электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

**УДК 629.785**

# Перевод космического аппарата с траектории межпланетного перелета на орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере

***Хлопов Н.И.**, студент*
*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,*
*кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Корянов В.В., к.т.н, доцент*
*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,*
*кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*
*kafsm3@bmstu.ru*

Возможность использования атмосферы Марса для перевода космического аппарата с гиперболической подлетной траектории на орбиту спутника

Перевод космического аппарата (КА) с подлетной траектории на орбиту спутника планеты требует большого расхода топлива. В настоящее время ведутся работы по возможности использования атмосферы планеты для погашения части скорости КА в процессе его перевода на круговую орбиту планеты.

## 1. Атмосферное торможение

Атмосферное торможение – такая техника космического полета, когда движущийся по орбите аппарат задевает раз за разом верхние слои атмосферы планеты. Трение атмосферы о поверхность аппарата тормозит его и переводит на более низкую орбиту. Поворотом панели солнечных батарей можно добиться резкого повышения сопротивления аппарата движению. Это позволяет частично контролировать движение КА в атмосфере.

Вместо того, чтобы использовать расположенные на борту реактивные двигатели и тратить топливо для изменения орбиты КА, атмосферное торможение использует воздушную оболочку планеты как для торможения, так и для управления аппаратом. Эта техника, однако, чем-то напоминает хождение под парусом или управление автомобилем: успех атмосферного торможения очень сильно зависит от точности вождения аппарата, знания погоды на планете и четкого понимания действующих на аппарат сил.

Сопротивление атмосферы – силы трения, действующие на КА, когда он проходит через верхние слои атмосферы – замедляют его движение. Каждый пролет через

атмосферу понижает высоту полета аппарата. Многократные «тормозящие пролеты» (drag passes) приводят к тому, что начальная эллиптическая «яйцеобразная» форма орбиты сменяется ожидаемой круговой.

План каждого пролета атмосферы появляется в результате кропотливой работы команды навигаторов, инженеров и ученых, которые определяют результаты предыдущих пассажей, обрабатывают изменения, оценивают высоту и плотность атмосферы, и ее взаимодействие со сложной геометрией аппарата. Для каждого пролета определяются наилучшие точки входа и выхода их атмосферы для приближения к орбите, на которой будет начато выполнение научной миссии аппарата.

«Атмосферное торможение – предельно сложная задача, но ее стоит решить», - говорят инженеры экспедиции, - «потому что этот маневр позволяет отказаться от большого и тяжелого запаса топлива, который был бы необходим, если бы аппарат выводился на заданную орбиту обычным способом.

## 2. Торможение в атмосфере. Его преимущество

Большой и тяжелый аппарат требует для своего запуска очень дорогой ракетоноситель. НАСА очень сильно снизила стоимость исследовательских космических экспедиций тем, что начала использовать небольшие космические аппараты, для запуска на меньших, более дешевых ракетах, чем те, которые использовались для прошлых межпланетных полетов. Новые технологические исследования позволили создать миниатюрные инструменты и электронику. В результате, большинство межпланетных аппаратов сегодня как минимум вдвое меньше аппаратов, сконструированных 10 или более лет назад, и они могут быть выведены на орбиту относительно небольшими ракетами.

Но на самом деле не важно насколько мал сам космический аппарат. После того как аппарат был захвачен планетой, его еще необходимо перевести на орбиту с определенной геометрией, которая зависит от задач, поставленных перед экспедицией. В настоящее время известны два способа перевода аппарата на заданную орбиту: использование химических реактивных двигателей или атмосферное торможение.

Даже для небольших КА вывод на орбиту вокруг планеты требует большого количества топлива. Почти половина полной массы Одиссея – просто топливо, которое будет израсходовано в ходе примерно 20 – минутного торможения при выходе на орбиту Марса. Без последующего торможения в атмосфере потребовалось бы еще большее дополнительное количество топлива для вывода Одиссея на финальную орбиту. Этот

дополнительный вес превысил бы возможности недорогих ракетоносителей, и для запуска пришлось бы использовать более мощную ракету, что сильно удорожило бы проект.

В международной классификации такая технология называется AeroCapture. Поскольку для того, чтобы превратить её в жизнь, необходим очень детализованный подход, вся конструкция КА целиком зависит от особенностей такого метода. Тепловой щит защищает КА от высоких температур, возникающих при трении в Марсианской атмосфере. Этот щит назван «двухконусным защитным кожухом». Технология AeroCapture применялась в миссиях Mars Global Surveyor (Марсианский топограф) и Mars Polar Orbiter. Также эта технология была использована в программе Mars Surveyor 2001 Orbiter, по которой было запланировано достичь поверхности Марса 20 октября 2001 года. После перехода на 25-часовую захватывающую орбиту, AeroCapture переводит КА с 76-дневной орбиты на 2-х часовую орбиту вокруг Марса.

За счет экономии топлива и уменьшению финансовых затрат на запуск, эта технология позволит ученым изучить больше типов небесных тел, включая Нептун и Титан, самый большой спутник Сатурна.

