

УДК 629.785

Зо Мин Тун

ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана»

Россия, Москва¹

Аспирант кафедры СМ-3

«Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»

E-Mail: eaglez.lion@gmail.com

Анализ движения космического аппарата при переходе на орбиту планеты с использованием торможения в атмосфере

Аннотация. В настоящий момент полёты к другим планетам существующая реальность. Во время полета космического аппарата (КА) совершает разнообразные маневры: плоские маневры, при которых изменение параметров его орбиты происходит без изменения ее положения в пространстве, и объемные маневры, при которых изменяется положение плоскости орбиты космического аппарата в пространстве. При этом параметры орбиты могут оставаться постоянными или изменяться. С точки зрения силового воздействия на космический аппарат, маневры подразделяют на импульсные маневры, осуществляемые с использованием двигательных установок (ДУ) малой тяги, и аэродинамические маневры.

Статья посвящена вопросам движения космического аппарата при межпланетных полетах. При переходе с межпланетной гиперболической орбиты на эллиптическую орбиту вокруг планеты космический аппарат тормозится, в дальнейшем осуществляется переход с эллиптической орбиты на круговую за наиболее короткий срок с использованием торможения в атмосфере планеты. В статье рассматривается возможность перехода на орбиту планеты с учетом торможения в атмосфере, проводится моделирование движения космического аппарата с учетом изменения минимальной высоты полета космического аппарата в перигее.

Ключевые слова: Орбита; невозмущенное движение; космический аппарат; торможение в атмосфере; маневр.

Идентификационный номер статьи в журнале 100TVN214

¹ 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

В результате действия тяги на космический аппарат (КА) возникает импульс скорости – приращение скорости на малом промежутке времени действия тяги, равное управляющему импульсу скорости. Маневры с использованием двигательных установок (ДУ) малой тягой характеризуются длительным временем работы двигателей, соизмеримым с периодом обращения КА. При использовании аэродинамических сил маневры осуществляются путем понижения орбиты КА при входе его в верхние слои атмосферы.[1]

Атмосферное торможение - техника космического полета, когда движущийся по орбите аппарат многократно проходит через 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 позволит 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 — это 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 пассажиров, обрабатывают изменения, оценивают высоту и плотность атмосферы и ее взаимодействие со сложной геометрией аппарата. Для каждого пролета определяются наилучшие точки входа и выхода из атмосферы для приближения к орбите, на которой будет начато выполнение научной миссии аппарата.

Сведения об атмосфере планеты и воздействии внешних факторов среды при проходе через атмосферу планеты обязательно необходимо учитывать при моделировании движения атмосферы планеты. Таким образом, моделирование перехода на орбиту планетом с использованием торможения в атмосфере является актуальным.

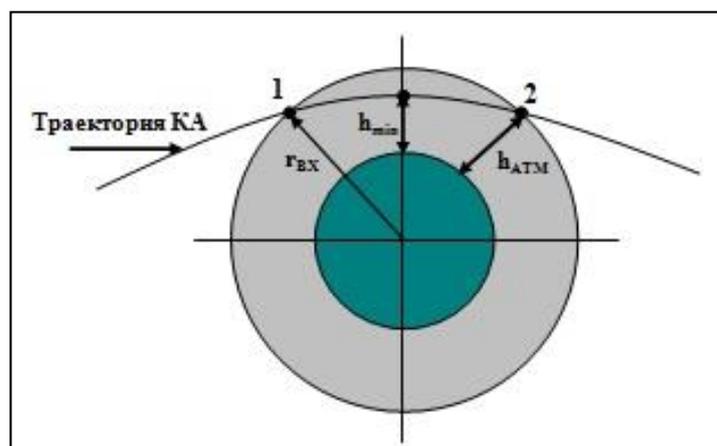


Рис. 1. Схема перехода с использованием торможения в атмосфере

В статье рассматривается возможность перехода с эллиптической орбиты на круговую за наиболее короткий срок с использованием торможения в атмосфере планеты. В статье для примера расчета рассматривается переход на орбиту искусственного спутника Марса.[2],[3]

