

Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока

© Г.А. Щеглов, А.В. Шаповалов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрен выбор маршевой двигательной установки малого разгонного блока, актуальность разработки которого обусловлена проблемой несоразмерности существующих средств выведения и перспективных полезных нагрузок. Данная проблема возникла в связи с активным развитием многоспутниковых группировок. Тенденция увеличения количества эксплуатируемых космических аппаратов оказалась диалектически едина с тенденцией к уменьшению размера единичного космического аппарата. Представлены результаты анализа функциональной эффективности транспортной операции и стоимостного анализа вариантов малого разгонного блока, проведенных в рамках конкурса по разработке сверхлегких средств выведения, организованного АНО «Аэронет». Предложен критерий выбора двигательной установки для малого разгонного блока с точки зрения эффективности. Показано, что для малого разгонного блока массой не более 80 кг, предназначенного для выполнения компланарной транспортной операции длительностью не более трех суток, с полезной нагрузкой массой не более 150 кг и располагаемым запасом характеристической скорости не более 500 м/с, наилучшим вариантом является двигательная установка на газообразных компонентах кислород — метан, для которой не требуется специализированной системы вытеснения и у которой газоструйные двигатели системы управления работают на любом из компонентов.

Ключевые слова: *малый разгонный блок, двигательная установка, малый космический аппарат*

Введение. В настоящее время в связи с активным развитием многоспутниковых группировок тенденция увеличения количества эксплуатируемых космических аппаратов (КА) оказалась диалектически едина с тенденцией к уменьшению размера единичного КА. От создания аппаратов массой 250...100 кг конструкторы переходят к разработке КА массой 25...10 кг с прогнозом ее уменьшения до 1 кг и даже менее [1]. В России сейчас используются ракеты-носители (РН) тяжелого, среднего и легкого классов, ориентированные на запуск единичных КА массой не менее 500...1000 кг, а также верхние ступени и разгонные блоки (РБ) соответствующей размерности (рис. 1) [2, 3]. Аналогичные средства сверхлегкого класса, предназначенные для запуска КА массой около 100 кг, в РФ пока не производят (РН «Старт», «Штиль», «Волна», созданные на базе конверсионных ракет, не применяются из-за высокой стоимости пуска).



Рис. 1. Существующие средства выведения на геостационарную орбиту (ГСО) и низкую опорную орбиту (НОО) перспективной полезной нагрузки (ПН)

Таким образом, возникла проблема несоответствия существующих средств выведения и перспективных полезных нагрузок (ПН), которую не удастся разрешить в полной мере, приспособив существующие средства выведения к КА новой размерности путем организации кластерных пусков. Число спутников, одновременно выведенных одной РН среднего класса, приближается к 150. Хотя удельная цена выведения 1 кг ПН для отработанной в производстве РН среднего класса относительно невысока, при отделении большого количества КА от одного носителя возникают затруднения с формированием индивидуальных орбит и фазированием КА, вызванные тем, что количество включений двигателя разгонного блока ограничено. Также вследствие случайного разброса кинематических условий отделения возникает риск столкновения аппаратов в процессе разделения КА и РБ, а также после него.

Одним из путей разрешения проблемы может стать разработка таких новых средств выведения, как сверхлегкие ракеты-носители (СЛРН) и малые разгонные блоки (МРБ). Например, среди уже успешно реализованных проектов следует отметить СЛРН Electron с МРБ Photon [4], МРБ ION Satellite Carrier [5] и Vigoride [6]. Однако специфика применения МРБ такова, что требуется минимизировать стоимость пусковой услуги. Для того чтобы определить облик подобных изделий, необходимо найти рациональные технические решения, удовлетворяющие критериям экономической эффективности [7]. Проектные параметры МРБ в целом и, следовательно, его компоновочная схема во многом зависят от характеристик его двигательной установки, стоимость которой может достигать 80 % общей стоимости аппарата [8].

Цели и задачи исследования. Цель настоящей работы — выбор маршевой двигательной установки (МДУ) малого разгонного блока. Для рассмотрения выбран МРБ стартовой массой не более 80 кг, предназначенный для межорбитального транспортирования и фазирования полезной нагрузки массой не более 150 кг. Актуальность приведенных характеристик определяется условиями конкурса по разработке сверхлегких средств выведения, организованном АНО «Аэронет» [9].

В качестве основного метода исследования принят функционально-стоимостной анализ. Главная целевая функция МРБ — осуществление транспортной операции: доставка ПН за минимальное время и с минимальной стоимостью с опорной орбиты в заданную область космического пространства, которая характеризуется параметрами рабочей орбиты и положением на ней ПН. Реализация указанной функции обеспечивается располагаемым запасом характеристической скорости ΔV , определяемым баллистикой перелета.

