}{S2-1} \cdot X2 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X2} \right) - W3 \cdot \ln \left( \frac{1 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3}{1 + \frac{S3}{S3-1} \cdot X3 - X3} \right) \leq 0$$

Функция минимизация:

$$Xm := \text{Minimize}(f, X1, X2, X3)$$

$$Xm := \begin{bmatrix} 33 \\ 11 \\ 4.18 \end{bmatrix}$$

$$Xm1 := 22 \quad Xm2 := 11 \quad Xm3 := 4.18$$

Таким образом путем оптимизации начальных масс РБ первой, второй и третьей ступени к массе полезной нагрузки составили  $x_1=33$ ,  $x_2=11$  и  $x_3=4,18$ .

Стартовая масса РН. После определения оптимальных параметров  $x_1$ ,  $x_2$  и  $x_3$  при заданных конструктивных характеристиках, определяются массы топлива в РБ и стартовая масса РН [15–19].

Масса топлива  $i$ -го ракетного блока:

$$m_{Ti} = m_{PH} x_i \quad (1.17)$$

Каждая масса РБ в РН характеризуется конструктивными характеристиками и зависит от содержания в нем массы топлива:

$$m_{Bi} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot m_{Ti} \quad (1.18)$$

Масса конструкции РБ характеризуется конструкцией РБ без содержания в нем топлива. Она определяется как разность между массы РБ и отсутствие в нем топлива:

$$m_{Ki} = m_{Bi} - m_{Ti} \quad (1.19)$$

При смешанном соединении РБ в РН первая ступень состоит из двух РБ. Эти РБ соединяются параллельно к РБ второй ступени, вторая ступень РБ соединяется последовательно с первой ступенью. Таким образом, в первой ступени массу топлива следует распределить между двумя РБ (по конструктивным характеристикам оба этих РБ равны):

$$m_{T1.1} = m_{T1.2} = \frac{m_{T1}}{2}$$

где  $m_{T1}$  – масса топлива в первой ступени.

Тогда, для первой ступени массы РБ и конструкции определяются:

$$m_{B1.1} = m_{B1.2} = \frac{s_i}{(s_i - 1)} \cdot m_{T1.1} \quad \text{и} \quad m_{K1.1} = m_{K1.2} = m_{B1.1} - m_{T1.1}$$

Стартовая масса РН определяется как сумма составляющих РБ и массы полезной нагрузки:

$$m_0 = m_{PH} + \sum_{i=1}^N m_{Bi} \tag{1.20}$$

При известных значениях составляющих масс РН дает возможность определить геометрические параметры.

Результаты вычислений оптимальных масс РБ, потребного количества топлива, конструкции и начальной массы и представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Массовые характеристики РН

Двуступенчатая РН	$m_{Ti}$ , Т	$m_{Bi}$ , Т	$m_{Ki}$ , Т	$m_0$ , Т
Первая ступень	125,4×2	139,3×2	13,93×2	–
Вторая ступень	83,60	88,0	4,40	–
Третья ступень	31,76	44,47	12,70	–
Стартовая масса	–	–	–	418

Геометрические параметры РН. Объем РН определяется из соображений массовых характеристик РБ. Например, для РН среднего класса объем его  $W_{PH}$  определяется как сумма объемов составных частей РН и полезной нагрузки:

$$W_{PH} = W_{ГО} + W_{B1} + W_{B2} + W_{B3}$$

где  $W_{ГО}$  – объём, занимаемый полезной нагрузкой;  
 $B_1$  – объёмы РБ первой ступени;

$W_{B_2}, W_{B_3}$  – объёмы, второй и третьей ступени;

*Объём РБ первой ступени.* В объёме первой ступени в двух РБ располагаются по одному топливным отсеков  $W_{ТО}$  и по одному хвостовых отсеков  $W_{ХО}$ , где располагаются ракетные двигатели. В свою очередь в топливном отсеке располагается по одному баку горючего и окислителя:

$$W_{B_{1.1}} = W_{B_{1.2}} = W_{ТО1.1} + W_{ХО1.1}$$

где  $W_{ТО1.1}$  – объём, занимаемый топливным отсеком в первой ступени;  
 $W_{ХО1.1}$  – объём, занимаемый хвостовым отсеком (с ДУ);

