

**ПЕРЕЛЕТНЫЙ МОДУЛЬ И СПУСКАЕМЫЙ НА ВЕНЕРУ АППАРАТ**

Д.А. Дугин

denisdugin@hotmail.com

МАИ, Москва, Российская Федерация

**Аннотация**

Разработан прототип космического аппарата, состоящий из перелетного модуля и спускаемого аппарата. Перелетный модуль служит для обеспечения ориентации и стабилизации космического аппарата на всем протяжении перелета Земля—Венера, а также обеспечивает условия, необходимые для нормальной работы космического аппарата. В спускаемом аппарате расположены герметичный отсек для размещения исследовательского оборудования, центральный герметичный приборный отсек и отсек для размещения полезного груза.

**Ключевые слова**

Космический аппарат, перелетный модуль, спускаемый аппарат, аэродинамические характеристики, передающая антенна, герметичный отсек

Поступила в редакцию 01.05.2017

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Применение в конструкции спускаемого аппарата (СА) объёмно-армированных углерод-углеродных композиционных материалов, закреплённых на жёстких носителях формы (шпангоутах), в конструкции обтекателя и сбрасываемого защитного экрана, позволяет снизить массу конструкции без прочностных и жесткостных потерь. Применение композиционных материалов значительно упрощает процесс производства подобных конструкций при незначительных затратах на изготовление оправки.

**Постановка задачи.** Общую задачу проектирования СА можно свести к задаче выбора облика СА и функций его управления. При этом необходимо, чтобы последние обеспечивали оптимальное значение заданного критерия эффективности СА и удовлетворяли уравнениям математической модели аппарата.

Для решения поставленной задачи в первом приближении определяют аэродинамическую форму СА с учетом основных особенностей спуска аппарата в атмосферу планеты. Затем для выбранной формы аппарата уточняют траекторию движения в атмосфере и на других участках спуска, а также оптимальные параметры.

**Полет СА на внеатмосферном участке.** В общем случае задача коррекции траектории заключается в обеспечении расчетных параметров входа СА в атмосферу планеты. В этом случае основные исходные параметры движения аппарата на орбите — скорость  $V_{ор}$  и угол между вектором скорости и местным горизонтом  $\theta_{ор}$  — можно изменить, используя импульсы  $\Delta V$  его тормозной установки.

Проведем расчет параметров движения космического аппарата (КА) на атмосферном участке с учетом следующих начальных условий (спуск на поверхность Венеры с эллиптической орбиты):

- высота орбиты  $H_{\text{пер}} = 800$  км;
- угол входа в атмосферу  $\Theta_{\text{вх}} = 100$ ;
- средний радиус Венеры  $R_{\text{вен}} = 6051,8$  км;
- гравитационная постоянная Венеры  $\mu_{\text{вен}} = 325\,300$  км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>;
- высота входа в атмосферу Венеры  $H_{\text{вх}} = 132$  км.

Предварительно найдем скорость КА в перицентре орбиты. Если радиус орбиты  $R_{\text{оп}} = R_{\text{вен}} + H_{\text{оп}}$ , а радиус входа в атмосферу Венеры  $R_{\text{вх}} = R_{\text{вен}} + H_{\text{вх}}$ , тогда скорость орбиты

$$V_{\text{оп}} = \sqrt{\frac{\mu_{\text{вен}}}{R_{\text{оп}}}}. \quad (1)$$

При проведении приближенных баллистических расчетов на начальных этапах проектирования КА величину  $\omega_{\text{опт}}$  для начальной круговой орбиты можно определить из соотношения:

$$\cos \omega_{\text{опт}} = 1 \quad (2)$$

при  $\left( \frac{\theta_{\text{вх}} R_{\text{оп}}}{R_{\text{оп}} - R_{\text{вх}}} \right)^2 < 7$ ,

тогда получим  $\left( \frac{-10 \times 6851,8}{6851,8 - 6184} \right)^2 = 3,205 < 7$ .

Отсюда  $\cos \omega_{\text{опт}} = 1$ ;  $\omega_{\text{опт}} = 0$ .

Далее определим оптимальное направление тормозного импульса:

$$(\Delta V')_{\text{min}} = 1 - \frac{\sqrt{2 \left[ \left( \frac{R_{\text{оп}}}{R_{\text{вх}}} \right) - 1 \right]}}{\sqrt{\left[ \left( \frac{R_{\text{оп}}}{R_{\text{вх}}} \right) \sec \theta_{\text{вх}} \right]^2 - 1}}. \quad (3)$$

Затем рассчитаем величину тормозного импульса:

$$\Delta V = (\Delta V')_{\text{min}} V_{\text{оп}}. \quad (4)$$

В связи с тем, что значение выражения  $\cos \omega_{\text{опт}}$  приближенное, требуется проверить нахождение начальных параметров движения КА в области Г (рис. 1):

$$\kappa = \frac{2\mu_{\text{вен}}}{R_{\text{оп}}} \left( \frac{R_{\text{оп}}}{R_{\text{вх}}} - 1 \right); \quad (5)$$

