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

УДК 629. 784

Спускаемый аппарат класса «Аполлон» для обслуживания международной космической станции

Тан Синюань, студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Космические аппараты и ракеты-носители»

Научный руководитель: Миненко В.Е.,д.т.н., профессор
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
alla@m1.sm.bmstu.ru

Пилотируемый космический полёт – это путешествие человека в космос, на орбиту Земли и за её пределы, выполняемое с помощью пилотируемых космических аппаратов. Доставка человека в космос выполняется при помощи транспортных космических кораблей. Долговременное пребывание людей на орбите Земли обеспечивается за счёт использования орбитальных космических станций.

Проектируемый СА должен выполнять следующие задачи:

1. Размещение экипажа численностью 4 человека на участке выведения корабля на орбиту.

2. Доставка полезного груза на орбиту массой до 300 кг.

3. Управление КК в полёте на орбите , во время спуска СА в атмосфере, парашютирования , приземления.

4. Возвращение экипажа и оборудования на Землю во всех штатных и аварийных случаях прекращения полёта.

5. Выполнение в процессе дежурства на станции отдельных операций и поддержка её функционировния в рамках располагаемых ресурсов корабля.

1. Расчёт геометрических параметров СА.

Геометрические параметры спускаемого аппарата играют важную роль в проектных исследованиях, являясь основой для оценки массовых и инерционных характеристик, для расчета аэродинамических характеристик аппарата, для формирования его тепловой и баллистической модели. Метод расчёта геометрических параметров был написан по системе уравнений в пособии [1].

Заданные исходные геометрические условия:

Максимальный диаметр аппарата: D=4500 мм.

Угол сферического сегмента: $\theta_c = 70^\circ$.

Угол усечённого конуса: $\theta_k = 25^\circ$.

Удлинение: $\lambda = 0.65$.

1.1. Сферический сегмент.

Радиус сферического сегмента:

$R = D/\left(2\cdot\cos\theta_C\right) = 4500/(2\cdot\cos 70) = 6578.56$.

Длина сферического сегмента:

$L_C = R(1-\sin\theta_C) = 6578.56(1-\sin 70) = 396.74$.

Площадь поверхности сферического сегмента:

$S_c = 2\pi RL_c = 2\cdot 3.14\cdot 6578.56\cdot 396.74 = 16.39 м^2$.

Объём сферического сегмента:

$V_c = \pi R^2(R - L_C/3) = 3.19 м^3$.

Центр тяжести объёма сферического сегмента выразится формулой:

$X_{TC}^V = 0.125D[(1-\sin\theta_c)][(5+3\sin\theta_c)/(2+\sin\theta_c)] = 90$.

Соответственно определяется центр тяжести поверхности и объема сферического сегмента:

$X_{TC}^S = L_C/2 = 198.37$.

$K_{XTC}^S = 0.25(1-\sin\theta_C)/\cos\theta_C = 0.04409$.

1.2. Усечённый конус.

Длина усечённого конуса:

$L_K = \lambda D - L_C = 0.65\cdot 4500 - 396.74 = 2528.26$.

Меньший диаметр усечённого конуса:

$d = D - 2L_K\tan\theta_K = 2142.11$.

Площадь поверхности усечённого конуса:

$S_{YK} = \pi[(D+d)/2](L_K/\cos\theta_K) = 29.09 м^2$.

Объём усечённого конуса:

$V_{YK} = (\pi/12)L_K\left(D^2 + Dd + d^2\right) = 22.81 м^3$.

Координата центра тяжести поверхности:

$X_{TYK}^S = (1/6\tan\theta_K)[(D^2 + Dd - 2d^2)/(D+d)] = 1114$.

Координата центра тяжести объёма:

$$X^V_{TYK} = [(D-d)/8\tan\theta_K][(D^2+2Dd+3d^2)/(D^2+Dd+d^2)] = 977.$$

1.3. Донная часть.

$$S_{ДОН} = \pi d^2/4 = 3.6м^2;\ V_{ДОН} = 0.$$

Суммарные характеристики:

$$S_C = 16.39м^2;\ S_{YK} = 29.09м^2;\ S_{ДОН} = 3.6м^2;\ S_\Sigma = 49.08м^2$$

$$V_C = 3.19м^3;\ V_{YK} = 22.81м^3;\ V_{ДОН} = 0;\ V_\Sigma = 26м^3.$$

1.4. Определим объёмный КПД формы аппарата.

$$K_{ЗАП} = 4.836V_\Sigma^{2/3}/S_\Sigma = 0.865.$$

1.5. Центр тяжести объёма.

$$X^V_T = (V_C X^{*V}_{TC} + V_{YK} X^{*V}_{TYK})/V_\Sigma = 1219;$$

$$X^{*V}_{TC} = X^V_{TC};\ X^{*V}_{TC} = X^V_{TYK} + L_C.$$

1.6. Центр тяжести поверхности аппарата.

$$X^S_T = [S_C X^{*S}_{TC} + S_{YK} X^{*S}_{TYK} + S_{ДОН}(L_K + L_C)]/S_\Sigma = 1180;$$

$$X^{*S}_{TC} = X^S_{TC};\ X^{*S}_{TYK} = X^S_{TYK} + L_C.$$

1.7. Таблица геометрических характеристик СА.

Таблица1.1

Геометрические характеристики СА

№	Наименование	Индекс	Значение
1	Диаметр СА	D	4500
2	Длина СА	L	2925
3	Удлинение	λ	0.65
4	Суммарная площадь поверхности	S_Σ	49
5	Центр тяжести поверхности	X^S_T	1180
6	Суммарный объём СА	V_Σ	$26м^3$
7	Центр тяжести объёма	X^V_T	1219
8	Коэффициент заполнения	$K_{ЗАП}$	0.865
9	Расчётная поверхность	S_P	$16м^2$

1.8. Теоретический чертёж

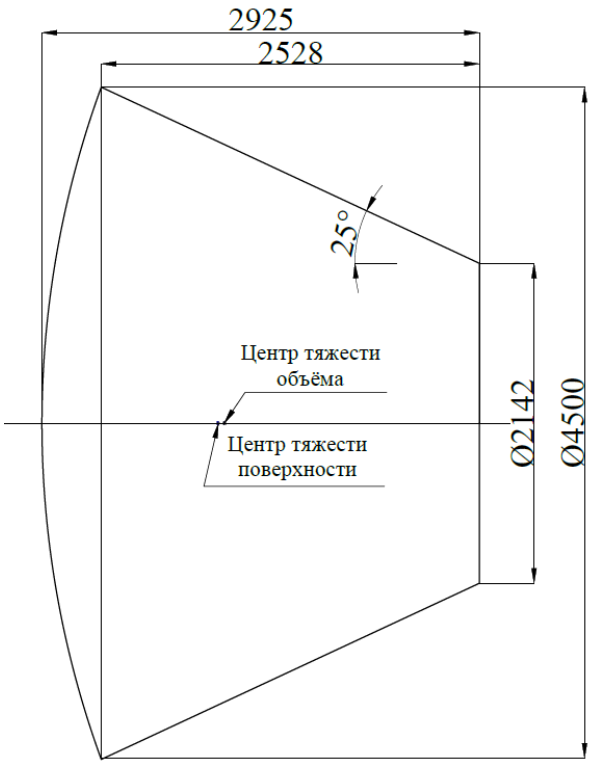


Рис. 1.1. Геометрическая схема СА.

2. Расчёт аэродинамических характеристик СА

Аэродинамические коэффициенты СА определяются по уточненной теории Ньютона, описанной по пособию [1], полагающей, что среда, обтекающая тело, состоит из одинаковых частиц, расположенных на равном расстоянии друг от друга и не взаимодействующих между собой. Рассматриваем изменение угла атаки α от 0^0 до 180^0.

Для более полного согласования расчетных и экспериментальных данных при рассмотрении обтекания тел вращения со сверхзвуковыми скоростями с присоединенным скачком уплотнения используется ньютоновское значение коэффициента k=2.

2.1. Определение аэродинамических характеристик сферического сегмента.