*Объём РБ второй ступени.* Объём второй ступени состоит из одного топливного отсека  $W_{ТО2}$  и одного хвостового отсека  $W_{ХО2}$ :

$$W_{B_2} = W_{ТО2} + W_{ХО2}$$

где  $W_{ТО2}$  – объём топливного отсека второй ступени;  
 $W_{ХО2}$  – объём хвостового отсека второй ступени.

*Объём РБ третьей ступени.* При расчете объёма РБ третьей ступени следует принять один переходной отсек служащей для соединения со второй ступенью, по одному топливному и хвостовому отсеку:

$$W_{B_3} = W_{ТО3} + W_{ХО3} + W_{ПерО}$$

где  $W_{ПерО}$  – объём переходного отсека.

$W_{ТО3}$  – объём топливного отсека третьей ступени.  
 $W_{ХО3}$  – объём хвостового отсека третьей ступени.

Объём головного обтекателя. Объём полезной нагрузки определяется по выражению:

$$W_{ПН} = \frac{m_{ПН}}{\rho_{ПН}} \quad (1.21)$$

где  $\rho_{ПН}$  – средняя плотность полезной нагрузки.

Средняя плотность полезной нагрузки зависит от ее назначения. В первом приближении можно принять следующие значения этой плотности: для

космических комплексов, выполняющих межпланетные полеты в пределах 150...300 кг/м<sup>3</sup>; для космических аппаратов, функционирующих на орбитах Земли – 300...700 кг/м<sup>3</sup>.

Объем головного обтекателя зависит от массы полезной нагрузки:

$$W_{ГО} = k_{ГО} \cdot W_{ПН} \quad (1.22)$$

где  $k_{ГО}$  – коэффициент, учитывающий неполноту заполнения головного обтекателя полезной нагрузкой;

$W_{ПН}$  – объем полезной нагрузки.

Для КА зондирования Земли можно принять  $k_{ГО} = 1,5...2,0$ , а для межпланетных космических комплексов, состоящего из разгонного блока, адаптеров и нескольких спутников, запускаемых одной РН принимается  $k_{ГО} = 2,0...3,0$ .

Для КА без разгонного блока, функционирующих на околоземной орбите плотность полезной нагрузки принимается среднее значение  $\rho_{ПН} = 500 \text{ кг/м}^3$ , а коэффициент головного обтекателя принимается среднее значение  $k_{ГО} = 1,75$ .

Длина головного обтекателя выбирается из геометрических соображений габаритных размеров полезной нагрузки. Примем для расчета КА с диаметром

Длина головного обтекателя выбирается из геометрических соображений размеров полезной нагрузки  $D_{ПН} = 2,5...3,0 \text{ м}$ .

$$L_{ГО} = \frac{4 \cdot W_{ГО}}{\pi D_{ГО}^2} \quad (1.23)$$

Объем приборных отсеков. Объем приборных отсеков следует рассчитывать только для последней ступени РН. Объем приборного отсека, установленного в одном из РБ последних ступеней РН, определяется:

$$W_{ПО} = \frac{m_{ПО}}{\rho_{ПО}} \quad (1.24)$$

где  $m_{ПО}$  – масса приборного отсека;

$\rho_{ПО}$  – средняя плотность приборного отсека, которая для приборов системы управления второй ступени РН составляет в среднем 225 кг/м<sup>3</sup>.

Масса приборного отсека:

$$m_{ПО} = \xi_{ПО} \cdot m_0 \quad (1.25)$$

где  $\xi_{ПО}$  – относительная масса приборного отсека по статистике равна 0,0008;

$m_0$  – стартовая масса РН.