$$k' = \frac{\kappa}{V_{\text{оп}}^2}. \quad (6)$$

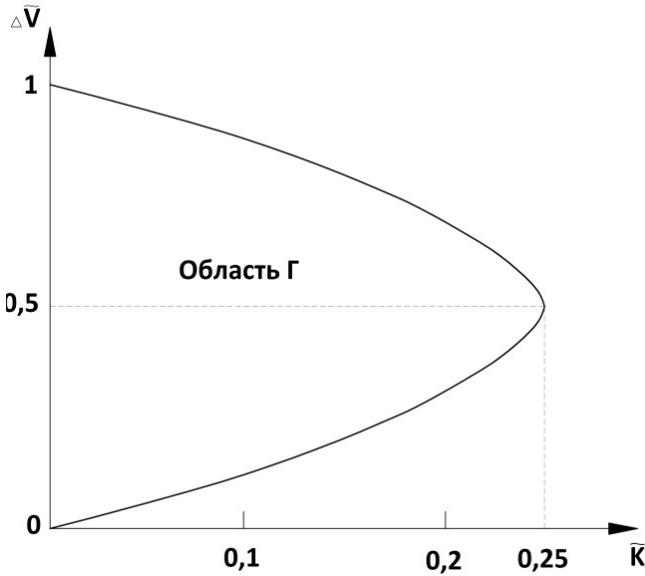


Рис. 1. Область оптимального направления тормозного импульса

Таким образом, параметры движения КА лежат вне области Γ, а значит  $\omega_{опт} = 0$ .

Величину скорости входа КА в атмосферу рассчитаем по формуле:

$$V_{вх} = V_{оп} \sqrt{\left(1 - (\Delta V')_{\min}\right)^2 + 2 \left(\frac{R_{оп}}{R_{вх}} - 1\right)}. \tag{7}$$

Далее определим большую полуось, фокальный параметр и эксцентриситет переходного эллипса:

$$a = \frac{\mu_{вех} R_{вх}}{2\mu_{вех} - R_{вх} V_{вх}^2}; \tag{8}$$

$$p = \frac{R_{вх}^2 V_{вх}^2 \cos^2 \theta_{вх}}{\mu_{вех}}; \tag{9}$$

$$e = \sqrt{1 - \frac{a}{p}}. \tag{10}$$

Текущее время спуска с момента подачи тормозного импульса  $t_{сп}$  и дальность спуска по поверхности планеты  $L_{сп}$  найдем из формул:

$$t_{сп} = \left[ \frac{1}{a} \left( \sqrt{aR^2 + bR + c} + \frac{b}{2\sqrt{-a}} \arcsin \frac{2aR + b}{\sqrt{b^2 - 4ac}} \right) \right]_{R_{вх}}^{R_{оп}}; \tag{11}$$

$$L_{\text{сп}} = \left[ R_{\text{пл}} \arcsin \frac{bR + 2c}{R\sqrt{b^2 - 4ac}} \right]_{R_{\text{вх}}}^{R_{\text{ор}}}, \quad (12)$$

где  $a = V_1^2 - \frac{2\mu}{R_{\text{ор}}}$ ;  $b = 2\mu$ ;  $c = -(R_{\text{вх}} V_{\text{вх}} \cos\theta_{\text{вх}})^2$ ;

$$V_1 = \sqrt{V_{\text{ор}}^2 + \Delta V^2 - 2V_{\text{ор}} \Delta V \cos(\omega_{\text{опт}} - \theta_{\text{ор}})}; \theta_{\text{ор}} = 0,$$

так как импульс приложен в перигеуме орбиты.

Для определения массы топлива, необходимой для подачи тормозного импульса, применим формулу

$$m_m = m_0 \left( 1 - e^{-\frac{\Delta V}{I_y}} \right), \quad (13)$$

где  $m_0$  — суммарная масса СА и перелетного модуля,  $m_0 = 3500$  кг.

Для торможения будем использовать четыре двигателя С5.92, которые имеют следующие характеристики: удельный импульс  $I_y = 3270$  м/с; тяга  $P = 19,91$  кН.

Решим уравнения (1)–(12) и получим радиус орбиты  $R_{\text{ор}} = 6851,8$  км; радиус входа  $R_{\text{вх}} = 6184$  км; скорость орбиты  $V_{\text{ор}} = 6890$  м/с;  $(\Delta V')_{\text{min}} = 0,099$ ;  $\Delta V = 679,273$  м/с; промежуточные коэффициенты  $\kappa = 1,026 \times 10^7$  м<sup>2</sup>/с<sup>2</sup> и  $\kappa' = 0,216$ ; скорость входа  $V_{\text{вх}} = 6988$  м/с; длину большой полуоси  $a = 5,77 \times 10^6$  м; фокальный параметр  $p = 5,741 \times 10^6$  м; эксцентриситет  $e = 0,072$ ; скорость КА после подачи тормозного импульса  $V_1 = 6,211 \times 10^3$ ; промежуточные коэффициенты  $a = -5,638 \times 10^7$  м<sup>2</sup>/с<sup>2</sup>,  $b = 6,506 \times 10^{14}$  м<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>,  $c = -1,867 \times 10^{21}$  м<sup>4</sup>/с<sup>2</sup>; время спуска на внеатмосферном участке  $t_{\text{сп}} = 1012$  с; дальность спуска  $L_{\text{сп}} = 5931 \times 10^3$  м; массу топлива  $m_T = 670$  кг.

**Полет СА на атмосферном участке.** Данный участок полета СА является определяющим при выборе основных проектных параметров спускаемого аппарата и характеристик его систем теплозащиты. Спуск на этом участке характеризуется интенсивным аэродинамическим торможением, большими тепловыми потоками и для некоторых СА необходимостью значительного маневрирования.

Спуск на Венеру будет осуществляться по баллистической траектории, где  $c_{\text{ya}} = 0$ . Примем некоторые допущения:

- планета — правильная сфера;
- планета 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.

Для расчета на атмосферном участке примем следующее: скорость входа в атмосферу Венеры  $V_{вх} = 6988$  м/с; угол входа в атмосферу  $\theta_{вх} = -10^\circ$ ; показатель экспоненты в законе плотности изотермической атмосферы  $\beta = 1/5250$  м; ускорение свободного падения  $g_{вен}$ ; плотность атмосферы по высоте (см. табл.)  $\rho_{вен}$ ; баллистический коэффициент  $\sigma x = 3,718 \times 10^{-4}$  м<sup>2</sup>/Н; плотность атмосферы Венеры на высоте входа  $\rho_{вх} = 5,5 \times 10^{-8}$  кг/м<sup>3</sup>.