Коэффициент продольной силы:

$0 \le \alpha \le \theta_C$;

$$C_{XC} = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{K \cdot R^2}{S_D} \left(\frac{\sin^2 \alpha \cdot \cos^4 \theta_C}{2} - \cos^2 \alpha \cdot \sin^4 \theta_C + \cos^2 \alpha \right).$$

$$\theta_C \le \alpha \le \pi - \theta_C;$$

$$C_{XC} = \frac{K \cdot R^2}{2S_D}\left(\begin{array}{l}\cos\alpha \cdot \arccos\left(\frac{\sin\theta_c}{\sin\alpha}\right) + \left(\frac{\sin^2\alpha \cdot \cos^4\theta_C}{2} - \cos^2\alpha \cdot \sin^4\theta_C + \cos^2\alpha\right) \cdot \\ \cdot\left(\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\tan\theta_c}{\tan\alpha}\right)\right) + \frac{\sin\alpha \cdot \cos\theta_C}{2} \cdot \left(1 - 3\sin^2\theta_c\right) \cdot \sqrt{\sin^2\alpha - \sin^2\theta_c}\end{array}\right)$$

Коэффициент поперечной силы:

$$0 \le \alpha \le \theta_C;$$

$$C_{YC} = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{K \cdot R^2}{S_D} \cdot \cos\alpha \cdot \sin\alpha \cdot \cos^4\theta_C.$$

$$\theta_C \le \alpha \le \pi - \theta_C;$$

$$C_{YC} = \frac{K \cdot R^2}{2S_D} \cdot \sin\alpha \cdot \left(\begin{array}{l}\arccos\left(\frac{\sin\theta_c}{\sin\alpha}\right) + \cos\alpha \cdot \sin^4\theta_C \cdot \left(\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\tan\theta_c}{\tan\alpha}\right)\right) \\ + \frac{\sin\theta_c}{3} \cdot \left(\sin^2\theta_c \cdot \left(3 - \frac{1}{\sin^2\alpha}\right) - 5\right) \cdot \sqrt{\sin^2\alpha - \sin^2\theta_c}\end{array}\right).$$

2.2. Определение аэродинамических характеристик усечённого конуса.

Коэффициент продольной силы:

$$0 \le \alpha \le \theta_k;$$

$$C_{xk} = 0.$$

$$\theta_k \le \alpha \le \pi - \theta_k;$$

$$C_{xk} = \frac{k \cdot L_K \cdot R \cdot (1+\xi) \cdot \tan\theta_K}{2S} \cdot \left[\begin{array}{l}\left(2\cos^2\alpha \cdot \sin^2\theta_K + \sin^2\alpha \cdot \cos^2\theta_K\right)\left(\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\tan\theta_K}{\tan\alpha}\right)\right) \\ +3\cos\alpha \cdot \sin\theta_K \sqrt{\sin^2\alpha - \sin^2\theta_K}\end{array}\right]$$

.

$$\pi - \theta_k \le \alpha \le \pi;$$

$$C_{xk} = \frac{k \cdot L_K \cdot R \cdot (1+\xi) \cdot \tan\theta_K \cdot \pi}{2S} \cdot \left(2\cos^2\alpha \cdot \sin^2\theta_K + \sin^2\alpha \cdot \cos^2\theta_K\right).$$

Коэффициент поперечной силы:

$$0 \le \alpha \le \theta_k;$$

$$C_{yk} = 0.$$

$$\theta_k \le \alpha \le \pi - \theta_k;$$

$$C_{yk} = \frac{k \cdot L_K \cdot R \cdot (1+\xi)}{S} \cdot \left(\begin{array}{l} \cos\theta_K \cdot \sin\alpha \cdot \cos\alpha \cdot \sin\theta_K \left(\frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{\tan\theta_K}{\tan\alpha} \right) \right) + \\ + \frac{\cos^2\alpha \cdot \sin^2\theta_K + 2\sin^2\alpha \cdot \cos^2\theta_K}{3\cos\alpha \cdot \sin\theta_K} \cdot \sqrt{\sin^2\alpha - \sin^2\theta_K} \end{array} \right).$$

$\pi - \theta_k \le \alpha \le \pi$;

$$C_{yk} = \frac{k \cdot L_K \cdot R \cdot (1+\xi)}{S} \cdot \pi \cdot \cos\theta_K \cdot \sin\alpha \cdot \cos\alpha \cdot \sin\theta_K .$$

2.3. Определение аэродинамических характеристик донной части СА.

Коэффициент продольной силы:

$0 \le \alpha \le \pi/2$; $C_{xd} = 0$. $\pi/2 \le \alpha \le \pi$; $C_{xd} = K \cdot \cos^2\alpha \cdot \xi^2$.

Коэффициент поперечной силы:

$C_{yd} = 0$.

$\xi = d/D$.

Где: d-меньший диаметр усеченного конуса.

D-больший диаметр усеченного конуса.

2.4. Определение аэродинамических характеристик спускаемого аппарата в связанной системе координат.

Коэффициент продольной силы:

$0 \le \alpha \le \theta_k$

$C_x(\alpha) = C_{xc}(\alpha)$

$\theta_k \le \alpha \le \pi - \theta_c$

$C_x(\alpha) = C_{xc}(\alpha) - C_{xyk}(\pi - \alpha) - C_{xd}(\pi - \alpha)$

$\pi - \theta_c \le \alpha \le \pi$

$C_x(\alpha) = -C_{xyk}(\pi - \alpha) - C_{xd}(\pi - \alpha)$

Коэффициент нормальной силы:

$0 \le \alpha \le \theta_k$

$C_y(\alpha) = C_{yc}(\alpha)$

$\theta_k \le \alpha \le \pi - \theta_c$

$C_x(\alpha) = C_{yc}(\alpha) + C_{yyk}(\pi - \alpha) + C_{yd}(\pi - \alpha)$

$\pi - \theta_c \le \alpha \le \pi$

$C_y(\alpha) = C_{yyk}(\pi - \alpha) + C_{yd}(\pi - \alpha)$

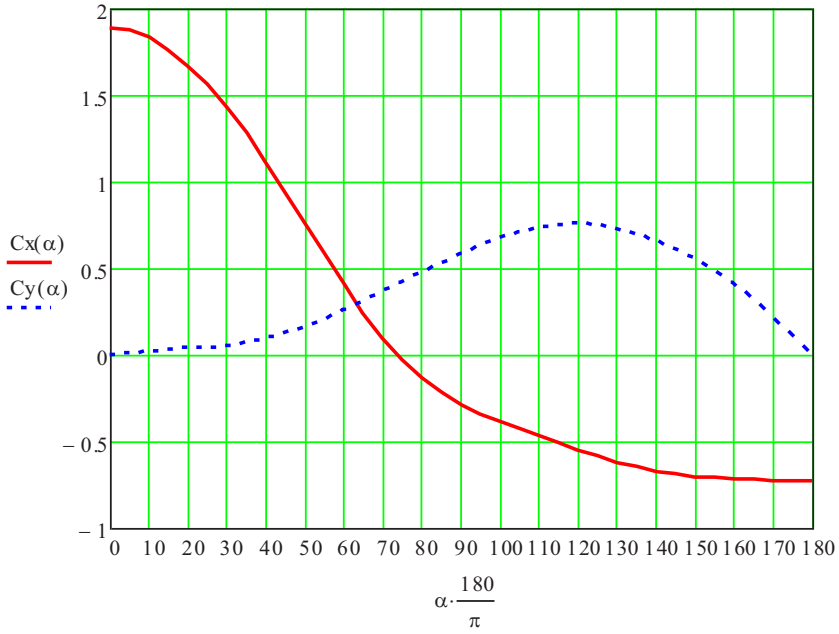


График 2.1. Зависимости коэффициента продольной силы и поперечной силы СА от угла атаки в связанной системе координат

2.5. Определение аэродинамических характеристик спускаемого аппарата в скоростной системе координат.

$$C_{xa} = C_x \cdot \cos\alpha + C_y \cdot \sin\alpha;$$

$$C_{ya} = C_y \cdot \sin\alpha - C_y \cdot \cos\alpha;$$

$$C_r = \sqrt{C_{xa}^{\ 2} + C_{ya}^{\ 2}}.$$

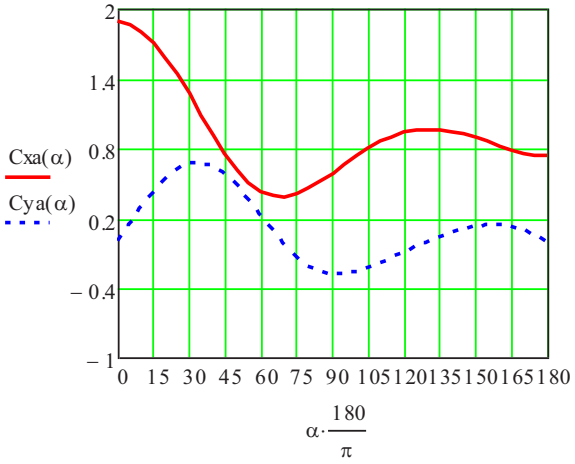


График 2.2. Зависимости коэффициента продольной силы и поперечной силы СА от угла атаки в скоростной системе координат

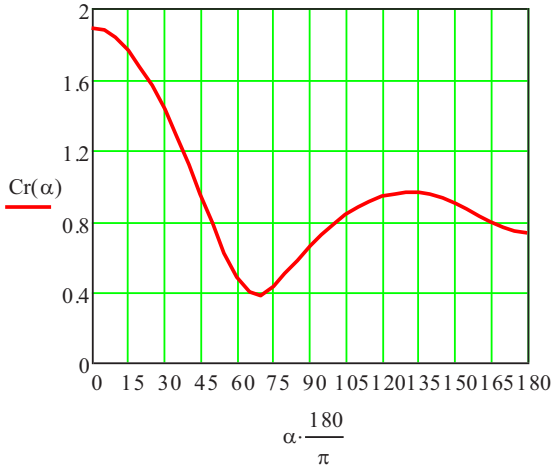


График 2.3. Зависимости коэффициента суммарной силы СА от угла атаки в скоростной системе координат

http://sntbul.bmstu.ru/doc/623247.html

2.6. Определение аэродинамического качества спускаемого аппарата.

