

Исследование энергетических возможностей малого разгонного блока по оказанию периферийных пусковых услуг на солнечно-синхронных орбитах

© А.А. Галкин, А.Ф. Георгиев, Г. А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Представлены результаты исследования энергетических возможностей малых разгонных блоков, предназначенных для перевода малых космических аппаратов на индивидуальные орбиты при кластерном запуске. С использованием методов баллистического анализа решены задачи определения параметров зоны досягаемости малого разгонного блока относительно некоторой заданной начальной орбиты, а также найдены рациональные схемы для перевода спутников дистанционного зондирования Земли на широтно-стабилизированные солнечно-синхронные орбиты. Показано, что для оказания периферийных пусковых услуг в ходе кластерных запусков в диапазоне низких околоземных орбит высотой до 1000 км, с учетом требования борьбы с техногенным засорением космического пространства, рационально иметь запас характеристической скорости малого разгонного блока от 0,5 до 1,5 км/с. Для формирования целевых солнечно-синхронных орбит и, в частности, широтно-стабилизированных орбит при использовании различных кампаний совместных пусков наиболее рациональным является запас характеристической скорости 0,5 км/с. Актуальность рассмотренных задач определяется необходимостью повышения конкурентоспособности отечественных средств выведения путем разработки российского малого разгонного блока.

Ключевые слова: *малый разгонный блок, солнечно-синхронные орбиты, транспортные операции, зона досягаемости, малые космические аппараты*

Введение. В настоящее время значительно увеличивается число малых космических аппаратов (МКА), эксплуатируемых на низких околоземных орбитах [1, 2]. При этом наблюдается тенденция снижения их массы, переход к классам нано- и пикоспутников [3, 4]. Для их выведения на орбиту применяются пусковые услуги совместного запуска (англ. термин Rideshare Launch), при котором одна ракетаноситель (РН) используется для доставки группы разнородных полезных нагрузок (ПН) на одну-две общие орбиты [5]. Примерами таких миссий могут служить российские кластерные запуски спутников на РН «Союз 2б» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат» и американские миссии Transporter на многоразовой РН Falcon-9 [6]. Следует отметить, что такой тип запуска МКА имеет несколько недостатков:

- не позволяет формировать для каждого МКА свою индивидуальную орбиту, что не дает возможности ПН, установленной на МКА, эффективно функционировать;
- в связи с тем, что в настоящее время существует несколько популярных низких околоземных орбит, при отделении множества МКА на этих орбитах возникает опасность их столкновения.

Для совершенствования услуги совместного запуска актуально ее разделение на центральную (ядерную) услугу — собственно доставку с помощью РН группы МКА на общую орбиту — и периферийную услугу «доставки последней мили» (англ. термин Last Mile Logistic, LML), позволяющую осуществить перевод спутников на индивидуальные безопасные орбиты [2].

В настоящее время эффективным средством оказания периферийных пусковых услуг МКА являются малые межорбитальные транспортные средства — малые разгонные блоки (МРБ). За рубежом создано уже девять аппаратов данного класса, из которых три успешно эксплуатируются [6]. В России в настоящее время услуги LML для МКА не оказывают, что снижает конкурентоспособность отечественных пусковых услуг. В связи с этим актуальной является разработка методик выбора проектных параметров и требований к МРБ. В частности, необходимо обеспечить обоснованный выбор располагаемого запаса характеристической скорости, которым должен обладать подобный аппарат. Поскольку МКА часто используются для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), исследование возможностей МРБ по оказанию периферийных пусковых услуг на специфических для таких аппаратов орбитах является актуальной задачей.

Солнечно-синхронные орбиты (ССО) имеют четкое соотношение параметров, определяемое равенством прецессии долготы восходящего узла и угловой скорости движения Солнца относительно Земли, что позволяет проводить периодическую съемку объектов в одинаковых условиях [7]. Для круговых ССО известно соотношение между радиусом R и наклоном i [8]:

$$\cos i = -\left(\frac{R}{12343,47}\right)^{3,5}. \quad (1)$$

Для МКА ДЗЗ крайне важно обеспечить в течение длительного времени идентичность условий наблюдения по освещенности и пространственному разрешению. Для этого используются особые широтно-стабилизированные по высоте и местному времени ССО [9]. Параметры данных орбит, которые определяются с помощью уточненных по сравнению с выражением (1) математических моделей, несколько отличаются от орбит, на которые обычно выводятся МКА при кластерных пусках [6]. Для перевода МКА на широтно-стабилизированные ССО могут быть использованы МРБ.

Цель данной статьи — представить исследование энергетических возможностей МРБ по оказанию периферийных пусковых услуг на солнечно-синхронных орбитах. При этом решаемыми задачами являются определение с использованием методов баллистического анализа параметров зоны досягаемости МРБ относительно некоторой

заданной начальной орбиты, а также расчет наиболее рациональных параметров МРБ, предназначенных для перевода МКА ДЗЗ на широтно-стабилизированное ССО.

Материалы и методы решения задачи. Исследуется характерный сценарий использования МРБ в качестве дополнительной ступени основного разгонного блока, который выводит МРБ с ПН на некоторую начальную круговую орбиту высотой h и наклоном i . Первым маневром МРБ изменяет высоту начальной орбиты на величину Δh , осуществляя компланарный перелет ПН с начальной орбиты на целевую круговую орбиту МКА. Вторым маневром МРБ изменяет наклонение целевой орбиты на величину Δi . Далее происходит отделение ПН и выполняется третий маневр перехода МРБ на эллиптическую орбиту захоронения с пониженной высотой перигея η для утилизации аппарата в плотных слоях атмосферы.