Для того чтобы достичь поставленной цели, следует последовательно решить две задачи: провести анализ функциональной эффективности и выполнить анализ стоимости вариантов МРБ с разными МДУ.

Анализ функциональной эффективности вариантов малых разгонных блоков. Функциональную эффективность МРБ характеризуют в основном его сухая масса, зависящая от принятых проектно-конструкторских решений и используемых технологий, и время перелета такого блока, определяемого запасом ΔV и его типом. При увеличении времени перелета эффективность МРБ снижается по следующим причинам:

длительный перелет повышает вероятность отказов, а значит, растут затраты на создание конструкции МРБ с большим ресурсом;

увеличивается доза радиации, получаемая полупроводниковой электронной компонентной базой бортовых систем, что приводит к росту цены МРБ, так как необходимо использовать компоненты с повышенной радиационной стойкостью;

длительное пребывание объектов ПН в транспортном (нерабочем) положении требует решения проблемы электропитания и терморегулирования ПН в процессе перелета на рабочую орбиту;

возрастают издержки по управлению длительным полетом: аренда ЦУПа, оплата рабочих смен группы управления полетом и пр.;

продолжительный перелет МРБ с двигателями малой тяги происходит с относительно медленным увеличением радиуса орбиты, а медленный проход через рабочие орбиты КА повышает риск столкновений с работающими КА и объектами космического мусора;

из-за длительного полета задерживается получение прибыли оператором пусковых услуг, что снижает скорость оборота средств фирмы-разработчика МРБ.

Время перелета зависит от того, насколько отличается продолжительность времени работы МДУ от времени орбитального движения аппарата. В случае, когда продолжительность работы МДУ мала по сравнению с периодом обращения, необходимо рассматривать многоимпульсные хомановские орбитальные переходы. Этот вариант часто называют перелетом с большой тягой, потому что такой перелет требует существенной тяговооруженности — отношения массы РБ к тяге маршевого двигателя. Значения удельного импульса порядка 3000 м/с и тяги более 100 Н обеспечивают жидкостные и твердотопливные ракетные двигатели подавляющего большинства эксплуатируемых РБ [3].

Случай, когда длительность работы МДУ сопоставима со временем перелета (в частности, если МДУ работает постоянно) и траектория перелета КА имеет вид расходящейся спирали, соответствует использованию ДУ малой тяги (к примеру, электрореактивной ДУ), основными характеристиками которой являются удельный импульс более 5000 м/с и тяга менее 1 Н.

Следует отметить, что в составе МРБ могут быть использованы разные МДУ, каждая из которых имеет свои преимущества и недостатки [10–12]. Маршевая двигательная установка МРБ должна выполнять следующие основные функции:

- создавать реактивную тягу;
- управлять вектором реактивной тяги;
- хранить компоненты топлива;
- подавать компоненты топлива (например, вытеснять компоненты);
- воздействовать на реактивную струю (в частности, нейтрализацией ионов);
- повышать внутреннюю энергию компонентов топлива (к примеру, нагревать рабочее тело).

При выборе рационального варианта важно учитывать, что в состав МДУ должно входить минимальное число подсистем. Это обеспечивает ее надежность, а также повысит рентабельность МРБ в целом. Для оценки функциональной эффективности C малых разгонных блоков предлагается использовать формулу

$$C = \frac{M_{\text{КГЧ}}}{\Delta V} \text{ [кг} \cdot \text{с/м]},$$

где $M_{\text{КГЧ}}$ — масса космической головной части (КГЧ), состоящая из массы МРБ и массы ПН, $M_{\text{КГЧ}} = M_{\text{МРБ}} + M_{\text{ПН}}$ (в рассматриваемом примере $M_{\text{КГЧ}} = 80 + 150 = 230$ (кг)); ΔV — запас характеристической скорости, который обеспечивает МРБ.

Размерность данного критерия содержит три основные единицы измерения: массу, время и длину. Для того чтобы получить безразмерный критерий E , берется отношение указанных единиц к характерным величинам транспортной операции:

$$E = \frac{M_{\text{кгч}} \Delta H}{M_T \Delta V T}, \quad (1)$$

где ΔH — реализуемая МРБ высота подъема круговой орбиты; M_T — масса затрачиваемого топлива, которая определяется удельным импульсом МДУ; T — время перелета.

Анализ формулы (1) показывает, что функциональная эффективность МРБ возрастает при увеличении высоты подъема орбиты, уменьшении массы топлива (т. е. при повышении удельного импульса МДУ) и сокращении времени перелета.

Результаты расчета сравнительной функциональной эффективности МРБ по критерию E для МДУ с двигателями большой тяги представлены в табл. 1 для двух значений располагаемого запаса характеристической скорости $\Delta V = 160$ м/с и $\Delta V = 500$ м/с, соответствующих компланарным перелетам с опорной круговой орбиты высотой 500 км на круговую орбиту высотой 800 км ($\Delta H = 300$ км) и 1500 км ($\Delta H = 1000$ км). Во всех случаях время перелета T не превышало одних суток.

Таблица 1

Функциональная эффективность вариантов МРБ с МДУ большой тяги

| Компоненты | Удельный импульс, м/с | Масса топлива, кг | Число компонентов | Система подачи | E для ΔV , м/с, равной | |
|--------------------------------------|-----------------------|-------------------|-------------------|----------------|--------------------------------|-----|
| | | | | | 160 | 500 |
| Жидкие: НДМГ — АТ | 3200 | 33,2 | 2 | ВСП* | 11,0 | 4,0 |
| Жидкие: углеводороды — кислород | 3500 | 30,6 | 2 | ВСП | 12,0 | 4,3 |
| Газообразные: кислород — метан | 3400 | 41,6 | 2 | Самовытеснение | 11,7 | 3,9 |
| Гибридные: парафин — закись азота | 2500 | 41,6 | 2 | Наддув РДТТ** | 8,7 | 3,2 |
| Твердое топливо | 2600 | 40,1 | 1 | — | 9,0 | 3,3 |
| Холодный газ | 700 | 117,2 | 1 | — | 2,6 | X |

*ВСП — вытеснительная система подачи; **РДТТ — твердотопливные ракетные двигатели.

Сравнивая данные, приведенные в табл. 1, видим, что наибольшей эффективностью для перелетов рассматриваемого типа обладают двухкомпонентные МДУ на жидком и газообразном топливе, которые имеют относительно высокий удельный импульс и малое время перелета. Вариант МДУ с ЖРД на углеводородном горючем и жидком кислороде в качестве окислителя оказался самым эффективным. Тот факт, что МДУ именно этого типа используется на МРБ Photon и ION Satellite Carrier, свидетельствует об адекватности используемого критерия функциональной эффективности E . Следует отметить, что практически аналогичную эффективность имеет МДУ на паре кислород — метан, а МДУ на холодном газе вследствие малого удельного импульса реализуемы только для меньшего значения ΔV .

Значения E для МДУ с двигателями малой тяги для $\Delta V = 500$ м/с приведены в табл. 2. Расчеты показывают, что для рассмотренного в примере МРБ в связи с малым запасом характеристической скорости неоправданно применять МДУ малой тяги.

Таблица 2

Эффективность вариантов МРБ с МДУ малой тяги

| Тип двигателя | Тяга, мН | Удельный импульс, м/с | Электрическая мощность, Вт | Рабочее тело | Масса рабочего тела, кг | T , сут | E |
|---------------------------|----------|-----------------------|----------------------------|--------------|-------------------------|-----------|-------|
| Электротермический | 150 | 2700 | 600 | Аммиак | 13,3 | 8,8 | 0,150 |
| Холловский | 14 | 14 000 | 370 | Криптон | 2,6 | 94,5 | 0,007 |
| Стационарный плазменный | 14 | 8600 | 220 | Ксенон | 4,3 | 94,5 | 0,004 |
| Высококачественный ионный | 8 | 40 000 | 370 | Ксенон | 0,9 | 165,3 | 0,010 |

Данные табл. 2 позволяют сделать вывод, что для МДУ с малой тягой коэффициент E на порядок меньше, чем для МДУ с большой тягой, вследствие увеличения времени перелета. Кроме того, для МДУ с малой тягой требуется наличие системы электропитания (СЭП) большой мощности, повышающей стоимость МРБ [10].

Стоимостной анализ вариантов МРБ. Цель стоимостного анализа — сравнение и отбор вариантов проектного облика МРБ, поэтому его проводят методом балльных оценок [13], при котором ценность каждой функции задается условными баллами по описанным ниже моделям.

Общая стоимость миссии МРБ складывается из трех основных частей:

$$C_{\text{МРБ}} = C_0 + C_{\text{П}} + C_{\text{Э}},$$

где C_0 — стоимость изготовления МРБ; C_{Π} — стоимость подготовки миссии; C_{Σ} — стоимость выполнения миссии.

Модель стоимости изготовления МРБ имеет вид

$$C_0 = C_{\text{ДУ}} + C_{\text{БКУ}} + C_{\text{СЭП}} + C_{\text{T}} + C_{\text{КСС}}.$$

Здесь $C_{\text{ДУ}} = K + B + D + Y + M + \Gamma/10 + H$ — стоимость МДУ, где K — количество компонентов топлива (1 или 2); B — система подачи (0 — самовытеснение, 1 — вытеснение газом наддува); D — тип реактивного двигателя (1 — двигатель без камеры сгорания (холодный газ, электро- или гелиотермический нагрев газа), 2 — двигатель с камерой сгорания, 3 — электрореактивный двигатель); Y — управление вектором тяги (0 — нет управления или ориентируется весь МРБ, 1 — осуществляется управление дополнительно к двигателям ориентации); M — относительная масса топлива (отношение массы топлива к полной массе МРБ + ПН), %; Γ — стоимость компонентов топлива (1 — дешевые компоненты, 2 — средние по стоимости компоненты, 3 — дорогие компоненты); H — специальные воздействия в двигателе (0 — нет дополнительных воздействий, 1 — подогрев рабочего тела электронагревателем, 2 — нейтрализация ионов, 3 — подогрев рабочего тела солнечным излучением); $C_{\text{БКУ}}$ — стоимость бортового комплекса управления, $C_{\text{БКУ}} = (1 + T / 30)(1 + C_{\text{Д}}) + C_{\text{М}}$, где T — время перелета в сутках, $C_{\text{Д}}$ — тип используемых реактивных двигателей ориентации (0 — двигатели не используются, 1 — используются двигатели на имеющихся компонентах МДУ, 2 — используются двигатели на дополнительных компонентах), $C_{\text{М}}$ — использование (1) или неиспользование (0) двигателей-маховиков; $C_{\text{СЭП}}$ — стоимость СЭП, $C_{\text{СЭП}} = 1 + (1 + \Phi)N / 100$ (Φ — наличие панелей солнечных батарей (0/1), N — мощность, Вт); C_{T} — стоимость системы обеспечения теплового режима (СОТР) оценивается в баллах (1 — система малой мощности, 2 — система средней мощности, 3 — система большой мощности); $C_{\text{КСС}}$ — стоимость элементов конструкции, которая условно принята единичной, поскольку стоимость данной подсистемы будет практически одинаковой для всех вариантов МРБ, $C_{\text{КСС}} = 1$.

Модель стоимости подготовки миссии МРБ отражает ее зависимость от числа компонентов топлива и наличия вытеснительной системы подачи, что влияет на стоимость заправочных работ, а также от наличия панелей солнечных батарей, что влияет на стоимость проверки и подготовки системы электропитания (СЭП) МРБ к пуску:

$$C_{\Pi} = K + B + \Phi.$$

Модель стоимости выполнения миссии принята зависящей в первом приближении только от времени перелета МРБ в сутках:

$$C_{\Sigma} = \left(1 + \frac{T}{30}\right).$$

В приведенной модели не вводятся нормирующие множители для уменьшения влияния ошибок округления. После преобразований была получена формула для анализа вариантов МРБ:

$$C_{\text{МРБ}} = C_T + 2K + 2B + D + Y + \frac{M \Gamma}{10} + H + \\ + C_D + C_M + \frac{(1 + \Phi)N}{100} + \Phi + T \frac{C_D + 2}{30}. \quad (2)$$

В ходе исследования были рассмотрены 11 вариантов реализации функций систем МРБ.

Вариант 1.1. МРБ с двухкомпонентным ЖРД с вытеснительной системой подачи, предусматривающей топливозаборные устройства в баках, отдельный шар-баллон со сжатым газом наддува, а также мембрану или мешки в баках для разделения жидкой и газообразной фаз компонентов. Для подобной МДУ масса топлива составляет около 5 % полной массы МРБ + ПН. В системе управления (СУ) используются реактивные двигатели на таком же сжатом газе, который применяется для вытеснения компонентов. СЭП на основе химических батарей имеет мощность порядка 200 Вт, система обеспечения теплового режима — малую мощность.

Вариант 1.2. МРБ с двухкомпонентным ЖРД с самовытеснением компонентов, например с использованием компонентов с высоким давлением насыщенных паров. Параметры остальных систем аналогичны принятым для варианта 1.1. Двигатели СУ работают на газовой фазе компонентов топлива.

Вариант 1.3. МРБ с двухкомпонентным реактивным двигателем с газообразными компонентами. Особенность данного варианта заключается в том, что здесь не требуется специализированной системы вытеснения. В качестве компонентов можно использовать относительно дешевые газы, например кислород — метан. При этом удельный импульс этой пары оказывается достаточно высоким [14]. Двигатели СУ работают на одном из компонентов, например на кислороде. Параметры остальных систем аналогичны параметрам варианта 1.1.

Вариант 2.1. МРБ с МДУ на холодном газе. Здесь требуется всего один относительно дешевый газообразный компонент, например азот, причем как для МДУ, так и для двигателей СУ. Однако низкий удельный импульс приводит к тому, что масса топлива составляет

около 20 % полной массы МРБ + ПН. Параметры остальных систем аналогичны параметрам в варианте 1.1.

Вариант 2.2. МРБ с реактивным двигателем на холодном газе отличается от варианта 2.1 отсутствием маршевого двигателя. Здесь все импульсы выдаются двигателями системы управления движением (СУД).

Вариант 3. МРБ с гелиотермической МДУ на воде. Для испарения и нагрева рабочего тела используется концентрированное солнечное излучение (для этого необходим специальный концентратор, что увеличивает параметр H) [15]. Соответственно, требуется СОТР средней мощности. Малая тяга используемой ДУ приводит к увеличению времени перелета до 3 сут. Однако СЭП может иметь относительно малую мощность. В системе управления используются двигатели-маховики.

Вариант 4. МРБ с электротермической МДУ, например на аммиаке. Для испарения и нагрева рабочего тела требуются специальный нагреватель, что увеличивает параметр H , мощная СЭП (до 600 Вт) и СОТР средней мощности. Малая тяга используемой ДУ приводит к увеличению времени перелета до 3 сут.

Вариант 5.1. МРБ, использующий МДУ с стационарным плазменным ЭРД на ксеноне, который является относительно дорогим газом, однако высокий удельный импульс дает малую массу данного компонента — около 2 % полной массы (МРБ + ПН). Для электрического ракетного двигателя (ЭРД) требуется применение мощной СЭП (до 250 Вт) и СОТР средней мощности. Кроме того, в МДУ необходимо использовать катод-нейтрализатор ионов, в связи с чем возрастает параметр H . Малая тяга ЭРД приводит к увеличению времени перелета до 30 сут. Кроме того, в СУ применяется управление вектором тяги ЭРД.

Вариант 5.2. Этот вариант отличается от варианта 5.1 тем, что здесь в качестве СУД используются реактивные двигатели на холодном газе.

Вариант 6.1. МРБ с МДУ, имеющая высокочастотный ионный ЭРД на ксеноне. Высокий удельный импульс дает минимальную массу данного компонента — около 0,5 % полной массы МРБ + ПН. Для электрического ракетного двигателя требуется применение мощной СЭП (до 400 Вт) и СОТР средней мощности. Кроме того, в МДУ необходимо использовать катод-нейтрализатор ионов, вследствие чего растет параметр H . Чрезвычайно малая тяга ЭРД приводит к увеличению времени перелета до 54 сут. В качестве СУД применяется управление вектором тяги ЭРД.

Вариант 6.2. Данный вариант отличается от варианта 6.1 тем, что в нем в качестве СУД используются реактивные двигатели на холодном газе.

Результаты расчета по формуле (2) сравнительной стоимости МРБ для двух значений располагаемого запаса характеристической скорости приведены в табл. 3 и 4. Анализ данных этих таблиц показывает, что стоимость МРБ с двигателями малой тяги оказывается почти в 2 раза выше стоимости МРБ с двигателями большой тяги.

Таблица 3

Сравнительная стоимость вариантов МРБ для $\Delta V = 160$ м/с

| Вариант | К | В | Д | У | М | Г | Н | Сд | См | Ф | N | T | Ст | Смрб |
|---------|---|---|---|---|-----|---|---|----|----|---|-----|----|----|-------------|
| 1.1 | 2 | 1 | 2 | 0 | 5 | 2 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 13,1 |
| 1.2 | 2 | 0 | 2 | 0 | 5 | 2 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 11,1 |
| 1.3 | 2 | 0 | 2 | 0 | 5 | 1 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 10,6 |
| 2.1 | 1 | 0 | 1 | 0 | 20 | 1 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 9,1 |
| 2.2 | 1 | 0 | 0 | 0 | 20 | 1 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 8,1 |
| 3 | 1 | 0 | 1 | 0 | 14 | 1 | 3 | 0 | 1 | 0 | 200 | 3 | 2 | 12,5 |
| 4 | 1 | 0 | 1 | 0 | 6 | 1 | 1 | 1 | 0 | 1 | 600 | 3 | 2 | 20,8 |
| 5.1 | 1 | 0 | 3 | 1 | 2 | 3 | 2 | 0 | 0 | 1 | 250 | 31 | 2 | 17,6 |
| 5.2 | 1 | 0 | 3 | 0 | 2 | 3 | 2 | 2 | 0 | 1 | 250 | 31 | 2 | 20,7 |
| 6.1 | 1 | 0 | 3 | 1 | 0,5 | 3 | 2 | 0 | 0 | 1 | 400 | 54 | 2 | 21,0 |
| 6.2 | 1 | 0 | 3 | 0 | 0,5 | 3 | 2 | 2 | 0 | 1 | 400 | 54 | 2 | 25,6 |

Таблица 4

Сравнительная стоимость вариантов МРБ для $\Delta V = 500$ м/с

| Вариант | К | В | Д | У | М | Г | Н | Сд | См | Ф | N | T | Ст | Смрб |
|----------|--|---|---|---|-----|---|---|----|----|---|-----|-----|----|------|
| 1.1 | 2 | 1 | 2 | 0 | 15 | 2 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 15,1 |
| 1.2 | 2 | 0 | 2 | 0 | 15 | 2 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 13,1 |
| 1.3 | 2 | 0 | 2 | 0 | 15 | 1 | 0 | 1 | 0 | 0 | 200 | 1 | 1 | 11,6 |
| 2.1, 2.2 | Нереализуемые варианты по ограничениям массы МРБ | | | | | | | | | | | | | |
| 3 | Нереализуемый вариант по ограничениям массы МРБ | | | | | | | | | | | | | |
| 4 | 1 | 0 | 1 | 0 | 13 | 1 | 1 | 1 | 0 | 1 | 600 | 9 | 2 | 21,9 |
| 5.1 | 1 | 0 | 3 | 0 | 6 | 3 | 2 | 2 | 0 | 1 | 250 | 94 | 2 | 28,2 |
| 5.2 | 1 | 0 | 3 | 1 | 6 | 3 | 2 | 0 | 0 | 1 | 250 | 94 | 2 | 20,9 |
| 6.1 | 1 | 0 | 3 | 0 | 1,5 | 3 | 2 | 2 | 0 | 1 | 400 | 162 | 2 | 36,7 |
| 6.2 | 1 | 0 | 3 | 1 | 1,5 | 3 | 2 | 0 | 0 | 1 | 400 | 162 | 2 | 24,9 |

Промежуточное положение по стоимости занимает МРБ с гелиотермической МДУ (вариант 3), однако для совершения маневра с $\Delta V = 500$ м/с масса МРБ составит около 90 кг, что превышает установленный лимит массы в 80 кг. Среди МРБ с двигателями большой

тяги наименьшей стоимостью обладает однокомпонентный вариант 2.2, где используется холодный газ, а импульсы выдаются двигателями СУД. Однако такой вариант годится только для маневра с $\Delta V = 160$ м/с. Для перелета на более высокую орбиту лимит массы МРБ будет превышен. Среди двухкомпонентных МРБ наименьшей стоимостью обладает вариант 1.3 с газообразными компонентами кислород — метан за счет отказа от вытеснительной системы подачи. При этом разница в стоимости МРБ для перелетов как на низкую, так и на высокую орбиту оказывается для данного варианта наименьшей. Именно этот вариант стал наилучшим по результатам функционально-стоимостного анализа.

Компоновочная схема МРБ. Концепция МРБ с МДУ на газообразных компонентах топлива была разработана в 2020 г. в МГТУ им. Н.Э. Баумана в рамках НИР «Аналитическое исследование в области создания разгонного блока для малых космических аппаратов». Команда МГТУ им. Н.Э. Баумана вошла в число победителей конкурса инженерных записок, проводимого АНО «Аналитический центр «Аэронет» [6]. Возможная компоновочная схема МРБ с ДУ на двухкомпонентном газообразном топливе кислород — метан представлена на рис. 2.

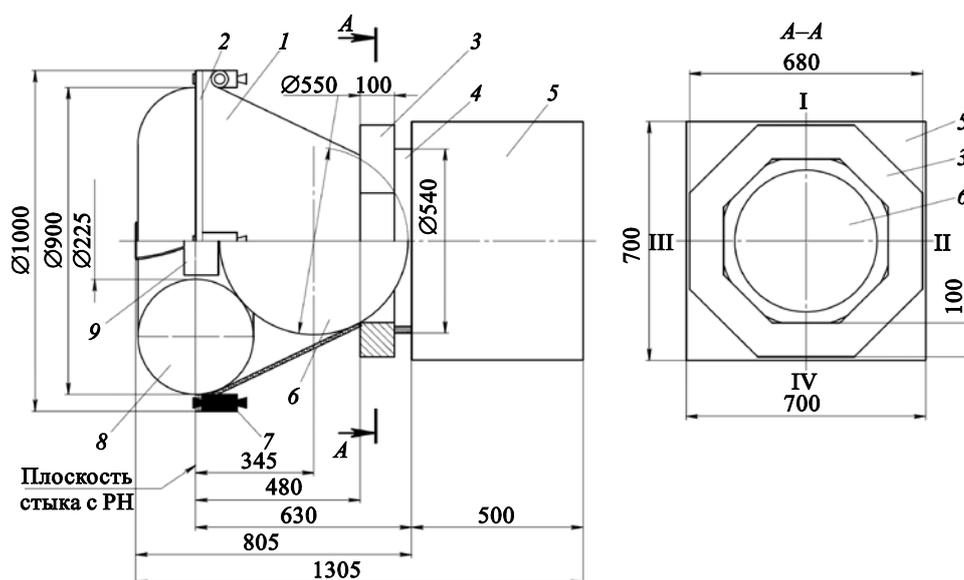


Рис. 2. Компоновочная схема МРБ с ДУ на газообразных компонентах кислород — метан:

1 — корпус; 2 — силовой шпангоут интерфейса РН; 3 — агрегатный отсек; 4 — интерфейс с ПН; 5 — ПН; 6 — шар-баллон с газообразным кислородом; 7 — двигатели СУ на холодном газе; 8 — тор-баллон с газообразным метаном; 9 — МДУ

Основой компоновки служат баллоны окислителя и горючего: шар-баллон и торовый баллон соответственно. Баллоны устанавливаются в коническую оболочку, на нижнем шпангоуте которой размещены двигатели системы управления и узлы крепления к РН. Отсек с бортовым комплексом управления и система электропитания, на которой размещен адаптер ПН, выполнен в виде восьмиугольной призмы и установлен на верхнем шпангоуте конической обечайки. Маршевая ДУ помещена внутри торового баллона горючего.

Заключение. Результаты представленных исследований показали, что для малого разгонного блока массой не более 80 кг, предназначенного для выполнения компланарной транспортной операции с полезной нагрузкой массой не более 150 кг и с располагаемым запасом характеристической скорости не более 500 м/с, будет эффективно использование маршевой двигательной установки большой тяги, совершающей хомановский перелет за малое время. Малый разгонный блок с маршевой двигательной установкой малой тяги может быть эффективным как транспортная платформа в следующих случаях: когда МРБ осуществляет поворот плоскости орбиты или другой маневр с запасом характеристической скорости более 1000 м/с; ПН функционирует в процессе перелета; МРБ применяется для обслуживания или захоронения КА; МРБ используется в качестве двигательного модуля ПН, например, если МДУ компенсирует влияние атмосферы на низкой орбите, как в случае КА GOCE (спутника, предназначенного для исследования гравитационного поля и установившихся океанских течений).

По результатам функционально-стоимостного анализа наилучшей для рассмотренного МРБ является МДУ на газообразных компонентах кислород — метан, для которой не требуется специализированной системы вытеснения, а газоструйные двигатели системы управления движением работают на любом из компонентов.

Найденный вариант облика МРБ позволяет использовать его в составе перспективных сверхлегких средств выведения, что помогает разрешить проблему несоразмерности полезной нагрузки и средств выведения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Williams C., Doncaster B., Shulman J. *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> (дата обращения 17.07.2022)
- [2] Беляев А.В., Зеленцов Вл.В., Щеглов Г.А. *Средства выведения космических летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 56 с.
- [3] Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Конструктивно-компоновочные схемы разгонных блоков*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 139 с.

- [4] *RocketLab USA. Payload User Guide. LAUNCH.V6.6* URL: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf> (дата обращения 17.07.2022).
- [5] *D-Orbit*. URL: <https://www.dorbit.space> (дата обращения 17.07.2022).
- [6] *Momentus Space*. URL: <https://momentus.space/services/> (дата обращения 17.07.2022).
- [7] Kislitsky M. Low cost small space boosters. *Acta Astronautica*, 2003, vol. 52, iss. 9–12, pp. 947–955.
- [8] Zakirov V., Sweeting M., Erichsen P., Lawrence T. Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 1. *Proc. of 15th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2001, SSC01-XI-6, 10 p.
- [9] *Объявлены итоги первого конкурса концепций разгонного блока и РН СЛК*. URL: <http://nti-aeronet.ru/blog/2021/04/11/objavleny-itogi-pervogo-konkursa-konceptij-razgonnogo-bloka-i-rn-slk/> (дата обращения 17.07.2022).
- [10] Коршун Е.В., Маркианов А.В., Русаков А.В., Сизов А.А., Твердохлебова Е.М., Хомин Т.М. Разработка электронного банка данных энергодвигательных установок космических аппаратов. *Труды МАИ*, 2014, № 73, 24 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=48489&referer=https%3A%2F%2Fwww.google.com%2F>
- [11] Васин А.И., Коротеев А.С., Ловцов А.С., Муравлев В.А., Шагайда А.А., Шутов В.Н. Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП «Центр Келдыша». *Труды МАИ*, 2012, № 60, 9 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35335>
- [12] *Стационарно-плазменные двигатели ОКБ «Факел»*. URL: <https://fakel-russia.com/produksiya> (дата обращения 17.07.2022).
- [13] Рыжикова Т.Н. *Маркетинг в ракетно-космической сфере*. Москва, ИНФРА-М, 2020, 201 с.
- [14] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород — метан в импульсном режиме работы. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 7, с. 11–20.
- [15] Жумаев З.С. Математическая модель маневрирующего наноспутника с гелиотермической двигательной установкой и маховичной системой ориентации и стабилизации. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2021-5-2078

Статья поступила в редакцию 20.07.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>

Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области динамики конструкций аэрокосмических систем. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Шаповалов Анатолий Витальевич — аспирант кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: anatoly.bmstu@yandex.ru

The selection of the propulsion system of an advanced small space tug

© G.A. Shcheglov, A.V. Shapovalov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers the selection of a main propulsion system of a small space tug, whose development is relevant due to the problem of disproportion between the existing launch vehicles and promising payloads. This problem arose in connection with the active development of multi-satellite constellations. The tendency to increase the number of operated spacecraft turned out to be dialectically related to the tendency to reduce the size of a single spacecraft. The paper introduces the results of the analysis of the functional efficiency of the transport operation and the cost analysis of the options for a small space tug. The analysis was carried out as part of the competition for the development of ultralight launch vehicles, organized by ANO Aeronet. A criterion for selecting a propulsion system for a small space tug from the point of view of efficiency is proposed. The study shows that for a small space tug weighing no more than 80 kg, designed to perform a coplanar transport operation lasting no more than three days with a payload weighing no more than 150 kg and an available reserve of delta-V budget of no more than 500 m/s, the best option is a propulsion system on gaseous oxygen — methane components, which does not require a specialized displacement system and the gas jet engines of the control system work on any of the components.

Keywords: small space tug, propulsion system, small spacecraft

REFERENCES

- [1] Williams C., Doncaster B., Shulman J. Nano/Microsatellite Market Forecast. 8th ed. SpaceWorks Enterprises Inc.: Atlanta, USA, 2018. Available at: <https://www.spaceworks.aero/wp-content/uploads/Nano-Microsatellite-Market-Forecast-8th-Edition-2018.pdf> (accessed July 17, 2022).
- [2] Belyaev A.V., Zelentsov V.I., Shcheglov G.A. *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Spacecraft launch vehicles]. Moscow, BMSTU Publ., 2007, 56 p.
- [3] Zelentsov V.I., Shcheglov G.A. *Konstruktivno-komponovochnye skhemy razgonnykh blokov* [Design and layout schemes of space tugs]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, 139 p.
- [4] Payload User Guide. LAUNCH.V6.6. *RocketLab USA*. Available at: <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf> (accessed July 17, 2022).
- [5] *D-Orbit*. Available at: <https://www.dorbit.space> (accessed July 17, 2022).
- [6] *Momentus Space*. Available at: <https://momentus.space/services/> (accessed July 17, 2022).
- [7] Kislitsky M. Low cost small space boosters. *Acta Astronautica*, 2003, vol. 52, no. 9–12, pp. 947–955.
- [8] Zakirov V., Sweeting M., Erichsen P., Lawrence T. Specifics of Small Satellite Propulsion: Part 1. *Proc. of 15th AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2001, SSC01-XI-6, 10 p.
- [9] *Ob'yavleny itogi pervogo konkursa kontseptsii razgonnogo bloka i RN SLK* [The results of the first competition of the concepts of the upper stage and ultralight launch vehicle have been announced]. Available at: [---

14](http://nti-</div><div data-bbox=)

- aeronet.ru/blog/2021/04/11/objavleny-itogi-pervogo-konkursa-koncepcij-razgonnogo-bloka-i-rn-slk/ (accessed July 17, 2022).
- [10] Korshun V.E., Markianov A.V., Rusakov A.V., Sizov A.A., Tverdokhlebova E.M., Homin T.M. *Trudy MAI*, 2014, no. 73, 24 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=48489&referer=https%3A%2F%2Fwww.google.com%2F>
- [11] Vasin A.I., Koroteev A.S., Lovtsov A.S., Muravlev V.A., Shagayda A.A., Shutov V.N. *Trudy MAI*, 2012, no. 60, 9 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35335>
- [12] *Experimental Design Bureau FAKEL. Productions. Plasma thrusters*. Available at: <https://fakel-russia.com/en/productions> (accessed July 17, 2022).
- [13] Ryzhikova T.N. *Marketing v raketno-kosmicheskoy sfere* [Marketing in the field of rocket and space]. Moscow, INFRA-M Publ., 2020, 201 p.
- [14] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie — BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2013, no. 7, pp. 11–20.
- [15] Zhumaev Z.S. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 5.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-5-2078>

Shcheglov G.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: dynamics of aerospace systems. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Shapovalov A.V., post-graduate student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: dynamics of aerospace systems. e-mail: anatoly.bmstu@yandex.ru