С учетом стартовой массы РН в таблице 2 представлены оптимальные объемно-массовые характеристики составных частей РН.

Таблица 2 – Объемно-массовые характеристики РН

Объем ПН $W_{ПН}, \text{м}^3$	Объем ГО $W_{ГО}, \text{м}^3$	Длина ГО, м	Диаметр ГО, м	Объем ПО $W_{ПО}, \text{м}^3$	Масса ПО $m_{ПО}, \text{т}$
15,20	26,6	4,65	2,7	1,48	0,334

Объем топливных отсеков. Объем топливных отсеков каждого РБ можно определить исходя из известных значений объема топлива:

$$W_{ТОi} = k_{Ti} \cdot W_{Ti} \quad (1.26)$$

где  $W_{Ti}$  – объем топлива  $i$ -й ступени;

$k_{Ti}$  – коэффициент, учитывающий превышение объема топливного отсека над объемом топлива.

Коэффициент  $k_{Ti}$  характеризует степень совершенства топливного отсека и представляет собой отношение объема топливного отсека к объему компонентов топлива, расположенных в этом отсеке:

$$k_{Ti} = \frac{W_{ТОi}}{W_{Ок} + W_{Г}} \quad (1.27)$$

где  $W_{Ок}$  и  $W_{Г}$  – объемы окислителя и горючего соответственно.

Коэффициент  $k_{Ti}$  зависит от формы баков, от наличия в баках тоннельных трубопроводов, шаров-баллонов для хранения газа наддува, другой арматуры баков и так далее. Значения этого коэффициента лежат в пределах  $k_{Ti} = 1,15 \dots 1,3$ . Для РБ первой, второй и третьей ступени примем среднее значение коэффициента  $k_{Ti} = 1,2$ .

Объем топлива  $i$ -й ступени можно определить из значений массы топлива в РБ и средней плотности.

$$W_{Ti} = \frac{m_{Ti}}{\rho_{сп}} \quad (1.28)$$

где  $\rho_{спi}$  – средняя плотность топлива  $i$ -й ступени.

Средняя плотность топлива определяется с учетом коэффициента  $k$  при известных значениях плотностей веществ:

$$\rho_{сп} = \frac{m_{Ок} + m_{Г}}{V_{Ок} + V_{Г}} = \frac{\rho_{Ок} \rho_{Г} (k+1)}{k \rho_{Г} + \rho_{Ок}} \quad (1.29)$$

где  $\rho_{Ок}$  и  $\rho_{Г}$  – плотность окислителя и горючего соответственно;

$k$  – коэффициент отношения массы окислителя к массе горючего.

По статистике  $k = 3,5$  для компонентов топлива СПГ-жидкий кислород. Плотность жидкого кислорода:  $\rho_{ок} = 1141 \text{ кг/м}^3$ , СПГ:  $\rho_T = 450 \text{ кг/м}^3$  [20]. Таким образом, для данного вида топлива СПГ-жидкий кислород средняя плотность составило  $\rho_{сп} = 850 \text{ кг/м}^3$ .

Результаты объемных характеристик топлива и занимаемых объемами топливных отсеков в РБ представлены в таблице 3.

Таблица 3 – Объемные характеристики топливных отсеков РН

Объем топлива первой ступени	Объем топлива второй ступени	Объем топлива третьей ступени	Объем ТО первой ступени	Объем ТО второй ступени	Объем ТО третьей ступени
$W_{T1}, \text{ м}^3$	$W_{T2}, \text{ м}^3$	$W_{T3}, \text{ м}^3$	$W_{TO1}, \text{ м}^3$	$W_{TO2}, \text{ м}^3$	$W_{TO3}, \text{ м}^3$
147,53×2	98,35	37,36	177,03×2	118,02	44,83

Объем хвостовых и переходных отсеков. Суммарный объем, занимаемый хвостовыми и переходными отсеками с двигательными установками всех ступеней РН, рассчитывается в первом приближении как доля от объема всей ракеты, то есть

$$\sum W_{ГО} + \sum W_{ПО} + \sum W_{ТО} = k_{ХО} \cdot W_{РН} \tag{1.30}$$

где  $k_{ХО} = 0,15$  – статистический коэффициент, показывающий, какую долю объема занимают хвостовые и переходные отсеки от объема РН.

