

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ПОЛЕТА К МАРСУ

Н.В. Бирёв

nbiryov@mail.ru

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

Аннотация

Исследована возможность использования тросовой системы для полета к Марсу. Предложен способ уменьшения характеристической скорости при полете к Марсу путем дополнительного приращения скорости с помощью околоземной тросовой системы. Показано, что оптимальным является перелет с опорной круговой околоземной орбиты или поверхности Земли к подвижной платформе троса, расположенной на нижней ветви тросовой системы в точке, где линейная скорость троса совпадает с эллиптической скоростью подлета космического аппарата к тросовой системе с последующим подъемом аппарата по тросу к верхней платформе и стартом с верхней платформы к Марсу

Ключевые слова

Тросовая система, космический аппарат, орбита, платформа троса, характеристическая скорость, линейная скорость, угловая скорость, эллиптическая скорость

Поступила в редакцию 21.09.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

В настоящее время активно разрабатываются проекты, связанные с исследованием Марса с помощью космических аппаратов (КА), а также пилотируемой экспедицией на эту планету [1]. При реализации этих проектов возникает необходимость поиска технических решений, направленных на уменьшение массовых характеристик КА.

В работе рассмотрена возможность использования тросовой системы (ТС) для уменьшения характеристической скорости, а следовательно, и массовых характеристик КА при полете к Марсу. Тросовой называют систему, совершающую орбитальное движение и состоящую из двух КА, которые соединены между собой длинным тросом. Такие системы имеют несколько отличий от КА традиционного типа. Во-первых, большая протяженность обеспечивает устойчивое вертикальное положение системы на орбите. При этом на концах системы создается малая искусственная сила тяжести, а соединенные тросом аппараты имеют недостаток или избыток орбитальной скорости. В то же время угловая скорость всех элементов ТС одинакова. Во-вторых, ТС имеет возможность менять длину троса путем выпуска или втягивания. Это позволяет регулировать взаимное положение и ориентацию аппаратов, передвигать по тросу грузы, присоединять и отсоединять от ТС различные объекты.

Применение ТС в космосе впервые было предложено К.Э. Циолковским в концепции создания искусственной тяжести и Ф.А. Цандером в качестве идеи создания «космического лифта» от поверхности Луны до Земли. Более подробно вопросы, связанные с космической ТС, представлены в работах [2–8].

В Институте комических исследований РАН изучают принципиальную схему построения группировки орбитальных ТС, позволяющую обеспечить, например, циклическую доставку груза с Земли на Луну и обратно. Предварительные результаты выбора различных схем транспортных трасс в космическом пространстве и оценки их эффективности приведены в работах [2–5].

Расчеты показали, что при правильном выборе длины троса, скорости вращения около центра масс и фазы отделения груза можно обеспечить совпадение параметров движения КА и концевого блока ТС в момент контакта.

При перемещении грузов по тросу выполняется закон сохранения энергии. По мере подъема груза на более высокие орбиты его энергия увеличивается. Адекватно уменьшается энергия ТС, ее орбита «проседает». Многократно использовать такую систему для доставки грузов в одном направлении нельзя. Решить проблему можно, если эквивалентный по массе груз перемещать одновременно в обратном направлении и в нижней точке ТС этот груз отделить, тогда параметры ТС вернуться к исходным значениям. Для обеспечения двустороннего движения потребуется создание двух ТС: на околоземной и околомарсианской орбитах. Также решить проблему можно путем попеременного развертывания и свертывания ТС. Происходит это следующим образом. К свернутой ТС пристыковывается межорбитальный буксир, курсирующий между опорной орбитой и ТС. После этого происходит разделение межорбитального буксира и марсианского КА. При развертывании ТС марсианский КА, прикрепленный к верхней платформе ТС, перемещается дальше от Земли, а межорбитальный буксир, прикрепленный к нижней платформе ТС, перемещается ближе к Земле. По достижении заданной длины оба аппарата отделяются от ТС. Затем происходит свертывание ТС в исходное состояние. Таким образом, использование ТС в качестве транспортного средства позволит в перспективе решить задачу межпланетных полетов. Научно-техническая база для реализации таких проектов уже подготовлена, что послужит дополнительным стимулом для продолжения работ по развертыванию ТС.

