

Научная статья
УДК 629.78
DOI: 10.34759/vst-2023-2-70-77

СИНТЕЗ РАЦИОНАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ МАЛОГО РАЗГОННОГО БЛОКА НА ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

Анатолий Витальевич Шаповалов¹✉, Георгий Александрович Щеглов²

^{1,2} Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,

Москва, Россия

¹shapovalovav@bmstu.ru✉

²shcheglov_ga@bmstu.ru

Аннотация. Рассмотрены особенности компоновки малого разгонного блока на газообразных компонентах топлива. Целью работы является поиск новой компоновочной схемы с уменьшенным габаритом по продольной оси. В схеме вместо торобаллона используются баллоны с прямолинейной осью. С применением геометрической модели проанализированы возможные схемы размещения основных компоновочных элементов – баллонов высокого давления. На основе проведенного анализа предложен рациональный вариант конструктивно-компоновочной схемы разгонного блока, в которой используются две пары цилиндрических баллонов со сферическими днищами. По сравнению с имеющимся вариантом, габарит новой схемы уменьшен на 40% по продольной оси. Уменьшенный на 20% объем баллонов может быть компенсирован увеличением давления заправки.

Ключевые слова: малый разгонный блок, синтез компоновочной схемы, твердотельное геометрическое моделирование, компоновка баллонов высокого давления

Для цитирования: Шаповалов А.В., Щеглов Г.А. Синтез рациональной компоновки малого разгонного блока на газообразных компонентах топлива // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 70–77. DOI: 10.34759/vst-2023-2-70-77

Original article

RATIONAL LAYOUT SYNTHESIS OF THE UPPER STAGE RUNNING ON GASEOUS COMPONENTS

Anatolii V. Shapovalov¹✉, Georgii A. Shcheglov²

^{1,2} Bauman Moscow State Technical University (BMSTU),

Moscow, Russia

¹shapovalovav@bmstu.ru✉

²shcheglov_ga@bmstu.ru

Abstract

The small upper stage (SUS) is a new type of technology being developed in the world since early 2010s to solve the problem of launch vehicles and payloads disproportionality, as well as provide peripheral launch services. Such spacecraft are launched as a part of a cluster launch, separate from the launch vehicle and, maneuvering independently, form the orbits micro and nano-satellites located on them. The article considers the layout specifics of upper stage running on the gaseous fuel components. The purpose of the article consists in searching for a new layout scheme of reduced size over the longitudinal axis, in which the tanks with the rectilinear axis are employed instead of toroid tanks. The gaseous Oxygen–Methane propellant propulsion system was selected for the SUS and the original “Sphere–Toroid” layout scheme was applied. The spherical tank of 87 liters capacity is being used for methane storage, and toroid tank of 158 liters capacity is for the oxygen storage. The main engine is inside the central orifice of the toroid tank. The possible schemes of the main configuration items, namely high-pressure tanks, placing were analyzed using geometrical model. Mathematical dependences expressed in a system of linear algebraic equations are obtained. The equations show the design parameters range that may be applied to design the new SUS layout scheme. Based on the analysis, both rational design option and the

small upper stage layout scheme on its basis are proposed, which employs two pairs of spherical bottom cylindrical tanks. Compared to the original design, the new scheme is reduced by 40% along the longitudinal axis. The 20% reduction of cylinders volume new layout-may be compensated by a fuel pressure increase. The results of the study were applied while the new design-layout scheme of the “BOT” (Bauman Orbital Tractor) SUS development. The activities on the “BOT” SUS development are in full strength according to the ANO “Aeronet Center” technical requirements in the framework of the National Technological Initiative contest since 2020.

Keywords: small upper stage, solid-state modeling, high-pressure gas tank layout, layout scheme design

For citation: Shapovalov A.V., Shcheglov G.A. Rational Layout Synthesis of the Upper Stage Running on Gaseous Components. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 70-77. DOI: 10.34759/vst-2023-2-70-77

Введение

В мировой космической индустрии актуальной является тенденция миниатюризации космических аппаратов (КА). На основе малых КА строятся многоспутниковые группировки, так называемые созвездия, состоящие из сотен и тысяч аппаратов, равномерно распределенных на низких околоземных орбитах [1, 2]. От мини-спутников (массой 100 ... 500 кг) конструкторы переходят к эксплуатации микроспутников (массой 10 ... 100 кг) и наноспутников (массой 1 ... 10 кг) [3, 4]. Выведение на орбиту малых и сверхмалых полезных нагрузок производится, как правило, кластерными пусками с использованием ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) среднего класса. Число одновременно запущенных спутников приближается к 150, что существенно осложняет оказание услуги выведения. Например, ограниченное число включений двигателя разгонного блока затрудняет формирование индивидуальных орбит и фазирование спутников. Необходимость набрать нужное для рентабельного пуска РН количество КА увеличивает время ожидания запуска. В целом описанную проблему можно назвать проблемой несоответствия существующих средств выведения и перспективных полезных нагрузок.

