

УДК 629.785

Расчёт движения спускаемого аппарата в атмосфере Венеры

05, май 2012

Топорков А.Г.

*Студент,
кафедра «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Корянов В.В.,
к.т.н., доцент кафедры «Динамика и управление полётом ракет и космических аппаратов»*

МГТУ им. Н.Э. Баумана
toporkov.90@mail.ru

Введение. Спускаемые аппараты автоматических космических станций, предназначенных для исследования планеты Венера, отличаются конструктивно от спускаемых аппаратов космических кораблей. Планета Венера обладает достаточно мощной атмосферой: атмосферное давление на поверхности планеты более чем в 90 раз превышает земное. Температура на поверхности равна почти 700 °С. Это и наложило свой отпечаток на создание спускаемого аппарата для Венеры [1].

Одна из фундаментальных задач исследования Венеры – проблема исчезновения воды, когда это произошло и каким образом. Эта задача представляется очень важной с точки зрения стабильности земного климата и важности воздействия на климат деятельности человека, может ли вода вывести климат из стабильного состояния, так что CO₂ может освободиться из карбонатов и привести к катастрофическим последствиям.

Эта и многие другие задачи могут быть решены только при непосредственных измерениях в атмосфере с аэростатного зонда или посадочного аппарата.

Актуальность темы. Из изложенного выше следует, что для прогресса в понимании причин, обусловивших условия на поверхности Венеры, специфику состава и динамики ее атмосферы, а также специфику состава и строения поверхности и недр этой планеты, следует сосредоточить усилия на создании КА по изучению Венеры.

Опыт, приобретенный при создании венерианских аппаратов, полученные данные о параметрах атмосферы и поверхности, могут послужить основой при планировании более сложных экспериментов и разработке автоматических станций нового поколения. А также развитие высоких технологий в различных областях науки и техники, должно быть использовано при разработке долгоживущих станций для исследования Венеры.

Создание долговременных венерианских станций в будущем неизбежно, поскольку эти исследования позволяют понять не только природу Венеры, но и процессы зарождения и развития Солнечной Системы, включая и планету Земля [2].

В настоящее время российскими специалистами разрабатывается автоматическая станция «Венера-Д» [3].

Спуск в атмосфере и посадка аппаратов на поверхность планеты являются одной из наиболее сложных и ответственных операций.

Основной задачей атмосферного этапа движения СА является уменьшение гиперзвуковой скорости входа в атмосферу до допустимой посадочной скорости. Поставленной задаче наилучшим образом удовлетворяет аэродинамическое торможение аппарата, при котором большая часть кинетической энергии преобразуется в тепловую и рассеивается в атмосфере. Этот способ гашения энергии является энергетически оптимальным по сравнению с другими возможными способами.

Выбранная схема спуска СА, которая указывалась выше, предполагает использование наиболее простой и удовлетворяющей поставленной задаче баллистической траектории спуска с нулевым аэродинамическим качеством, не требующей применения сложной системы управления спуском, что предполагает использование СА сферической формы.

Целью работы является создание необходимого программного комплекса для решения уравнений, описывающих движение спускаемого аппарата в атмосфере Венеры, и исследование изменений параметров движения СА при различных углах входа в атмосферу Венеры.

Для достижения поставленных целей необходимо решить следующие задачи:

1. Провести анализ конструкции спускаемого аппарата.
2. Составить математическую модель движения спускаемого аппарата.
3. Разработать программное обеспечение для составленной математической модели.
4. Провести моделирование движения на компьютере.
5. Выполнить анализ проведенного моделирования.

Конструктивно спускаемый аппарат можно представить, как показано на рисунке 1. Предположительно, спускаемый аппарат, также может включать в себя атмосферные зонды, расположенные в пустотных местах СА.

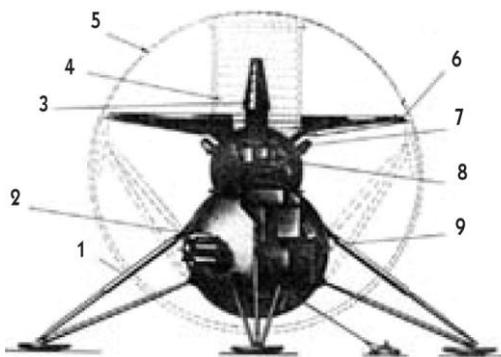


Рис. 1. Конструкция и состав спускаемого аппарата: 1 – посадочное устройство; 2 – изотопный электрогенератор; 3 – антенна; 4 – парашютная система; 5 – теплозащитная оболочка с демпфером для гашения колебаний СА при входе в атмосферу; 6 – тормозной щиток; 7 – телефотометр; 8 – аппаратура; 9 – аппаратура

Математическая модель движения. В данной работе рассматривается атмосферное движение спускаемого аппарата (см. рис. 2) до момента включения парашюта увода. До этого момента времени СА представляет собой сферу, состоящую из двух полусфер.