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}.$$

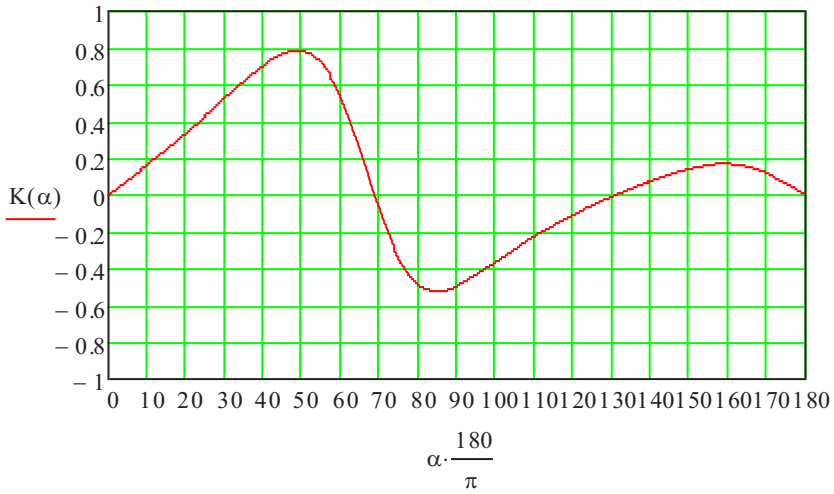


График 2.4. Зависимости аэродинамического качества СА от угла атаки.

2.7. Построение зависимости угла ψ от угла атаки.

Угол ψ определяет угол между продольной осью аппарата и результирующей силой аэродинамического сопротивления при данном угле атаки. Формула для вычисления.

$$\psi(\alpha) = \arctan\left(C_y / C_x\right).$$

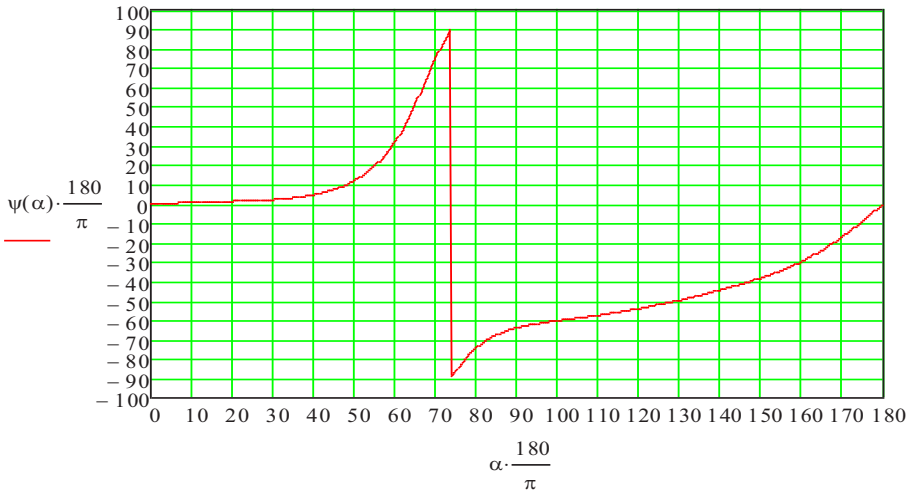


График 2.5. Зависимости угла ψ от угла атаки.

2.8. Определение центров давления.

Определение цеитра давления сферического сегмента.

Центр давления сферического сегмента лежит в центре соответствующей сферы, т.е на расстоянии R=6578.56 то вершины сегмента. При этом центр давления не перемещается при любых углах атаки.

$$X_{cdc} = 6578.56 мм \cdot$$

Определение центра давления усечённого конуса.

Коэффициент центра давления усечённого конуса вычисляется по формуле:

$$C_{dk} = \frac{2(1+\xi+\xi^2)}{3\cos^2\theta_k\left(1-\xi^2\right)} - \frac{\xi}{1-\xi};$$

$$C_{dk} = 0.878.$$

Координата центра давления:

$$X_{cdk} = L_k\left(1-C_{dk}\right) + L_C = 704.48 \quad \text{мм.}$$

Определение центра давления СА.

Координата центра давления:

$$X_{cd} = \frac{C_{yc}\cdot X_{cdc} + C_{yk}\cdot X_{cdk}}{C_y}.$$

Определение коэффициента центра давления СА.

$$C_d = X_{cd}/L.$$

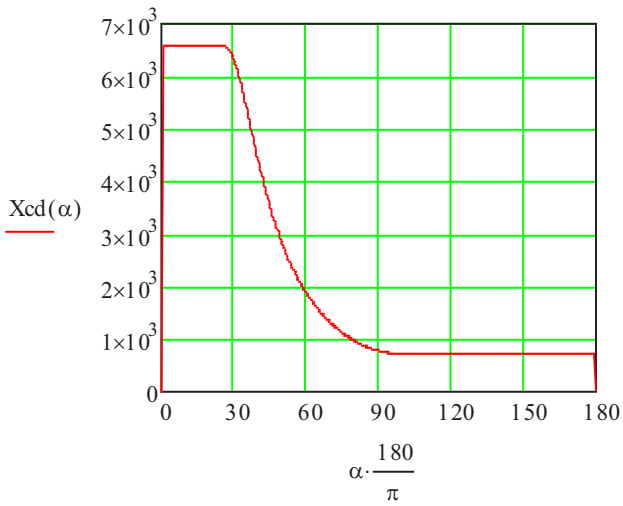


График 2.6. Зависимости центра давления СА от угла атаки.

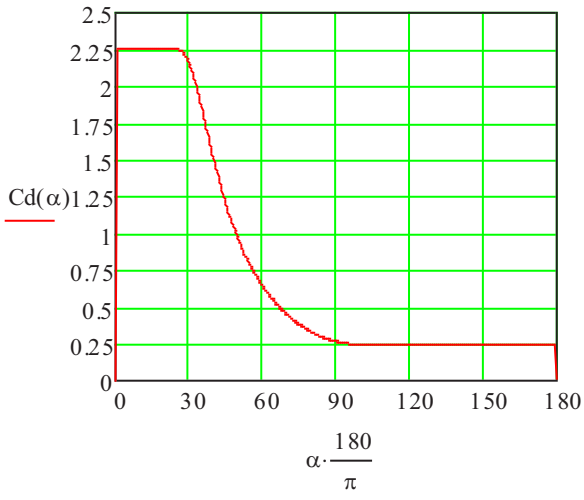


График 2.7. Зависимости коэффицента центра давления СА от угла атаки.

Таблица 2.1 а

Значение аэродинамических коэффициентов.

угол атаки	Cx /сферы	Cy /сферы	Cx /конуса	Cy /конуса	Cx /дон.
0	1.884	0	0	0	0
5	1.87	0.01	0	0	0
10	1.829	0.02	0	0	0
15	1.762	0.029	0	0	0
20	1.67	0.038	0	0	0
25	1.558	0.045	-4.93E-10	7.05E-10	0
30	1.428	0.051	1.25E-03	2.60E-03	0
35	1.283	0.055	6.56E-03	0.013	0
40	1.13	0.058	0.017	0.034	0
45	0.971	0.059	0.032	0.064	0
50	0.813	0.058	0.053	0.103	0
55	0.659	0.055	0.078	0.151	0
60	0.515	0.051	0.108	0.206	0
65	0.385	0.045	0.14	0.265	0
70	0.272	0.038	0.175	0.329	0
75	0.181	0.029	0.211	0.393	0
80	0.111	0.021	0.248	0.458	0
85	0.061	0.013	0.284	0.52	0
90	0.029	7.10E-03	0.318	0.578	0
95	0.011	3.01E-03	0.349	0.631	3.44E-03
100	2.78E-03	8.37E-04	0.377	0.675	0.014
105	2.54E-04	8.42E-05	0.4	0.711	0.03
110	-8.90E-10	-2.20E-09	0.419	0.737	0.053
115	0	0	0.431	0.752	0.081
120	0	0	0.438	0.756	0.113
125	0	0	0.439	0.748	0.149
130	0	0	0.434	0.729	0.187
135	0	0	0.424	0.7	0.227
140	0	0	0.408	0.66	0.266
145	0	0	0.388	0.611	0.304
150	0	0	0.365	0.553	0.34
155	0	0	0.341	0.487	0.372
160	0	0	0.318	0.409	0.4
165	0	0	0.3	0.318	0.423
170	0	0	0.287	0.217	0.439
175	0	0	0.279	0.11	0.45
180	0	0	0.276	0	0.453