## 3. Исследование параметров движения космического аппарата при его переходе на орбиту спутника Марса

### 3.1. Схема перевода КА на орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере

На рис. 1 показана схема такого перехода. КА, движущийся по гиперболической межпланетной орбите, включает тормозные двигатели (т.Пг) и таким образом переходит на эллиптическую орбиту планеты ($\Delta V_1 = V_{ПГ} - V_{p0}$)

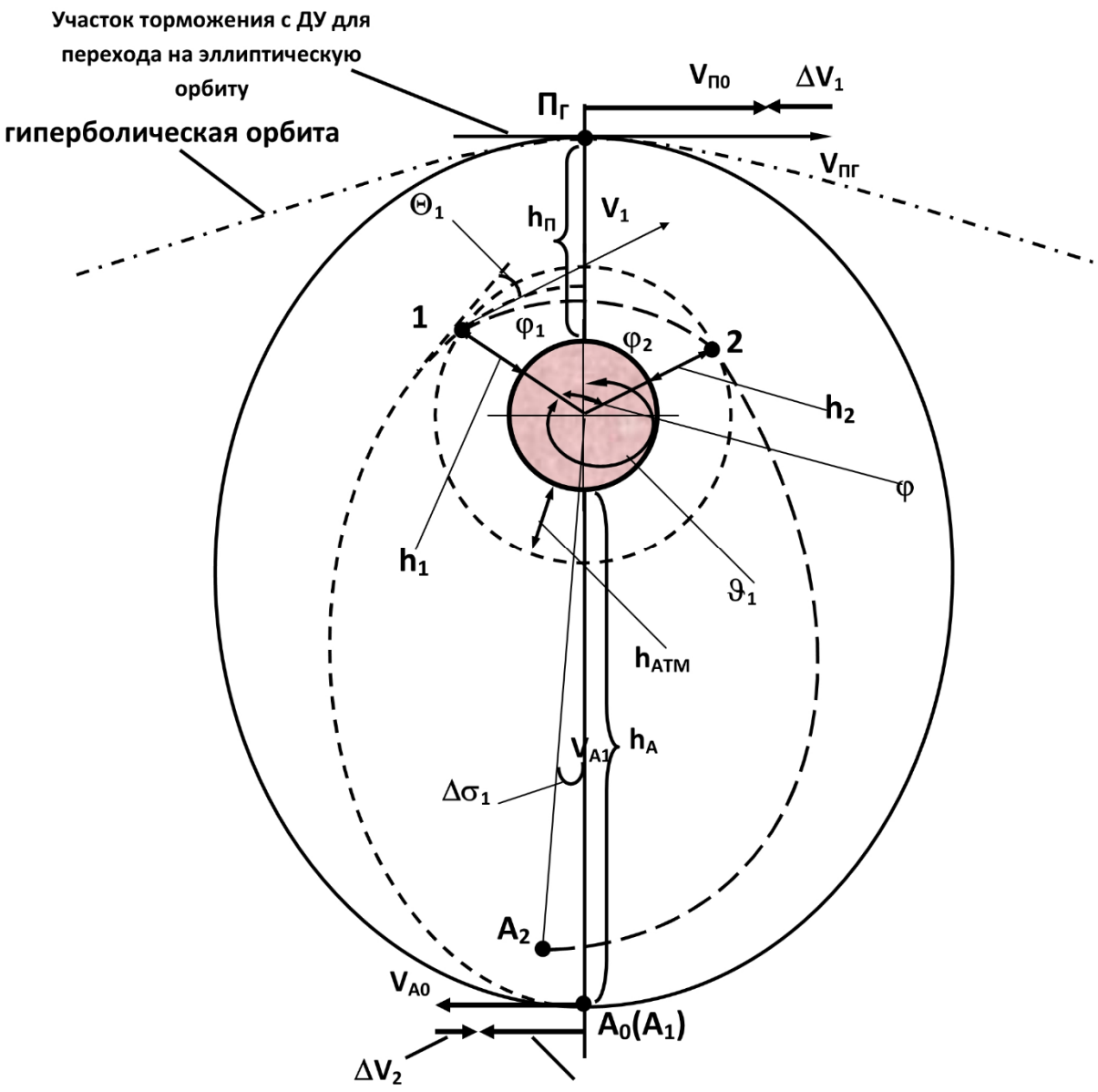


Рис.1. Схема перевода КА на орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере

В т. $A_0(A_1)$ дается еще один импульс ($\Delta V_2 = V_{a0} - V_{a1}$), благодаря которому КА переходит на новую орбиту, которая должна «цеплять» слой атмосферы планеты. В дальнейшем КА совершает использует атмосферу планеты для торможения и на финальном этапе дается третий, последний тормозной импульс (в перицентре орбиты назначения), благодаря которому происходит окончательное формирование круговой орбиты. Величина третьего импульса не зависит от параметров начальной орбиты.

В некоторых случаях число допустимых включений тяги двигательной установки может быть ограничено. В частности, может быть поставлено требование, чтобы после

прохождения плотных слоев атмосферы КА переводился на заданную орбиту одним импульсом. В этом случае получение минимальных затрат импульса характеристической скорости движение КА в атмосфере должно быть организовано так, чтобы $h_{ao} = h_{ak}$. Таким образом, при подаче импульса скорости в апоцентре орбиты мы имеем вырожденный случай двухимпульсного перехода и, следовательно, реализуется минимальное значение $V_{хар}$. В общем случае, если апоцентр орбиты назначения обеспечивается соответствующим управлением на участке аэродинамического торможения, то потребные энергетические затраты на формирование орбиты ИСМ (искусственного спутника Марса) будут тем меньше, чем меньше разница между $h_{ao}$ и $h_{ак}$, т.е. чем больше скорость КА в апоцентре начальной орбиты. Поэтому на атмосферном участке система управления должна обеспечить такое аэродинамическое торможение, чтобы в апоцентре начальной орбиты КА имел максимальную скорость $V_{ao}$. В следующем этапе осуществляются программные развороты аппарата, стабилизация его осей в нужном направлении и далее идет формирование с помощью двигательной установки требуемой орбиты ИСМ.