Для трехступенчатой РН среднего класса определены четыре объема топливных отсеков, один приборный отсек и один головной обтекатель. Таким образом, из выражения (1.29) объем РН равен:

$$W_{РН} = \frac{W_{ГО} + W_{ТО1} + W_{ТО2} + W_{ТО3} + W_{ПО}}{1 - k_{ХО}}$$

Подставляя численные значений определим  $W_{РН}$ . Тогда суммарный объем хвостовых и переходных отсеков равняется:

$$W_{ПерО} + W_{ХО1} + W_{ХО2} + W_{ХО3} = k_{ХО} \cdot W_{РН}$$

Геометрические размеры РН. Для трехступенчатого РН по своей конструкции принимаем диаметр первой и второй ступени равными. Объем РБ равен произведению площади сечения корпуса на его длину:

$$W_{PE_i} = \frac{\pi D_{PE_i}^2}{4} L_{PE_i} \quad (1.31)$$

По прототипу РН «Союз 5.3» относительное удлинение РБ первой ступени:  $\lambda_1 = L_{PE_1}/D_{PE_1} = 9,5$ , для второй  $\lambda_2 = L_{PE_2}/D_{PE_2} = 11,5$  и третьей ступени  $\lambda_3 = L_{PE_3}/D_{PE_3} = 4,5$ . Тогда выражение (1.31) можно представить в следующем виде:  $D_{PE_i} = \sqrt[3]{4 \cdot W_{PE_i} / \pi \cdot \lambda_i}$ .

В трехступенчатом РН имеется четыре хвостовых отсеков, два из них в первой ступени, один во второй ступени и четвертый в третьей ступени. Для первой ступени объем хвостовых отсеков для двух РБ занимает 50 % от суммы хвостовых и переходных отсеков, для второй ступени объем хвостового отсека занимает 25 %, для третьей ступени 15 %, остальное 10 % занимает переходной отсек. С учетом того, что каждый РБ состоит из топливного и хвостового отсека определяется их суммарный объем РБ:

$$W_{PE_i} = W_{TO} + W_{ХО}$$

При известных значениях диаметров РБ и относительных удлинений определяются длины РБ  $L_{PE_i} = \lambda_i D_{PE_i}$ .

Объем РН определяется как сумма составляющих РБ, головного обтекателя и переходного отсека:

$$W_{РН} = W_{PE_1} + W_{PE_2} + W_{PE_3} + W_{ПерО} + W_{ГО}$$

Длина трехступенчатого РН состоит из РБ второй, третьей ступени с головным обтекателем, а ширина его состоит из диаметров первых двух ступеней РН.

Результаты расчетов геометрических параметров приведены в таблицы 4 и 5.

Таблица 4 – Объемно-габаритные характеристики РБ и составных отсеков

Первая ступень (два РБ)			Вторая ступень			Третья ступень		
$W_{PE_1}, \text{ м}^3$	$D_{PE1}, \text{ м}$	$L_{PE1}, \text{ м}$	$W_{PE_2}, \text{ м}^3$	$D_{PE2}, \text{ м}$	$L_{PE2}, \text{ м}$	$W_{PE_3}, \text{ м}^3$	$L_{PE3}, \text{ м}$	$L_{PE3}, \text{ м}$
197,28	3,0	28,5	138,27	2,5	28,75	57,0	2,5	11,25

Таблица 5 – Объемно-габаритные характеристики РН

Сумма хвостовых и переходных отсеков $k_{ХО} \cdot W_{РН}, \text{ м}^3$	Объем РН $W_{РН}, \text{ м}^3$	Ширина РН $B_{РН}, \text{ м}$	Длина РН $L_{РН}, \text{ м}$
81,0	624,5	8,5	44,65

По результатам расчета приведен эскиз трехступенчатой РН, которое представлено на рисунке 1. Следует отметить, что данный расчет носит



приближенный характер для определения первоначального облика трехступенчатого РН способный выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку до 7,6 т.