Определим скорость спуска  $V_{сп}$  (рис. 2) в атмосфере Венеры, изменяющуюся в зависимости от высоты:

$$V_{сп} = V_{вх} \times e^{\left[ \frac{\sigma x g_{вен}}{2\beta \sin \theta_{вх}} (\rho_{вен} - \rho_{вх}) \right]} \tag{14}$$



Рис. 2. Зависимость скорости спуска от высоты в атмосфере Венеры

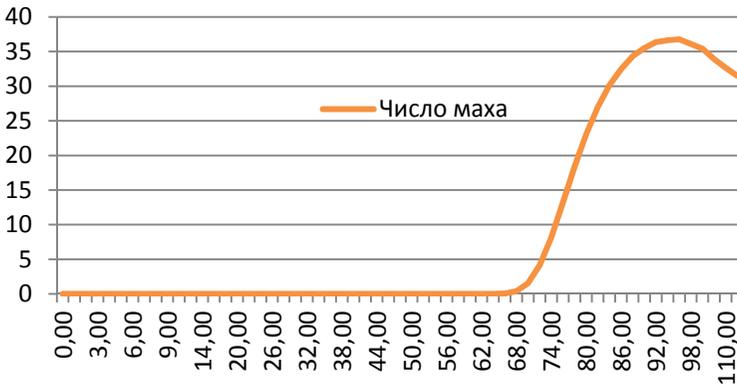
Значение для перегрузки (рис. 3) при баллистическом спуске аппарата можно найти из выражения

$$n_x = \frac{\sigma x \rho V_{сп}^2}{2} \tag{15}$$



Рис. 3. Зависимость перегрузки от высоты при баллистическом спуске в атмосфере Венеры

Величина  $ix_{\max} = 23,2$  достигается при  $V_{\text{сп}} = 3882,25$  м/с. Максимальное значение числа Маха  $M = 36,7$  (рис. 4).



**Рис. 4.** Зависимость числа Маха от высоты при баллистическом спуске в атмосфере Венеры

**Предпосадочное торможение.** Для данного СА применим двухкаскадную парашютную систему, состоящую из тормозного и основного парашютов. В качестве тормозного и основного парашюта будем использовать плоский квадратный купол со срезанными углами. Тормозной парашют будет вводиться на скорости спуска 250 м/с, а основной — 70 м/с, что в результате затормозит СА до 7 м/с (парашютная система «Венера-14»). На рис. 5 представлен график изменения скорости спуска СА.

Рассчитаем площадь парашютов для указанных выше скоростей:

$$V_{\text{сп}} = \sqrt{\frac{2M_{\text{СА}}g}{\rho(C_{\text{СА}}F_{\text{СА}} + C_{\text{П}}F_{\text{П}})}} \tag{18}$$



**Рис. 5.** Зависимость скорости спуска от высоты на этапе предпосадочного торможения

При этом исходные данные для расчета будут следующими: масса СА  $M_{CA}^1 = 2000$  кг; масса СА без тормозного парашюта и закругленного конуса  $M_{CA} = 1900$  кг; коэффициент сопротивления СА  $C_{CA} = 1,613$ ; коэффициент сопротивления парашюта  $C_{П} = 1$ ; площадь миделя  $F_{CA} = 3,534$  м<sup>2</sup>; скорость в конце действия тормозного парашюта  $V_{СП} = 250$  м/с; скорость в конце действия основного парашюта  $V_{СП}^2 = 7$  м/с. В итоге получим площадь тормозного парашюта  $F_{П}^1 = 4$  м<sup>2</sup> и площадь основного парашюта  $F_{П}^2 = 10$  м<sup>2</sup>, а также объем отсека под парашют  $V = 0,15$  м<sup>3</sup>.

**Модель аэродинамических характеристик аппарата.** К числу многих ограничений, накладываемых на выбор параметров СА при тепловом проектировании в первую очередь необходимо отнести ограничения, накладываемые на выбор аппарата, его аэродинамическую компоновку.

Как правило, при прочих равных условиях форма СА выбирается исходя из условий обеспечения оптимальных аэродинамического качества, устойчивости, управляемости, минимальной перегрузки и т. д. При этом следует учитывать, что форма СА непосредственно влияет на тип применяемого теплозащитного покрытия.

Применение относительно заостренных тел типа «двойной конус» сопряжено с возникновением больших конвективных потоков в области критической точки и относительно малыми конвективными и радиационными потоками на остальной поверхности аппарата. Теплозащита аппарата такого типа будет иметь большую толщину в области критической точки и довольно малую — на остальной лобовой поверхности.

Определение аэродинамических сил, действующих на аппарат, а точнее коэффициентов, аэродинамической подъемной силы и силы лобового сопротивления, представляет собой одну из наиболее сложных задач при решении проблемы создания СА, особенно планирующего спуска.