Одним из путей разрешения указанной проблемы может стать разработка новых средств выведения: РН сверхлегкого класса и малых разгонных блоков [5]. Другим подходом к решению проблемы является оказание периферийных пусковых услуг при кластерном пуске с использованием малого разгонного блока

в составе РБ среднего класса [6]. Подобные аппараты запускаются в составе кластерного пуска, отделяются от РН и, самостоятельно маневрируя, формируют орбиты расположенных на них микро- и наноспутников. Данная концепция показывает свою эффективность в уже осуществленных пусках ракеты-носителя Falcon 9 серии Transporter.

Таким образом, малый разгонный блок (МРБ) – это востребованный на рынке новый вид техники, разрабатываемый в мире с начала 2010-х годов. В настоящее время эксплуатируются пять малых разгонных блоков американского и европейского производства: SHERPA [7], ION [8] и Vigoride [9], Orbiter [10], Chimera LEO [11]. В стадии разработки находятся еще три проекта: Exolaunch [12], Exotrail [13], SAB launchservices [14]. Примеры компоновки зарубежных МРБ показаны на рис. 1.

Следует отметить, что отечественных аналогов данных аппаратов в настоящее время не существует и создание МРБ является актуальной задачей [15]. На разработку МРБ был объявлен конкурс некоммерческой организацией «Национальная технологическая инициатива». Согласно техническому заданию, МРБ стартовой массой 80 кг должен осуществлять компланарный перевод полезной нагрузки (ПН) массой 150 кг с околоземной круговой орбиты высотой 500 км на круговую орбиту высотой от 800 до 1500 км. При наличии достаточного запаса характеристической скорости, желателен перевод ПН с круговой околоземной орбиты высотой 500 км на отлетную траекторию к

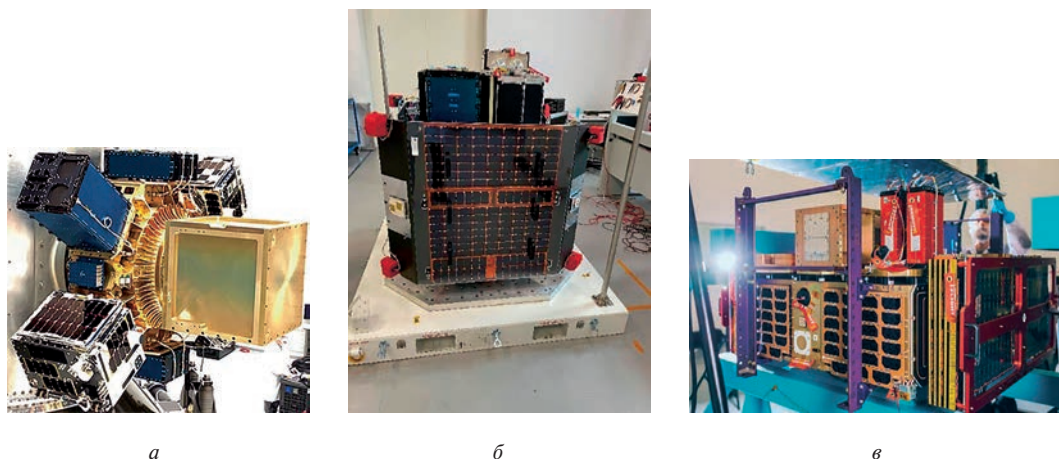


Рис. 1. Малые разгонные блоки: а – SHERPA; б – ION, в – Vigoride

Луне. Габаритные размеры МРБ должны обеспечивать возможность его установки в головной обтекатель с диаметром зоны полезного груза 1,2 м. По правилам конкурса, в качестве горючего не могут быть использованы жидкий водород, несимметричный диметилгидразин, гидразины, а в качестве окислителя не могут быть использованы перекись водорода, азотный тетраоксид. Технические решения, заложенные в проект, должны обеспечивать высокую экономическую эффективность МРБ. По данному техническому заданию с 2020 года МГТУ им. Н.Э. Баумана разрабатывает МРБ «БОТ» (Бауманский орбитальный тягач). Представленная работа выполнена в рамках указанного конкурса [16].

Выбор конструктивно-компоновочной схемы РБ определяется прежде всего его двигательной установкой [5]. По результатам функционально-стоимостного анализа для МРБ была выбрана двигательная установка на газообразных компонентах топлива [17]. Подобные двигательные установки эффективны для малых КА [18]. Следует отметить, что при уменьшении абсолютной величины массы КА, оснащенного двигательной установкой, отношение сухой массы к массе заправленного аппарата возрастает. В этих условиях традиционный подход, основанный только на анализе массы конструкции, не приводит к получению оптимальных технических решений [19]. Выбор рациональной компоновки определяется в наибольшей степени анализом объема, а не массы, поскольку доступный объем часто является более серьезным ограничением для небольшого спутника. Другими основными ограничениями являются надежность и стоимость конструкции.