Учитывая тот факт, что в реальности РН разрабатываются целыми институтами, научно-структурными подразделениями, в ней не были учтены множество факторов, а именно прочностные характеристики конструкции, схемы разделения ступеней РБ, автоматическое отделение головного обтекателя и системы вывода КА на орбиту, крепления топливных баков, размещение приборного отсека и многое другое виду их сложности.

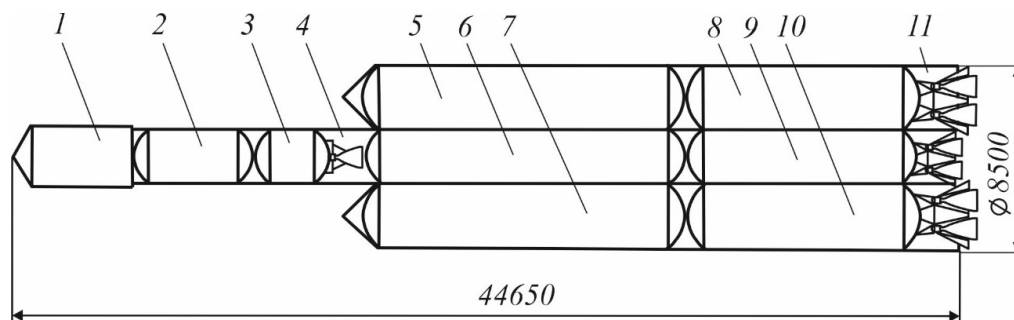


Рисунок 1 – Трехступенчатый РН среднего класса

1 – головной обтекатель с полезной нагрузкой; 2, 3 – баки окислителя и горючего третьей ступени; 4 – переходной отсек; 5, 7, 8, 10 – баки окислителя и горючего первой ступени; 6, 9 – баки окислителя и горючего второй ступени; 11 – хвостовые отсеки

### Выводы

Впервые были определены массогабаритные и геометрические параметры РН с использованием нового вида топлива – сжиженный природный газ и жидкий кислород. По заданным летным характеристикам РН и массы полезной нагрузки впервые удалось определить стартовую массу РН, массогабаритные характеристики топливных баков, приборных, хвостовых отсеков РБ первой, второй и третьей ступени, а также объем головного обтекателя. Все это позволило сконструировать новую, простейшую трехступенчатую РН, которое может выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку до 7,6 т с космодрома «Байконур».

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1 **Железняков, А. Б.** «Космические гавани» планеты. Часть 1. Космодромы России. – Научно-технические ведомости СПбПУ. – № 3. – 2014 г. – с. 14-21.
- 2 Космонавтика : Энциклопедия // гл. ред. В. П. Глушко; редколлегия: В. П. Бармин и др. – М. : Сов. Энциклопедия, 1985. – 526 с.
- 3 **Маронов, П. А.** Космодромы мира. – М. : FastBook Publishing, 2011 г. – 136 с.

4 **Zak, A.** Russia in space. The past explained, the future explored. Apogee Prime. Great Britain. – 2013. – ISBN 978-1926837-25-3

5 **Elon, M., Hans, K., Gwynne G.** The Falcon Launch Vehicle – An Attempt at Making Access to Space More Affordable, Reliable and Pleasant // 17th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. – Logan, Utah : Utah State University, 2020.

6 **Seo, D.** Staging and Mission Design of a Two-Staged Small Launch Vehicle Based on the Liquid Rocket Engine Technology // Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2022. – 50(4). – P. 277–285. – DOI 10.5139/JKSAS.2022.50.4.277

7 **Kwon, K., Lee, K.** A Study on the Applicability of Air Launch Vehicle. – 2022. – 50(4). – P. 203–214. – DOI 10.5139/JKSAS.2022.50.3.203.