Орбитальные характеристики Марса- Перигелий = $206,62 \times 10^6$ км; Афелий = $249,23 \times 10^6$ км; Большая полуось (a) = $227,92 \times 10^6$ км; Эксцентриситет орбиты (e) = 0,935; Синодический период обращения = 779,94 дней; Орбитальная скорость (v) = 24,13 км/с; Наклонение (i) = $1,85061^\circ$; Долгота восходящего узла (Ω) = $49,57854^\circ$; Аргумент перицентра (ω) = $286,46230^\circ$; Спутники = 2 (Фобос и Деймос); Гравитационный параметр (g) = $42828,48 \text{ км}^3/\text{с}^2$; Экваториальный радиус ($R_{\text{экв}}$) = 3400 км; Полярный радиус ($R_{\text{пол}}$) = 3373 км; Средний радиус R = 3395 км; Коэффициент геометрического сжатия (g_k) = 0,08; Коэффициент динамического сжатия (C_k) = -0,002013; Ускорение силы тяжести на поверхности (g) = $3,72 \text{ м/сек}^2$.

Прохождение плотных слоев атмосферы является решающим участком спуска, так как именно здесь КА испытывает воздействие мощных физических факторов. Анализ участка аэродинамического торможения не может проводиться без предварительного построения моделей атмосферы. Знание этих параметров необходимо для расчета аэродинамических, динамических, тепловых нагрузок и для расчетов на прочность КА. С изучения атмосферы начинается анализ проблемы торможения КА. Для решения этой задачи используются теоретические оценки, а также вся имеющаяся косвенная информация об атмосфере, полученная с помощью радиоастрономических наблюдений.

Марсианская атмосфера по результатам масс-спектрометрического анализа на КА «Викинг-1» имеет следующий состав: углекислый газ - 95%, азот - 2 - 3%, аргон - 1 - 2%, кислород - 0,1 - 0,4%. Локальные вариации давления, связанные с топографическими особенностями Марса, весьма значительны. Минимальные высоты на поверхности Марса составляют примерно 4 км, максимальные на больших площадях. (20 x 20) - около 8 км, а высоты вершин больших вулканов достигают 27 км. При этом топографические вариации давления изменяются от 8 до 5 мбар. Суточные вариации давления по данным КА «Викинг-1» имеют амплитуду $\pm 0,1$ мбар. В местах посадки КА «Викинг-1,2» было обнаружено систематическое изменение давления. При этом амплитуда сезонных изменений давления составляет около $\pm 0,5$ мбар. Сезонные колебания давления, по-видимому, вызваны процессами конденсации и сублимаций углекислого газа, содержащегося в полярных шапках Марса. На Марсе не могут существовать открытые водоемы вследствие низкого атмосферного давления. Возможны два резервуара накопления воды на этой планете: грунт и полярные шапки, в которых, вероятно, сосредоточено довольно большое количество льда. Результаты наземных наблюдений в течение длительного времени показывают, что и в атмосфере Марса также имеются водяные пары, однако их содержание очень мало. В среднем оно составляет 15 - 20 мкм осажденной воды (это 100 раз меньше, чем в очень сухих районах Земли). Общее количество воды в атмосфере Марса не превышает нескольких кубических километров. Содержание воды в атмосфере Марса меняется во времени (в зависимости от сезона и времени суток), при этом максимальное количество воды достигает 60 мкм, но в ряде случаев оно уменьшается до 10 мкм и ниже. Средняя по широтам и сезонам температура нижней атмосферы Марса составляет $T_0 = 210 \text{ К}$. Имеются суточные колебания температуры, которые заметно сглаживаются с ростом высоты. На высоте 1 - 2 км от эквипотенциальной поверхности Марса суточные колебания температуры находятся в пределах 10 - 20 К. В период протекания пылевых бурь температура атмосферы вблизи поверхности и на других уровнях заметно возрастает. При проектировании космического летательного аппарата (КЛА), осуществляющих спуск в атмосфере Марса, очень важное значение имеет выбор достоверной инженерной модели атмосферы учитывающей возможное разнообразие условий и соответствующей современному уровню знаний.