Таблица 2.1 б

Значение аэродинамических коэффициентов

угол атаки	Cx/CA	Cy/CA	Cxa/CA	Cya/CA	Cd/CA	K
0	1.884	0	1.884	0	0	0
5	1.87	0.01	1.864	0.153	2.249	0.082
10	1.829	0.02	1.805	0.298	2.249	0.165
15	1.762	0.029	1.709	0.428	2.249	0.25
20	1.67	0.038	1.583	0.536	2.249	0.339
25	1.558	0.045	1.431	0.618	2.249	0.432
30	1.426	0.053	1.262	0.667	2.151	0.529
35	1.277	0.068	1.085	0.676	1.856	0.623
40	1.113	0.091	0.911	0.645	1.506	0.708
45	0.939	0.123	0.751	0.577	1.2	0.769
50	0.76	0.161	0.612	0.478	0.959	0.782
55	0.581	0.206	0.502	0.358	0.777	0.712
60	0.407	0.256	0.426	0.225	0.638	0.528
65	0.245	0.31	0.384	0.091	0.531	0.236
70	0.097	0.366	0.377	-0.034	0.447	-0.09
75	-0.031	0.423	0.4	-0.139	0.38	-0.347
80	-0.137	0.479	0.448	-0.218	0.328	-0.487
85	-0.222	0.534	0.512	-0.268	0.29	-0.523
90	-0.289	0.586	0.586	-0.289	0.265	-0.493
95	-0.342	0.634	0.661	-0.285	0.25	-0.431
100	-0.388	0.676	0.733	-0.265	0.243	-0.361
105	-0.43	0.711	0.798	-0.232	0.241	-0.29
110	-0.472	0.737	0.854	-0.191	0.241	-0.224
115	-0.512	0.752	0.898	-0.146	0.241	-0.163
120	-0.552	0.756	0.93	-0.1	0.241	-0.107
125	-0.588	0.748	0.95	-0.053	0.241	-0.055
130	-0.621	0.729	0.958	-0.0072	0.241	-0.00751
135	-0.65	0.7	0.954	0.035	0.241	0.037
140	-0.674	0.66	0.94	0.072	0.241	0.077
145	-0.692	0.611	0.917	0.103	0.241	0.113
150	-0.705	0.553	0.887	0.127	0.241	0.143
155	-0.713	0.487	0.852	0.14	0.241	0.164
160	-0.719	0.409	0.815	0.138	0.241	0.17
165	-0.723	0.318	0.781	0.12	0.241	0.153
170	-0.727	0.217	0.753	0.088	0.241	0.117
175	-0.729	0.11	0.736	0.046	0.241	0.063
180	-0.73	0	0.73	0	0	0

http://sntbul.bmstu.ru/doc/623247.html

2.9. Определение координат центра масс спускаемого аппарата.

Центр масс аппарата должен находится на линии, содержащей равнодействующую аэродинамических сил, из условия устойчивости аппарата на траектории спуска на заданном угле атаки. Условие устойчивости во всем диапазоне углов атаки предполагает расположение центра масс за центром давления на минимальном расстоянии, составляющем не менее 1% от полной длины аппарата. В данном случае, при таком расположении центра масс невозможно произвести компоновку летательного аппарата в центре тяжести его объема, при условии, что система управления летательным аппаратом абсолютно надежна. Т.е.

$X_{Ц.М.} = X_{Ц.Д.МИН.} - 0.01L = 690$.

Положение центра давления определяется при конкретных значениях аэродинамических характеристик Сха, Суа, Сх, Су. Поэтому выбираем значение аэродинамического качества K равным 0.5, которое обеспечивает приемлемые перегрузки для экипажа. По графику изменения качества определяется балансировочный угол атаки:

$K = 0.5$,

$\alpha_{б} = 28^{\circ}$.

Аэродинамические коэффициенты на данном угле атаки:

$Cx(28^{\circ}$; $Cy(28^{\circ}$;

$Cxa(28^{\circ}$; $Cya(28^{\circ}$.

Значение коэффициента центра давления на данном угле атаки:

$C_d(28^{\circ}$.

Координата центра давления на данном угле атаки должна совпадать со значением радиуса сферического сегмента:

$Xcd(28^{\circ}$; $\psi(28^{\circ}$ $^{\circ}$.

Определение координаты Y центра масс:

$y_{Ц.М.} = \tan(\psi) \cdot (Xcd - X_{Ц.М.}) = 200мм$;

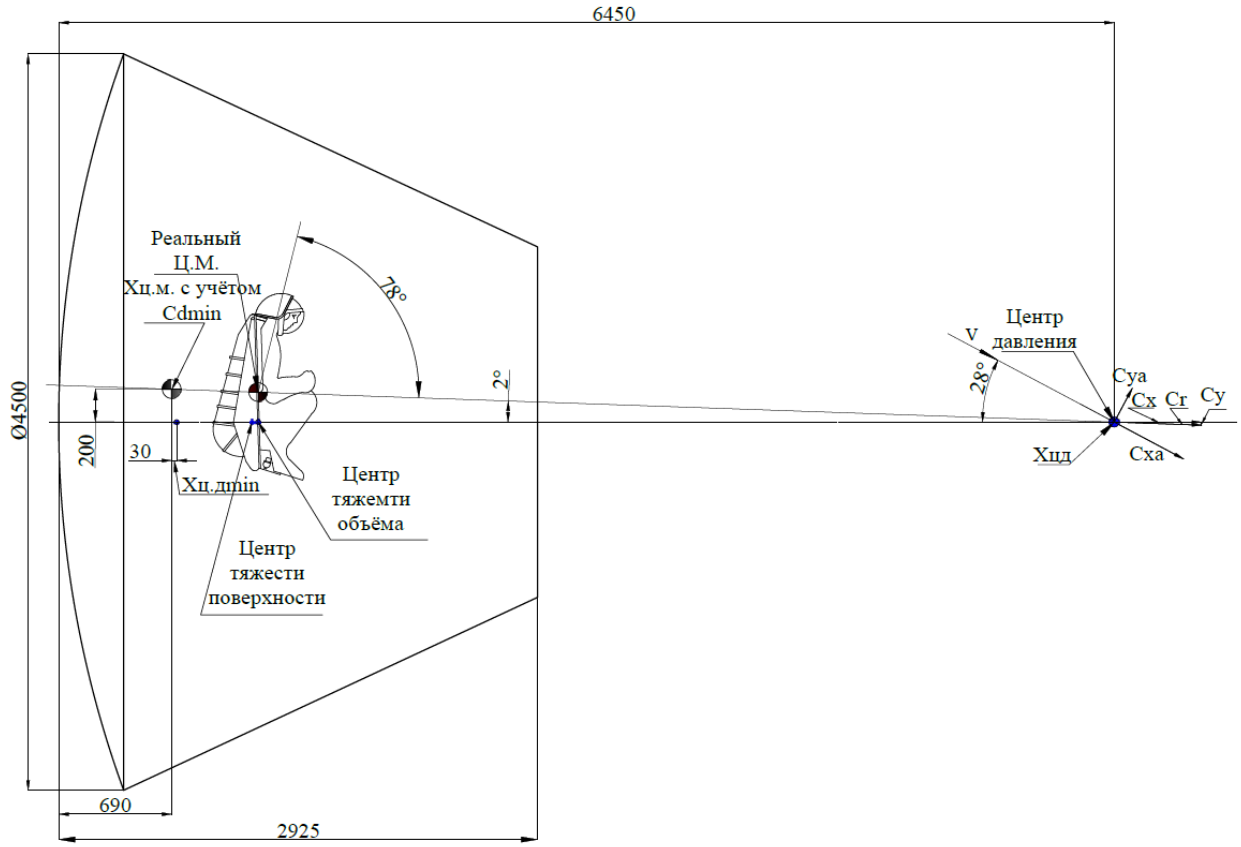
$z_{Ц.М.} = y_{Ц.М.} = 200мм$.

Таким образом, координаты центра масс составляют:

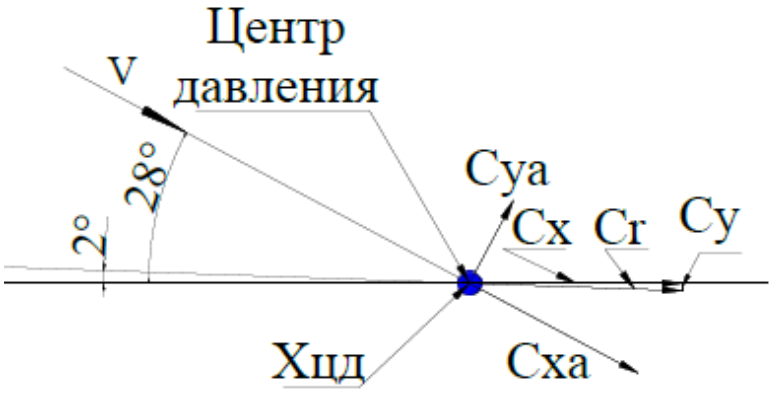
$X_{Ц.М.} = 690мм$; $y_{Ц.М.} = 200мм$; $z_{Ц.М.} = 200мм$.