8 **Волоцуев, В. В.** Введение в проектирование, конструирование и производство ракет. – Самара : Изд-во Самарского ун-та, 2017. – 88 с.

9 **Волоцуев, В. В., Ткаченко, И. С.** Введение в проектирование космических аппаратов. – Самара : Изд-во Самарского университета, 2018. – 144 с.

10 **Прохоров, А. М.** Космические скорости. Физическая энциклопедия. – М. : Советская энциклопедия, 1990. – Т. 2. – 704 с.

11 **Паничкин, Н. И.** Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов. – М. : Машиностроение, 1986. – 344 с.

12 **Куренков, В. И., Юмашев, Л. П.** Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей. – М. : СГАУ им. С. П. Королева, 2005. – 240 с.

13 **Куренков, В. И.** Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 2. Основы проектирования ракет-носителей. – Самара : Изд-во Самарского ун-та, 2012. – 304 с.

14 РД-0169 [электронный ресурс]. – <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%94-0169> (Дата обращения: 08.12.2022).

15 **Куренков, В. И., Панков, А. А.** Основы автоматизированного проектирования. – М. : СГАУ им. С. П. Королева, 2012, – 240 с.

16 **Юмашев, Л. П.** Устройство ракет-носителей. – М. : СГАУ им. С. П. Королева, 1999, – 190 с.

17 **Юмашев, Л. П.** Арматура баков ракет. – М. : Самарский авиац. ин-т, 1991, – 32 с.

18 **Сердюк, К. В.** Транспортные средства обеспечения космических программ. / под ред. акад. В. П. Мишина . – Итоги науки и техники. Серия «Ракетостроение и космическая техника». – М. : ВИНТИ, 1990. – 276 с.

19 **Мишина, В. П.** Основы конструирования ракет-носителей. Учебник для студентов вузов. – М. : Машиностроение, 1991. – 416 с.

20 Сжиженный природный газ. [электронный ресурс] – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (Дата обращения 08.12.2022).

## REFERENCES

- 1 **Jelezniakov, A. B.** «Kosmicheskiye gavani» planety [«Space havens» of the planet]. Part 1. Russian spaceports // Scientific and technical statements. – № 3. – 2014. – P. 14–21.
- 2 Kosmonavtika [Cosmonautics]: Encyclopedia / Ch. ed. V.P. Glushko; editorial board: V. P. Barmin and others. – Publishing house of Soviet encyclopedia, 1985. – 526 p.
- 3 **Maronov, P. A.** Kosmodromy mira [Spaceports of the world]. – Publishing house: FastBook Publishing, 2011. – 136 p.
- 4 **Zak, A.** Russia in space. The past explained, the future explored. Apogee Prime. Great Britain. – 2013. – ISBN 978-1926837-25-3.
- 5 **Elon, M., Hans, K., Gwynne G.** The Falcon Launch Vehicle – An Attempt at Making Access to Space More Affordable, Reliable and Pleasant. 17th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. – Logan, Utah: Utah State University, 2020.
- 6 **Seo, D.** Staging and Mission Design of a Two-Staged Small Launch Vehicle Based on the Liquid Rocket Engine Technology // Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences. – 2022. – 50(4). – P. 277–285. DOI 10.5139/JKSAS.2022.50.4.277
- 7 **Kwon, K., Lee, K.** A Study on the Applicability of Air Launch Vehicle. – 2022. – 50(4). – P. 203–214. – DOI 10.5139/JKSAS.2022.50.3.203.
- 8 **Volotsuev, V. V.** Vvedeniye v proyektirovaniye, konstruirovaniye i proizvodstvo raket [An introduction to the design, construction and manufacture of missiles]. – Samara : Publishing House of Samara University, 2017. – 88 p.
- 9 **Volotsuev, V. V., Tkachenko, I. S.** Vvedeniye v proyektirovaniye kosmicheskikh apparatov [Introduction to the design of spacecraft]. – Samara : Publishing House of Samara University, 2018. – 144 p.
- 10 **Prokhorov, A. M.** Kosmicheskiye skorosti. Fizicheskaya entsiklopediya [Space speeds. Physical encyclopedia]. – Publishing House of Soviet encyclopedia, 1990. – V. 2. – 704 p.
- 11 **Panichkin, N. I.** Konstruktsiya i proyektirovaniye kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Design and design of spacecraft]. – Publishing House of mechanical engineering, 1986. – 344 p.
- 12 **Kurenkov, V. I., Yumashev, L. P.** Vybor osnovnykh proyektnykh kharakteristik i konstruktivnogo oblika raket-nositeley [Selection of the main design characteristics and constructive appearance of launch vehicles]. – Samara : Publishing House of Samara University, 2005. – 240 p.
- 13 **Kurenkov, V. I.** Konstruktsiya i proyektirovaniye izdeliy raketno- kosmicheskoy tekhniki [Construction and design of products of rocket and space technology]. Part 2. Fundamentals of designing launch vehicles. – Samara : Publishing House of Samara University, 2012. – 304 p.
- 14 ПД-0169 [electronic resource]. – <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%94-0169> (Data of access: 08.12.2022).