**Расчет обтекания затупленного конического тела.** Сопротивление от давления затупленного конуса можно найти с помощью распределения давления, суммируя сопротивление сферического носка  $C_{сф}$  и конической части поверхности  $C_{к}$ :

$$C_{x_a} = (C_{xв})_{сф} + (C_{xв})_к, \tag{19}$$

где

$$(C_{xв})_{сф} = \frac{P'0 \times R_T^2}{r_{мид}^2} \cos^2 \beta_k \left( 1 - \frac{\cos^2 \beta_k}{2} \right);$$

$$(C_{xв})_к = P'0 \times \sin^3 \beta_k \sin \beta_k \times \frac{X_k}{r_{мид}^2} \times (2r_{мид} - X_k \sin \beta_k).$$

Проведем аэродинамический расчет для конуса с затуплением. Исходные данные для такого расчета будут следующими: максимальное значение Маха

при спуске в атмосфере  $M_\infty = 36,7$ ; радиус миделя  $r_{\text{мид}} = 1500$  мм; радиус сферического затупления  $R_t = 1480$  мм; угол раствора конуса  $\beta_k = 65^\circ$ ; показатель адиабаты для  $\text{CO}_2$   $K = 1,2$ ; длина конической части  $X_k = 1123$  мм.

В итоге получаем коэффициент давления в критической точке  $P'_0 = 1,912$ ; коэффициент сопротивления сферического участка  $(C_{\text{хв}})_{\text{сф}} = 0,496$ ; коэффициент сопротивления конического участка  $(C_{\text{хв}})_k = 1,117$ ; полный коэффициент сопротивления  $C_{x_d} = 1,613$ .

**Расчет теплового потока.** Совершая полет в атмосфере планеты, СА возмущает воздушную окружающую среду, приводя частицы в движение, вследствие чего происходит нагрев оболочки СА — аэродинамический нагрев.

Из рисунка 4 видно, что максимальное число Маха  $M_{\text{max}} = 36,78$  достигается на высоте  $H = 96$  км при скорости  $V_{\text{СП}} = 6951$  м/с, следовательно, тогда же достигается максимальное значение теплового потока. Теперь проведем расчет для данного случая, учитывая, что высота, на которой число Маха максимально  $H = 96$  км; температура атмосферы на высоте  $H$   $T_H = 151$  К; плотность атмосферы на высоте  $H$   $\rho_H = 0,137 \times 10^{-3}$  кг/м<sup>3</sup>; давление на высоте  $H$   $P_H = 3,97$  Па; показатель адиабаты для атмосферы Венеры  $k_{\text{вен}} = 1,2$ ; газовая постоянная для атмосферы Венеры  $R = 189$  Дж/(кг × К); радиус затупления тела  $R_0 = 1400$  мм.

Далее определим параметры торможения потока газа за ударной волной:

$$P01 = P_H \left( \frac{k_{\text{вен}} + 1}{2} \right)^{\frac{k_{\text{вен}} + 1}{k_{\text{вен}} - 1}} \left( \frac{2}{k_{\text{вен}} - 1} \right)^{\frac{1}{k_{\text{вен}} - 1}} \frac{M_{\text{max}}^{\frac{2 \times k_{\text{вен}}}{k_{\text{вен}} - 1}}}{\left( \frac{2 \times k_{\text{вен}}}{k_{\text{вен}} - 1} \times M_{\text{max}}^2 - 1 \right)^{\frac{1}{k_{\text{вен}} - 1}}}; \quad (20)$$

$$T01 = T_H \times \left( 1 + \frac{k_{\text{вен}} - 1}{2} \times M_{\text{max}}^2 \right); \quad (21)$$

$$\rho01 = \frac{P01}{R \times T01}. \quad (22)$$

Затем найдем градиент скорости в окрестности передней критической точки:

$$\beta = \frac{c}{R0} \times \sqrt{\frac{2 \times P01}{\rho01}} \quad (23)$$

при  $c = \sqrt{1 - \frac{P_H}{P01}} = 0,997$ .

Запишем полученные результаты: давление торможения  $P01 = 6140$  Па; температура торможения  $T01 = 20000$  К; плотность газа торможения

$\rho_{01} = 1,619 \times 10^{-3} \text{ кг/м}^3$ ; градиент скорости в окрестности передней критической точки  $\beta = 19671/c$ .

Определим коэффициент теплоотдачи и тепловой поток в критической точке:

$$M_1 = \frac{U_1}{\sqrt{a_{01}^2 - \frac{k_{\text{вен}} - 1}{2} \times U_1^2}}, \tag{24}$$

где  $M_1$  — число Маха в расчетном сечении (критическая точка);  $a_{01}$  — скорость звука в критической точке,  $a_{01} = \sqrt{k_{\text{вен}} \times R \times T_{01}} = 2129 \text{ м/с}$ .

Далее в критической точке определим давление  $P_1$ , температуру  $T_1$ , плотность  $\rho_1$  в рассматриваемых сечениях:

$$P_1 = \frac{P_{01}}{\left(1 + \frac{k_{\text{вен}} - 1}{2} \times M_1^2\right)^{\frac{k_{\text{вен}}}{k_{\text{вен}} - 1}}} = 6140 \text{ Па}; \tag{25}$$

$$T_1 = \frac{T_{01}}{1 + \frac{k_{\text{вен}} - 1}{2} \times M_1^2} = 20070 \text{ К}; \tag{26}$$

$$\rho_1 = \frac{P_1}{R \times T_1} = 0,837 \text{ кг/м}^3. \tag{27}$$

**Расчет объема баков перелетного модуля.** Основные характеристики используемого двигателя С5.92 приведены ниже.

**Основные характеристики двигателя С5.92 и их значения**

Тяга, кН.....	19,91
Удельный импульс, м/с.....	3270
Число включений.....	20
Продолжительность полета.....	не ограничена
Масса, кг.....	76,5
Компоненты топлива.....	АТ+НДМГ
Соотношение компонентов топлива.....	1,6
Давление в камере, кгс/см <sup>2</sup> .....	98

**Характеристики баков перелетного модуля.** Суммарная масса заправляемых баков окислителя и горючего может быть определена по формулам:

$$m_{\Sigma O} = \frac{k_m}{1 + k_m} \times m_{\Sigma}; \tag{28}$$

$$m_{\Sigma \Gamma} = \frac{1}{1 + k_m} \times m_{\Sigma}, \tag{29}$$

где  $k_m$  — соотношение компонентов.