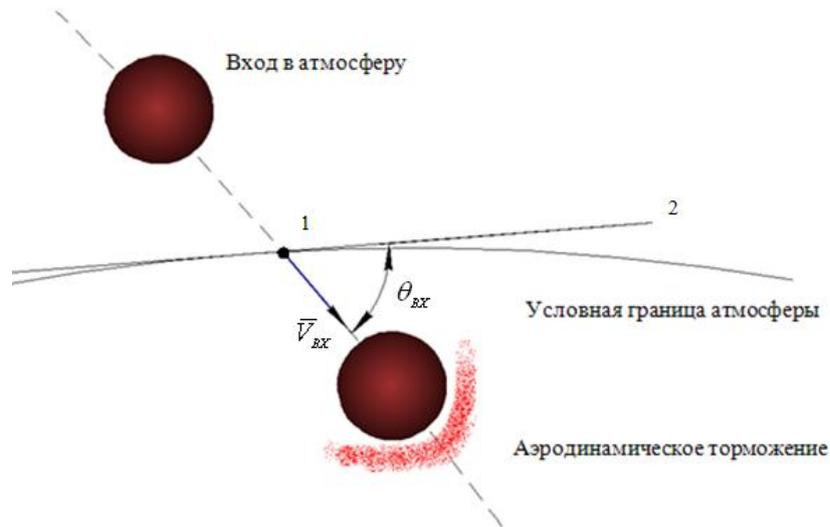


Рис. 2. Движение спускаемого аппарата при входе в атмосферу Венеры: 1 – точка входа СА в атмосферу; 2 – местный горизонт; θ_{BX} – угол входа; \vec{V}_{BX} – скорость входа

В качестве дифференциальных уравнений движения центра масс СА будем рассматривать уравнения в проекциях на оси планетоцентрической прямоугольной экваториальной системы координат $Ox_A y_A z_A$ с началом в центре масс планеты, принимаемой за инерциальную систему, с направлениями осей:

- Oz_A из центра планеты к северному полюсу Мира;
- Ox_A из центра планеты в точку весеннего равноденствия;
- Oy_A из центра планеты и дополняет систему до правой;

А также на оси скоростной барицентрической системы координат $Axuz$ с началом в центре масс СА.

Для проведения качественных исследований с целью выявления основных закономерностей движения целесообразно использовать систему уравнений, записанную при некоторых допущениях [4]:

- все силы, действующие на СА, приложены к его центру масс;
- масса СА считается постоянной;
- спуск аппарата происходит под действием только силы веса G и аэродинамической силы R ;
- Венера — шар радиусом R_E ;
- поле тяготения центральное;
- движение аппарата вокруг центра масс не рассматривается;
- ускорение, обусловленное вращением Венеры не велико и поэтому центробежной силой можно пренебречь;
- силой Кориолиса можно пренебречь;
- суммарной силой притяжения Солнца и планет можно пренебречь;
- рассматривается плоское движение.

Для случая баллистического спуска можно использовать следующие положения:

- $C_{Ya}=0$;
- атмосфера планеты не вращается;
- атмосфера планеты изотермическая;
- высота спуска мала по сравнению с радиусом планеты;
- проекция ускорения свободного падения на касательную к траектории мала по сравнению с ускорением от силы лобового сопротивления.

При сделанных упрощающих положениях и допущениях уравнения движения СА имеют следующий вид

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\frac{C_x S}{m} \frac{\rho V^2}{2} - g \sin \theta \\ V \frac{d\theta}{dt} &= \frac{V^2}{r} \cos \theta - g \cos \theta \\ \frac{dh}{dt} &= V \sin \theta \\ \frac{dL}{dt} &= V \frac{R_E}{r} \cos \theta \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь V – скорость, θ – угол наклона траектории (т.е. угол вектора скорости к местному горизонту, в нашем случае $\theta < 0$), h – высота, L – дальность по поверхности, m – масса СА, $g = \mu/r^2$ – гравитационное ускорение,

$\mu = 324853,4 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ – гравитационный параметр Венеры, $r = R_E + h$ – расстояние от центра планеты до СА, $R_E = 6052 \text{ км}$ – радиус Венеры, C_x – коэффициент лобового сопротивления, S – площадь миделя, ρ – плотность атмосферы Венеры.

Решение системы нелинейных дифференциальных уравнений (1) может быть получено только методом численного интегрирования. Численное интегрирование будем проводить методом Рунге-Кутты четвёртого порядка [5], [6].

Перегрузка, которая действует на СА против его скорости, равна отношению силы аэродинамического сопротивления к силе веса

$$n_x = \frac{C_x S}{mg_0} \frac{\rho V^2}{2}$$

Проведение расчётов. Программный комплекс для расчёта движения спускаемого аппарата, написан в визуальной среде разработки программного обеспечения Delphi [7].

Для расчётов принимались следующие начальные условия:

- масса спускаемого аппарата 600 кг;
- диаметр спускаемого аппарата 2,4 м;
- скорость входа в атмосферу 11 км/с;
- условная граница атмосферы 130 км;
- Время срабатывания парашюта увода принималось равным 45 с.

Результаты расчётов представлены графическими зависимостями (см. рис. 3, рис. 4, рис. 5). Проведённые расчёты показали, что выбранная схема

баллистического спуска СА является самой простой с точки зрения её реализации, но в тоже время СА будет испытывать большие перегрузки.

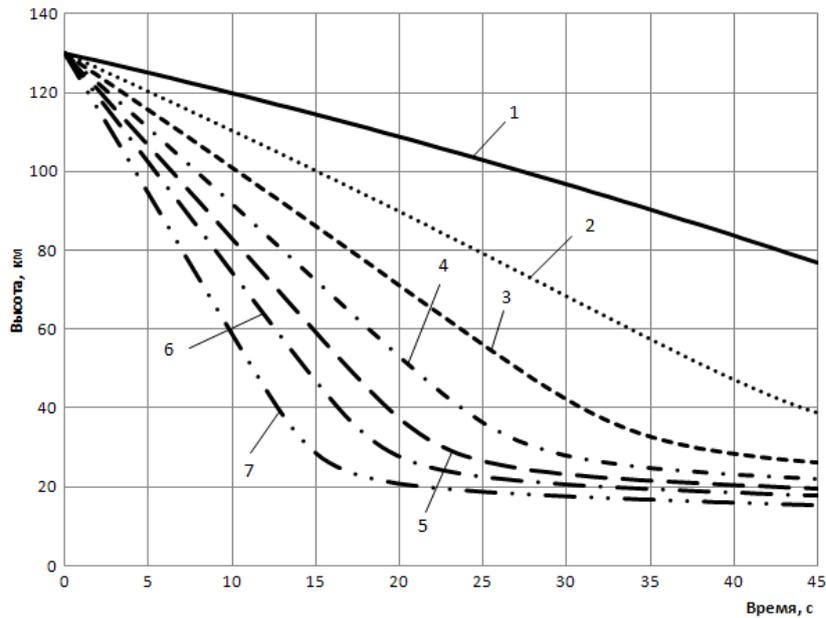


Рис. 3. Изменение высоты полёта СА при спуске в атмосфере Венеры при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 25 градусов; (6) – 30 градусов; (7) – 40 градусов. Подразумевается, что углы входа имеют отрицательный знак

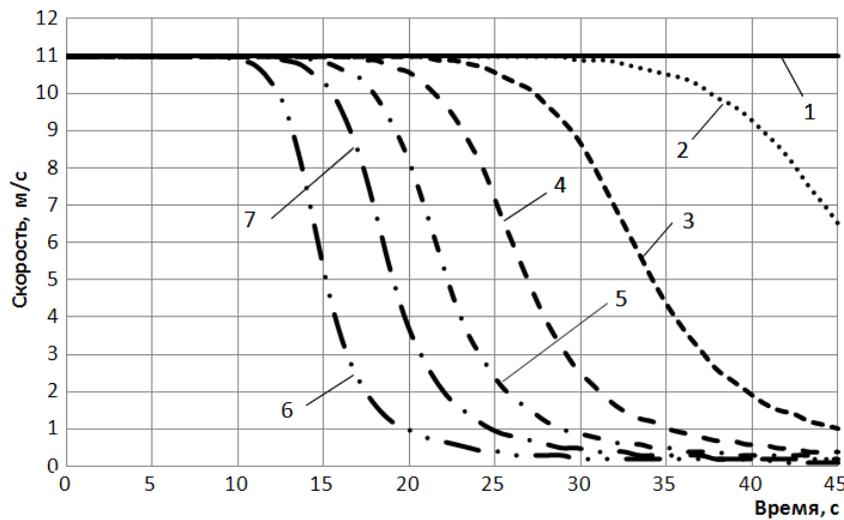


Рис. 4. Изменение скорости полёта СА при спуске в атмосфере Венеры при различных углах входа: (1) – 5 градусов; (2) – 10 градусов; (3) – 15 градусов; (4) – 20 градусов; (5) – 25 градусов; (6) – 30 градусов; (7) – 40 градусов. Здесь и далее подразумевается, что углы входа имеют отрицательный знак

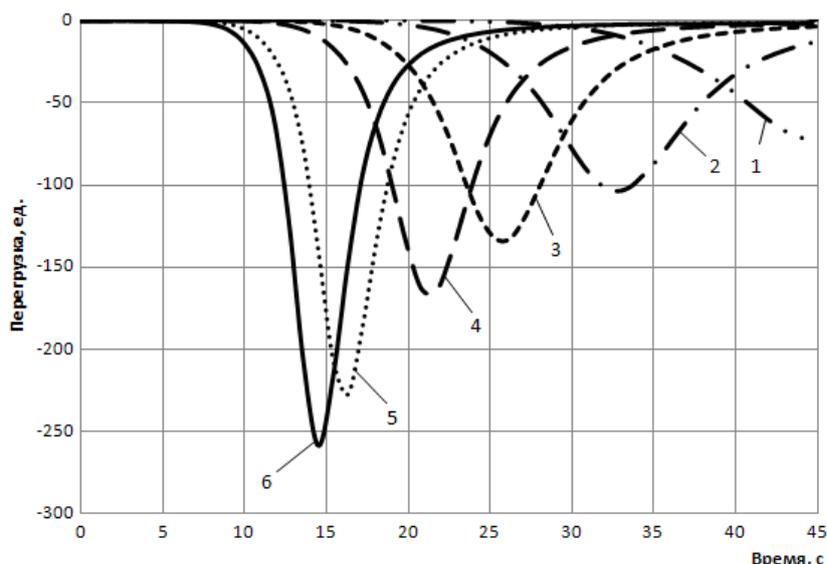


Рис. 5. Изменение продольной перегрузки при спуске СА при различных углах входа: (1) – 10 градусов; (2) – 15 градусов; (3) – 20 градусов; (4) – 25 градусов; (5) – 30 градусов; (6) – 40 градусов. Единица перегрузки равна среднему ускорению свободного падения на Венере $8,869 \text{ м/с}^2$

Выводы. 1. Анализ графика продольной перегрузки (рис. 5.) показал, что чем меньше величина угла входа, тем меньше перегрузка, что согласуется с результатами, представленными в [8]. Однако, время нахождения СА в плотных, горячих и химически агрессивных слоях атмосферы увеличивается (см. рис. 3). 2. Разработан программный комплекс решения уравнений, описывающих процесс атмосферного движения СА. Этот комплекс позволяет использовать полученные данные для дальнейших исследований и может быть адаптирован под более сложные задачи, а именно включение в рассмотрение движения относительно центра масс СА. А также позволяет исследовать полную циклограмму полёта СА, которая в упрощённом варианте выглядит следующим образом: вход в атмосферу, ввод парашюта увода, отделение парашюта увода с верхней полусферой и ввод тормозного парашюта, а также ввод аэростатного зонда, отделение нижней полусферы, отделение тормозного парашюта, посадка на поверхность.

Литература

1. Попов Е. И. Спускаемые аппараты. — М.: Знание, 1985. — 64 с.
2. Перминов В.Г. Проект долгоживущей венерианской станции // Новости Космонавтики, – 2001. – № 8. – С. 72–73.
3. Проект «Венера – Д». URL. <http://venera.cosmos.ru/index.php?id=656&L=0.html> (дата обращения: 01.03.2012).
4. Нариманов Г.С., Тихонравов М.К. Основы теории полёта и проектирования космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.
5. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 1972. – 584 с.
6. Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В. Вычислительные методы для инженеров. – М.: Высшая школа, 1994. – 544 с.
7. Иванова Г.С. Основы программирования. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 416 с.
8. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. – М.: БИНОМ. Лаборатория знания, 2011. – 407 с.