15 **Kurenkov, V. I., Pankov, A. A.** Osnovy avtomatizirovannogo proyektirovaniya [Fundamentals of computer-aided design]. – Samara : Publishing House of Samara University, 2012. – 240 p.

16 **Yumashev, L. P.** Ustroystvo raket-nositeley [Launch vehicle device]. – Samara : Publishing House of Samara University, 1999. – 190 p.

17 **Yumashev, L. P.** Armatura bakov raket [Rocket tank fittings]. – M. : Samara Aviation Institute, 1991. – 32 p.

18 **Serdyuk, K. V.** Transportnyye sredstva obespecheniya kosmicheskikh programm [Vehicles for space programs]. / ed. Acad. V. P. Mishina. – Results of science and technology. Series «Rocket science and space technology». – Publishing House of All-Russian Institute of Scientific and Technical Information RAS, 1990 – 276 p.

19 **Mishina, V. P.** Osnovy konstruirovaniya raket-nositeley [Fundamentals of the design of launch vehicles]. Textbook for students of higher educational institutions. – Publishing House of Mechanical Engineering, 1991 – 416 p.

20 Szhizhenny`j prirodny`j gaz [Liquefied natural gas]: [Electronic resource] – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (Date of access 08.12.2022).

Материал поступил в редакцию 06.02.23

**К. Т. Ахметов<sup>1</sup>, Х. Молдамурат<sup>2</sup>, У. Т. Касымов<sup>3</sup>, \*В. Е. Джундибаев<sup>4</sup>**

<sup>1,2,3,4</sup>Л. Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті,

Қазақстан Республикасы, Астана қ.

Материал 06.02.23 баспаға түсті.

### **ҮШ САТЫЛЫ ОРТА КЛАСТЫ ЗЫМЫРАН ТАСЫҒЫШТЫҢ ОҢТАЙЛЫ МАССАЛЫҚ СИПАТТАМАЛАРЫН ТАҢДАУ**

*Бұл мақалада пайдалы жүктемені 7,6 тоннаға дейін шығаруға арналған үш сатылы орта деңгейлі зымыран тасығыштың оңтайлы массалық сипаттамаларын таңдау қарастырылған. алғаш рет сұйытылған табиғи газ – сұйық оттегі отынымен жұмыс істейтін отын бактарының құрылымдық параметрлері анықталды, сонымен қатар зымыран тасығыштың оңтайлы бастапқы массасы және оның геометриялық сипаттамалары анықталды.*