Для использования в составе МРБ наиболее целесообразным оказалось применение топливной пары «кислород – метан» [20]. Массовая сводка МРБ приведена в табл. 1. Видно, что при массе заправленного аппарата 80 кг доля сухой массы превышает 46%. Расчеты показывают, что при использовании газообразных компонентов уменьшение сухой массы двигательной установки за счет исключения вытеснительной системы подачи (отказа от шаробаллона, мешков или мембран в баках, а также элементов пневмосистемы) компенсируется увеличением массы баллонов для хранения газов (в случае использования композитных

баллонов основная доля массы при этом приходится на закладные фитинги и лейнер). При этом отказ от вытеснительной системы повышает надежность и уменьшает стоимость МРБ, а также позволяет снизить гарантированные остатки топлива и исключить динамические воздействия от колебаний жидкости в баках в процессе управления аппаратом.

Основными компоновочными элементами МРБ оказываются баллоны высокого давления, в которых хранятся компоненты топлива. На рис. 2 показана первоначальная компоновочная схема МРБ «БОТ», в которой шаробаллон емкостью 87 л используется для хранения метана, а торобаллон объемом 158 л – для хранения кислорода [17]. Маршевый двигатель расположен внутри центрального отверстия тора.

При дальнейшей проработке проекта проявилось несколько недостатков предложенной компоновки. Во-первых, габарит МРБ по продольной оси (0,805 м,

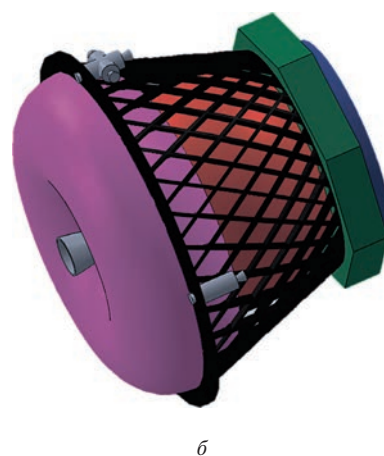
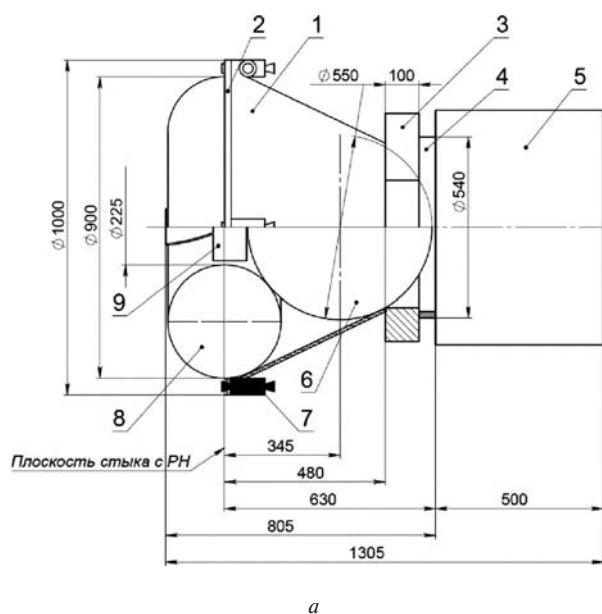


Рис. 2. Исходная компоновочная схема МРБ [17]:
 а – чертеж; б – геометрическая модель;
 1 – корпус; 2 – силовой шпангоут интерфейса РН; 3 – агрегатный отсек; 4 – интерфейс с ПН; 5 – ПН; 6 – шаробаллон с газообразным метаном; 7 – двигатели реактивной системы управления на холодном газе; 8 – торобаллон с газообразным кислородом; 9 – маршевая двигательная установка

Таблица 1

Массовая сводка МРБ на газообразных компонентах

Наименование элемента	Масса, кг
Агрегатный отсек	10,0
Конструкция	5,0
Шаробаллон	7,6
Торобаллон	7,5
Резерв массы	7,0
Сухая масса МРБ	37,1
Окислитель, газообразный кислород	35,5
Горючее, газообразный метан	7,4
Стартовая масса МРБ	80,0

см. рис. 2,а) существенно ограничивает зону полезного груза под обтекателем сверхлегкой РН. Во-вторых, производство баллонов из композитных материалов в форме тора [21] требуемых габаритов в настоящее время сильно затруднено из-за отсутствия технологического оборудования, что может существенно повысить стоимость МРБ. Наиболее освоенная технология производства композитных баллонов — это намотка осесимметричных тел вращения с прямолинейной осью на металлический или пластиковый лейнер. Промышленностью серийно производятся сферические и цилиндрические баллоны.

Целью данной работы является поиск новой компоновочной схемы МРБ с уменьшенным габаритом по продольной оси, в которой вместо торобаллона используются баллоны с прямолинейной осью.