Длительной исследование атмосферы Марса, в частности с помощью КА «Викинг», функционирующих на орбитах искусственного спутника Марса, показало, что зависимости параметров атмосферы от высоты полета отличаются для различных времен года. Были получены новые сезонные модели атмосферы Марса: зимняя, летняя и в период равноденствия. Для каждого сезона в свою очередь предложено по два варианта атмосферы: максимальной и минимальной плотности.

При исследовании траекторий выведения КА на орбиту во многих случаях (особенно при решении задач оптимизации) представляется удобным использовать зависимость плотности атмосферы от высоты над поверхностью планеты, заданную в аналитическом виде.

Формирование математической модели

В настоящей 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.

В представленной работе сформулируем алгоритм расчета параметров движения КА на этапе его перевода с гиперболической траектории на орбиту спутника. [4] Так как основной участок перевода находится вне-атмосферы, то для расчетов использовались уравнения из теории невозмущенного движения [5],[6]. Таким образом, основные зависимости, используемые при расчетах, следующие:

Выражение для интеграла энергии (h_i)

$$h_i = V^2 - \frac{2\mu_m}{r} \quad (1)$$

где μ_m = гравитационный параметр Марса;

V = скорость движение КА в точке с радиусом r .

В точке Π_0 КА включает тормозные двигатели для первого тормозного импульса (ΔV_1).

$$V_{A0} = \sqrt{h_i + \frac{2\mu_m}{r_{A0}}}; V_{П0} = \sqrt{h_i + \frac{2\mu_m}{r_{П0}}} \quad (2)$$

где h_i – интеграл энергии;

V_{A0} и $V_{П0}$ – скорости в апогее и перигее КА;

r_{A0} и $r_{П0}$ – соответственно расстояния до апогея и перигея орбиты:

$$r_{A0} = h_{A0} + R_M \quad ; \quad r_{П0} = h_{П0} + R_M$$

где h_{A0} и $h_{П0}$ – расстояния от перигея и апогея данной орбиты до поверхности Марса,
 R_M – радиус Марса.

Далее, определяем второй тормозной импульс (ΔV_2) в точке A_0 .

Найдя параметры в точке апогея A_0 , необходимо найти параметры в точке входа в атмосферу. Получив значения параметров в точке входа запишем математическую модель движения в атмосфере.

Для проведения качественных исследований и предварительных расчетов траекторий космического летательного аппарата удобно пользоваться упрощёнными уравнениями плоского движения КЛА [7].

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= -S_\delta q - g \sin \theta \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \frac{V \cos \theta}{R_M + h} \\ \frac{d\theta}{dt} &= S_\delta \frac{q}{V} k - \frac{g \cos \theta}{V} + \dot{\varphi} \\ \frac{dh}{dt} &= V \cos \theta \end{aligned} \quad (3)$$

где V – скорость движения КЛА,

t – время,

S_δ – баллистический коэффициент,

g – ускорение свободного падения,

θ – угол наклона траектории,

k – значение аэродинамического качества,

h – высота полета,

q – скоростной напор,

φ – угол отклонения между входным и выходным точками атмосферы Марса

КЛА, движущиеся по траектории планирующего спуска, получили специальное название – космические летательные аппараты скользящего типа. На Рис. 2 показан общий

вид КЛА сегментально-конической формы, представляющий собой тело вращения с сегментальной лобовой поверхностью и конической задней.

В своем составе КЛА имеет герметичный кожух 7 под которым скрыт отсек полезной нагрузки 1 и приборный отсек 2. Для управления на атмосферном участке используются, прикрепленные к силовой конструкции КЛА, двигатели крена 3 и для корректировки орбиты - двигатели коррекции и стабилизации 6. Торможение в атмосфере осуществляется с помощью лобового щита 4. На щитках 5 размещены фотоэлементы солнечных батарей 11, газовые двигатели 8 и блок астроприборов 10, отвечающий за навигацию.