Рассмотрим несколько вариантов использования ТС для уменьшения характеристической скорости полета к Марсу (рис. 1). **Вариант 1: перелет с опорной круговой околоземной орбиты к нижней платформе троса.** Затем подъем КА по тросу к верхней платформе ТС и старт с верхней платформы к Марсу. В данном случае имеет место трехимпульсный вариант перехода с опорной круговой околоземной орбиты на орбиту полета к Марсу. Полная характеристическая скорость определяется из уравнения

$$V_{л.т1} = R_{т1}\omega_{т} = R_{т1}\sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т0}^3}} = \frac{R_{т1}}{R_{т0}}\sqrt{\frac{\mu_3}{R_0}}\sqrt{\frac{R_0}{R_{т0}}} = V_{кр.о}\frac{R_{т1}}{R_{т0}}\sqrt{\frac{R_0}{R_{т0}}}, \quad (3.3)$$

$$\Delta V_{т1} = V_{кр.о}\left[R_0\sqrt{\frac{2}{R_{т1}(R_0 + R_{т1})}} - \frac{R_{т1}}{R_{т0}}\sqrt{\frac{R_0}{R_{т0}}}\right]. \quad (3.4)$$

$$\Delta V_{т2} = V_{х.т2} - V_{л.т2}, \quad (4.1)$$

$$V_{л.т2} = R_{т2}\omega_{т} = R_{т2}\sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т0}^3}} = \frac{R_{т2}}{R_{т0}}\sqrt{\frac{\mu_3}{R_0}}\sqrt{\frac{R_0}{R_{т0}}} = V_{кр.о}\frac{R_{т2}}{R_{т0}}\sqrt{\frac{R_0}{R_{т0}}}, \quad (4.2)$$

$$V_{х.т2} = V_{кр.т2}\sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.М}}{V_{кр.т2}}\right)^2} = V_{кр.о}\sqrt{\frac{R_0}{R_{т2}}}\sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.М}}{V_{кр.т2}}\right)^2}, \quad (4.3)$$

$$\Delta V_{3.М} = V_{кр.3}\left(\sqrt{\frac{2R_2}{R_1 + R_2}} - 1\right) = \sqrt{\frac{\mu_c}{R_1}}\left(\sqrt{\frac{2R_2}{R_1 + R_2}} - 1\right), \quad (4.5)$$

$$\Delta V_{т2} = V_{кр.о}\left[\sqrt{\frac{R_0}{R_{т2}}}\sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.М}}{V_{кр.т2}}\right)^2} - \frac{R_{т2}}{R_{т0}}\sqrt{\frac{R_0}{R_{т0}}}\right].$$

Здесь R_0 — радиус опорной орбиты; $R_{т1}$ — расстояние от центра Земли до нижнего конца троса; $R_{т2}$ — расстояние от центра Земли до верхнего конца троса; $R_{т0}$ — расстояние от центра Земли до центра тяжести троса; R_1 — расстояние от Солнца до Земли; R_2 — расстояние от Солнца до Марса; $\Delta V_{х1}$ — полная характеристическая скорость первого варианта; $\Delta V_{о1}$ — скорость перехода с опорной орбиты на эллиптическую орбиту перелета к нижней части ТС; $\Delta V_{т1}$ — скорость, которую необходимо придать КА перед стыковкой с ТС; $\Delta V_{т2}$ — скорость перехода с верхней части ТС на эллиптическую орбиту полета к Марсу; $\Delta V_{3.М}$ — скорость перехода с орбиты движения Земли вокруг Солнца на эллиптическую орбиту полета к Марсу; $V_{3.о1}$ — эллиптическая скорость в перицентре орбиты перелета к нижней части ТС; $V_{3.т1}$ — эллиптическая скорость в апоцентре орбиты перелета к нижней части ТС; $V_{л.т1}$ — линейная скорость движения нижнего конца ТС; $V_{л.т2}$ — линейная скорость движения верхнего конца ТС, $V_{кр.о} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_0}}$ — круговая скорость на опорной орбите; $V_{кр.т2} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т2}}}$ — круговая скорость в точке, где находится верхний конец троса; $V_{кр.3} = \sqrt{\frac{\mu_c}{R_1}}$ — круговая скорость движения Земли вокруг Солнца; $V_{х.т2}$ — характеристическая скорость перехода с верхнего конца троса на эллиптическую орбиту полета к Марсу;

ω_T — угловая скорость движения троса; μ_c — гравитационный параметр Солнца; μ_z — гравитационный параметр Земли.