Синтез компоновочной схемы

На первом этапе работы производился поиск способа замены исходного торобаллона эквивалентной компоновкой нескольких баллонов в форме тел вращения с прямолинейной осью, которая обладала бы максимальным коэффициентом использования объема

$$K_T = \frac{V_\Sigma}{V_T}, \tag{1}$$

Здесь V_Σ — суммарный объем баллонов, вписанных в тор; $V_T = 2\pi^2(R - r)r^2$ — объем исходного тора, где R — внешний радиус тора (радиус описанного цилиндра), r — радиус образующей тора.

В ходе исследования было рассмотрено несколько вариантов компоновки, коэффициенты K_T для кото-

рых, найденные с использованием программы геометрического моделирования, указаны в табл. 2.

Простейшая компоновка из шести одинаковых шаробаллонов, показанная на рис. 3,а, имеет минимальный коэффициент использования объема. Увеличить коэффициент позволяет компоновка с использованием баллонов типа «закрытый тор», у которых образующая представляет собой дугу, корадальную окружности наибольшего радиуса тора R . Такие баллоны имеют торовую поверхность и сферические днища. Компоновки с различным числом баллонов типа «закрытый тор» показаны на рис. 3,б–г. Из табл. 2 следует, что наилучшей является компоновка с четырьмя баллонами (рис. 3,в).

Замена тора четырьмя отдельными баллонами позволяет повысить компактность компоновки МРБ благодаря размещению компонентов топлива в оппозиционно расположенных баллонах, что дает возможность

Таблица 2

Параметры компоновочных схем

Вариант (см. рис. 3)	Наименование	K_T
а	6 шаробаллонов	0,53
б	3 баллона типа «закрытый тор»	0,65
в	4 баллона типа «закрытый тор»	0,70
г	5 баллонов типа «закрытый тор»	0,63
д	2 × 2 баллона типа «закрытый тор»	0,70
е	2 цилиндрических баллона и 2 шаробаллона	0,67

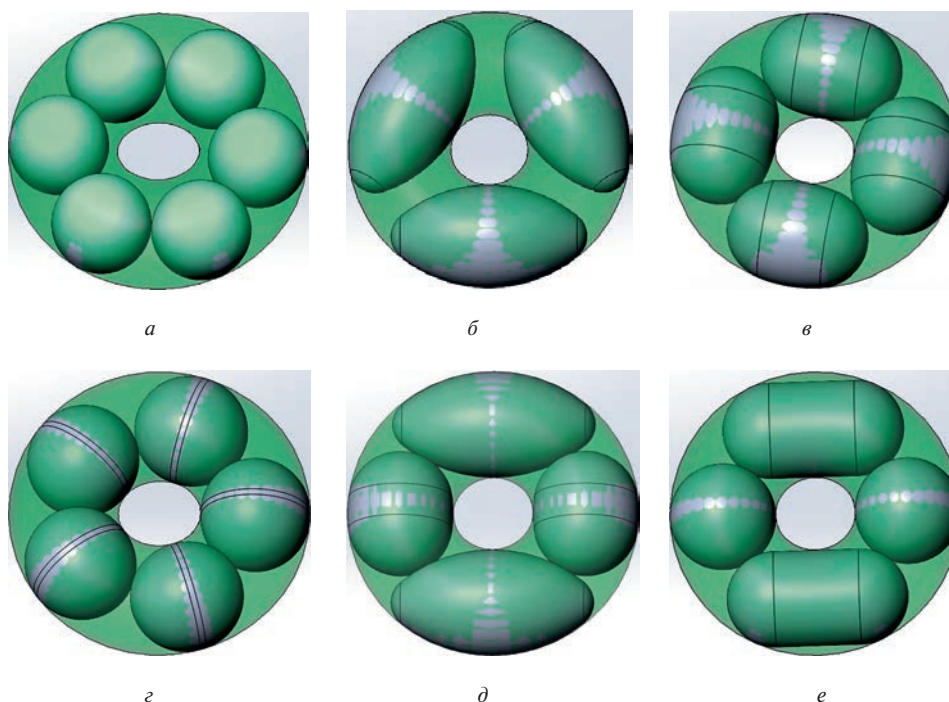


Рис. 3. Варианты компоновочных схем: а — 6 сфер; б — 3 баллона с торовой поверхностью; в — 4 баллона с торовой поверхностью; г — 5 баллонов с торовой поверхностью; д — 2 × 2 баллона с торовой поверхностью; е — 2 цилиндра и 2 сферы

уменьшить строительную высоту МРБ по сравнению с компоновкой «сфера–тор» (см. рис. 2). Однако для выдерживания заданного отношения объемов окислителя V_O и горючего V_G

$$K_m = \frac{V_O}{V_G} \quad (2)$$

компоновку необходимо скорректировать, изменив удлинение пары баллонов (рис. 3, д). В целях повышения технологичности вместо баллонов типа «закрытый тор» могут быть использованы два шаробаллона и два цилиндрических баллона со сферическими днищами (рис. 3, е).