Тогда объемы дозы заправки окислителя и горючего определим как

$$V_{\text{ДЗО}} = \frac{m_{\Sigma\text{O}}}{\rho\text{O}} ; \quad (30)$$

$$V_{\text{ДЗГ}} = \frac{m_{\Sigma\text{Г}}}{\rho\text{Г}} . \quad (31)$$

Затем определим объем газовой подушки:

$$V_{\text{ГП}} = (0,02 \div 0,03) \times V_{\text{ДЗ}} . \quad (32)$$

Окислитель и горючее будут храниться в четырех сферических баках. Для расчета потребного радиуса сфер воспользуемся формулой:

$$R_{\text{сф}} = \sqrt[3]{\frac{V_{\text{бак.сф}} \times 3}{4 \times \pi}} . \quad (33)$$

Исходные данные для этого расчета следующие: масса топлива  $m_{\Sigma} = 670$  кг; плотность окислителя  $\rho\text{O} = 1450$  кг/м<sup>3</sup>; плотность горючего  $\rho\text{Г} = 785$  кг/м<sup>3</sup>; соотношение компонентов  $k_m = 1,6$ ; содержание газовой подушки от общего объема бака составило 0,02.

Запишем полученные результаты: масса окислителя  $m_{\Sigma\text{O}} = 103,077$  кг (четыре бака); масса горючего  $m_{\Sigma\text{Г}} = 64,423$  кг (четыре бака); объем окислителя  $V_{\text{ДЗО}} = 0,071$  м<sup>3</sup> (четыре бака); объем горючего  $V_{\text{ДЗГ}} = 0,082$  м<sup>3</sup> (четыре бака); объем бака окислителя с газовой подушкой  $V_{\text{ГПО}} = 0,073$  м<sup>3</sup> (четыре бака); объем бака горючего с газовой подушкой  $V_{\text{ГПГ}} = 0,084$  м<sup>3</sup> (четыре бака); радиус бака окислителя  $R_{\text{O}} = 259$  мм; радиус бака горючего  $R_{\text{Г}} = 271$  мм.

**Расчет объемов баков с газом наддува.** Для системы наддува двигательных установок с турбонасосной подачей характерно относительно небольшое давление наддува, составляющее 0,1...0,4 МПа. Чтобы запустить двигатель в невесомости, будем использовать вытеснительную систему запуска. Газ наддува будет поступать в мешок вытеснительной системы для обеспечения запуска двигателя разгонного блока.

Найдем необходимую первоначальную массу газа для вытеснения топлива:

$$m_{\text{газа\_нач}} = m_{\text{газа\_ост}} + m_{\text{газа\_в\_баке}} , \quad (34)$$

где  $m_{\text{газа\_ост}}$  — масса газа, оставшегося в баллоне в конце полета;  $m_{\text{газа\_в\_баке}}$  — масса газа в баке в конце полета.

Массу газа в баках после вытеснения топлива рассчитаем по формуле:

$$m_{\text{газа\_в\_баке}} = \frac{P_{\text{бака}} \times V_{\text{бака}}}{R \times T_{\text{газа}}} . \quad (35)$$

Затем найдем конечное давление в баллоне:

$$P_{\text{кон}} = P_{\text{бака}} + P_{\text{редукт}} . \quad (36)$$

Примем  $P_{\text{кон}} = 0,3$  МПа. Предполагается, что процесс истечения газа из баллона в бак политропический. Тогда для азота показатель анизотропии  $n = 1,2$ .

$$m_{\text{газа\_ост}} = m_{\text{газа\_нач}} \times \left( \frac{P_{\text{кон}}}{P_{\text{нач}}} \right)^{\frac{1}{n}}, \tag{37}$$

здесь  $P_{\text{нач}}$  — давление в баллоне с газом наддува.

Далее запишем

$$m_{\text{газа\_ост}} = 0,03 \times m_{\text{газа\_нач}}. \tag{38}$$

Теперь подставим в уравнение для массы газа в баке:

$$m_{\text{газа\_нач}} = 0,03 \times m_{\text{газа\_нач}} + m_{\text{газа\_в\_баке}}. \tag{39}$$

Объемы баллонов со сжатым азотом найдем по формуле:

$$V_{\text{бака\_с\_газом}} = \frac{m_{\text{газа\_нач}} \times R \times T}{P_{\text{нач}}}. \tag{40}$$

**Геометрические характеристики баллонов с газом наддува.** В качестве баллонов будем использовать сферы, поэтому

$$R_{\text{сф}} = \sqrt[3]{\frac{V_{\text{бака\_с\_газом}} \times 3}{4 \times \pi}}. \tag{41}$$

Исходные параметры для данного случая: потребное давление в баке  $P_{\text{бака}} = 9,6 \times 10^6$  Па; давление, создаваемое редуктором  $P_{\text{редукт}} = 0,1 \times 10^5$  Па; температура  $T = 300$  К; начальное давление в баке с газом наддува  $P_{\text{нач}} = 50 \times 10^5$  Па.

Запишем полученные результаты: масса газа в баке  $m_{\text{газа\_в\_баке}} = 16,832$  кг; конечное давление в баллоне  $P_{\text{кон}} = 9,61 \times 10^6$  Па; начальная масса газа в баллоне  $m_{\text{газа\_нач}} = 18,147$  кг; объем баллона со сжатым газом  $V_{\text{бака\_с\_газом}} = 0,323$  м<sup>3</sup>; радиус баллона  $R_{\text{сф}} = 106$  мм (четыре бака).