Подставим (2.1) — (4.5) в (1) и получим

$$\Delta V_{x1} = V_{кр.о} \left\{ \sqrt{\frac{2R_{T1}}{R_o + R_{T1}}} - 1 + \left| R_o \sqrt{\frac{2}{R_{T1}(R_o + R_{T1})}} - \frac{R_{T1}}{R_{T0}} \sqrt{\frac{R_o}{R_{T0}}} \right| + \sqrt{\frac{R_o}{R_{T2}}} \sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.М}}{V_{кр.т2}} \right)^2} - \frac{R_{T2}}{R_{T0}} \sqrt{\frac{R_o}{R_{T0}}} \right\}. \tag{5}$$

Характеристическая скорость прямого перехода (без использования ТС) с опорной круговой околоземной орбиты на эллиптическую орбиту Гомана полета к Марсу может быть определена из выражения

$$\Delta V_{x.o} = V_{кр.о} \left(\sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.М}}{V_{кр.о}} \right)^2} - 1 \right). \tag{6}$$

Вариант 2: перелет с опорной круговой околоземной орбиты к подвижной платформе троса. Предполагается, что подвижная платформа расположена на нижней части ТС в точке, где линейная скорость троса совпадает с эллиптической скоростью орбиты перелета 2 (см. рис. 1). Затем производят подъем КА по тросу к верхней платформе ТС и старт с верхней платформы к Марсу. В этом случае имеет место двухимпульсный вариант перехода с опорной круговой околоземной орбиты на орбиту полета к Марсу. Полную характеристическую скорость определим из уравнения

$$\Delta V_{x2} = \Delta V_{o2} + \Delta V_{T2}, \tag{7}$$

где

$$\Delta V_{o2} = V_{э.о2} - V_{кр.о} = V_{кр.о} \left(\sqrt{\frac{2R_{TT}}{R_o + R_{TT}}} - 1 \right), \tag{8}$$

R_{TT} — радиус точки, где линейная скорость движения троса совпадает с эллиптической скоростью перелета с опорной орбиты к этой точке, где линейная скорость движения троса совпадает с эллиптической (точка A_{TT} , см. рис. 1); ΔV_{x2} — полная характеристическая скорость второго варианта; ΔV_{o2} — скорость перехода с опорной орбиты на эллиптическую орбиту перелета к точке A_{TT} ; $V_{э.о2}$ — эллиптическая скорость в перицентре орбиты перелета (орбита 2, см. рис. 1) к точке A_{TT} .

Скорость ΔV_{T2} определим из (4.1) — (4.5). Окончательно имеем:

$$\Delta V_{x2} = V_{кр.о} \left\{ \sqrt{\frac{2R_{TT}}{R_o + R_{TT}}} - 1 + \sqrt{\frac{R_o}{R_{T2}}} \sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.М}}{V_{кр.т2}} \right)^2} - \frac{R_{T2}}{R_{T0}} \sqrt{\frac{R_o}{R_{T0}}} \right\}. \tag{9}$$

Вариант 3: перелет с опорной круговой околоземной орбиты к платформе, расположенной в центре тяжести троса. После перелета осуществим подъем КА по тросу к верхней платформе ТС и старт с верхней платформы к Марсу. В этом случае имеет место трехимпульсный вариант перехода с опорной круговой околоземной орбиты на орбиту полета к Марсу. Полную характеристическую скорость определим из выражения

$$\Delta V_{x3} = \Delta V_{o3} + \Delta V_{t0} + \Delta V_{t2}, \quad (10)$$

где

$$\Delta V_{o3} = V_{э.о3} - V_{кр.о} = V_{кр.о} \left(\sqrt{\frac{2R_{т0}}{R_o + R_{т0}}} - 1 \right), \quad (11)$$

$$\Delta V_{t0} = V_{л.т0} - V_{э.т0} = V_{кр.о} \left(\sqrt{\frac{R_o}{R_{т0}}} - R_o \sqrt{\frac{2}{R_{т0}(R_o + R_{т0})}} \right), \quad (12)$$