Поскольку МРБ занимает под обтекателем РН цилиндрический объем, для повышения плотности компоновки предложена схема, отличающаяся тем, что используются две пары цилиндрических баллонов, причем оси баллонов меньшего объема перпендикулярны осям баллонов большего диаметра. Такая схема оказывается эффективной, если длина малых баллонов равна диаметру больших, т. е. баллоны максимально заполняют объем цилиндра. В центре компоновки, как и в случае с торобаллоном, имеется свободный объем, где можно разместить двигательную установку или бортовое оборудование.

Определение размеров баллонов

На втором этапе работы определялись размеры баллонов для новой компоновочной схемы (рис. 4), в которой две пары цилиндрических баллонов со сферическими днищами для горючего и окислителя радиусами R_O и R_G соответственно вписаны в цилиндрическое кольцо, имеющее высоту $2R_O$ и заданные наружный диаметр R , внутренний диаметр ρ . Баллоны касаются друг друга и наружной поверхности цилиндра. Чертеж в плоскости сечения, перпендикулярной оси цилиндра, содержащей оси баллонов окислителя, показан на рис. 5, где

$OA = OB = R$; $FB = FE = GM = R_G$; $CA = CE = R_G$; $OM = \rho$; $OF = R - R_O$; $OG = DF = R_O + \rho$; $OC = R - R_G$; $CF = R_O + R_G$.

Обозначив $FG = OD = H$, где

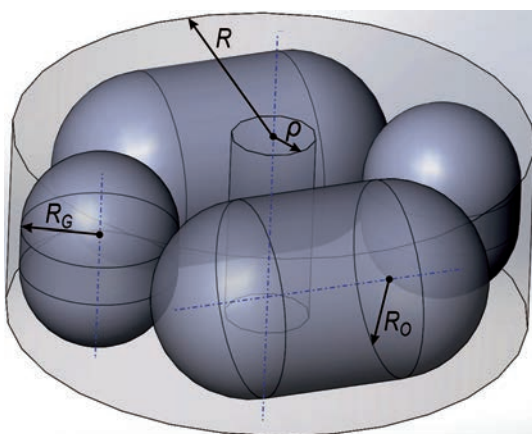


Рис. 4. Новая компоновочная схема размещения баллонов

$$H^2 = (R - R_O)^2 - (R_O + \rho)^2, \quad (3)$$

при условии

$$R > \rho + R_O \quad (4)$$

можно найти длину отрезка $CD = R - R_G - H$.

Объемы цилиндрических баллонов со сферическими днищами:

$$V_O = \frac{4}{3}\pi R_O^3 + \pi R_O^2(2H);$$

$$V_G = \frac{4}{3}\pi R_G^3 + \pi R_G^2[2(R_O - R_G)],$$

где для обеспечения плотной компоновки требуется выполнение условия

$$R_O \geq R_G. \quad (5)$$

Принимая заданное соотношение компонентов топлива $K_m > 1$, получим с учетом (2) из (3) и теоремы Пифагора для треугольника CDF систему нелинейных уравнений для определения радиусов баллонов:

$$\begin{cases} \pi R_O^2(2H) + \frac{4}{3}\pi R_O^3 = K_m \left[\frac{4}{3}\pi R_G^3 + \pi R_G^2(2(R_O - R_G)) \right]; \\ (R - R_G - H)^2 = (R_O + R_G)^2 - (R_O + \rho)^2, \end{cases} \quad (6)$$

где необходимо выполнение условия

$$R_G > \rho. \quad (7)$$

После преобразований получим выражение для радиуса баллона горючего

$$R_G = \frac{R(R - R_O - H)}{R + R_O - H} \quad (8)$$

и нелинейное уравнение для радиуса баллона окислителя:

$$\frac{2\pi}{3} \frac{1}{(R + R_O - H)^3} \sum_{k=0}^6 a_k R_O^k = 0; \quad (9)$$

$$\begin{aligned} a_0 &= (R - H)^3 R^3 K_m; \quad a_1 = 3(H - 2R)(R - H)^2 R^2 K_m; \\ a_2 &= 3H(R - H)^3 + 3(2R - H)(R - H)R^2 K_m; \\ a_3 &= (R - H)^2(7H + 2R) + R^2(2R - 3H)K_m; \\ a_4 &= 3[(R - H)(H + 2R) - R^2 K_m]; \quad a_5 = 3(2R - H); \quad a_6 = 2. \end{aligned}$$

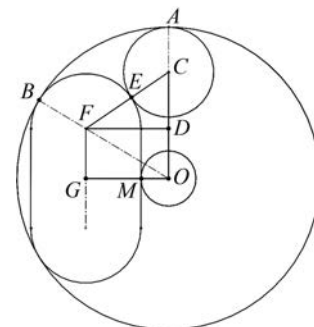


Рис. 5. Чертеж сечения компоновки

Уравнение (9) решается численно. Для рассматриваемого МРБ согласно техническому заданию, с учетом технологического запаса, принят радиус описанного цилиндра $R = 0,55$ м. В случае, когда условие (5) переходит в равенство $R_O = R_G = R^*$ (т. е. схема, показанная на рис. 4, переходит в схему, показанную на рис. 3,е), из (9) и (8) в диапазоне $1,0 < K_m < 4,0$ можно найти, что зависимость для радиуса баллонов практически линейно зависит от отношения объемов компонентов:

$$R^* \approx 0,252 - 0,027 K_m.$$

При этом соответствующий внутренний радиус ρ^* , определяющий объем, доступный для бортового оборудования, зависит от коэффициента K_m нелинейно. Как показано на рис. 6, максимум радиуса $\rho^* \approx 0,134$ м достигается в диапазоне $2,5 < K_m < 3,0$.