Построенная диаграмма аэродинамических сил необходима для правильной установки внутри кабины аппарата кресел космонавтов. Угол наклона вектора

равнодействующей аэродинамических сил к плоскости спинок кресел должен быть равен78^0, что выявлено в процессе физиологических испытаний в условиях воздействия на пилота больших перегрузок.



а



б

Рис. 2.1. Аэродинамические характеристики СА

http://sntbul.bmstu.ru/doc/623247.html

3. Массовая и объёмная сводка аппарата.

Статический анализ состава конструкции и теплозащиты СА позволяет достаточно точно оценить массовые характеристики силовой конструкции корпуса и теплозащиты. На рис. 3.1, 3.2 представлены графики зависимостей массы конструкции и массы ТЗП от диаметра миделевого сечения СА.

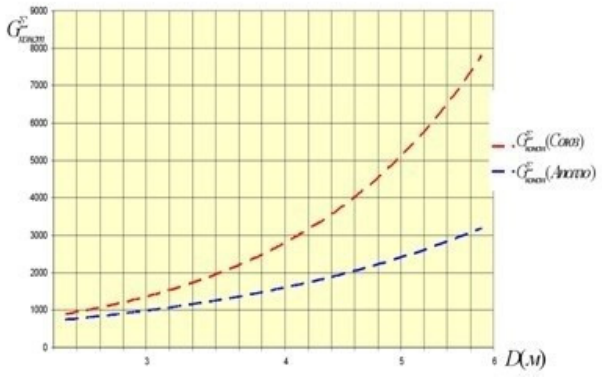


Рис. 3.1. Зависимость массы конструкции от диаметра СА для Союз и Аполлон

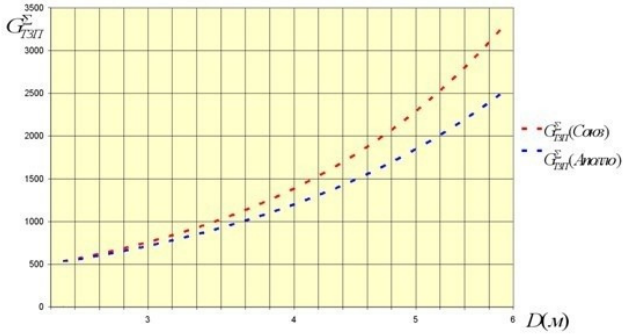


Рис. 3.2. Зависимость массы ТЗП от диаметра СА для Союз и Аполлон.

Методология проектного анализа предполагает разделение состава систем, конструкции и теплозащиты по нескольким функциональным группам, характерными признаками которых являются зависимость характеристик от массовых автономности, объёмно-габаритных характеристик исследуемого аппарата.

Для общей оценки массы аппарата по графику определяем удельную плотность в зависимости от суммарного объёма:

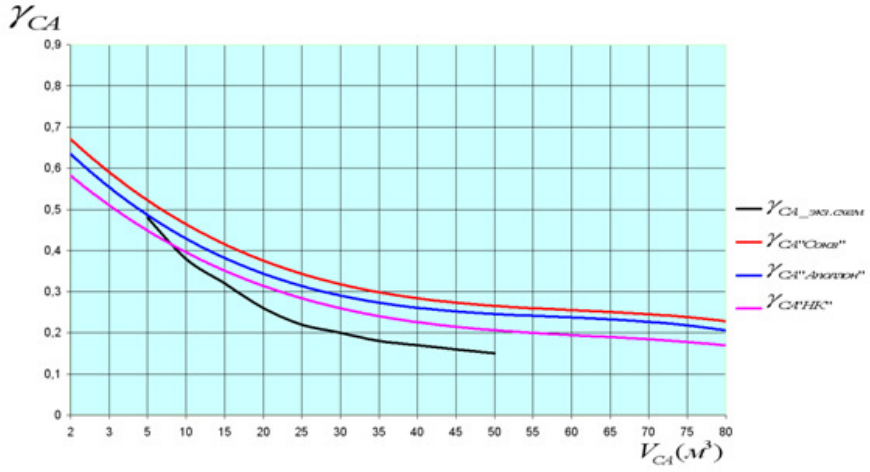


Рис. 3.3. Удельная плотность спускаемых аппаратов в зависимости от суммарного объёма

3.1. Первая функциональная группа.

К первой функциональной группе относятся экипаж и полезная нагрузка.

Экипаж

$$n_э = 4; \qquad G_{1ЧЭ} = 80кг; \qquad \gamma_Э = 0.8\frac{кг}{л}.$$

Полезный груз:

$$G_{ПГ} = 300кг; \qquad \gamma_{ПГ} = 800\frac{кг}{м^3}; \qquad V_{ПГ} = 0.375м^3.$$

3.2. Вторая функциональная группа.

Ко второй функциональной группе относится система энергопитация (СЭП) и бортовая кабельная сеть (БКС). Её габаритно-массовые характеристики определяются заданным уровнем энергопотребления на управление кораблем и на научную программу.

Примём

$$G_{СЭП} = 135кг; \qquad G_{БКС} = 140кг.$$

3.3. Третья функциональная группа.

К третьей функциональной группе относяся те системы и агрегаты, на массу и габаритные характеристики которых не оказывают влияния массовые и габаритные характеристики аппарата, численность экипажа и автономность аппарата. Масса и габариты этих систем (а это в основом аппарата системы управления, радиоэлектронная аппаратура, аппаратура автономной регистрации, и т.д.), зависят в основном от состояния дел в отрасли, производящей эту аппаратуру, от степени резервирования систем на борту аппарата, и т.д.

3.4. Четвертая функциональная группа.

К четвертой группе отнесятся системы, массовые и габаритные характеристики которых зависят от численности экипажа и автономности аппарата (число суток автономной работы без кооперированной работы с орбитальной космической станцией).

К этим системам относятся система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ), система терморегулирования и вентиляции (СТР).

$$G_{СОЖ} = 254кг; \qquad G_{СТР} = 120кг.$$

3.5. Пятая функциональная группа.

К пятой функциональной группе относятся те системы и агрегаты, габаритные и массовые характеристики которых зависят от массовых, инерционных и габаритных параметров аппарата, включая форму аппарата.

К этим системам относятся:

- комплекс средств посадки (КСП)
- система исполнительных органов спуска (СИОС)
- конструкция (К)
- теплозащита (ТЗП)
- внутренняя теплозвукоизоляционная декоративная отделка (ТЗИ)

$G_{СИОС} = 282кг$; $G_{КСП} = 1253кг$; $G_{К} = 2400кг$; $G_{ТЗП} = 1700кг$; $G_{ТЗИ} = 30кг$.

Условно примём поверхность, требующую теплозвукоизоляции за сферу с объёмом:

$V_{СФ} = V_{Э} + V_{СВ} + V_{ПГ} = 0.3 + 1.2 + 0.6 = 2.1м^3$.

$R = 0.8м$; $S_{СФ} = 4\pi R^2 = 7.93м$.

$V_{ТЗИ} = 0.16м^3$.

Все эти массовые характеристики получены по сравнению с спускаемыми аппаратами «Союз».

Таблица 3.1

Массовая и объёмная сводка СА

№	Название	Индекс	Масса $G_i, кг$	Плотность $\gamma_i, кг/м^3$	Объём $V_i, м^3$	$K_{комп}$	Объём $V_{ik} = K_{комп} V_i, м^3$
1	Экипаж	Э	320	800	0.4	1.1	0.44
2	Свободный объём	СО	-	-	-	-	2.4
3	Полезный груз	ПГ	300	800	0.36	1.5	0.54
4	Система энергопитания	СЭП	135	1000	0.135	1.4	0.189
5	Система управления бортовым комплексом	СУБК	150	1200	0.125	1.25	0.15
6	Бортовая кабельная сеть	БКС	140	900	0.16	1.25	0.19
7	Радиоэлектронные и радиотехнические системы	РЭС	100	1200	0.08	1.4	0.12
8	Система обеспечения жизнедеятельности(наддув кабины)	СОЖ	254	500	0.51	1.2	0.61
9	Система терморегулирования	СТР	120	300	0.4	1.4	0.56
10	Комплекс средств посадки (парашютная	КСП	1253	450	2.78	1.2	3.34

	система,двигатели мягкой посадки,система обеспечения плавучести)						
11	Конструкция	К	2400	-	-	-	-
12	Система теплозащиты	ТЗП	1700	-	-	-	-
13	Внутренняя теплоизоляция	ТИЗ	30	-	-	-	-
14	Система исполнительных органов спуска	СИОС	282	500	0.56	1.3	0.73
15	Балансировочный груз	БГ	180	10000	0.018	1.3	0.0234
16	Суммарные показатели	-	7082	-	-	-	9.3
17	Резерв массы, объёма	-	978	-	-	-	16.7
18	Суммарные показатели теореоические	-	8060	-	-	-	26

4. Баллистический расчёт СА.