**Расчет объема баков окислителя и горючего для двигателя малой тяги КА.** При спуске на СА была заложена определенная траектория, которая поддерживается восьмью двигателями малой тяги «Океан-О», характеристики которых приведена ниже.

**Основные характеристики двигателя малой тяги «Океан-О» и их значения**

Тяга, Н .....	30
Удельный импульс, м/с.....	2600
Число включений.....	4900
Продолжительность полета.....	не ограничена
Масса, кг.....	1,3 кг
Компоненты топлива.....	АТ+НДМГ
Соотношение компонентов топлива.....	1,6
Давление в камере, МПа .....	0,7

**Характеристики баков перелетного модуля.** Вначале определим массовый расход баков перелетного модуля:

$$m_{\text{расх}} = \frac{P}{I_y} . \quad (42)$$

Теперь найдем массу топлива, зная время спуска:

$$m_t = m_{\text{расх}} t_{\text{сп}} . \quad (43)$$

Суммарная масса заправляемых баков окислителя и горючего может быть определена по формулам (28)–(32). Окислитель и горючее будут храниться в четырех совмещенных сферических баках. Для расчета потребного радиуса сфер баков воспользуемся формулой (33).

Исходные данные будут следующими: время спуска СА  $t_{\text{сп}} = 1012$  с; плотность окислителя  $\rho_o = 1450$  кг/м<sup>3</sup>; плотность горючего  $\rho_r = 785$  кг/м<sup>3</sup>; соотношение компонентов топлива  $k_m = 1,6$ ; содержание газовой подушки от общего объема бака составило 0,03.

Запишем полученные результаты: массовый расход  $m_{\text{расх}} = 0,012$  кг/с; масса топлива  $m_t = 93,415$  (для восьми двигателей); масса окислителя  $m_{\Sigma O} = 57,486$  кг (для восьми двигателей); масса горючего  $m_{\Sigma r} = 35,929$  кг (для восьми двигателей); объем окислителя  $V_{\text{ДЗО}} = 0,04$  м<sup>3</sup> (для восьми двигателей); объем горючего  $V_{\text{ДЗГ}} = 0,046$  м<sup>3</sup> (для восьми двигателей); объем бака окислителя с газовой подушкой  $V_{\text{ГПО}} = 0,041$  м<sup>3</sup> (для восьми двигателей); объем бака горючего с газовой подушкой  $V_{\text{ГПГ}} = 0,047$  м<sup>3</sup> (для восьми двигателей); радиус совмещенного бака  $R_{\text{совм. бак}} = 174$  мм.

Для расчета объема баков с газом наддува и геометрических характеристик, воспользуемся формулами (36)–(41). Имеем следующие исходные данные для этого случая: потребное давление в баке  $P_{\text{бака}} = 1,35 \times 10^5$  Па; давление, создаваемое редуктором  $P_{\text{редукт}} = 0,1 \times 10^5$  Па; температура  $T = 300$  К; начальное давление в баке с газом наддува  $P_{\text{нач}} = 20 \times 10^5$  Па.

Запишем полученный результат: масса газа в баке  $m_{\text{газа в баке}} = 0,033$  кг; конечное давление в баллоне  $P_{\text{кон}} = 1,45 \times 10^5$  Па; начальная масса газа в баллоне  $m_{\text{газа нач}} = 0,036$  кг; объем баллона со сжатым газом  $V_{\text{бака с газом}} = 1,603 \times 10^{-3}$  м<sup>3</sup>; радиус баллона  $R_{\text{сф}} = 73$  мм (один бак).

**Массовые характеристики КА.** Масса КА определяется как сумма масс комплекса целевой аппаратуры и основных бортовых служебных систем, то есть

$$M_{\text{КА}} = M_{\text{КЦА}} + M_{\text{кон}} + M_{\text{СТР}} + M_{\text{СОС}} + M_{\text{СЭП}} + M_{\text{КТС}} + M_{\text{СУ}} + M_{\text{БКС}} + M_{\text{ПГ}} . \quad (44)$$

Результатом анализа будет является массовая сводка КА первого приближения. В таблице представлены статистические коэффициенты для определения относительных масс бортовых систем и элементов КА.