*Мақала үш негізгі бөліктен тұрады: берілген ұшу сипаттамалары бойынша зымыран тасығыштың қажетті сипаттамалық жылдамдығын анықтау; оңтайлы сипаттамалары Mathcad бағдарламасының көмегімен зымыран блоктарының массасының пайдалы жүктеме массасына қатынасы есептеу; зымыран тасығыштың массалық-геометриялық параметрлерді анықтау.*

*Алғаш рет отынның жаңа түрін-сұйытылған табиғи газды және сұйық оттегін қолдана отырып, зымыран тасығыштың массалық және геометриялық параметрлері анықталды. Зымыран тасығыштың берілген ұшу сипаттамаларына және пайдалы жүктеме массасына сәйкес алғаш рет зымыран тасығыштың бастапқы массасын, отын бактарының, аспаптық, бірінші, екінші және үшінші сатыдағы зымыран блоктарының*

құйрық бөліктерінің массалық габариттік сипаттамаларын, сондай-ақ бас қаптаманың көлемін анықтауға мүмкіндік туды. Мұның бәрі «Байқоңыр» гарыш айлағынан 7,6 тоннаға дейін пайдалы жүктемені жер орбитасына шығара алатын жаңа, қарапайым үш сатылы зымыран тасығышты жасауға мүмкіндік берді.

*Кілтті сөздер:* зымыран тасығыш, отын, сұйытылған табиғи газ, шектеу функциясы, пайдалы жүктеме, сипаттамалық жылдамдық, жер орбитасы.

**K. T. Akhmetov<sup>1</sup>, Kh. Moldamurat<sup>2</sup>, U. T. Kasymov<sup>3</sup>, \*V. E. Dzhundibaev<sup>4</sup>**

<sup>1,2,3,4</sup>L. N. Gumilyov, Eurasian National University, Kazakhstan, Astana

Material received on 06.02.23

### **CHOICE OF OPTIMAL WEIGHT AND DIMENSIONAL CHARACTERISTICS OF A THREE-STAGE MIDDLE-CLASS LAUNCH ROCKET**

*This article discusses the choice of optimal small-sized characteristics of a three-stage medium-class launch vehicle designed to launch a payload of up to 7.6 tons.*

*The article consists of three main parts: determination of the required characteristic speed of the launch vehicle according to the given flight characteristics; optimal characteristics of the ratio of the mass of rocket blocks to the mass of the payload using the Mathcad program; determination of the weight and size characteristics of the launch vehicle itself.*

*For the first time, the mass-dimensional and geometric parameters of the launch vehicle were determined using a new type of fuel – liquefied natural gas and liquid oxygen. According to the specified flight characteristics of the launch vehicle and the payload mass, it was possible for the first time to determine the launch mass of the launch vehicle, the weight and size characteristics of the fuel tanks, instrument, tail compartments of the rocket blocks of the first, second and third stages, as well as the volume of the head fairing. All this made it possible to design a new, simplest three-stage launch vehicle that can launch a payload of up to 7.6 tons from the Baikonur cosmodrome into near-Earth orbit.*

*Keywords:* launch vehicle, propellant, liquefied natural gas, constraint function, payload, characteristic velocity, near-Earth orbit.

Теруге 06.02.23 ж. жіберілді. Басуға 30.03.23 ж. қол қойылды.

Электрондық баспа

5,07 Mb RAM

Шартты баспа табағы 1,09 Таралымы 300 дана. Бағасы келісім бойынша.

Компьютерде беттеген: Е. Е. Калихан

Корректор: А. Р. Омарова, Д. А. Кожас

Тапсырыс № 3998

«Toraighyrov University» баспасынан басылып шығарылған

Торайғыров университеті

140008, Павлодар қ., Ломов көш., 64, 137 каб.

«Toraighyrov University» баспасы

Торайғыров университеті

140008, Павлодар қ., Ломов к., 64, 137 каб.

67-36-69

e-mail: [kereku@tou.edu.kz](mailto:kereku@tou.edu.kz)

[nitk.tou.edu.kz](http://nitk.tou.edu.kz)