Пример зависимости радиусов баллонов от внутреннего радиуса габаритного кольца для $K_m = 2,5$ показан на рис. 7.

Очевидно, что в рассматриваемой компоновке чем меньше радиус ρ , тем больше объем баллонов. Соответствующие зависимости объема одного баллона окислителя для различных значений K_m показаны на рис. 8. Например, для случая $K_m = 2,0$ и $\rho = 0,05$ м объем баллона окислителя составляет примерно 82 л. Объем баллона горючего согласно (2) составляет 41 л. При этом радиус баллона окислителя равен пример-

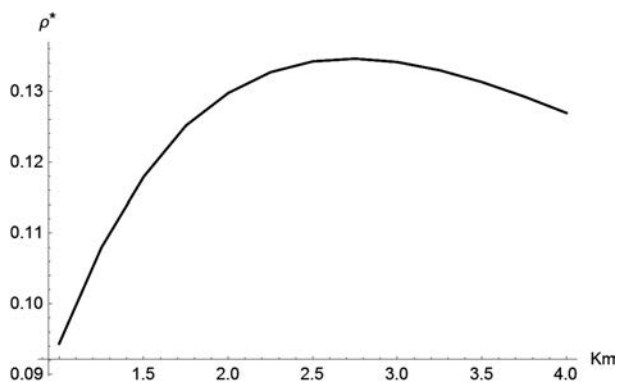


Рис. 6. Результаты расчета ρ^* для $R = 0,55$ м

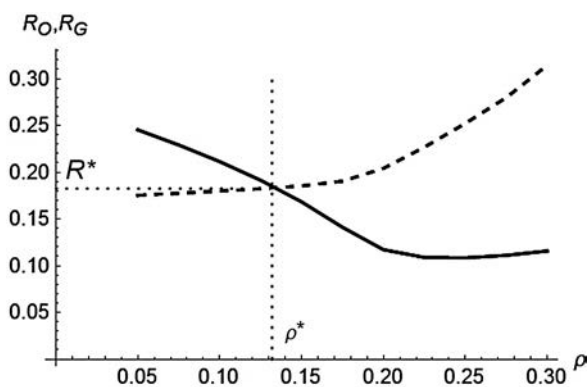


Рис. 7. Результаты расчетов для $R = 0,55$ м, $K_m = 2,5$:
сплошная линия – радиус баллона окислителя;
пунктирная линия – радиус баллона горючего

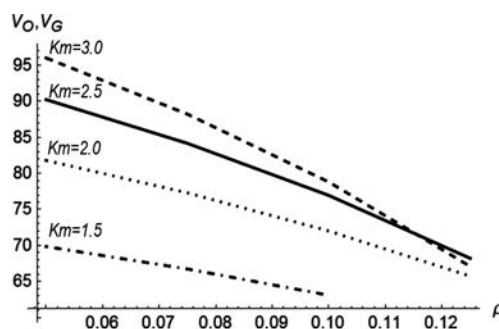


Рис. 8. Результаты расчетов объема одного баллона окислителя для $R = 0,55$ м

но $R_O \approx 0,25$. При увеличении радиуса с $\rho = 0,05$ м до $\rho = \rho^*$ объем уменьшается примерно на 13%.

Сравнение новой компоновки (см. рис. 4) с исходной (см. рис. 2) для рассмотренного примера показывает уменьшение габарита по продольной оси на 37% с 0,8 до 0,5 м. При этом объемы окислителя (164 л) и горючего (82 л) изменились незначительно и могут быть компенсированы соответствующим изменением давления газа при заправке.

Полученные зависимости показывают диапазон проектных параметров, которые могут быть использованы при создании новой конструктивно-компоновочной схемы МРБ.

Новая конструктивно-компоновочная схема МРБ

Новая конструктивно-компоновочная схема МРБ «БОТ» и ее основные компоненты показаны на рис. 9. В отличие от компоновки баллонов, показанной на рис. 4, здесь, из конструктивных соображений, оси баллонов горючего наклонены к продольной оси МРБ на 15° . Размеры баллонов, приведенные в табл. 3, взяты несколько меньшими, чем в рассмотренной выше идеальной схеме, для того чтобы обеспечить продольный габарит корпуса МРБ 0,470 м. Суммарный объем баллонов окислителя равен 128 л, горючего – 70 л.