Сформулируем алгоритм расчета параметров движения КА на этапе его перевода с гиперболической траектории на орбиту спутника. Так как основной участок перевода находится вне атмосферы, то для расчетов использовались уравнения из теории космического полета. Таким образом, основные зависимости, используемые при расчетах, выглядят следующим образом:

Период обращения КА с заданными значениями большой полуоси (а) и гравитационного параметра (μ):

$$\boldsymbol{T_0 = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu_m}}}$$

Высота $h_{a0}$ для точки $A_0$

$$h_{a0}=r_{a0}-R_m,$$

где $r_{a0}$ – высота апогея в точке $A_0$.

$R_M$ – радиус Марса

Выражение для интеграла энергии

$$\boldsymbol{H_i = V^2 - \frac{2\mu}{r}}$$

Значения скорости в апогее и перигее находятся из формул

$$V_{a0} = \sqrt{H_i + \frac{2\mu_m}{r_{a0}}}$$

$$V_{p0} = \sqrt{H_i + \frac{2\mu_m}{r_{p0}}},$$

где $r_{a0}$ и $r_{p0}$ – соответственно расстояния до апогея и перигея орбиты:

$$r_{a0} = h_{a0} + R_m$$

$$r_{p0} = h_{p0} + R_m,$$

где $h_{a0}$ и $h_{p0}$ – расстояния от перигея и апогея данной орбиты до поверхности Марса.

Тогда первый тормозной импульс определяется как

$$\Delta V_1 = V_{pg} - V_{p0}.$$

Значение скорости $V_{pg}$ известно заранее.

Далее, определяем второй тормозной импульс:

Новые значения перигея и апогея орбиты

$$r_{p1} = R_m + h_{p1dop}$$

$$r_{a1} = r_{a0},$$

где $h_{p1dop}$ – минимальная высота пролета над поверхностью планеты.

Тогда

$$a_1 = \frac{1}{2}(r_{a1} + r_{p1})$$

Интеграл энергии определяется как

$$H_{i1} = -\frac{\mu_m}{a_1}$$

Соответственно, находим новые значения скорости в точках апогея 1 и перигея 1 ($V_{a1}$, $V_{p1}$). Тогда импульс № 2

$$\Delta V_2 = V_{a0} - V_{a1}$$

После этого определяется третий тормозной импульс

$$\Delta V_3 = V_{kr} - V_{a2},$$

где

$$V_{kr} = \sqrt{\frac{\mu_m}{r_{kr}}}$$

$$r_{kr} = R_m + h_{kr}$$

$h_{kr}$ – высота требуемой круговой орбиты.

Скорость и высота апогея (2):

$$V_{a2} = \sqrt{H_{i2} + \frac{2\mu_m}{r_{a2}}}$$

$$r_{a2} = r_{kr}$$

Интеграл энергии в этом случае

$$H_{i2} = -\frac{\mu_m}{a_2},$$

а высота апогея определяется как

$$a_2 = \frac{1}{2}(r_{p2} + r_{a2})$$

$$r_{p2} = r_{p1}$$

Таким образом, можно определить теперь значение $\Delta V_3$.

Расход характеристической скорости при использовании торможения в атмосфере:

$$\Delta V_{sum1} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$$

Вариант перехода сразу на круговую орбиту (при использовании чисто реактивного торможения):

$$r_{kr} = R_m + h_{kr}$$

Значение требуемой скорости

$$V_{kr} = \sqrt{\frac{\mu_m}{r_{kr}}}$$

Соответственно, суммарный импульс равен

$$\Delta V_{sum0} = V_{pg} - V_{kr}$$

Оперируя данными выражениями можно просчитать выгоду в экономии топлива при использовании технологии атмосферного торможения:

$$\delta\Delta V_{sum} = \Delta V_{sum0} - \Delta V_{sum1}$$

Мы сделаем это в следующем разделе.

3.2 Переход с использованием торможения в атмосфере

На рис. 2 более подробно показана траектория 1-2, на протяжении которой КА тормозится в атмосфере. Здесь $r_{BX}$ обозначает расстояние от центра масс планеты до точки входа аппарата, $h_{ATM}$ – высота слоя атмосферы и $h_{min}$ – точка максимального сближения КА с поверхностью планеты. В т.2 КА выходит из плотных слоев атмосферы. Его скорость в результате маневра понижается, что дает ему возможность перейти на новую эллиптическую орбиту (т.А2). Далее процесс повторяется – КА совершает множество пролетов в атмосфере (витков) и с каждым разом его орбита все более приближается к круговой (рис. 3). На заключительном этапе дается третий тормозной импульс для формирования полностью круговой орбиты.

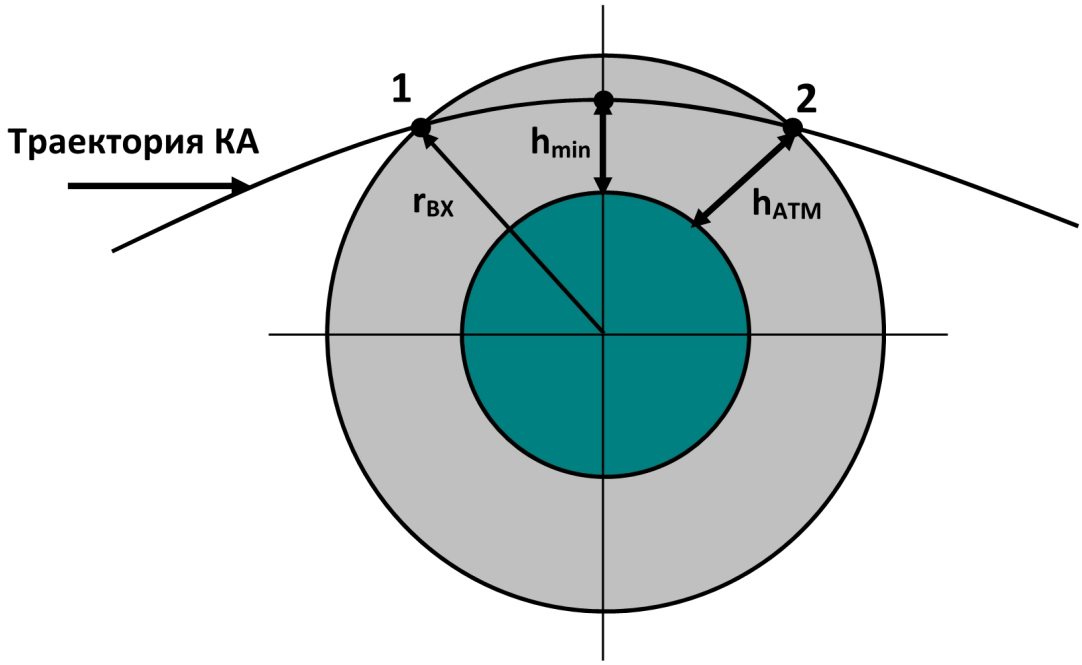


Рис. 2 Траектория торможения КА в атмосфере

3.3 Математическая модель пространственного движения КА в атмосфере Марса

В представленной работе была сформулирована математическая модель движения КА с учетом тормозных импульсов от ДУ и торможения в атмосфере. На ее основании была создана программа, с помощью которой исследовалось движение КА при переходе на орбиту спутника с использованием торможения в атмосфере, и проводилась оценка различных параметров. Результаты расчетов были проиллюстрированы графически.

Процесс математического моделирования движения КА в общем случае включает:

• формулировку законов, связывающих основные объекты модели (аэродинамика КА, окружающая среда, массово-инерционные характеристики, ограничивающие факторы - температура, перегрузки, тепловые потоки и т.д.);

• получение в результате анализа модели движения КА выходных данных (теоретических) для дальнейшего их сопоставления с результатами экспериментальных наблюдений процесса спуска (послеполетного анализа);

• последующий анализ модели движения КА в связи с накоплением данных об изучаемом процессе снижения КА в атмосфере и модернизацию модели движения КА.

В процессе развития науки и техники данные о процессе спуска все более и более уточняются, и может наступить такой момент, когда выводы, полученные на основании существующей математической модели, в некоторых случаях не будут соответствовать нашим знаниям о рассматриваемом явлении. В результате возникает необходимость построения новой, более совершенной математической модели движения КА.

Прежде следует сделать замечание о том, что если степень приближения модели к реальным процессам определяется в основном уровнем наших знаний об изучаемой проблеме, то сложность модели зависит не только от изучаемого предмета, но и от требуемой точности искомых результатов, отведенного мощности ЭВМ и т.п. Этим и объясняется многообразие математических моделей и соответственно большое многообразие представления уравнений движения КА.

В нашем случае для проведения качественных исследований и предварительных расчетов траекторий КА использовалась следующая математическая модель:

$$\begin{cases} \dfrac{dV}{dt} = r\omega^2(\cos\varphi\sin\theta - \sin\varphi\cos\theta\sin\psi)\cos\varphi - gR\sin\theta + gT\cos\theta\sin\psi - \\ \qquad - (CxS\rho(h)V^2)\,/\,2m, \\ d\theta/dt = (r\omega^2(\cos\varphi\cos\theta + \sin\varphi\sin\theta\sin\psi)\cos\varphi - gR\cos\theta - gT\sin\theta\sin\psi + \\ \qquad + 2V\omega\cos\varphi\cos\psi)\,/\,V + V\cos\theta\,/\,r \\ \dfrac{d\psi}{dt} = (-r\omega^2\cos\varphi\sin\theta\sin\psi + 2V\omega(\cos\varphi\sin\psi\sin\theta - \sin\varphi\cos\theta) + gT\cos\psi)\,/V\cos\theta - \\ \qquad - Vtg\varphi\cos\theta\cos\psi\,/\,r \end{cases}$$

$$dh/dt = V\sin\theta,$$

$$d\varphi/dt = V\cos\theta\sin\psi\,/\,r,$$

$$d\lambda/dt = V\cos\theta\cos\psi\,/\,r\cos\varphi$$

$$Qt = \int q_t\,dt, \text{где: } q_t = k1\,\rho^{0,5}\,V^3.$$

$$r = R + h$$

$$gR = \mu(l + 0{,}002948(l - 3\sin^2\varphi)R^2/r^2 - 0{,}005126\cos^2\varphi\, r^2/R^2)r^2$$

$$gT = -\mu(0{,}002948\, sin^2\varphi R^2/r^2 - 0{,}002563 sin2\varphi r^2/R^2)r^2$$

$\rho = \rho_{01} exp(-\beta * (h - h_{01})$,

где: $h_{01}$ = 80 км;

$V$- скорость движения центра масс КА;

$t$- время;

С$x$ - аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления КА;

$S$- площадь миделя;

$\rho$- плотность атмосферы;

$\rho_{01}$– плотность атмосферы на поверхности Марса;

$\beta$- коэффициент изменения плотности по высоте $\beta = 0.121$;

$m$- начальная масса КА;

$R$ – радиус Марса;

$g$- ускорение свободного падения ($gR$ и $gT$ – радиальная и трансверсальная составляющие);

$\omega$- угловая скорость вращения планеты;

$r$ - расстояние от центра планеты до центра масс КА;

$\theta$- угол наклона траектории;

$h$- высота полета;

$QT$ - теплопоток на единицу площади;

$\boldsymbol{k}$ - коэффициент в уравнении теплопотока

$\mu$ - гравитационный параметр, $\mu_{Марса}$= 42890 км$^3$/с$^2$

$\varphi, \psi, \lambda$ - углы крена тангажа и рыскания КА.

Данная математическая модель показывает движение КА в пространственной системе координат с учетом угловой скорости вращения планеты. Величина ускорения свободного падения разложена на две составляющие ($\boldsymbol{g_R}$ и $\boldsymbol{g_T}$), учитывается изменение плотности атмосферы Марса в зависимости от высоты. Суммарный теплопоток представлен в виде интеграла по поверхности КА.

3.4. Пример расчета траектории перехода КА с учетом торможения в атмосфере

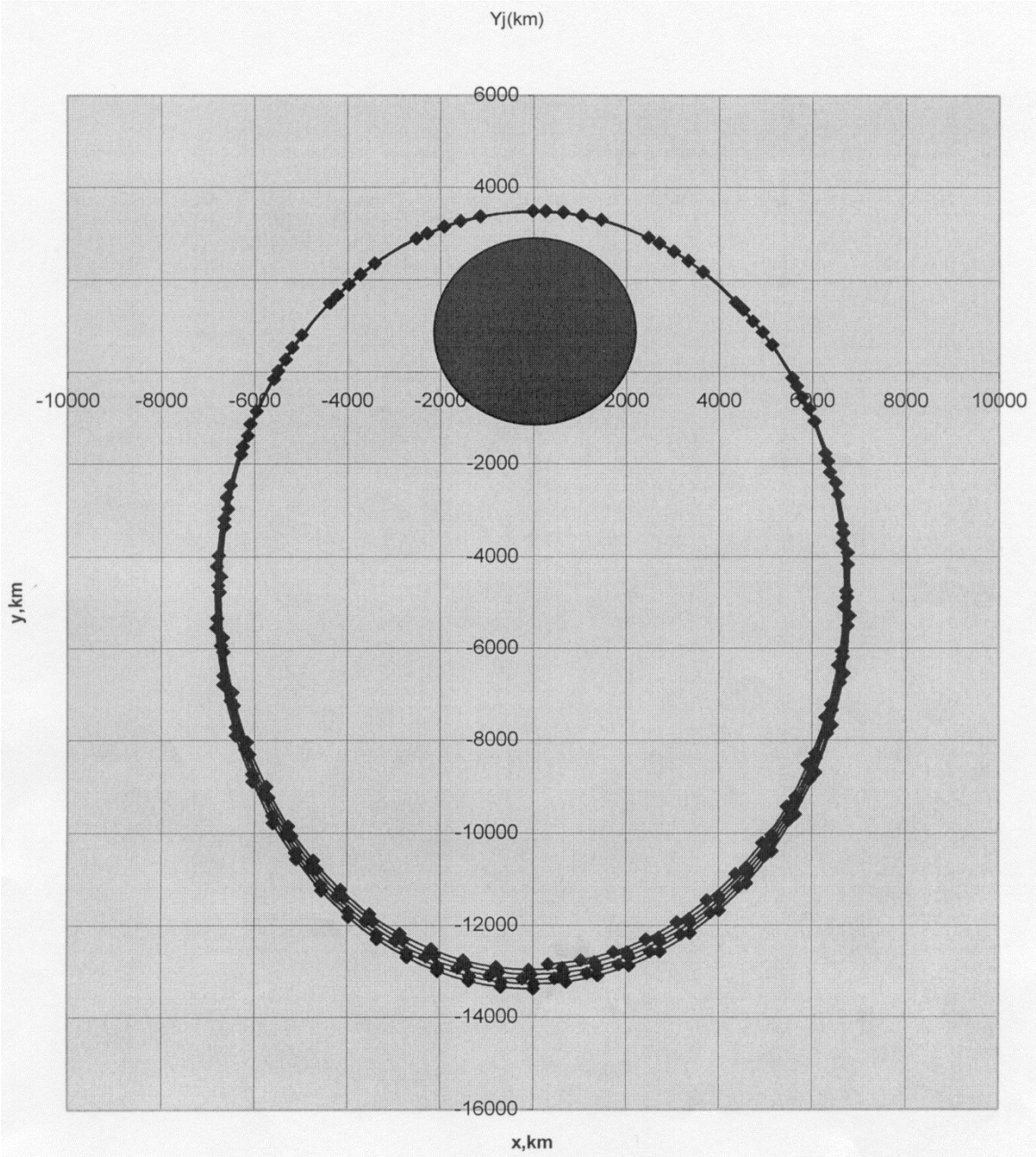


Рис. 3. Траектория движения КА при переходе на круговую орбиту Марса с учетом вывода на начальную эллиптическую орбиту и торможения в атмосфере планеты

На рис. 3 рассматривался переход с высотой апоцентра начальной эллиптической орбиты $h_{a0}$=10000 км, высотой заданной круговой орбиты $h_{КР}$=500 км и минимальной высотой движения КА в атмосфере $h_{П1}$= 100 км. Как видно из рисунка, этот процесс требует большого числа витков и занимает много времени, однако расчеты показывают существенное уменьшение расхода топлива по сравнению со спуском с использованием только ДУ.

$Sk = SM * Cxa/2m = 8 * 10'3$ -баллистический коэффициент;

$h_{кр}$ = 500 км - высота заданной круговой орбиты;

$h_{A0} = 10000$ км - высота апоцентра начальной эллиптической орбиты;

$h_{П1} = 100$ км - минимальная высота движения КА в атмосфере;

$\Delta V$р $= 2779{,}5$ м/с - переход с использованием только ДУ

$\Delta Vs = 2093{,}6$ м/с - переход с использованием торможения в атмосфере.

$(\Delta Vp - \Delta Vs)/\Delta Vp$ = 0,267 – уменьшение расхода топлива на 26,7%.

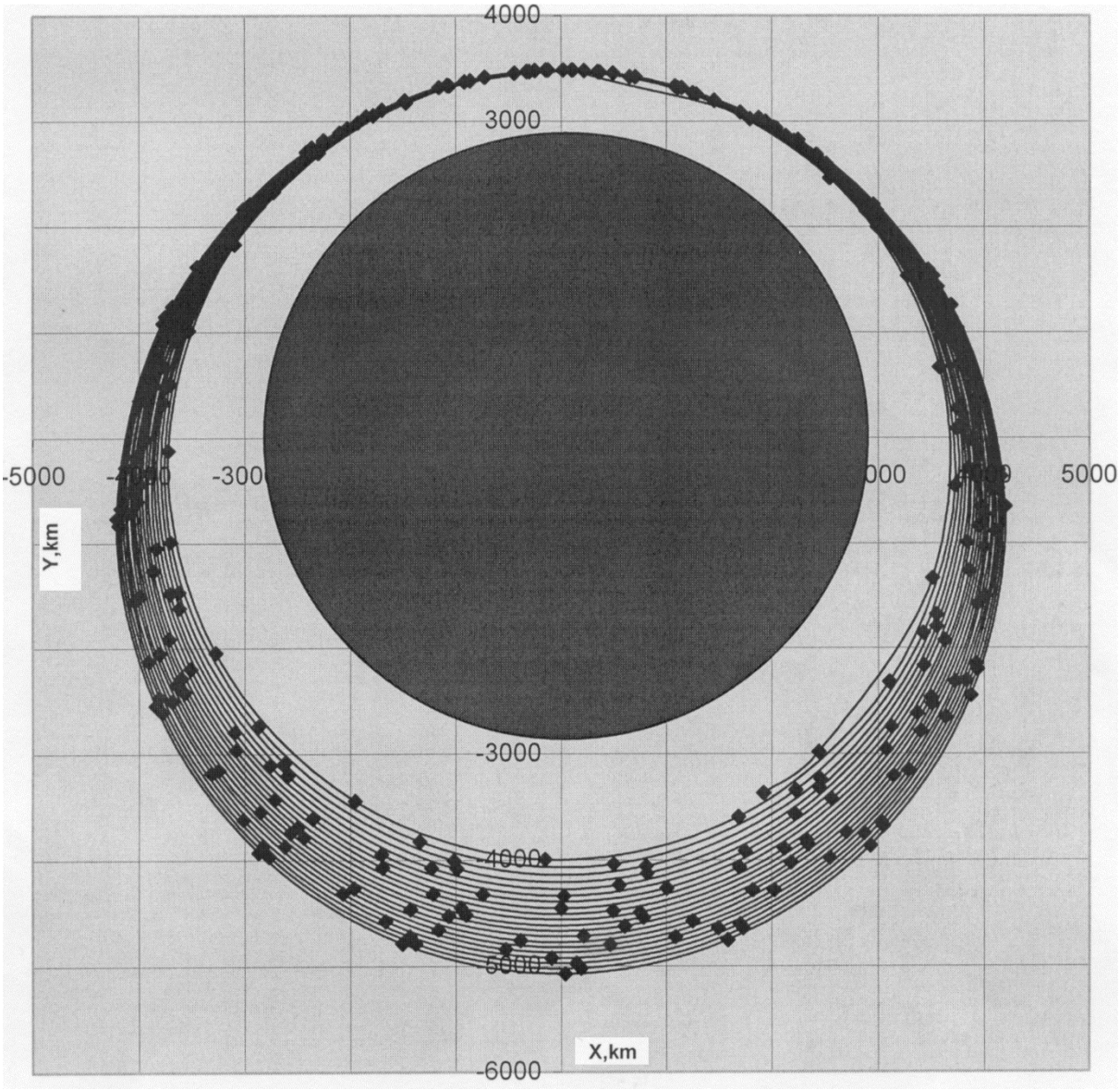


Рис. 4. Траектория движения КА на заключительном участке перехода на круговую орбиту

На рис. 4 показана траектория движения КА на заключительном участке перехода на круговую орбиту. Стоит отметить, что для понижения высоты апогея $h_{a0}$ с 5000 км до 4000 км потребовалось 20 витков.

### 3.5. Анализ параметров движения космического аппарата на этапе его перевода на орбиту спутника

Увеличение суммарного времени в зависимости от высоты перигея $h_{p1}$.

Расчет проводился для трех значений высоты апогея – 2000 км, 5000 км и 10000 км. Высота перигея бралась в пределах от 85 до 140 км. Следует заметить, что значение $h_{p1}$=85 км является критическим и задавать более низкие значения перигея недопустимо (дальнейшие расчеты проводились также для диапазона 85-140 или даже 85-120 км).

*Таблица 1*

| | $T_{sum}$, сут. | | |
|---|---|---|---|
| $H_{p1}$,км | $h_{a0}$=2000 | $h_{a0}$=5000 | $h_{a0}$=10000 |
| 85,00 | 0,60 | 1,90 | 4,80 |
| 90,00 | 1,10 | 3,40 | 7,00 |
| 95,00 | 2,00 | 6,20 | 12,70 |
| 100,00 | 3,60 | 11,30 | 23,40 |
| 105,00 | 6,50 | 20,50 | 41,60 |
| 110,00 | 11,90 | 39,70 | 77,30 |
| 115,00 | 21,80 | 69,80 | 144,70 |
| 120,00 | 39,70 | 127,00 | 231,50 |
| 125,00 | 73,40 | 219,60 | 231,50 |
| 130,00 | 132,60 | 231,50 | 231,50 |
| 135,00 | 224,40 | 231,50 | 231,50 |
| 140,00 | 231,50 | 231,50 | 231,50 |

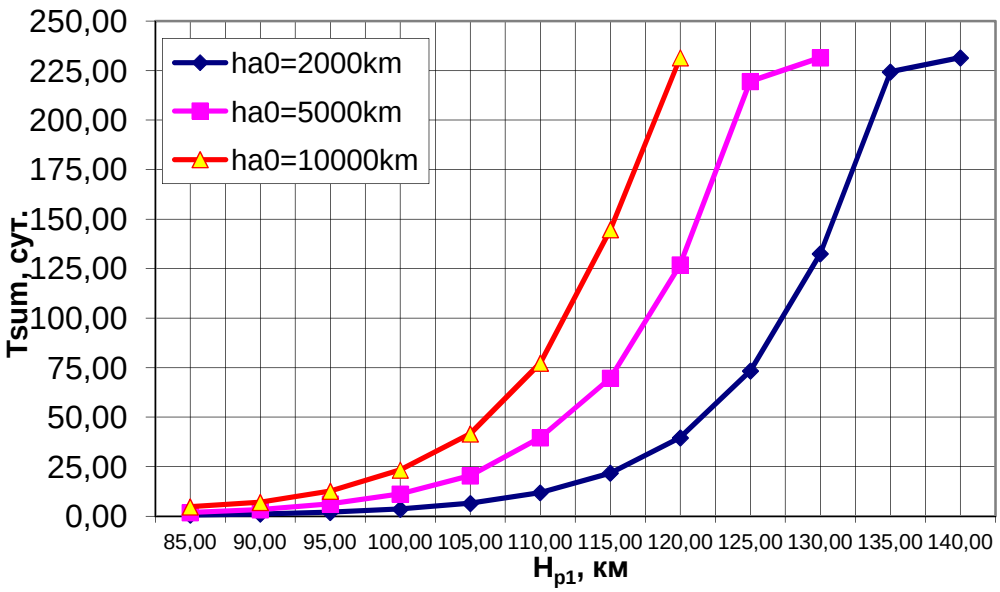


Рис. 4 Зависимость суммарного времени от высоты перигея

***Вывод:*** Расчеты показали, что в зависимости от начальных условий, величина $\mathbf{T_{СУМ}}$ меняется очень сильно, что можно видеть на графике. К примеру, на высоте 85 км аппарату достаточно **1-5** суток (в зависимости от $\mathbf{h_{A0}}$) для того, чтобы перейти на требуемую орбиту, тогда как на высоте 120 км для этого может потребоваться **230** суток. Кроме того, очевидно, что огромное влияние на $\mathbf{T_{СУМ}}$ оказывает выбор начальной высоты апогея $h_{a0}$.

*Таблица 2*

Экономия топлива при переходе с использованием атмосферного торможения по сравнению с чисто реактивным переходом

| $h_{a0}$ | $h_{p1}$, km | $deltaV_{sum}$ | Экономия топлива (%) |
|---|---|---|---|
| **2000 km** | 85,00 | 2472,00 | 11,063 |
| | 90,00 | 2629,00 | 5,415 |
| | 95,00 | 2617,00 | 5,846 |
| | 100,00 | 2675,00 | 3,760 |
| | 105,00 | 2680,00 | 3,580 |
| | 110,00 | 2689,00 | 3,256 |
| | 115,00 | 2685,00 | 3,400 |
| | 120,00 | 2682,00 | 3,508 |
| **5000 km** | 85,00 | 2264,00 | 18,547 |
| | 90,00 | 2262,00 | 18,618 |
| | 95,00 | 2266,00 | 18,475 |
| | 100,00 | 2339,00 | 15,848 |
| | 105,00 | 2348,00 | 15,524 |
| | 110,00 | 2368,00 | 14,805 |
| | 115,00 | 2370,00 | 14,733 |
| | 120,00 | 2368,00 | 14,805 |
| | 85,00 | 2047,00 | 26,354 |

| | | | |
|---|---|---|---|
| **10000 km** | 90,00 | 2024,00 | 27,181 |
| | 95,00 | 2001,00 | 28,009 |
| | 100,00 | 2059,00 | 25,922 |
| | 105,00 | 2086,00 | 24,951 |
| | 110,00 | 2105,00 | 24,267 |
| | 115,00 | 2097,00 | 24,555 |
| | 120,00 | 2442,00 | 12,142 |

***Вывод:*** Как видно из таблицы, экономия топлива варьируется в пределах от 3-4% до почти 30%. Разумеется, необходимо отметить, что значения выигрыша в топливе очень сильно зависят от высоты апогея ($h_{a0}$). При орбите с высотой апогея в 2000 км преимущество торможения в атмосфере не столь очевидно, но на больших орбитах (с апогеем в 5000 и 10000 км) выигрыш в расходе топлива очевиден, хотя, конечно за это приходится платить существенным увеличением суммарного времени перехода. Это объясняется просто: тормозные импульсы для перехода на, скажем 2000-километровую орбиту значительно больше импульсов, требуемых при высоте апогея 10000 км. Да, мы выигрываем во времени (при $h_{p1}$=100 км и при 2000-километровой орбите на переход уходит 3,6 дня, а при 10000-километровой – 23,4 дня), но и существенно проигрываем в расходе топлива (в первом случае экономия в 3,76%, а во втором – 25,92%). А нужна ли спешка в решении таких сложных задач, как посадка на поверхность Марса?..

Следует заметить, что до 90% топлива, находящегося на КА требуется только на совершение первого тормозного импульса (перехода с подлетной орбиты на эллиптическую орбиту вокруг планеты), а дальнейшие корректирующие импульсы не требуют больших расходов топлива. Отсюда и такая разница в экономии топлива при различных $h_{a0}$: для перехода сразу на 2000-км орбиту требуется гораздо больший импульс, чем для формирования орбиты с апогеем в 10000 км.

Сравнение повышения экономии топлива наряду с увеличением времени перехода показано на графике № 5:

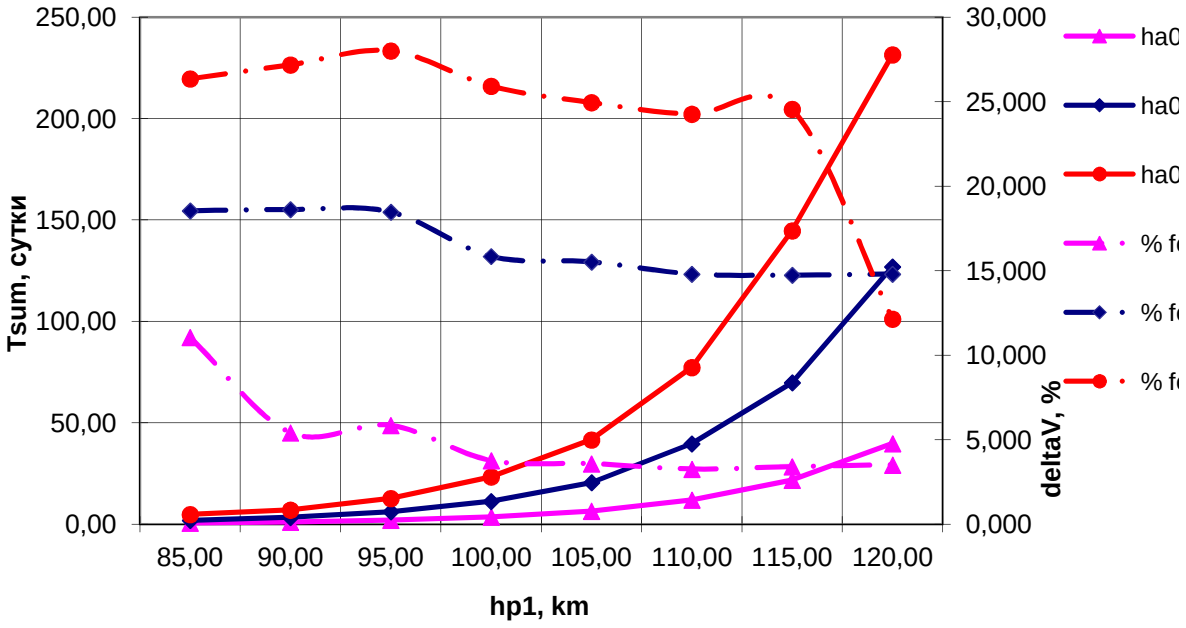


Рис. 5 Затраты топлива для межпланетного перехода

Данный график наглядно показывает связь между увеличением времени перехода и уменьшением топлива, необходимого на совершение этого перехода. Он является наиболее важным из представленных ранее графиков и наиболее четко характеризует сущность технологии атмосферного торможения.

**Заключение**

В данной статье была сформирована математическая модель движения КА на участке его перехода с гиперболической подлетной орбиты на орбиту спутника планеты с использованием торможения в атмосфере. Была проведена оценка влияния различных начальных орбит по высоте апогея и заданных высот перигея в атмосфере планеты на суммарное время перехода на орбиту спутника и на расход топлива.

Анализ расчетных материалов показывает, что использование торможения КА в атмосфере планеты экономит расход топлива, по сравнению с чисто реактивным торможением, примерно на 15-30%. Таким образом, задача исследователей – найти гармоничный баланс между объемом топлива, находящемся на КА и временем, которое ему потребуется для перехода на круговую орбиту. Ведь увеличение массы топлива приведет к дополнительным сложностям при запуске ракеты-носителя с Земли, к тому же придется пожертвовать массой полезной нагрузки. В то же время, длительный

многодневный переход также имеет свои недостатки – помимо огромных затрат времени: повышается вероятность возникновения аварийной ситуации.

## Список литературы


1. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. Внешняя баллистика. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. 608с
2. John C. Smith and Julia L. Bell. 2001 Mars odyssey aerobraking // Journal of Spacecraft and Rockets. Vol. 42, № 3 (2005). P. 406-415.
3. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.
4. Казаковцев В.П., Корянов В.В., Просунцов П.В. Анализ продолжительности пребывания космического аппарата в хоне тени от земли в процессе его вывода на геостационарную орбиту // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2014. № 12 (12). С. 14-18.
5. Иванов В.М., Соколов Н.Л. Оптимальное управление космическим аппаратом за счёт изменения вектора тяги двигательной установки при проведении межорбитальных манёвров // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 2 (75). С. 80-88.
6. Казаковцев В.П., Сухенко А.В. Об использовании предварительного тормозного импульса для выведения космического аппарата на орбиту спутника Марса // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2005. № 4. С.3-11.
7. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 336 с.