Для некоторых иследований входа в атмосферу имеются теоретические решения, в результате которых получены простые уравнения, ясно показывающие, как каждая их переменных влияет на движение и аэродинамический нагрев. Такие уравнения были получены Сихарулидзе [2] и Ярошевским [3].

Для спуска СА с орбиты необходимо в некоторой точке исходной орбиты включится двигательную установку, которая обеспечивает требуемое изменение вектора скорости. Как правило, время работы двигательной установки невелико (несколько десятков секунд), поэтому изменение вектора скорости ΔV можно считать мгновенным (импульсным). Во многих случаях траекторию входа в атмосферу можно разделить на 2 участка:

1. переходный: участок от момента подачи тормозного импульса до границы атмосферы, за высоту границы атмосферы принимают $H_0 = 100km$. На этом участке можно пренебречь влиянием аэродинамических сил.

2. Атмосферный: участок полёта в атмосфере ($10 \le H_0 \le 100km$) – аэродинамическое торможение и участок снижения на парашютах ($0 \le H_0 \le 10km$).

Уравнения движения СА включают уравнения движения его центра масс и уравнения углового движения. В настоящем проекте рассмотрим только траекторию движения центра масс.

Запишем систему уравнений движения тела сосредоточенной массы, т.е.без учёта моментов инерции. Примем, что движение происходит в однородном плоскопараллельном поле сил тяготения и в стандартной атмосфере.

$$\begin{cases} \dfrac{dV}{dt} = -g\sin\theta - \dfrac{\rho V^2}{2P_x} \\ \dfrac{d\theta}{dt} = \dfrac{\rho VK}{2P_x} + \dfrac{V^2 - gR}{RV}\cos\theta \\ \dfrac{dH}{dt} = V\sin\theta \\ \dfrac{dL}{dt} = R_з \dfrac{V\cos\theta}{R} \end{cases}. \qquad (4.1)$$

Плотность ρ определяется таблицей стандартной атмосферы.

Ускорение свободного падения в точке, где находистя СА: $g = \dfrac{\mu}{R^2}$.

Где $\mu = 3.986 \cdot 10^{14}$ -- гравитационный параметр Земли, м^3/с^2.

$\rho = \rho_0 \cdot e^{-\beta H}$ где $\beta = 1.395 \cdot 10^{-4}$ /м -- градиент плотности атмосферы.

$\rho_0 = 1.225 кг / м^3$ -- плотность атмосферы на поверхности Земли.

Текущую перегрузку на спуске можно определить как отношение равнодействующей аэродинамических сил к массе СА:

$$n = \frac{\sqrt{X_a^2 + Y_a^2}}{G_{CA} \cdot g} = \frac{\sqrt{1 + K^2}}{2P_x \cdot g}\rho V^2. \qquad (4.2)$$

Система уравнения движения решается при использовании программы «Matlab» с помощью метода Рунге-Кутта с шагом 1 с.

Исходные условия:

Масса СА: $G_{CA} = 8060 кг$.

Скорость входа в атмосферу: $V_{BX} = 7800 м / с$.

Высота входа в атмосферу: $H_{BX} = 100 км$.

Угол входа в атмосферу : $\vartheta_{BX} = -2^o$.

Аэродинамическое качество на балансировочном угле атаки: $K_{гип} = 0.5$.

Угол атаки: $\alpha = 28^o$.

Нагрузка на несущую поверхность: $P_X = \dfrac{G_{CA}}{Cxa \cdot Sp} = \dfrac{8060}{1.314 \times 16} = 383 кг / м^2$.

4.1. Баллистическая траектория.

При входе с околокруговой скоростью возможен неуправляемый (баллистический спуск). При баллистическом спуске подъемные силы отсутствуют (не участвуют в управлении).

$$\alpha = 0^0, C_{x\alpha} = 1.884, C_{y\alpha} = 0, K = 0\,.$$

Результаты проведены на следующих графиках:

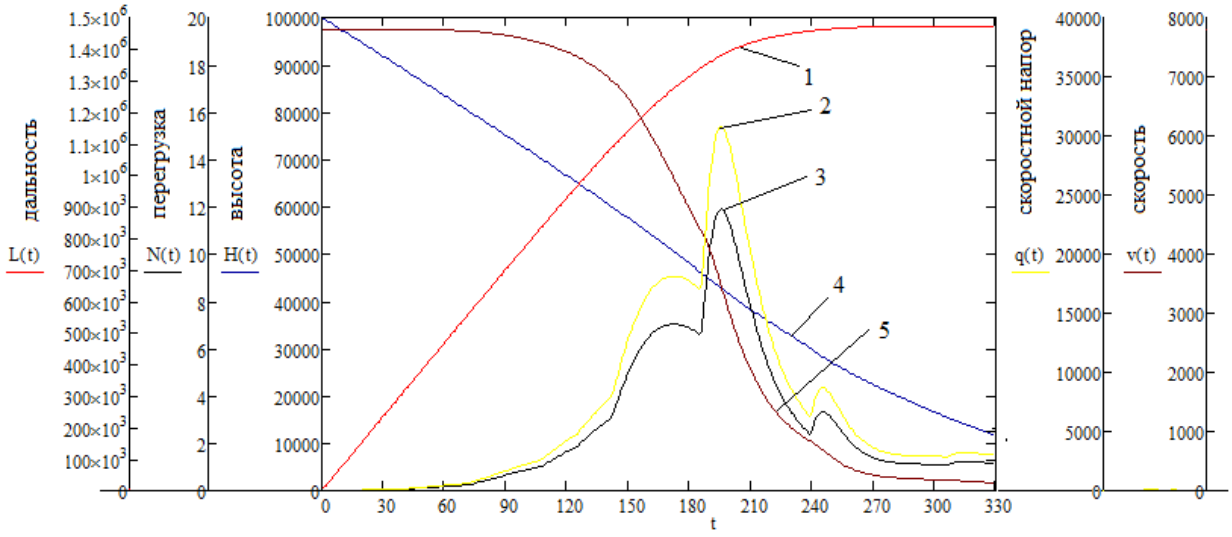


График 4.1. Зависимость баллистических характеристик СА от времени при входе в атмосферу по баллистической траектории: 1. дальность; 2. скоростной напор; 3. перегрузка; 4. высота; 5. Скорость.

При $t = 196c$, перегрузка имеет максимальное значение $n_{\max} = 11.7$ ед.

4.2. Управляемая траектория.

Для большинства реализованных проектов капсульных СА используется управление на участке спуска за счет изменения угла крена при фиксированном угле атаки и заданном положении центра масс.

В нашем проекте:

$$\alpha_б = 28^0, C_{xa}(\alpha_б) = 1.314, C_{ya}(\alpha_б) = 0.66, K = 0.5$$

Результаты проведены на следующих графиках:

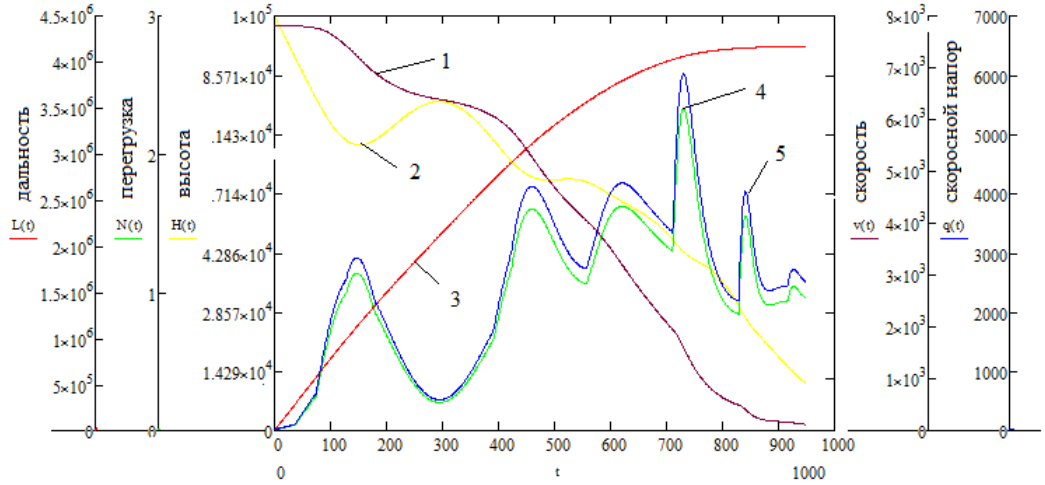


График 4.2. Зависимость баллистических характеристик СА от времени при входе в атмосферу по управляемой траектории: 1. скорость; 2. высота; 3. дальностьскоростной напор; 4. перегрузка; 5. скоростной напор

При $t = 730c$, перегрузка имеет максимальное значение $n_{\max} = 2.33$ ед.

5. Расчёт тепловых режимов СА.

Проблема определения тепловых режимов всегда заслуживает исследования [4], [5]. Но для нашей работы используется инженерный метод и можно использовать приближенные зависимости, полученные из точных решений [1].

При движениии СА в плотных слоях атмосферы со сверхзвуковой скоростью перед ним образуется скачок уплотнения. Параметры воздуха за скачком резко меняются – увеличиваются его температура, давление и плотность. Летательные аппараты испытывают тепловое воздействие со стороны нагретого воздуха. Частицы газа, примыкающие к поверхности, увлекаются ею. При этом кинетическая энергия потока (если рассматривать движение в системе координат, связанной с СА, то воздух движется со скоростью, равной скорости СА в неподвижной системе координат) переходит в другие формы энергии, прежде всего в тепловую. При гиперзвуковых скоростях температура заторможенного у поверхности СА воздуха может достигать нескольких тысяч градусов, что приводит к диссоциации воздуха (распаду молекул кислорода и азота на атомы) с поглощением энергии, которая в дальнейшем, может выделиться при рекомбинации атомов на поверхности. Часть энергии горячего воздуха может передаваться излучением, однако при скоростях полета меньших первой космической вкладом излучения в общий нагрев поверхности можно пренебречь.

Количество тепла, передаваемого от воздуха к единице площади поверхности СА в единицу времени, называется удельным тепловым потоком. Механизм теплопередачи тесно связан со структурой тонкого слоя у поверхности СА - пограничного слоя. Частицы

воздуха, непосредственно примыкающие к стенке, как бы прилипают к поверхности, задерживая скольжение соседних слоев. В результате в пограничном слое возникает большой градиент скоростей по нормали к поверхности.

При достаточной плотности воздуха (континуальная среда) различают ламинарный и турбулентный режимы течения. В случае ламинарного течения частицы движутся по вполне определенным гладким траекториям, в турбулентном потоке это движение выглядит более хаотическим.

Надежные методы расчета критериев перехода от ламинарного режима течения в пограничном слое к турбулентному для аппаратов сложной формы еще не созданы. Для проведения инженерных расчетов температурного режима аппарата в качестве условной границы перехода от ламинарного к турбулентному режиму можно принять критическое число Рейнольдса.

Число Рейнольдса определяется соотношением:

$$\mathrm{Re} = \frac{VR}{v} = \frac{\rho VR}{\mu}. \qquad (5.1)$$

где:

R - характерный размер (для сферы затупления носовой части СА примем радиус сферы), (m).

v - коэффицент динамической вязкости, ($\frac{м^2}{с}$).

μ - коэффицент динамической вязкости, ($\frac{кг}{с \cdot м}$).

v, μ и ρ определяются по ГОСТ 4401-81.

Мы только рассматриваем зависимости скорости СА от времени в случае управляемого спуска (результаты расчета скорости СА определены в пункте расчета баллистического спуска). Для нашей задачи результаты показаны на следующих графиках:

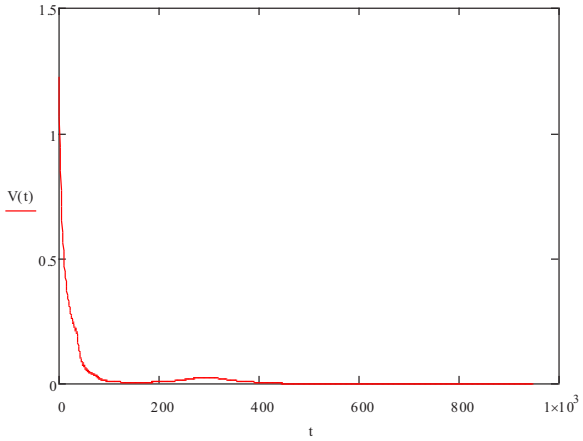


График 5.1. Зависимость коэффицента динамической вязкости, ($м^2/с$) от времени.

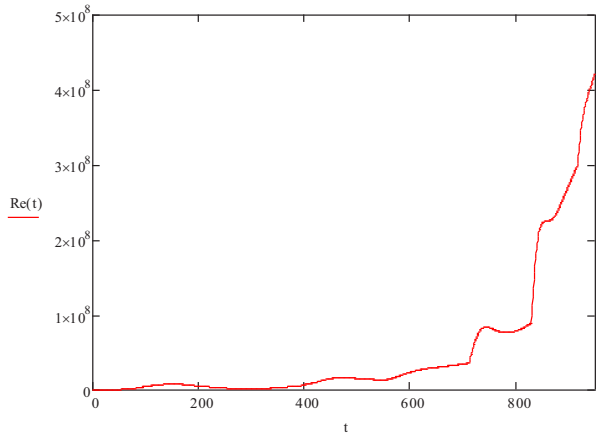


График 5.2. Зависимость числа Рейнольдса от времени.

Тепловой поток, поступающий к поверхности аппарата, входящего в атмосферу, складывается из лучистого тепла, поступающего от ударной волны, и конвективного тепла, выделяющегося в пограничном слое при торможении газового потока. При определенной величине теплового потока может начаться плавление и сублимация (абляция) поверхностных слоев теплозащитного покрытия. Соответственно некоторая величина теплового потока идет на нагревание пакета теплозащитных материалов, а другая часть излучается поверхностью аппарата в окружающее пространство. В расчетах иногда учитывается тепло, подходящее к поверхности аппарата от атмосферы, и т.д., однако доля этого тепла обычно мала по сравнению с конвективным теплом от пограничного слоя и лучистого тепла от ударной волны, поэтому им в проектных расчетах на начальном этапе разработки обычно пренебрегают.

В условиях ламинарного режима обтекания величина конвективного теплового потока на сферическом затуплении может быть определена по формуле, предложенной Кемпом и Ридделлом:

$$q_{лам.} = \frac{31500}{\sqrt{R_0}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} \cdot \left(\frac{V_H}{V_{1K}}\right)^{3.25} \left(1 - \frac{I_w}{I_0}\right) \frac{ккал}{м^2 с}. \qquad (5.2)$$

Здесь:

R_0 – радиус притупления сферического носка аппарата, м.

V_H – скорость полета в расчетный момент времени (км/сек).

V_{1K} – скорость спутника (первая космическая), равна 7.8 км/сек.

ρ_H и ρ_0 – плотность атмосферы соответственно в расчетный момент на высоте H и на поверхности Земли (на уровне моря). $\rho_0 = 1.225\ кг/м^3$.

I_w и I_0 – энтальпия воздуха при температуре стенки в расчетной точке и энтальпия торможения.

Энтальпийным фактором $\frac{I_w}{I_0}$ в проектных оценочных расчетах обычно пренебрегают вследствие $I_w << I_0$.

Уравнение (5.2) перепишем в виде:

$$q_{лам.} = \frac{31500}{\sqrt{R_0}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_H}{\rho_0}} \cdot \left(\frac{V_H}{V_{1K}}\right)^{3.25} \frac{ккал}{м^2 с}. \qquad (5.3)$$

Если воздушный поток, обтекающий поверхность СА, является турбулентным, то процесс нагрева поверхности в большинстве случаев интенсифицируется, и расчет величины тепловых потоков следует проводить по формулам турбулентного обтекания.

Для расчета турбулентного режима нагрева часто используют формулу Сибулкина (также в пренебрежении энтальпийным фактором):

$$q_{турб.} = 2,75 \cdot 10^5 \cdot \frac{\rho^{0,8}}{R_0^{0,2}} (\frac{V_H}{V_{1K}})^{3,19} \frac{ккал}{м^2 с}. \qquad (5.4)$$

Радиационный (лучистый) нагрев в зоне затупления Андреевский предлагает расчитывать по следующей зависимости:

$$q_{рад.} = A_R R_0 \rho^L (\frac{V_H}{1000})^K \frac{ккал}{м^2 с}. \qquad (5.5)$$

Значения для A_R, L и K устанавливаются для трех диапазонов скоростей полета (см. Таб.5.1 [1]).

Таблица 5.1

V	$V < 8,5 km/s$	$8,5 < V < 11,6 km/s$	$V > 11,6 km/s$
A_R	$1,038 \cdot 10^{-4}$	$2,28 \cdot 10^{-18}$	$8,405 \cdot 10^{-5}$
L	$1,68$	$1,41$	$1,3$
K	$7,4$	$20,0$	$8,0$

Для нашего случая:

$A_R = 1,038 \cdot 10^{-4}$, $L = 1,68$, $K = 7,4$.

Суммарный тепловой поток:

Для ламинарного течения: $q_w = q_{лам.} + q_{рад.}$. (5.6)

Для турбулентного течения: $q_w = q_{турб.} + q_{рад.}$. (5.7)

Для определения температуры теплоизолированной стенки полагаем, что весь конвективный тепловой поток излучается теплоизолированной нагреваемой поверхностью в окружающее пространство.

Зависимость критического числа Рейнольдса от времени спуска: $\mathrm{Re}_{kr} = 300e^{(\frac{0,2V}{a})}$,

где a - скорость звука, $a = 20,46\sqrt{T_в}, \frac{м}{с}$.

Результаты показаны на следующих графиках:

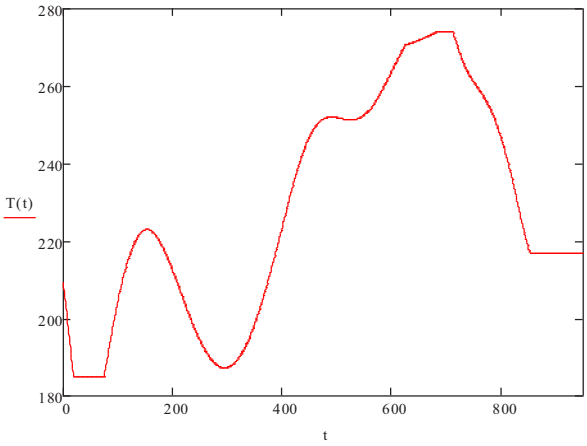


График 5.3. Зависимость температуры (К) воздуха от времени

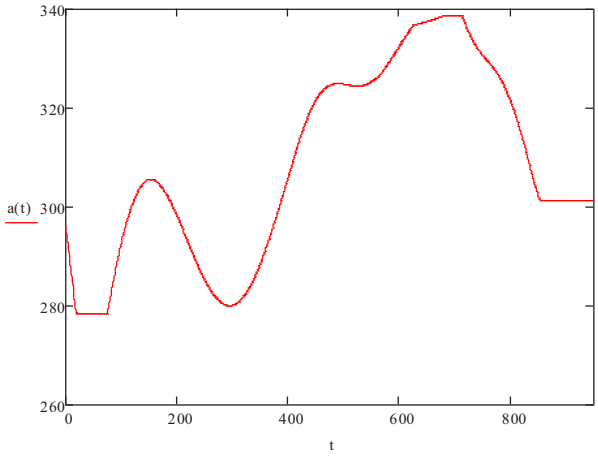


График 5.4. Зависимость скорости звука воздуха от времени

На первом участке атмосферного полета число Рейнольдса меньше критического, следовательно режим обтекания ламинарный, на втором участке атмосферного полета число Рейнольдса больше критического, следовательно режим обтекания турбулентный.

Температура поверхности в градусах Кельвина определяется по формуле:

$$T_w = (\frac{q_w}{\sigma\varepsilon})^{0,25} K . \quad (5.8)$$

здесь:

σ - постоянная Стефана – Больцмана, равна $13,5 \cdot 10^{-12} \frac{ккал}{м^2 с K^4}$.

ε - степень черноты поверхности аппарата, равна 0,8.

Результаты показаны на следующих графиках:

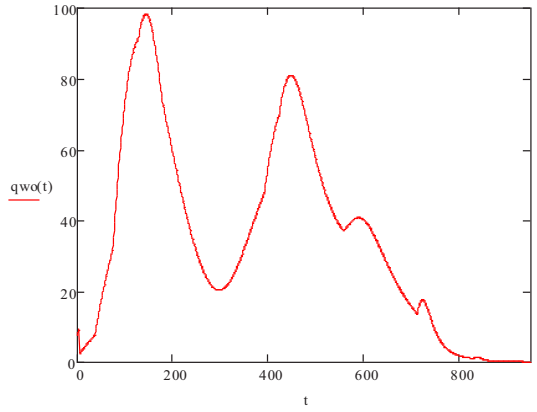


График 5.5. Зависимость суммарного теплового потока ($\frac{ккал}{м^2 с}$) от времени (с)

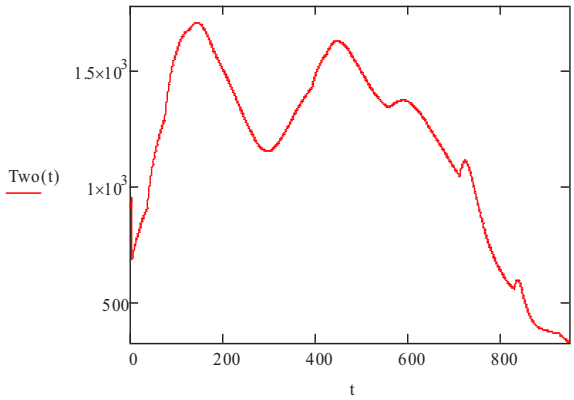


График 5.6. Зависимость температуры поверхности (К) от времени (с)

При $t = 143s$, температура имеет максимальное значение $T_{max} = 1711K$.

5.1. Следуем рассмотреть распределение тепловых потоков на сферической поверхности СА.

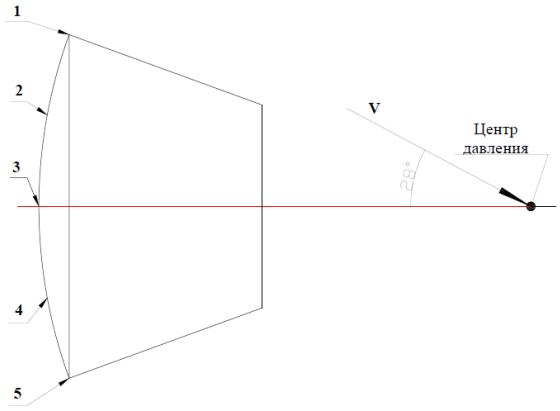


Рис. 5.1. Расположения расчётных точек на сферической поверхности СА

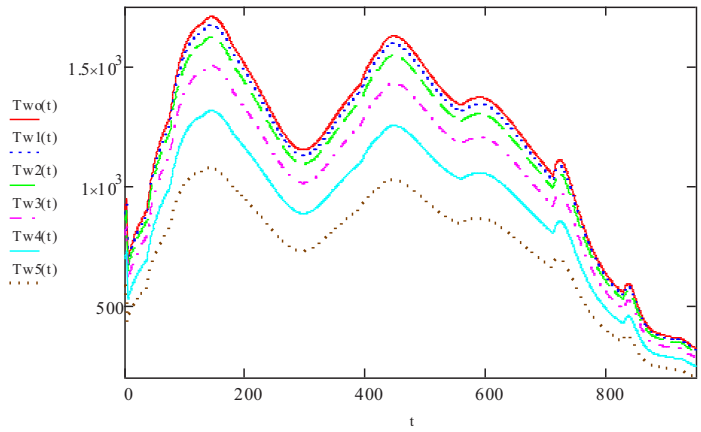


График 5.7. Зависимость температуры расчётных точек СА (К) от времени (с)

Распределение тепловых потоков на сферической поверхности СА и максимальная температура расчётных точек СА приведено в таблице при спуске:

Таблица 5.1

Максимальная температура в расчётных точках СА

№ точки	0	1	2	3	4	5
q_{Wi}/q_{W0}	1	0.98	0.95	0.88	0.77	0.63
$T_{max}(K)$	1711	1677	1625	1505	1317	1078

Выводы

1. При исходных условиях могут быть вычислены геометрические размеры, по которым выполняется компоновочная проработка СА. Спускаемый аппарат с большим габаритом обладает большим объёмом, чем существующие аппараты. При этом можно разместить больше оборудования, полезной нагрузки и большее количество экипажа. Это огромное преимущество для исследования в космосе.
2. Рассмотрев вопросы входа в атмосферу, использовалась программа «Matlab» и метод Рунге-Кутта. Вычислены баллистические характеристики СА при входе в атмосферу. Полученные графики показывают, что максимальная перегрузка СА во время входа в атмосферу меньше в 4 раза в случае управляемой траектории по сравнению с баллистической траекторией. При меньшей перегрузке СА обладает более тонкой стенкой кабинета и нагрузки на экипаж в разы меньше.
3. При входе в атмосферу СА выдерживает высокую температуру. Температура достигает 1711 К в точке торможения на поверхности лобовой части СА. Чтобы обеспечивать жизнь экипажа в СА и работоспособность оборудования, необходимо нанести на поверхность СА многослойную теплозащиту (ПКТ+ВИМ).

Список литературы

1. Миненко В.Е. Конспекты лекции по курсу «Проектирование космических аппаратов».
2. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука , 1982.
3. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988.
4. Воскресенский К.Д.. Сборник задач и расчетов по теплопередаче. Л. Госэнергоиздат. 1959 г.
5. Кошкин В.К. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической

технике. М. 1975 г.

http://sntbul.bmstu.ru/doc/623247.html