**Статистические коэффициенты относительных масс бортовых систем  
и элементов КА**

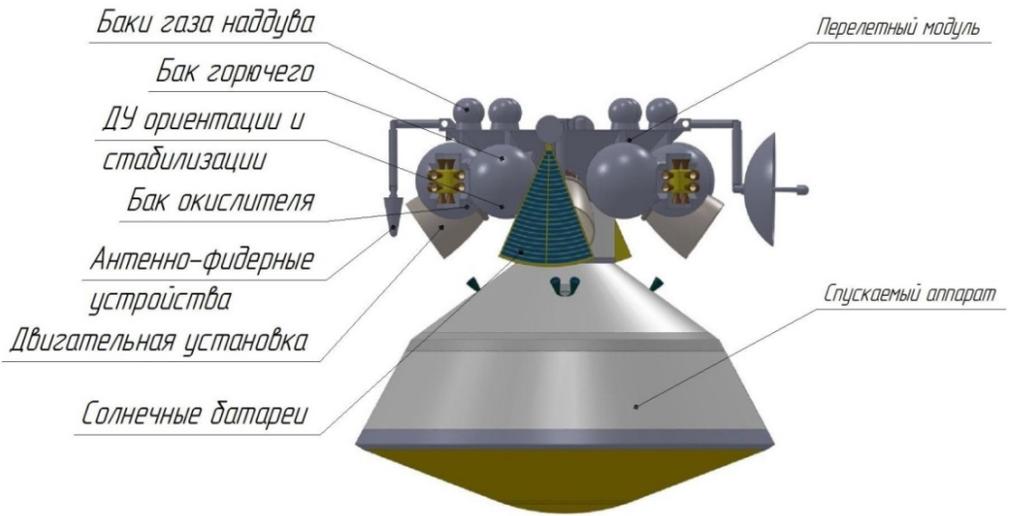
Определение коэффициента	Наименование	Значение
$\mu_{\text{кон}} = \frac{M_{\text{кон}}}{M_{\text{КА}}}$	Относительная масса конструкции КА	0,12...0,25
$\mu_{\text{БКУ}} = \frac{M_{\text{БКУ}}}{M_{\text{КА}}}$	Относительная масса бортового комплекса управления	0,05...0,1
$\mu_{\text{СЭП}} = \frac{M_{\text{СЭП}}}{M_{\text{КА}}}$	Относительная масса системы электропитания	0,08...0,25
$\mu_{\text{СОС}} = \frac{M_{\text{СОС}}}{M_{\text{КА}}}$	Относительная масса системы ориентации и стабилизации	0,08...0,15
$\mu_{\text{СТР}} = \frac{M_{\text{СТР}}}{M_{\text{КА}}}$	Относительная масса системы терморегулирования	0,012...0,035
$\mu_{\text{КТС}} = \frac{M_{\text{КТС}}}{M_{\text{КА}}}$	Относительная масса командно-телеметрической системы	0,008...0,025
$\mu_{\text{БКС}} = \frac{M_{\text{БКС}}}{M_{\text{КА}}}$	Относительная масса бортовой кабельной сети	0,06...0,1

В результате математической обработки статистических данных существующих КА получим ряд математических выражений, позволяющих достаточно точно определить массу элементов, входящих в состав КА. После проведения расчетов для КА массой 3500 кг, получим результаты, представленные ниже.

**Значения полученных результатов**

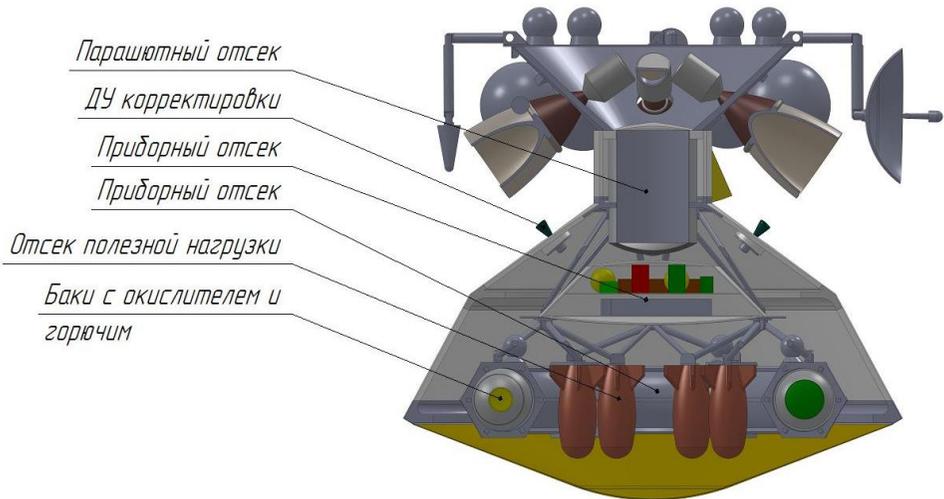
<b>Наименование системы</b>	<b>Значение, кг</b>
Масса комплекса целевой аппаратуры.....	350
Масса конструкции.....	1000
Масса системы терморегулирования.....	42
Масса системы ориентации и стабилизации.....	180
Масса системы электропитания.....	280
Масса командно-телеметрической системы.....	35
Масса системы управления (ДУ, топливо, наддув).....	1098
Масса бортовой кабельной сети.....	210
Масса прочих элементов КА.....	20
Масса полезного груза.....	200
Масса КА.....	3500

**Описание КА.** На рисунках 6–8 представлен рассматриваемый аппарат, который состоит из перелетного модуля и СА. На перелетном модуле расположены антенны, солнечные батареи, система ориентации и стабилизации и двигатели для остановки СА. Все приборы находятся в одном гермоотсеке в СА, что позволяет уменьшить массу конструкции. Двигатели торможения работают на НДМГ и АТ.



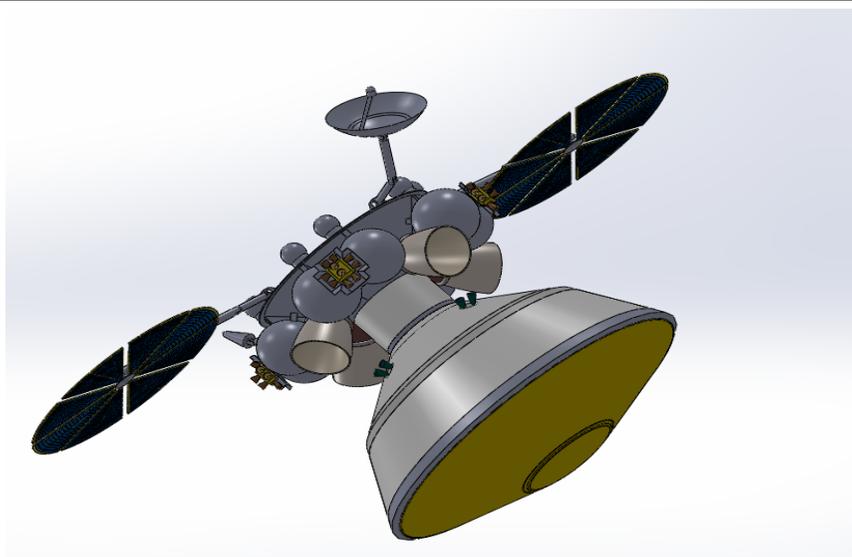
**Рис. 6.** СА и перелетный модуль, размещаемые под оптекателем ракеты-носителя

В спускаемом отсеке находятся парашютный отсек и гермоотсек с оборудованием и аккумуляторами. Также на ферме закреплена тороидальная рама, на которой размещены совмещенные топливные баки с топливом для работы двигателя стабилизации, уставлены герметичные отсеки с научно-исследовательской аппаратурой для анализа состава атмосферы, сбора данных о давлении и температуре и др.