Вводится упрощающее предположение о том, что перелеты совершаются в центральном гравитационном поле Земли, которая считается идеальным шаром с радиусом r_z и гравитационным параметром μ_z . Возможные погрешности такого расчета компенсируются умножением на коэффициент $\alpha > 1$ суммарного запаса характеристической скорости

$$\Delta V_{\Sigma} = \alpha(\Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3), \quad (2)$$

где $\Delta V_i \geq 0$ — запас характеристической скорости i -го маневра.

Параметры маневров рассчитываются по известным формулам небесной механики [10].

Для первого маневра используется двухимпульсный гомановский перелет с суммарным импульсом

$$\Delta V_1 = \pm(V - W) \pm 2e \sqrt{\frac{\mu_z}{(r_z + h)(1 \pm e)}}, \quad (3)$$

где берется знак «плюс», если орбита повышается ($\Delta h > 0$), а знак «минус» — если она понижается ($\Delta h < 0$), обозначения скоростей V , W и e вычисляются соответственно по формулам:

$$V = \sqrt{\frac{\mu_z}{r_z + h}}, \quad (4)$$

$$W = \sqrt{\frac{\mu_z}{r_z + h + \Delta h}}, \quad (5)$$

$$e = \frac{\Delta h}{2(r_z + h) + \Delta h}. \quad (6)$$

Для второго маневра необходимо выбирать наименьший потребный импульс, который соответствует круговой орбите с наибольшей высотой:

$$\Delta V_2 = 2V_* \sin\left(\frac{|\Delta i|}{2}\right), \quad (7)$$

где круговая скорость удовлетворяет условию

$$V_* = \min(V, W). \quad (8)$$

Из условия (8) следует, что при понижении орбиты МКА второй маневр МРБ необходимо выполнить раньше первого. Важно также, что в (7) приращение угла наклона плоскости орбиты берется по модулю.

Для третьего маневра тормозной импульс вычисляется по формуле

$$\Delta V_3 = W - \sqrt{\frac{\mu_z}{(r_z + \eta)(1 + \varepsilon)}} (1 - \varepsilon), \quad (9)$$

$$\varepsilon = \frac{h - \eta + \Delta h}{2r_z + \eta + h + \Delta h}, \quad (10)$$

где знак Δh в формуле (10) выбирается аналогично формулам (3)–(6).

Анализ выражений (3)–(10) показывает, что функция $V_\Sigma(\Delta h, \Delta i)$ является нелинейной и существенно зависит от знака приращения высоты орбиты. Для заданного запаса располагаемой характеристической скорости МРБ, обозначенного как ΔV_0 из (2), можно найти нелинейную зависимость для максимальных приращений высоты и угла наклона целевой орбиты $\Delta h, \Delta i$, которые могут быть достигнуты МРБ в ходе транспортной операции:

$$\sin\left(\frac{|\Delta i_{\max}|}{2}\right) = \frac{1}{2V_*(\Delta h)} \left[\frac{\Delta V_0}{\alpha} \pm \{W(\Delta h) - V\} \mp 2e(\Delta h) \sqrt{\frac{\mu_z}{(r_z + h)(1 \pm e(\Delta h))}} - \right. \\ \left. - W(\Delta h) + \{1 - \varepsilon(\Delta h)\} \sqrt{\frac{\mu_z}{(r_z + \eta)(1 + \varepsilon(\Delta h))}} \right]. \quad (11)$$

Очевидно, что для заданного ΔV_0 имеются два предельных значения приращений угла наклона плоскости орбиты $\pm \Delta i_{\max}$, которые достигаются при $\Delta h = 0$, когда (11) принимает вид

$$\sin\left(\frac{|\Delta i_{\max}|}{2}\right) = \frac{1}{2}J, \quad (12)$$

где

$$J = \left(\frac{\Delta V_0}{\alpha V} - 1 + \sqrt{\frac{2(r_z + \eta)}{(h + 2r_z + \eta)}} \right). \quad (13)$$

Поскольку в (12) предполагается, что $\sin\left(\frac{|\Delta i_{\max}|}{2}\right) > 0$ можно найти условие, при котором МРБ может выполнять маневры с возможностью захоронения в конце миссии

$$\Delta V_0 > \Delta V_{\min} = \alpha \sqrt{\frac{\mu_z}{r_z + h}} \left[1 - \sqrt{\frac{2(r_z + \eta)}{(h + 2r_z + \eta)}} \right]. \quad (14)$$

Кроме того, для заданного ΔV_0 случаю $\Delta i = 0$ соответствуют два предельных значения при маневрах МРБ для увеличения и уменьшения высоты начальной орбиты: Δh_{\max} и Δh_{\min} . Эти значения можно найти путем численного решения нелинейного уравнения (11) с учетом знаков в выражениях (5), (6) и (10).

Поскольку МРБ, по определению, обладает малым запасом характеристической скорости, нелинейное уравнение (11) допустимо разложить в ряд Тейлора относительно нулевых значений приращений Δh и Δi . В квадратичном приближении уравнение (11) имеет вид

$$A(\beta)\Delta h^2 - B(\beta)\Delta h + J = |\Delta i|. \quad (15)$$

С учетом (13) и (14) коэффициенты имеют вид

$$B(\beta) = \frac{1}{(h+r_z)} \left[\beta \left(3 - \frac{1}{2}J \right) - 2 + (2h+3r_z+\eta) \sqrt{\frac{(r_z+\eta)}{2(h+2r_z+\eta)^3}} \right]; \quad (16)$$

$$A(\beta) = \frac{1}{4(h+r_z)^2} \left[\beta \left(7 - \frac{3}{2}J \right) - 4 + \right. \\ \left. + (19r_z^2 + 8h^2 + 3\eta^2 + 24hr_z + 14r_z\eta + 8h\eta) \sqrt{\frac{(r_z+\eta)}{2(h+2r_z+\eta)^5}} \right] - \beta \frac{B}{2(h+r_z)}. \quad (17)$$

В выражениях (15)–(17) при подъеме орбиты $\beta = 1$, а при ее снижении $\beta = 0$.

Положив $\Delta i = 0$, можно найти приближенные значения Δh_{\max} и Δh_{\min} , взяв наименьший по модулю действительный корень квадратного уравнения (15) для $\beta = 1$ и $\beta = 0$ соответственно. С учетом сделанных допущений выражения (13), (16) и (17) зависят только от высоты начальной орбиты (h) и не зависят от ее наклона. Следует отметить, что полученные зависимости справедливы для любой начальной орбиты МРБ, а не только для ССО.

Результаты моделирования. В приведенных ниже результатах расчетов приняты параметры Земли $\mu_z = 398\,600 \frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$, $r_z = 6378$ км, коэффициент запаса характеристической скорости $\alpha = 1,05$. Рассматривался диапазон высот начальных орбит (куда МРБ доставляется средством выведения) $400 \leq h \leq 1000$ км, соответствующий низким околоземным орбитам, лежащим ниже радиационных поясов. Этот диапазон актуален для МКА, изготовленных с использованием общепромышленной электронной компонентной базы.

На первом этапе работы проводились исследования области досягаемости МРБ. В координатах приращений высоты и наклона целевой орбиты ($\Delta i, \Delta h$) эта область имеет вид четырехугольника (рис. 1). Начало координат в показанном на рис. 1 примере соответствует начальной орбите высотой $h = 597,1$ км, а располагаемый запас характеристической скорости МРБ взят $\Delta V_0 = 0,5$ км/с. Диагонали четырехугольника совпадают с осями системы координат, он симметричен относительно оси ординат. Вершины четырехугольника соответствуют экстремальным значениям приращений высоты Δh_{\min} , Δh_{\max} и наклона Δi_{\max} .

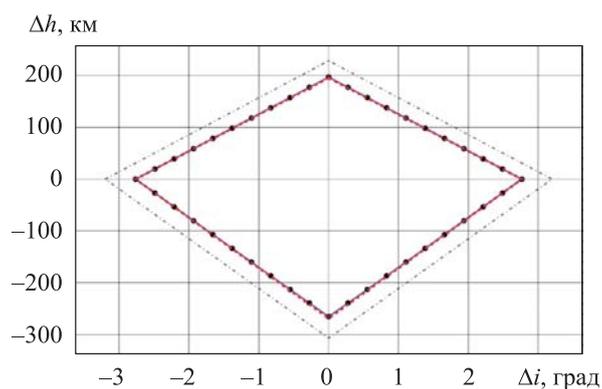


Рис. 1. Пример области досягаемости МРБ ($h = 597,1$ км, $\Delta V_0 = 0,5$ км/с): для $\eta = 200$ км точки — решение нелинейного уравнения, сплошная линия — квадратичное приближение, пунктирная — линейное приближение; для $\eta = 400$ км штрихпунктирная линия — линейное приближение

Граница области формируется четырьмя отрезками кривых, которые могут быть найдены из решения нелинейного уравнения (11) для различных сочетаний знаков Δi и Δh . Для перигея орбиты захоронения $\eta = 200$ км граница, полученная численным решением (11), обозначена на рис. 1 точками. Расчеты показали, что использование упрощенной квадратичной зависимости (15) в рассматриваемом диапазоне высот дает погрешность, не превышающую 0,1 %. Граница, полученная с использованием (15), показана на рисунке сплошной синей линией. Допустимую для инженерных приложений погрешность, не превышающую 2 %, дает линейное приближение, получаемое из (15) при $A(\beta) = 0$. Граница, полученная в линейном приближении, изображена пунктирной красной линией. Таким образом, область досягаемости МРБ по форме близка к ромбу с диагоналями $2\Delta i_{\max}$ и $(\Delta h_{\max} - \Delta h_{\min})$. При этом $|\Delta h_{\max}| < |\Delta h_{\min}|$ (примерно на 30 %) в силу меньших энергетических затрат на захоронение аппарата.

Увеличение высоты перигея орбиты захоронения закономерно приводит к расширению области досягаемости. Для оценки данного эффекта на рис. 1 штрихпунктирной линией отмечена (в линейном приближении) граница области в случае $\eta = 400$ км. Видно, что двукратное увеличение η дает прибавку экстремальных приращений параметров орбиты примерно на 15 %.

Максимальное приращение наклона орбиты можно найти из решения (12). Результаты расчетов в рассматриваемом диапазоне высот для разных значений запаса характеристической скорости МРБ показаны на рис. 2.

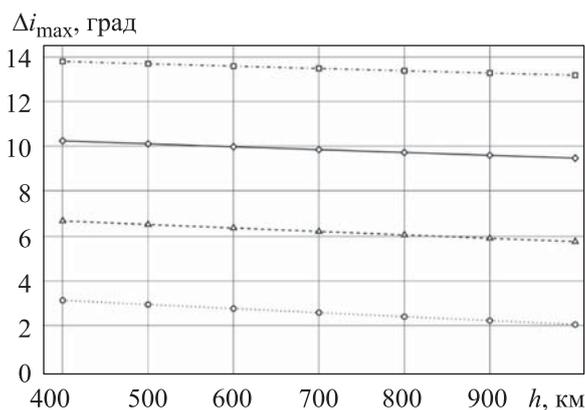


Рис. 2. Максимальное приращение угла наклона плоскости орбиты ($\eta = 200$ км):

точечная линия — $\Delta V_0 = 0,5$ км/с, пунктирная — $\Delta V_0 = 1,0$ км/с,
 сплошная — $\Delta V_0 = 1,5$ км/с, штрихпунктирная — $\Delta V_0 = 2,0$ км/с

Согласно анализу кривых, приведенных на рис. 2, величина Δi_{\max} незначительно уменьшается по закону, близкому к линейному, с высотой начальной орбиты ($0,1^\circ$ на 100 км). Зависимость $\Delta i_{\max}(\Delta V_0)$ также можно считать линейной: приращение увеличивается примерно на 8° на каждый 1 км/с запаса характеристической скорости.

Минимальный запас характеристической скорости МРБ, необходимый для его утилизации из условия (14), как показано на рис. 3, возрастает по закону, близкому к линейному, примерно на 30 м/с с увеличением высоты начальной орбиты 100 км. Для высоты 500 км минимальный запас ΔV_{\min} , необходимый для утилизации МРБ, составляет от 30 до 90 м/с в зависимости от высоты перигея орбиты захоронения.

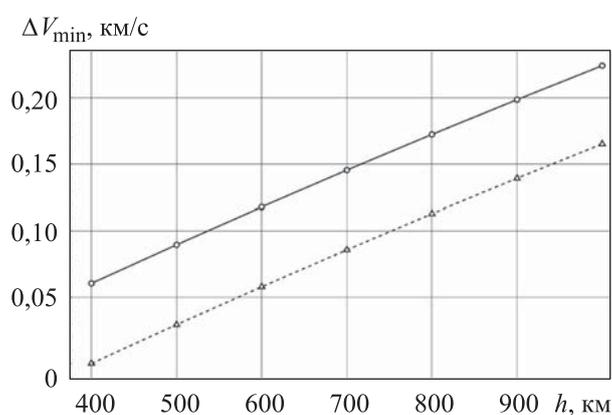


Рис. 3. Минимальный запас характеристической скорости МРБ:
сплошная линия — $\eta = 200$ км, пунктир — $\eta = 400$ км

Максимальное приращение высоты орбиты можно найти из решения уравнения, являющегося частным случаем (15):

$$A(1)\Delta h_{\max}^2 - B(1)\Delta h_{\max} + J = 0. \quad (18)$$

Зависимость Δh_{\max} от высоты начальной орбиты и запаса характеристической скорости МРБ приведена на рис. 4. Как видно на графиках, представленных на рисунке, при малых значениях ΔV_0 величина Δh_{\max} убывает с возрастанием высоты начальной орбиты, а при относительно больших значениях ΔV_0 , наоборот, уменьшается. Граничными можно считать значения около $\Delta V_0 \approx 1,5$ м/с, где представляется допустимым полагать $\Delta h_{\max} \approx \text{const}$.

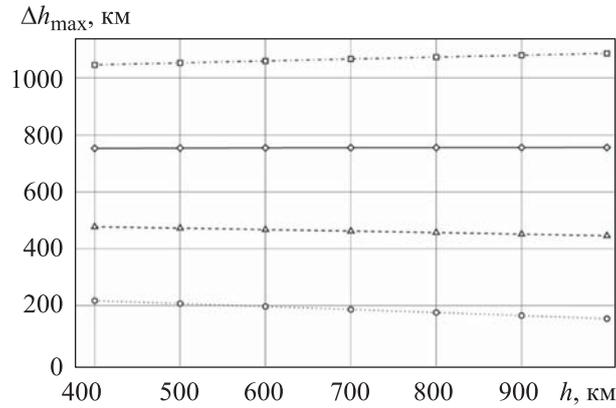


Рис. 4. Максимальное приращение высоты орбиты ($\eta = 200$ км):

точечная линия — $\Delta V_0 = 0,5$ км/с, пунктирная — $\Delta V_0 = 1,0$ км/с,

сплошная линия — $\Delta V_0 = 1,5$ км/с, штрихпунктирная — $\Delta V_0 = 2,0$ км/с

Однако если более подробно рассмотреть диапазон $1,4 \leq \Delta V_0 \leq 1,5$ км/с, то можно увидеть, что зависимость $\Delta h_{\max}(h, \Delta V_0)$ для каждой высоты h^* имеет максимум $\Delta h_{\max}^*(h, \Delta V_E)$, как показано на рис. 5. Для заданного диапазона высот можно найти диапазон значений ΔV_E , каждому из которых соответствует свое значение Δh_{\max}^* . График зависимости $\Delta V_E(h)$, из которого следует, что диапазон характеристической скорости лежит в пределах $1,42 \leq \Delta V_E \leq 1,5$ км/с, представлен на рис. 6.

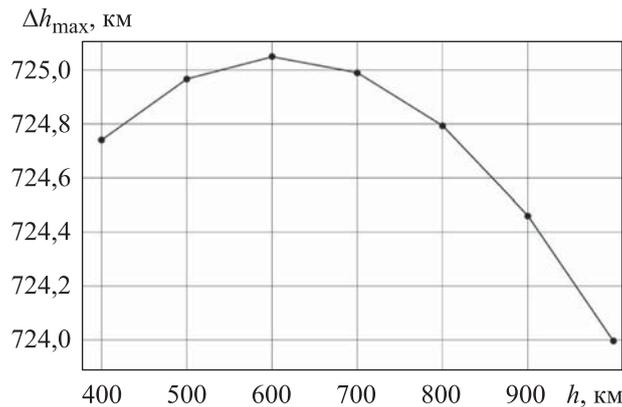


Рис. 5. Пример максимума приращения высоты орбиты $\Delta h_{\max}^* = 725,05$ км

для $h^* = 600$ км и $\Delta V_E = 1,45$ км/с

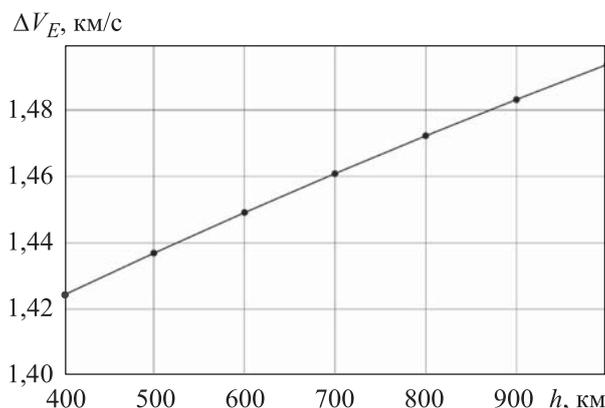


Рис. 6. Зависимость ΔV_E от высоты

Вид приведенного на рис. 5 графика объясняется тем, что увеличение высоты начальной орбиты h приводит к уменьшению скоростей V (4) и W (5), что дает рост Δh_{\max} . Однако параллельно возрастают затраты характеристической скорости ΔV_3 (9) на захоронение МРБ. Начиная с высоты h^* эти затраты превышают выигрыш от уменьшения круговых скоростей. Данный эффект существенно проявляется при больших значениях h . Поскольку, как следует из графика на рис. 5, выигрыш по Δh_{\max}^* для рассматриваемого диапазона высот крайне незначителен (менее 0,1 %), в указанном на рис. 6 диапазоне ΔV_E , действительно можно считать $\Delta h_{\max} \approx \text{const}$. Запас характеристической скорости $\Delta V_0 = 1,5$ км/с можно рассматривать как наиболее рациональное значение для МРБ с той точки зрения, что оно дает фиксированное значение $\Delta h_{\max} \approx 725$ км.

Минимальное приращение высоты орбиты определяется из решения уравнения, являющегося другим частным случаем (15):

$$A(0)\Delta h_{\min}^2 - B(0)\Delta h_{\min} + J = 0. \quad (19)$$

Зависимость Δh_{\min} от высоты начальной орбиты и запаса характеристической скорости МРБ показана на рис. 7. В отличие от случая, рассмотренного выше, здесь следует иметь в виду, что высота целевой орбиты не может, согласно сделанным допущениям, лежать ниже высоты перигея орбиты захоронения. Значения

$$|\Delta h_{\min}| < \Delta h_K, \quad (20)$$

$$\Delta h_K = \eta - h,$$

дают неверные результаты. Корректные значения на рис. 7 лежат выше и правее зависимости $\Delta h_K(h)$, показанной красной сплошной линией.

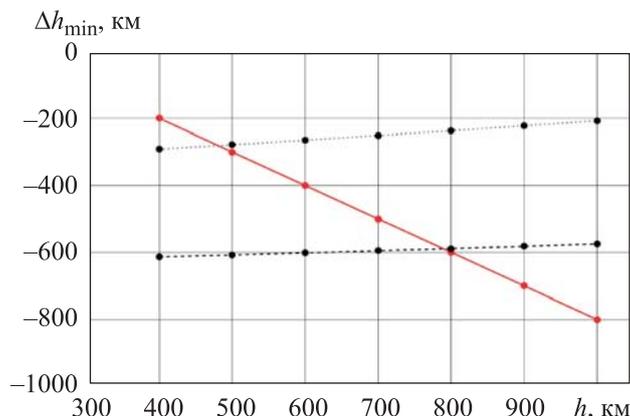


Рис. 7. Минимальное приращение высоты орбиты $\eta = 200$ км:

точечная линия — $\Delta V_0 = 0,5$ км/с, пунктирная — $\Delta V_0 = 1,0$ км/с,

сплошная — критическое значение приращения $\Delta h_K(h)$

При построении области досягаемости в случае выполнения условия (20) следует дополнительно находить две точки, соответствующие границе области захоронения $(\pm \Delta i_{\min}, \Delta h_K)$, например из линеаризованного уравнения

$$B(0)\Delta h_K + J = \pm \Delta i_{\min}. \quad (21)$$

В результате форма области досягаемости становится пятиугольником.

На втором этапе работы была проанализирована возможность достижения с помощью МРБ широтно-стабилизированных солнечно-синхронных орбит из каталога [9, табл. 1]. В качестве начальных рассматривались характерные орбиты, сформированные в ходе недавних российских кластерных пусков РН «Союз-2» с РБ «Фрегат» [6, табл. 2], а также, для справки, некоторые характерные орбиты, формируемые в ходе американских миссий Transporter РН Falcon-9 [6, табл. 1]. Зоны досягаемости для различных значений запаса характеристической скорости показаны на рис. 8. Четыре целевых широтно-стабилизированных ССО, указанные в каталоге [9, табл. 1] в качестве приоритетных, приведены на рис. 8 красными точками. Начальные орбиты российских миссий отмечены символом «+». Границы зон досягаемости МРБ для российских миссий показаны оранжевыми сплошными линиями. Начальные орбиты американских миссий отмечены символом «o». Зоны досягаемости МРБ для данных миссий выделены синими пунктирными линиями.

На рис. 8, а видно, что при $\Delta V_0 = 0,3$ км/с целевые ССО попадают в зоны досягаемости МРБ не для всех орбит. При $\Delta V_0 = 0,5$ км/с, как

показано на рис. 8, б, обеспечивается попадание в зону досягаемости одной или двух целевых орбит. На рис. 8, в продемонстрировано, что при $\Delta V_0 = 1,0$ км/с обеспечивается попадание в зону досягаемости от трех до четырех целевых орбит. При $\Delta V_0 = 1,5$ км/с, как становится ясно из графиков на рис. 8, г, обеспечивается гарантированное попадание в зону досягаемости МРБ всех четырех целевых орбит.

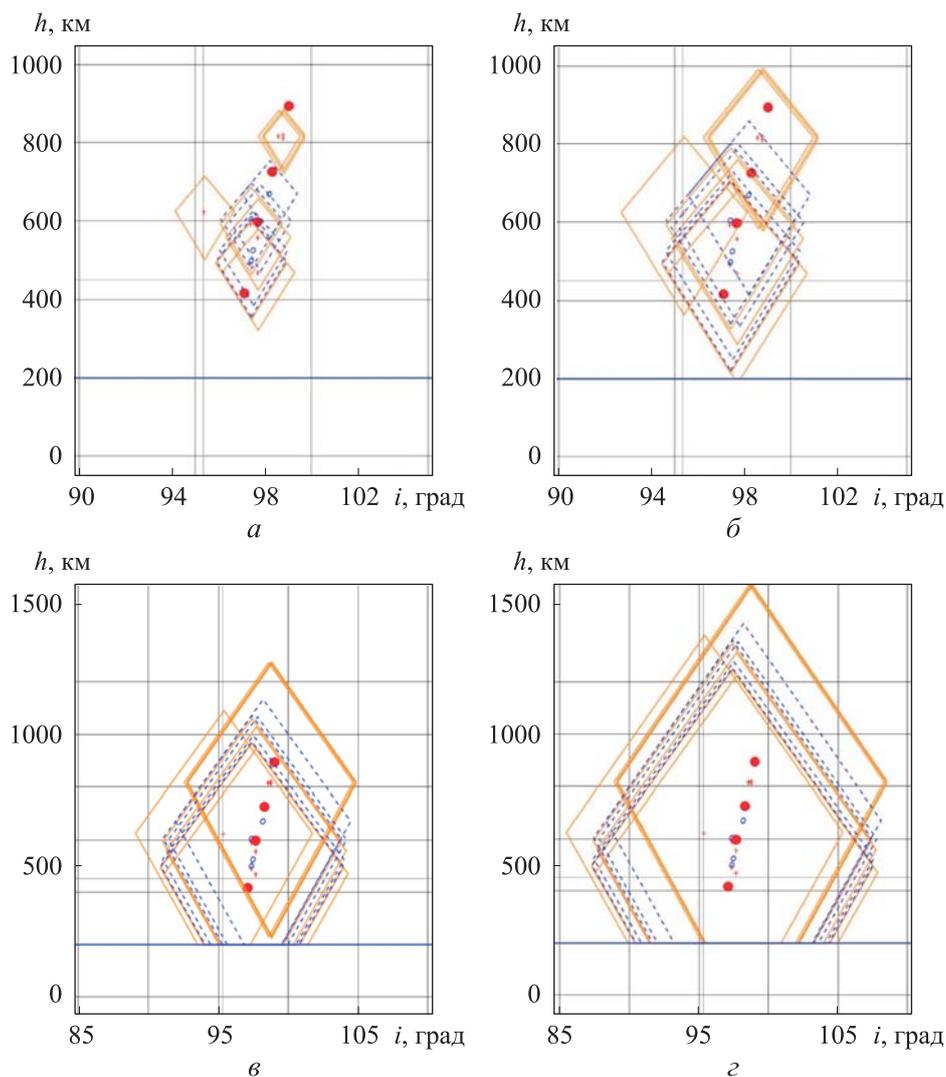


Рис. 8. Досягаемость широтно-стабилизированных ССО (красные точки) с начальных орбит ($\eta = 200$ км), формируемых российскими (сплошные линии) и американскими (пунктирные линии) кластерными пусками:

а — $\Delta V_0 = 0,3$ км/с; б — $\Delta V_0 = 0,5$ км/с; в — $\Delta V_0 = 1,0$ км/с; г — $\Delta V_0 = 1,5$ км/с

Анализ показывает, что при $\Delta V_0 > 0,5$ верхняя часть зон досягаемости оказывается выше 1000 км (см. рис. 8, в, з), что нерационально. Формирование с помощью МРБ целевых орбит с большими высотами ($h + \Delta h_{\max} > 1000$ км) будет ограничено по соображениям надежности бортовой аппаратуры, например, если коммерческие МРБ с целью уменьшения стоимости будут производиться с использованием той же общепромышленной электронной компонентной базы, что и выводимая им полезная нагрузка.

Для $\Delta V_0 = 0,5$ на рис. 8, б можно выделить группы зон досягаемости, в которых возможно построение двух целевых орбит, что теоретически позволяет использовать два МРБ в одном пуске РН «Союз» с РБ «Фрегат». Параметры данных зон и совершаемых в них маневров при оказании периферийных пусковых услуг по доставке ПН на ССО указаны в таблице.

Параметры рациональных маневров периферийных пусковых услуг МРБ

Наименование параметра	ССО № 1	ССО № 2	ССО № 3	ССО № 4
Целевая орбита: высота, км наклонение, град	416,9 97,1	597,1 97,7	725,8 98,3	894,0 99,0
Начальная орбита: высота, км наклонение, град	494,0 97,4		812,5 98,8	
Приращение высоты Δh , км	-77,1	103,1	-86,7	81,5
Приращение наклонения Δi , град	-0,3	0,3	-0,5	0,2
ΔV_1 , км/с	0,129	0,169	0,135	0,125
ΔV_2 , км/с	0,040	0,035	0,065	0,028
ΔV_3 , км/с	0,062	0,112	0,145	0,188
$\Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$, км/с	0,231	0,316	0,345	0,341
$\alpha(\Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3)$, км/с	0,243	0,332	0,363	0,358
Зона досягаемости МРБ: Δh_{\min} , км Δh_{\max} , км Δi_{\max} , град	-279,0 207,4 3,0		-234,9 174,1 2,4	
Запас характеристической скорости МРБ ΔV_0 , км/с	0,5		0,5	
Высота перигея орбиты захоронения η , км	200,0		200,0	

Заключение. Проведенное исследование позволяет сделать вывод о том, что для оказания периферийных пусковых услуг в ходе кластерных запусков в диапазоне низких околоземных орбит высотой до 1000 км, с учетом требования борьбы с техногенным засорением космического пространства, целесообразно иметь запас характеристической скорости МРБ в диапазоне 0,5...1,5 км/с. Запас характеристической скорости 1,5 км/с рационально использовать в случае, когда необходимо изменять наклонение орбиты на $\pm 14^\circ$ и формировать зону досягаемости с фиксированным (не зависящим от высоты начальной орбиты) максимальным приращением высоты порядка 725 км. Запас характеристической скорости 0,5 км/с является наиболее рациональным для формирования при использовании различных кампаний совместных пусков (rideshare mission) целевых солнечно-синхронных орбит, и, в частности, широтно-стабилизированных орбит. При этом в одном совместном пуске могут быть использованы два МРБ. Актуальной задачей является исследование возможности построения МРБ по модульному принципу, который даст возможность гибко наращивать энергетические характеристики МРБ в указанном диапазоне. Использование МРБ в миссиях кластерных пусков РН семейства «Союз» с РБ «Фрегат» позволит повысить конкурентоспособность российских коммерческих средств выведения. Полученные в результате проведенного исследования зависимости для расчета зон досягаемости могут быть использованы для формирования требований к отечественному малому разгонному блоку БОТ.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации по государственному заданию (Проект № FSN-2025-0016).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Малые спутники в цифрах — 2022 год. Аналитический отчет компании Proxima.* URL: https://gisproxima.ru/malye_sputniki_v_tsifrah (дата обращения: 20.07.2025).
- [2] *Space Logistics Markets. 1st Edition, 2022. Euroconsult.* URL: <https://digital-platform.euroconsult-ec.com/product/space-logistics-markets/> (дата обращения: 20.07.2025).
- [3] *Chronology of Space Launches. Guenter's space page.* URL: <https://space.skyrocket.de/directories/chronology.htm> (дата обращения: 20.07.2025).
- [4] Лопота В.А., Ермаков П.Н., Фролов И.В. Перспективы развития автоматических космических систем и космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1 (82), с. 5–16.
- [5] SMD Rideshare 101. Revision: Rideshare 101_v9_Final. *NASA*, 2020. URL: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/09/rideshare-101-final.pdf> (дата обращения: 20.07.2025).

- [6] Щеглов Г.А., Тетерина М.В. Анализ параметров межорбитальных транспортных средств в миссиях Transporter. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 3. EDN TPIRFG
- [7] Акимов А.А., Гриценко А.А., Юрьев Р.Н. Солнечно-синхронные орбиты — основные возможности и перспективы. *«ИНФОСФЕРА»*, 2015, № 68, с. 31–34.
- [8] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения*. Москва, Радио и связь, 2004, 200 с.
- [9] Дубровинский Я. В., Графоаналитический каталог солнечно-синхронных широтно-стабилизированных орбит для оперативного эколого-географического наблюдения. *Журнал ВНИИЭМ*. 2005, т. 102, с. 235–243.
- [10] Титов Г.С., ред. *Полет космических аппаратов. Примеры и задачи*. 2-е изд. Москва, Машиностроение, 1990, 272 с.

Статья поступила в редакцию 01.04.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Галкин А.А., Георгиев А.Ф., Щеглов Г.А. Исследование энергетических возможностей малого разгонного блока по оказанию периферийных пусковых услуг на солнечно-синхронных орбитах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 9. EDN NVCZBT

Галкин Александр Андреевич — студент кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: ailgblanc@yandex.ru

Георгиев Александр Фёдорович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области динамики конструкций аэрокосмических систем. e-mail: a.georgiev@bmstu.ru

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

Studying power capabilities of a small space tug for providing peripheral launch services in the sun-synchronous orbits

© A.A. Galkin, A.F. Georgiev, G.A. Shcheglov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper presents results of studying power capabilities of the small space tug designed to transfer small spacecraft to the separate orbits at a rideshare launch. Using the ballistic analysis methods, it solves the problems in determining parameters of the small space tug reach zone relative to a certain specified initial orbit, and identifies the rational schemes for transferring the Earth remote sensing satellites to the latitude-stabilized sun-synchronous orbits. The paper shows that it becomes rational to have a characteristic velocity reserve for a small space tug from 0.5 to 1.5 km/s for provision of the peripheral launch services during cluster launches in the range of low near-Earth orbits with an altitude of up to 1000 km. It takes into account the requirement to combat the technogenic space pollution. For formation of the target sun-synchronous orbits and, in particular, the latitude-stabilized orbits when using various joint launch campaigns, the most rational lies in a characteristic velocity reserve of 0.5 km/s. Relevance of the considered problems is determined by the need to increase competitiveness of the domestic launch vehicles by design and development of a Russian small space tug.

Keywords: small space tug, sun-synchronous orbits, transport operations, reach zone, small spacecraft

The work was performed with the support of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation on a state assignment (Project No. FSFN-2025-0016).

REFERENCES

- [1] *Malye sputniki v tsifrah – 2022 god. Analiticheskiy otchet kompanii Proxima* [Small satellites in figures – 2022. Proxima analytical report]. Available at: https://gisproxima.ru/malye_sputniki_v_tsifrah (accessed July 20, 2025).
- [2] *Space Logistics Markets. 1st Edition, 2022. Euroconsult.* Available at: <https://digital-platform.euroconsult-ec.com/product/space-logistics-markets/> (accessed July 20, 2025).
- [3] *Chronology of Space Launches. Guenter's space page.* Available at: <https://space.skyrocket.de/directories/chronology.htm> (accessed July 20, 2025).
- [4] Lopota V.A., Ermakov P.N., Frolov I.V. *Perspektivy razvitiya avtomaticheskikh kosmicheskikh sistem i kosmicheskikh apparatov* [Prospects of development of automatic space systems and spacecraft]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2011, no. 1 (82), pp. 5–16.
- [5] *SMD Rideshare 101. Revision: Rideshare 101_v9_Final. NASA, 2020.* Available at: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/09/rideshare-101-final.pdf> (accessed July 20, 2025).
- [6] Shcheglov G.A., Teterina M.V. *Analiz parametrov mezhorbitalnykh transportnykh sredstv v missiyakh Transporter* [Analysis of the orbital transport vehicle parameters in the Transporter missions]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2025, iss. 3. EDN TIIRFG

- [7] Akimov A.A., Gritsenko A.A., Yuryev R.N. Solnechno-sinkhronnye orbity – osnovnye vozmozhnosti i perspektivy [Sun-synchronous orbits — main possibilities and prospects]. *Infosfera*, 2015, no. 68, pp. 18–20.
- [8] Chernov A.A., Chernyavsky G.M. *Orbity sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli. Lektsii i uprazhneniya* [Orbits of the Earth remote sensing satellites. Lectures and exercises]. Moscow, Radio i Svyaz Publ., 2004, 200 p.
- [9] Dubrovinsky Ya.V. Grafoanaliticheskiy katalog solnechno-sinkhronnykh shirotno-stabilizirovannykh orbit dlya operativnogo ekologo-geograficheskogo nablyudeniya [Graph-analytical catalog of the sun-synchronous latitude-stabilized orbits for the operational ecological and geographical observation]. *Zhurnal VNIEM — Journal “Electromechanical Matters. VNIEM Studies”*, 2005, vol. 102, pp. 235–243.
- [10] Titov G.S., ed. *Polet kosmicheskikh apparatov. Primery i zadachi* [Flight of spacecraft. Examples and tasks.]. 2nd ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 272 p.

Galkin A.A., Student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: ailgblanc@yandex.ru

Georgiev A.F., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. Specialist in dynamics of the aerospace systems structures. e-mail: a.georgiev@bmstu.ru

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