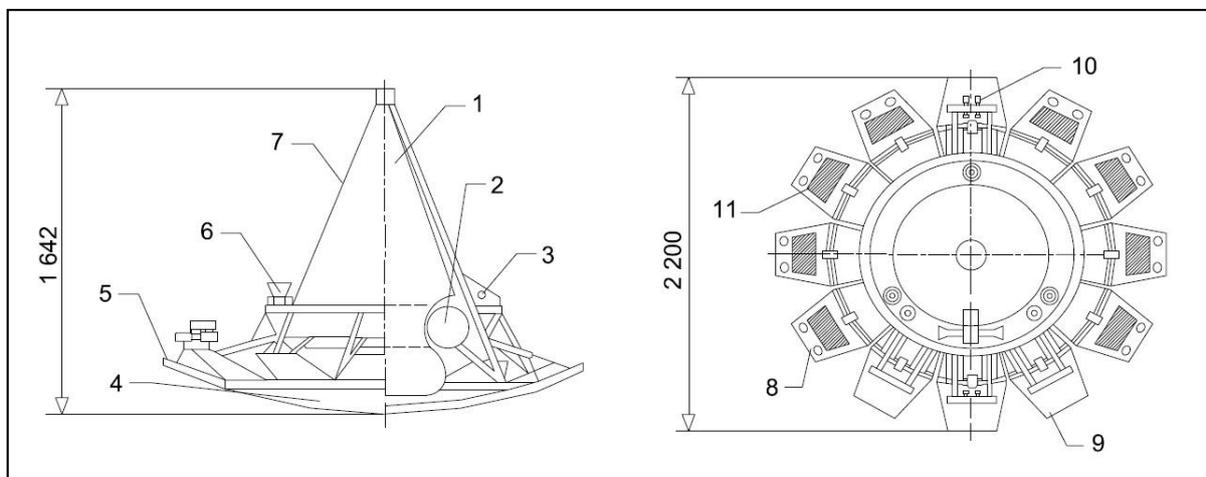


Рис. 2. Общий вид исследуемого космического летательного аппарата

Проведение численных расчетов

С использованием разработанной программы провели численное моделирование на компьютере. Для разработки программного обеспечения была использована стандартная процедура численного интегрирования методом Рунге–Кутты 4–го порядка с реализацией на языке С.[8]

Далее производим повторный расчет в новой точке входа в атмосферу. В программе данную процедуру оформляем в виде цикла с вызовом функции численного интегрирования атмосферного участка.

На каждом шаге вычисляем значение периода обращения (Т):[9],[10]

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu_m}} \quad (3)$$

где

a = большая полуось орбиты;

μ_m = гравитационный параметр Марса;

и оцениваем изменение суммарного затраченного времени в зависимости от изменения с минимальной высоты в перигее ($h_{\text{мин}}$).

Анализ результатов расчета

Расчет проводился для трех значений высоты полетов в апогее (h_{a0}) – 2000 км, 5000 км и 10000 км. Минимальная высота полета в перигее ($h_{\text{мин}}$) бралась в пределах от 85 до 130 км. Следует заметить, что значение $h_{\text{мин}} = 85$ км является критическим и задавать более низкие

значения перигея недопустимо. Результаты суммарного времени ($T_{\text{сум}}$) в зависимости от $h_{\text{мин}}$ при значениям аэродинамического качества 0,6 представлены на таблице 1 .

Таблица. 1

Результаты суммарного времени в зависимости от $h_{\text{мин}}$

$h_{\text{мин}}, \text{км}$	$T_{\text{сум}}, \text{сут.}$		
	$ha0=2000$	$ha0=5000$	$ha0=10000$
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

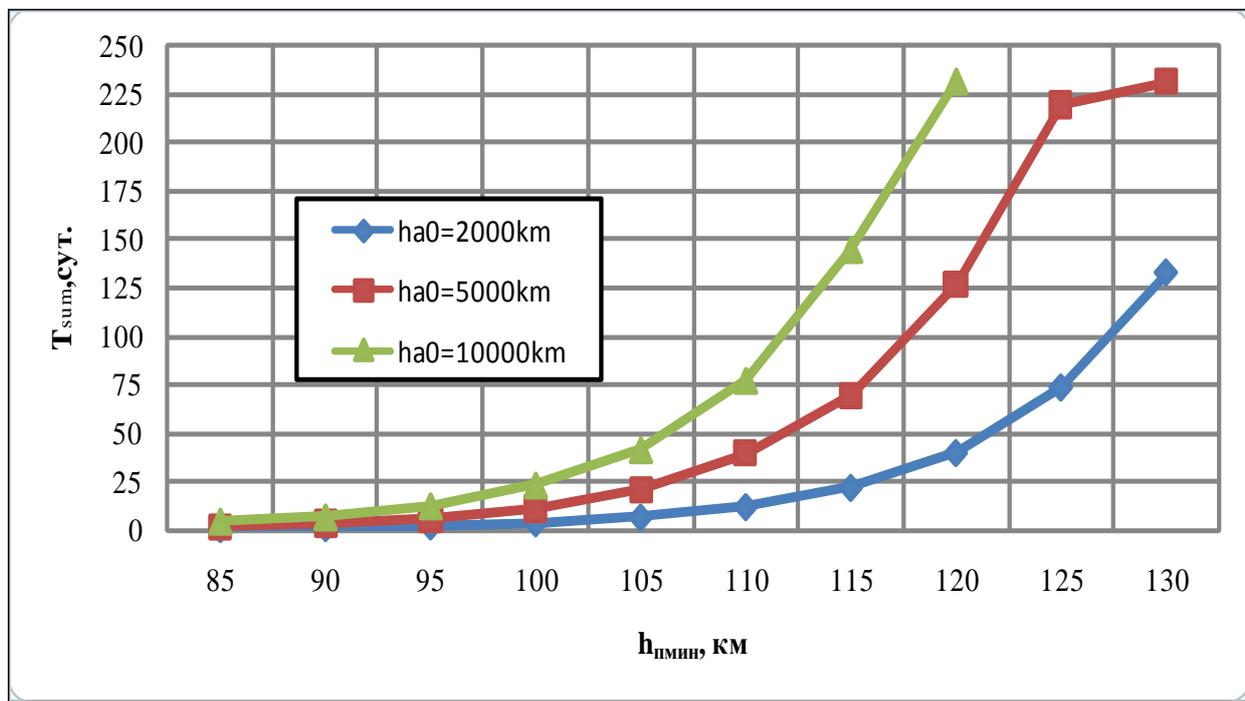


Рис. 3. Зависимость суммарного времени от $h_{\text{мин}}$

Расчеты показали, что в зависимости от начальных условий, величина $T_{\text{сум}}$ меняется очень сильно, что можно видеть на Рис.3.

Вывод

В данной работе был рассмотрен метод перехода на круговую орбиту Марса с исследованием торможения в атмосфере. Для просчета был взят аппарат с коэффициентом аэродинамического качества «k» равно 0,6. Проведенные исследования при минимальной высоте полетов в перигее ($h_{\text{пмин}}$) 130 и 85 км – показали, что для значения 85 км – затраченное время уменьшается по сравнению с значением 120 км с 133-232 суток до 1-5 суток (в зависимости от h_{a0}), однако такую высоту перигея реализовать сложно – необходимо точно учитывать все неровности поверхности Марса т.к. возникает большая вероятность столкновения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зеленцов В.В., Казаковцев В.П. Основы баллистического проектирования искусственных спутников земли. М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2012. – 174 с.
2. Cooper David M. and Arnold James O., «Technologies for Aerobraking», Technical Memorandum of NASA TM–102854, March 1991. (Дата обращения: 18.11.2013)
3. Joseph G. Beerer, Kaniel T. Lyons, «Mars Global Surveyor: Aerobraking Mission Overview», Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36, No. 3, May–June 1999. (Дата обращения: 3.11.2013)
4. Циолковский К.Э. Труды по ракетной технике / Под ред. М.К. Тихонравова. М.: Книжный дом «Либроком», 2010. 352 с.
5. Казаковцев В.П. Теория космического полета. Ч.1: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 22 с.
6. Казаковцев В.П. Теория космического полета: Учеб. пособие. Ч.2. – М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2000. – 20 с.
7. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. 407 с.
8. Строгалев В.П., Толкачева И.О. Имитационное моделирование: Учеб. Пособие. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 280 с.
9. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. Внешняя баллистика. М., Машиностроение, 1991. 640 с.
10. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1937. 616 с.

Рецензент: Симаранов. С. Ю., Генеральный директор ЗАО «Техноконсалт», доктор технических наук, профессор.

Zaw Min Tun
«BMSTU» - Bauman Moscow State Technical University
Russia, Moscow
E-Mail: eaglez.lion@gmail.com

Analysis the motion of the spacecraft during the transition to the planet's orbit using braking in the atmosphere

Abstract. Currently, flights to other planets existing reality. During the flight, the spacecraft (SC) performs a variety of maneuvers: flat maneuvers in which the change in the parameters of its orbit comes without changing its position in space, and volume maneuvers in which changes the position of the orbital plane of the spacecraft in space. In this orbit parameters can remain constant or changed. From the perspective of impacts to spacecraft maneuvers are divided into pulse maneuvers carried out using propulsion systems (control) low-thrust and aerodynamic maneuvers.

The article focuses on the motion of the spacecraft during interplanetary flights. In the transition from interplanetary hyperbolic orbit into an elliptical orbit around the planet spacecraft decelerated further a transition from an elliptical orbit to the circular for the shortest period with braking in the atmosphere of the planet. The possibility of transition to the planet's orbit with the braking in the atmosphere, the spacecraft motion simulation is carried out with allowance for changing of the minimum flight altitude of the spacecraft at perigee.

Keywords: Orbit; the undisturbed motion; spacecraft; braking in the atmosphere; maneuver.

Identification number of article 100TVN214

REFERENCE

1. Zelencov VV, VP Kazakovtsev Basics of ballistic designing artificial satellites zemli.M . Univ MSTU. Bauman, 2012 . - 174 pages.
2. Cooper David M. and Arnold James O., "Technologies for Aerobraking", Technical Memorandum of NASA TM- 102854, March 1991. (Date of reference : 18/11/2013)
3. Joseph G. Beerer, Kaniel T. Lyons, "Mars Global Surveyor: Aerobraking Mission Overview", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 36 , No. 3 , May-June 1999 . (Date of reference : 03/11/2013)
4. KE Tsiolkovsky Proceedings rocketry / Ed. MK Tikhonravova . Moscow Book House " Librokom ", 2010. 352 p.
5. Kazakovtsev VP Theory of space flight. P.1: Tutorial . - Moscow: Publishing House of the MSTU. NE Bauman , 1999 . - 22 p.
6. VP Kazakovtsev Theory of space flight : Textbook. allowance. Part 2 . - Moscow: Publishing House of the MSTU. Bauman , 2000 . - 20 p.
7. Sikharulidze YG Ballistics and guidance of aircraft. M. BINOM . Knowledge Laboratory , 2011 . 407 p.
8. Strogalev VP, IO Tolkacheva Simulation modeling : Proc . Allowance. Moscow: Publishing MSTU. NE Bauman, 2008 . 280 p.
9. Dmitriev AA, Lysenko LN, SS Bogodist External ballistics . M. , Mechanical Engineering , 1991 . 640 p.
10. Lebedev AA , LS Chernobrovkin Flight Dynamics letatelnyh unmanned vehicles. Mashinostroyeniye 1937 . 616 p.