ΔV_{x3} — полная характеристическая скорость третьего варианта; ΔV_{o3} — скорость перехода с опорной орбиты на эллиптическую орбиту перелета к центру тяжести ТС (орбита 3 см. рис. 1); ΔV_{t0} — скорость, которую необходимо придать КА перед стыковкой с центром тяжести ТС; $V_{э.о3}$ — эллиптическая скорость в перигеуме орбиты перелета к центру тяжести ТС; $V_{э.т0}$ — эллиптическая скорость в апоцентре орбиты перелета к центру тяжести ТС; $V_{л.т0}$ — линейная скорость движения центра тяжести ТС.

Скорость ΔV_{x3} определим из (4.1) — (4.5). Окончательно получим:

$$\begin{aligned} \Delta V_{x3} = V_{кр.о} \left\{ \sqrt{\frac{2R_{т0}}{R_o + R_{т0}}} - 1 + \sqrt{\frac{R_o}{R_{т0}}} - R_o \sqrt{\frac{2}{R_{т0}(R_o + R_{т0})}} + \right. \\ \left. + \sqrt{\frac{R_o}{R_{т2}}} \sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.м}}{V_{кр.т2}} \right)^2} - \frac{R_{т2}}{R_{т0}} \sqrt{\frac{R_o}{R_{т0}}} \right\}. \end{aligned} \quad (13)$$

Вариант 4: перелет с поверхности Земли к нижней платформе троса. Затем подъем КА по тросу к верхней платформе ТС и старт с верхней платформы к Марсу. Наиболее подходящими являются условия, когда скорость КА в апоцентре эллиптической орбиты перелета Земля–нижняя платформа троса будет равна линейной скорости движения нижнего конца троса. В данном случае имеет место двухимпульсный вариант перехода с поверхности Земли на орбиту полета к Марсу. Полную характеристическую скорость определим из соотношения

$$\Delta V_{x4} = \Delta V_{31} + \Delta V_{t2}, \quad (14)$$

$$\Delta V_{31} = \sqrt{V_{л.т1}^2 + V_{кр.т1}^2 \frac{2(R_{т1} - R_{п.3})}{R_{п.3}}} + \Delta V_{тяг} + \Delta V_{аэр}, \quad (15)$$

где

$$\begin{aligned}
 V_{л.т1} &= R_{т1} \sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т0}^3}} = \frac{R_{т1}}{R_{т0}} \sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т0}}}, \\
 \Delta V_{т2} &= V_{кр.т2} \sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.м}}{V_{кр.т2}}\right)^2} - \frac{R_{т2}}{R_{т0}} \sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т0}}}, \\
 \Delta V_{x4} &= \sqrt{V_{л.т1}^2 + V_{кр.т1}^2} \frac{2(R_{т1} - R_{п.3})}{R_{п.3}} + \Delta V_{тяг} + \Delta V_{аэр} + \\
 &+ V_{кр.т2} \sqrt{2 + \left(\frac{\Delta V_{3.м}}{V_{кр.т2}}\right)^2} - \frac{R_{т2}}{R_{т0}} \sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т0}}}.
 \end{aligned} \tag{16}$$

Здесь $R_{п.3}$ — радиус поверхности Земли; ΔV_{x4} — полная характеристическая скорость четвертого варианта; ΔV_{31} — характеристическая скорость перелета с поверхности Земли к нижней платформе троса; $\Delta V_{тяг}$ — гравитационные потери скорости; $\Delta V_{аэр}$ — аэродинамические потери скорости; $V_{кр.т1} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_{т1}}}$ — круговая скорость в точке, где находится нижний конец троса.

Характеристическая скорость прямого перехода (без использования ТС) с поверхности Земли на эллиптическую орбиту Гомана полета к Марсу может быть определена из соотношения

$$\Delta V_{х.п.3} = \sqrt{2V_{кр.п.3}^2 + \Delta V_{3.м}^2} + \Delta V_{тяг} + \Delta V_{аэр}, \tag{17}$$

здесь $V_{кр.п.3} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_{п.3}}}$ — круговая скорость на поверхности Земли.

Определим выигрыш в характеристической скорости при использовании ТС по сравнению с прямым отлетом к Марсу с опорной круговой околоземной орбиты или поверхности Земли.

$$\Delta V_1 = \left(1 - \frac{\Delta V_{x1}}{\Delta V_{x.o}}\right) 100\%, \tag{18.1}$$

$$\Delta V_2 = \left(1 - \frac{\Delta V_{x2}}{\Delta V_{x.o}}\right) 100\%, \tag{18.2}$$

$$\Delta V_3 = \left(1 - \frac{\Delta V_{x3}}{\Delta V_{x.o}}\right) 100\%, \tag{18.3}$$

$$\Delta V_4 = \left(1 - \frac{\Delta V_{x4}}{\Delta V_{x.п.3}} \right) 100 \% \quad (18.4)$$

Результаты расчетов представлены на рис. 2–5. Расчеты проводились следующим образом. Для заданного радиуса круговой орбиты движения центра тяжести ТС изменяли длину троса до предельного значения, при котором верхний конец троса получал линейную скорость, равную характеристической скорости перехода КА на эллиптическую орбиту Гомана полета к Марсу. Предполагалось, что геометрический центр ТС совпадает с ее центром тяжести (в этом случае верхняя и нижняя части троса имеют одинаковую длину). Однако при этом накладывалось ограничение $R_{T1} \geq 6,8 \cdot 10^6$ м. После того, как нижний конец ТС достигал значения $R_{T1} = 6,8 \cdot 10^6$ м, длина нижней части ТС оставалась неизменной, а верхней части ТС продолжала увеличиваться. Накладываемое ограничение использовали при $R_{T0} \leq 10^7$ м. При $R_{T0} > 10^7$ м, условие $R_{T1} \geq 6,8 \cdot 10^6$ м, выполняется автоматически. Использование этого ограничения приводит к тому, что при $R_{T0} = 7 \cdot 10^6$ м в первых трех вариантах расчетов получаем близкие числовые значения (рис. 2).

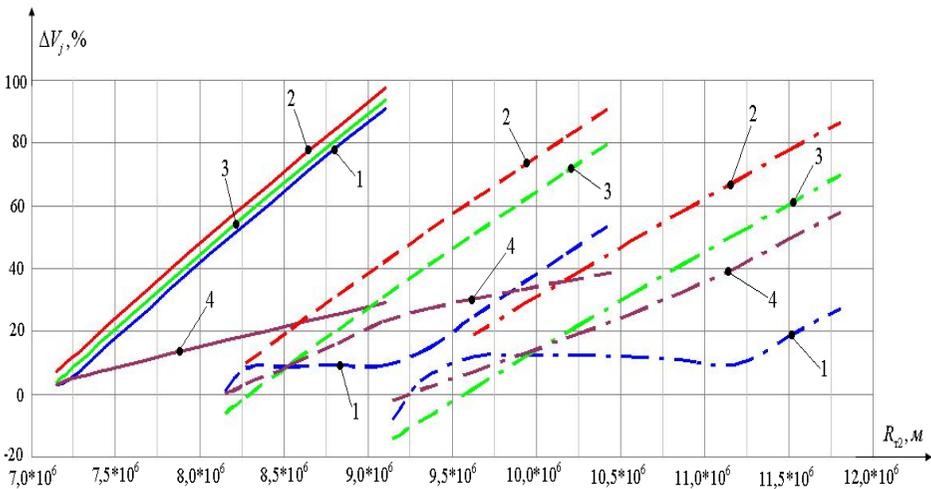


Рис. 2. Зависимость характеристической скорости от расстояния от центра Земли до верхней части троса (три варианта расположения центра тяжести):

1–4 — варианты полетов, соответственно; — — $R_{T0} = 7 \cdot 10^6$ м;
 - - - - $R_{T0} = 8 \cdot 10^6$ м; - · - · - · - $R_{T0} = 9 \cdot 10^6$ м

Смещение центра тяжести ТС при движении КА по тросу на первом этапе расчетов не учитывалось. Анализ полученных графиков показывает, что положительный эффект от использования ТС получаем по достижении верхней половины троса определенной длины. Максимальный выигрыш характеристической

скорости при заданном R_{T0} для вариантов 1, 3, 4 возможен при достижении предельной длины верхней половины троса. Определим длину троса из выражения

$$l_{T\Sigma} = l_{T1} + l_{T2},$$

где

$$l_{T2} = R_{T2} - R_{T0}, \quad l_{T1} = R_{T0} - R_{T1},$$

здесь l_{T1} — длина нижней части ТС; l_{T2} — длина верхней части ТС; $l_{T\Sigma}$ — полная длина троса.

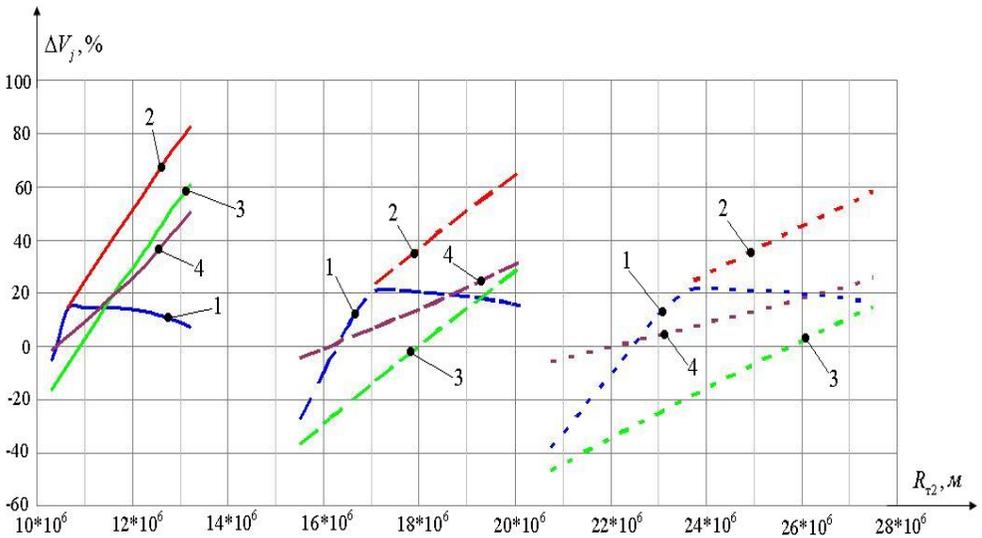


Рис. 3. Зависимость характеристической скорости от расстояния от центра Земли до верхней части троса (три варианта расположения центра тяжести):

1–4 — варианты полетов, соответственно; — — $R_{T0} = 10 \cdot 10^6 \text{ м}$;
 - - - - — $R_{T0} = 15 \cdot 10^6 \text{ м}$; - · - · - · — $R_{T0} = 20 \cdot 10^6 \text{ м}$

С увеличением R_{T0} максимальный выигрыш характеристической скорости для второго и третьего вариантов уменьшается (рис. 4), а при использовании четвертого варианта имеются точки экстремума при $R_{T0} \approx 10^7 \text{ м}$.

Использование первого варианта полета дает необычный характер кривых (см. рис. 2, 3). Чтобы выяснить, почему это происходит были построены графики изменения отдельных составляющих характеристической скорости при использовании ТС (см. рис. 5). Из рисунка видно, что с увеличением длины троса скорости ΔV_{o1} и ΔV_{T2} уменьшаются, а скорость перехода с эллиптической орбиты 1 (см. рис. 1) на нижнюю платформу ТС $\Delta V_{T1} = |V_{\Sigma T1} - V_{Л.Т1}|$ возрастает.

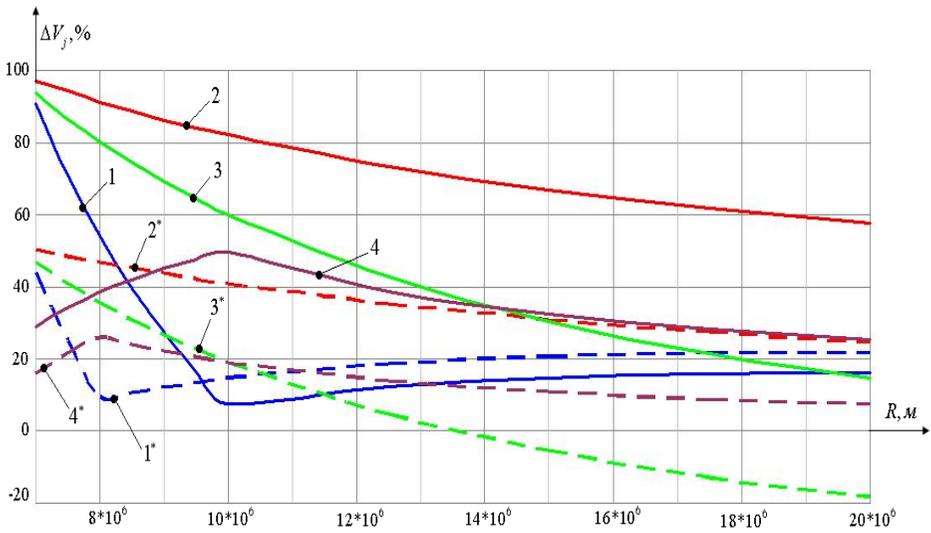


Рис. 4. Зависимость характеристической скорости от расстояния от центра Земли до центра тяжести троса:

1-4 — варианты полетов, соответственно; — — $R = R_{T2}^{max}$;

$$- - - - R = (R_{T0} + R_{T2}^{max}) / 2$$

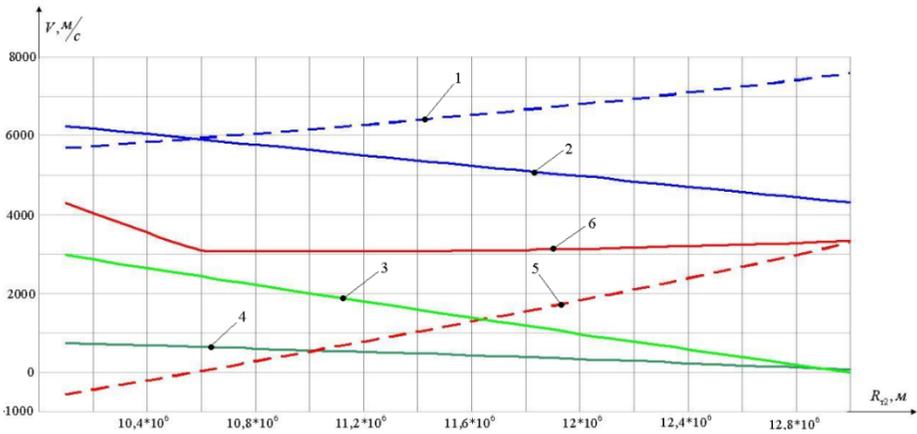


Рис. 5. Зависимость характеристической скорости от расстояния от центра Земли до верхнего конца троса при $R_{T0} = 10^7$ м: 1 — $V_{э.т1}$; 2 — $V_{л.т1}$; 3 — ΔV_{T2} ; 4 — ΔV_{01} ;

$$5 - (V_{э.т1} - V_{л.т1}); 6 - \Delta V_{x1}$$

Выводы. Максимальное преимущество в характеристической скорости достигается при расположении центра тяжести ТС ближе к Земле и применении второго варианта полета. Полученные результаты могут быть использованы при более детальном выборе параметров ТС. Материалы настоящей работы будут в дальнейшем применены для определения массовых характеристик ракет-носителей и разгонных блоков для марсианской экспедиции.

Литература

1. *Пилотируемая экспедиция на Марс* / Под ред. А.С. Коротеева. М.: РАКЦ, 2006. 320 с.
2. *Сидоров И.М.* О возможности реализации полетов в космическом пространстве без использования принципа реактивного движения // *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*. 2002. № 9. С. 17–23.
3. *Иванов Н.Н., Сидоров И.М.* О возможности реализации комплексного эксперимента по развертыванию тросовой системы на основе использования второй ступени ракеты-носителя «Космос 3М» // *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*. 2003. № 11. С. 28–34.
4. *Сидоров И.М.* Принципиальная возможность использования тросовых систем для реализации гравитационных маневров в окрестности планеты // *Доклады РАН*. 2002. Т. 384. № 4. С. 483–488.
5. *Сидоров И.М.* Предложения о построении группировки космических объектов, предназначенной для решения транспортных и энергетических задач // *Космические исследования*. 2004. Т. 42. № 1. С. 63–75.
6. *Коровин В.В., Попов А.В., Усюкин В.И.* Динамика неуправляемого развертывания космической тросовой связки // *Инженерный журнал: наука и инновации. Электрон. журн*. 2012. № 8. С. 33–40. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-444
7. *Коровин В.В., Попов А.В., Усюкин В.И.* Кватернионные параметры Родрига — Гамильтона в модели космической тросовой связки // *Инженерный журнал: наука и инновации. Электрон. журн*. 2012. № 8. С. 41–48. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-445
8. *Коровин В.В.* Радиальное равновесие протяженного объекта на круговой орбите // *Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн*. 2016. № 1. С. 38–51. DOI:10.7463/0116.0831018

Бирёв Николай Витальевич — студент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Г.Н. Товарных, канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

EMPLOYING A TETHER SYSTEM FOR A MARS MISSION

N.V. Birev

nbiryov@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The article deals with the possibility of employing a tether system for a Mars mission. We suggest a method of decreasing delta-v during a Mars mission by means of additional velocity increment with the help of a near-Earth tether system. We show that an optimum flight starts in a circular reference orbit or on the Earth's surface, reaches the tethered mobile platform situated upon the bottom branch of the tether system at the point where the tether linear velocity equals the elliptical orbital velocity of the spacecraft approaching the tether system, and continues with the spacecraft subsequently ascending along the tether towards the top platform, finally taking off the top platform towards Mars

Keywords

Tether system, spacecraft, orbit, tethered platform, delta-v, linear velocity, angular velocity, elliptical orbital velocity

© Bauman Moscow State Technical University, 2016

References

- [1] Koroteev A.S. ed. Pilotiruemaya ekspeditsiya na Mars [Manned flight to Mars]. Moscow, RAKC Publ., 2006. 320 p. (in Russ.).
- [2] Sidorov I.M. On feasibility of outer space flight without using reaction principle. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiiy zhurnal "Polet"* [All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")], 2002, no. 9, pp. 17–23 (in Russ.).
- [3] Ivanov N.N., Sidorov I.M. On feasibility of complex experiment on tether system deployment using second booster stage "Kosmos 3M". *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiiy zhurnal "Polet"* [All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")], 2003, no. 11, pp. 28–34 (in Russ.).
- [4] Sidorov I.M. On the fundamental possibility of using cable systems to carry out gravitational maneuvers in the vicinity of a planet. *Doklady RAN*, 2002, vol. 384, no. 4, pp. 483–488. (Eng. version of journal: *Doklady Physics*, 2002, vol. 47, no. 6, pp. 471–476. DOI: 10.1134/1.1493391)
- [5] Sidorov I.M. A proposal for constructing a group of space objects for solving transport and energy problems. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2004, vol. 42, no. 1, pp. 63–75. (Eng. version of journal: *Cosmic Research*, 2004, vol. 42, no. 1, pp. 60–72. DOI: 10.1023/B:COSM.0000017563.60805.70)
- [6] Korovin V.V., Popov A.V., Usyukin V.I. Dynamics of uncontrollable deployment of a tethered satellite system. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2012, no. 8, pp. 33–40. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-444
- [7] Korovin V.V., Popov A.V., Usyukin V.I. Rodrigue — Hamilton quaternion parameters in a model of tethered satellite system. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2012, no. 8, pp. 41–48. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-8-445
- [8] Korovin V.V. Radial equilibrium of extended object in a circular orbit. *Nauka i Obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education of Bauman MSTU], 2016, no. 1, pp. 38–51. DOI: 10.7463/0116.0831018

Birev N.V. — student of Spacecraft and Launch Vehicles Department, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — G.N. Tovarnykh, Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor of Spacecraft and Launch Vehicles Department, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.