Выводы

Выбор рациональной компоновки для малого разгонного блока определяется в наибольшей степени анализом объема, а не массы. Поиск границы массы разгонного блока, при которой анализ массы начинает доминировать над анализом объема, представляет собой отдельную перспективную задачу.

В результате исследования найдена новая конструктивно-компоновочная схема МРБ с уменьшенным на 40% габаритом по продольной оси. В схеме используются две пары цилиндрических баллонов со сферическими днищами. Объем баллонов уменьшился на 20%, что может быть компенсировано увеличением давления заправки. Новая компоновка была использована в проекте МРБ «БОТ», который вошел в число победителей второго этапа конкурса на создание ракеты-носителя сверхлегкого класса и межорбитального малого разгонного блока, объявленного АНО «Центр Аэронавт» [22]. Найденные зависимости показывают



Рис. 9. Новая компоновка МРБ:

- 1 – корпус; 2 – баллон окислителя; 3 – баллон горючего;
- 4 – шпангоут верхний; 5 – тепловой экран; 6 – маршевая ДУ;
- 7 – ДУ реактивной системы управления; 8 – блок аппаратуры;
- 9 – звездный датчик; 10 – солнечный датчик;
- 11 – антенна спутниковой системы навигации;
- 12 – антенна УКВ-диапазона; 13 – антенна S-диапазона

Таблица 3

Геометрические размеры баллонов новой компоновки МРБ

Длина бака окислителя	570 мм
Длина цилиндрической части бака окислителя	130 мм
Радиус бака окислителя	220 мм
Объем бака окислителя	64 л
Длина бака горючего	435 мм
Длина цилиндрической части бака горючего	55 мм
Радиус бака горючего	190 мм
Объем бака горючего	35 л

возможные резервы компоновки, которые будут использованы в дальнейшей работе.

Список источников

1. Балухто А.Н., Твердохлебова Е.М. Современный подход к исследованию эффективности космических систем дистанционного зондирования Земли // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 3 (126). С. 122–136.
2. Ламзин В.В., Ламзин В.А. Методика комплексной оценки рациональных параметров и программы развития космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 62–77. DOI: 10.34759/vst-2021-4-62-77
3. Williams C., DelPozzo S., Doncaster B. Nano/Microsatellite Market Forecast. - 8th ed. - SpaceWorks Enterprises Inc.: Atlanta, USA, 2018. URL: <https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/Nano-Microsatellite-Market-Forecast-8th-Edition-2018.pdf>
4. New satellite market forecast anticipates 1,700 satellites to be launched on average per year by 2030 as new entrants and incumbents increase their investment in space. URL: <https://www.euroconsult-ec.com/>

press-release/new-satellite-market-forecast-anticipates-1700-satellites-to-be-launched-on-average-per-year-by-2030-as-new-entrants-and-incumbents-increase-their-investment-in-space/

5. Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 139 с.
6. Рыжикова Т.Н., Старожук Е.А., Шаповалов А.В., Щеглов Г.А. Анализ эффективности периферийных пусковых услуг выведения полезных нагрузок малым разгонным блоком «БОТ» // Экономика космоса. 2022. №1 (1). С. 46–56.
7. SHERPA Rideshare Mission. 2015. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sherpa>
8. D-Orbit S.p.A., a Market Leader in Space Logistics, to Combine with Breeze Holdings Acquisition Corp. and Become a Publicly Listed Company. 2022. URL: <https://www.prnewswire.com/news-releases/d-orbit-spa-a-market-leader-in-space-logistics-to-combine-with-breeze-holdings-acquisition-corp-and-become-a-publicly-listed-company-301469586.html>
9. Momentus. URL: <https://ecoruspace.me/Momentus.html>
10. LauncherSpace. URL: <https://www.launcherspace.com/orbiter>
11. Epic Aerospace. URL: <https://epic-aerospace.com/spacecraft.html>
12. Exolaunch. URL: <https://exolaunch.com/news-block-30.html>
13. Exotrail. URL: <https://www.exotrail.com>
14. SAB launchservices. URL: <https://www.sablaunchservices.com/>
15. Крючков М.Д. Методика оптимизации параметров модификации ракеты-носителя с модульным разгонным блоком III ступени // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 71–80. DOI: 10.34759/vst-2020-4-71-80
16. Объявлены итоги первого конкурса концепций разгонного блока и РН СЛК. URL: <http://nti-aeronet.ru/blog/2021/04/11/objavleny-itogi-pervogo-konkursa-koncepcij-razgonnogo-bloka-i-rn-slk/>
17. Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-8-2200
18. Прохоренко И.С., Каташов А.В., Каташова М.И. Газовая двигательная установка коррекции для наноспутников // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 152–165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165
19. Zakirov V., Sweeting M., Erichsen P., Lawrence T. Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 1 // 15th AIAA/USU Conference on Small Satellites. 2001. SSC01-XI-6.
20. Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Численное исследование влияния режимных параметров на тепловое состояние конструкции ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород-метан при работе в импульсном режиме // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-01-1570
21. Комков М.А., Тхань Ч.Н. Композитный торовый баллон для дыхательных аппаратов с продольно-поперечной схемой армирования силовой оболочки // Известия вузов. Машиностроение. 2006. № 3. С.10–19.
22. Объявлены итоги второго этапа конкурса на создание ракеты — носителя сверхлегкого класса и межорбитального малого разгонного блока URL: <https://nti-aeronet.ru/blog/2022/05/25/objavleny-itogi-vtorogo-jetapa-konkursa-na-sozdanie-rakety-nositelja-sverhlegkogo-klassa-i-mezhorbitalnogo-malogo-razgonnogo-bloka/>

References

- Balukhto A.N., Tverdokhlebova E.M. *Kosmonavtika i raketostroenie*, 2022, no. 3(126), pp. 122-136.
- Lamzin V.V., Lamzin V.A. Integrated assessment technique for the earth remote probing spacecraft rational parameters and development program. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 62-77. DOI: 10.34759/vst-2021-4-62-77
- Williams C., DelPozzo S., Doncaster B. *Nano/Microsatellite Market Forecast*. 8th ed. SpaceWorks Enterprises Inc., Atlanta, USA, 2018. URL: <https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/Nano-Microsatellite-Market-Forecast-8th-Edition-2018.pdf>
- New satellite market forecast anticipates 1,700 satellites to be launched on average per year by 2030 as new entrants and incumbents increase their investment in space*. URL: <https://www.euroconsult-ec.com/press-release/new-satellite-market-forecast-anticipates-1700-satellites-to-be-launched-on-average-per-year-by-2030-as-new-entrants-and-incumbents-increase-their-investment-in-space/>
- Zelentsov V.V., Shcheglov G.A. *Konstruktivno-komponovochnye skhemy razgonykh blokov* (Structural and layout schemes of upper stages), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2018, 139 p.
- Ryzhikova T.N., Starozhuk E.A., Shapovalov A.V., Shcheglov G.A. *Ekonomika kosmosa*, 2022, no. 1(1), pp. 46-56.
- SHERPA Rideshare Mission*, 2015. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sherpa>
- D-Orbit S.p.A., a Market Leader in Space Logistics, to Combine with Breeze Holdings Acquisition Corp. and Become a Publicly Listed Company*. 2022. URL: <https://www.prnewswire.com/news-releases/d-orbit-spa-a-market-leader-in-space-logistics-to-combine-with-breeze-holdings-acquisition-corp-and-become-a-publicly-listed-company-301469586.html>
- Momentus*. URL: <https://ecoruspace.me/Momentus.html>
- LauncherSpace*. URL: <https://www.launcherspace.com/orbiter>
- Epic Aerospace*. URL: <https://epic-aerospace.com/spacecraft.html>
- Exolaunch*. URL: <https://exolaunch.com/news-block-30.html>
- Exotrail*. URL: <https://www.exotrail.com>
- SAB launchservices*. URL: <https://www.sablaunchservices.com/>
- Kryuchkov M.D. Parameters optimization technique for the carrier rocket with modular booster block modification. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 71-80. DOI: 10.34759/vst-2020-4-71-80
- Ob "yavleniy itogi pervogo konkursa kontseptsii razgonnogo bloka i RN SLK*. URL: <http://nti-aeronet.ru/blog/2021/04/11/objavleniy-itogi-pervogo-konkursa-koncepcij-razgonnogo-bloka-i-rn-slk/>
- Shcheglov G.A., Shapovalov A.V. *Inzhenerniy zhurnal: nauka i innovatsii*, 2022, no. 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2022-8-2200
- Prokhorenko I.S., Katashov A.V., Katashova M.I. Gas propulsion correcting unit for nanosatellites. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 152-165. DOI: 10.34759/vst-2021-2-152-165.
- Zakirov V., Sweeting M., Erichsen P., Lawrence T. Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 1. *15th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2001. SSC01-XI-6.
- Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. *Inzhenerniy zhurnal: nauka i innovatsii*, 2017, no. 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-01-1570
- Komkov M.A., Tkhan' Ch.N. *Izvestiya vuzov. Mashinostroenie*, 2006, no. 3, pp. 10-19.
- Ob "yavleniy itogi vtorogo etapa konkursa na sozdanie rakety — nositelya sverkhlegkogo klassa i mezhorbital'nogo malogo razgonnogo bloka*. URL: <https://nti-aeronet.ru/blog/2022/05/25/objavleniy-itogi-vtorogo-jetapa-konkursa-na-sozdanie-rakety-nositelja-sverkhlegkogo-klassa-i-mezhorbitalnogo-malogo-razgonnogo-bloka/>

Статья поступила в редакцию 21.02.2023; одобрена после рецензирования 24.04.2023; принята к публикации 24.04.2023.

The article was submitted on 21.02.2023; approved after reviewing on 24.04.2023; accepted for publication on 24.04.2023.