**Рис. 7.** Внутреннее устройство КА

Передающая антенна СА расположена на основном парашюте. Сброс теплозащитного экрана происходит после прохождения сернистых облаков на высоте 50 км. Разделение СА и перелетного модуля происходит с помощью пироболтов.



**Рис. 8.** СА и перелетный модуль в рабочем положении

Представленный КА позволяет решить широкий спектр задач в области изучения строения атмосферы и поверхности Венеры. Полученные результаты могут быть полезны инженерно-техническим работникам предприятий, а также учащимся соответствующего профиля.

## Литература

- [1] Москаленко Г.М. *Механика полета в атмосфере Венеры*. Москва, Машиностроение, 1978. 232 с.
- [2] Солнцев В.П., ред. Методические указания к расчетно-графическим работам «Теплообмен на поверхности летательных аппаратов». Москва, Изд-во МАИ, 1987. 56 с.
- [3] Константинов М.С., Каменков В.Ф, Перельгин Б.П., Безвербый В.К. *Механика космического полета*. Москва, Машиностроение, 1989. 408 с.
- [4] Панкратов Б.М. *Спускаемые аппараты*. Москва, Машиностроение, 1984. 232 с.
- [5] Барсуков В.Л., Волков В.П. *Планета Венера (атмосфера, поверхность, внутреннее строение)*. Москва, Наука, 1989. 482 с.
- [6] Разыграев А.П. *Основы управления полетом космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1990. 475 с.
- [7] Гушин В.Н. *Основы устройства космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2003. 272 с.
- [8] Лобанов Н.А. *Основы расчета и конструирования парашютов*. Москва, Машиностроение, 1965. 365 с.
- [9] Краснов Н.Ф. *Аэродинамика*. Москва, Высшая школа, 1980. 497 с.
- [10] Ярошевский В.А. *Вход в атмосферу космических летательных аппаратов*. Москва, Наука, 1988. 336 с.

*Работа подготовлена по материалам доклада, представленного на XLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва*

*ва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.*

**Дугин Денис Алексеевич** — ведущий инженер научно-технического отдела ЗАО «Научно-технический центр вычислительной техники и средств автоматизации», аспирант аэрокосмического факультета, Московский авиационный институт, Москва, Российская Федерация.

## FLIGHT MODULE AND VENUS ENTRY VEHICLE

D.A. Dugin

denisdugin@hotmail.com

Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

---

### Abstract

*We developed a spacecraft consisting of a flight module and a reentry vehicle. The flight module serves to provide the spacecraft attitude control throughout the Earth–Venus flight. It also ensures the conditions necessary for the normal operation of the spacecraft. In the reentry vehicle there is a pressurized compartment for placing the research equipment there, as well as a central pressurized instrument compartment and a compartment for placing payloads.*

### Keywords

*Spacecraft, flight module, reentry vehicle, aerodynamic characteristics, transmitting antenna, pressurized compartment*

© Bauman Moscow State Technical University, 2017

---

### References

- [1] Moskalenko G.M. Mekhanika poleta v atmosfere Venery [Flight mechanics in Venus atmosphere]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1978. 232 p.
- [2] Solntsev V.P., ed. Metodicheskie ukazaniya k raschetno-graficheskim rabotam “Teploobmen na poverkhnosti letatel'nykh apparatov” [Practice advisory for calculation-graphical works on “Heat exchange on aircraft surfaces” course]. Moscow, MAI publ., 1987. 56 p.
- [3] Konstantinov M.S., Kamenkov V.F., Perelygin B.P., Bezverbyy V.K. Mekhanika kosmicheskogo poleta [Space flight mechanics]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989. 408 p.
- [4] Pankratov B.M. Spuskaemye apparaty [Descent modules]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1984. 232 p.
- [5] Barsukov V.L., Volkov V.P. Planeta Venera (atmosfera, poverkhnost', vnutrennee stroenie) [Venus planet (atmosphere, surface, inner structure)]. Moscow, Nauka publ., 1989. 482 p.
- [6] Razygraev A.P. Osnovy upravleniya poletom kosmicheskikh apparatov [Fundamentals of spacecraft flight control]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1990. 475 p.
- [7] Gushchin V.N. Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov [Basics of spacecraft structure]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2003. 272 p.
- [8] Lobanov N.A. Osnovy rascheta i konstruirovaniya parashyutov [Fundamentals of parachutes calculation and engineering]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1965. 365 p.
- [9] Krasnov N.F. Aerodinamika [Aerodynamics]. Moscow, Vysshaya shkola publ., 1980. 497 p.
- [10] Yaroshevskiy V.A. Vkhod v atmosferu kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Spacecraft atmosphere entry]. Moscow, Nauka publ., 1988. 336 p.

**Dugin D.A.** — leading engineer of Scientific and Technical Department, Scientific and Technical Center for Computer Engineering and Automation Facilities, post-graduate student, Aerospace Faculty, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation.