

ВВЕДЕНИЕ¶

Целью курсовой работы является приобретение студентами навыков практического использования знаний по курсу аэродинамики ЛА в процессе самостоятельной работы со специальной и справочной литературой по аэродинамике для определения аэродинамических характеристик ЛА.¶

Задачей курсовой работы является получение расчётным путем с привлечением экспериментальных данных аэродинамических характеристик ЛА в заданном диапазоне чисел Маха, углов атаки и высот полёта. Эти характеристики являются исходными данными для исследования траектории полёта, устойчивости и управляемости ЛА и используются в дальнейшем для выполнения курсовой работы по динамике полета.¶

Объект исследования — Сатурн 5 — американская ракета-носитель семейства Сатурн; ракета-носитель Сатурн 5 состоит из трех ступеней. Первая ступень работает на топливной паре жидкий кислород — жидкий водород. Первый пуск состоялся 9 ноября 1967 года. Последний — 14 мая 1973 года. В настоящее время ракета-носитель не используется. Где ссылки?¶

Методом исследования является приближенный поэлементный расчет аэродинамических характеристик [1] с помощью известных таблиц, формул, графиков.¶

Типичные ошибки и недостатки КП

ВВЕДЕНИЕ

Титан III-E — американская ракета-носитель семейства «Титан», с 1974 по 1977 год запуская американские межпланетные зонды. Является модификацией ракеты Titan III-D с установленным разгонным блоком Центавр. Это первая ракета, на которой использовался Центавр, устанавливаемых впоследствии на Titan IV.

В 1974-1975 гг. с мыса Канаверал проведено 3 запуска ракеты "Титан III-E": один испытательный (неудачный) и два с марсианскими космическими аппаратами "Викинг" (успешные). Кроме того, произведены четыре запуска ракеты-носителя "Титан III-E" с дополнительной (четвертой) ступенью, оснащенной твердотопливным двигателем "Стар-37". При этих запусках (все успешные) выведены на гелиоцентрическую орбиту космические аппараты "Гелиос-1" (1974), "Гелиос-2" (1976), "Вояджер-1" (1977) и "Вояджер-2" (1977).

Данная ракета имеет простую аэродинамическую компоновку. Она имеет корпус с конической головной частью со сферическим закруглением и две цилиндрические ступени, разделённые между собой обратным переходным конусом, а также два боковых ускорителя, каждый из которых имеет коническую головную часть и цилиндрический фюзеляж. Нет ни одной ссылки!

Совмещение исходного вида РН с расчётной схемой

Торад - Дельта

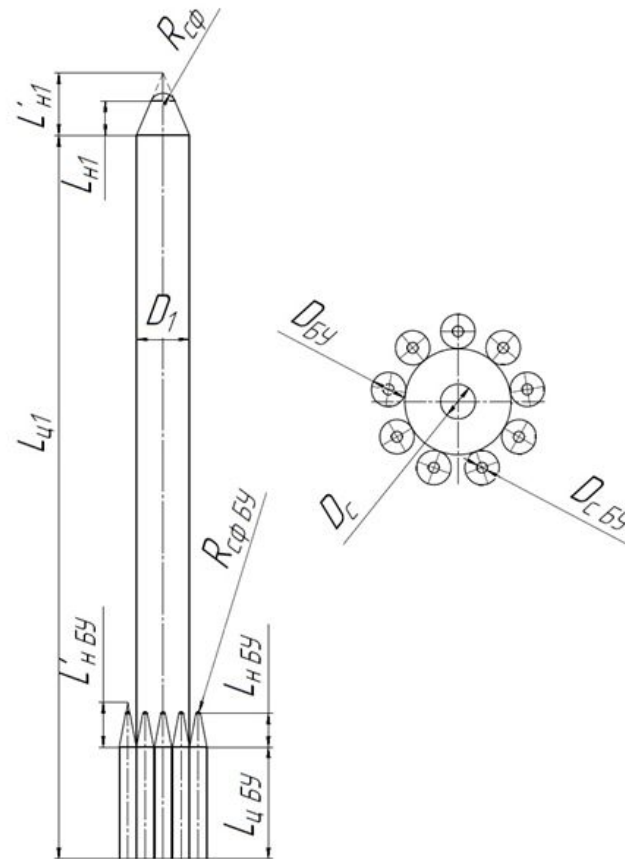
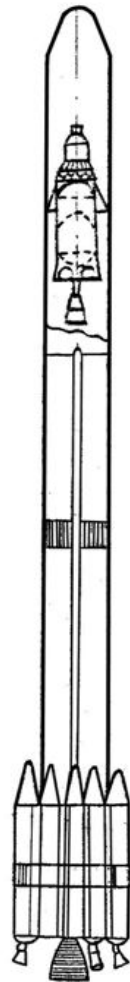


Рисунок 2 — Расчётная схема РН

Рисунок 1 — РН Торад-Дельта

Нужно рисунок 1 совместить с рисунком 2

Типичные ошибки и недостатки КП

3 РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ РН ПРИ НУЛЕВОМ УГЛЕ АТАКИ

3.1 Расчет коэффициента силы лобового сопротивления давления корпуса РН

Коэффициент силы лобового сопротивления давления корпуса определяется по формуле

$$C_{Xa_{до\ корпус}} = C_{Xa_{до\ н}} \cdot k_{\tau 1} \cdot \frac{S_{M1}}{S_{M.ф}} + C_{Xa_{до\ н1}} \cdot k_{\tau 2} \cdot \frac{S_{M2}}{S_{M.ф}} + C_{Xa_{до\ дн}}, \quad (14)$$

Нет учёта торможения потока для донного сопротивления

где $C_{Xa_{до\ н}}$ – сопротивление давления носовой части;

$C_{Xa_{до\ н1}}$ – сопротивление давления переходного конуса;

$C_{Xa_{до\ дн}}$ – сопротивление давления донной части;

$k_{\tau 1,2}$ – коэффициент торможения для зон, на которые разбита РН.

Для учёта коэффициента торможения необходимо разбить РН на зоны по числам Маха (рисунок 5).

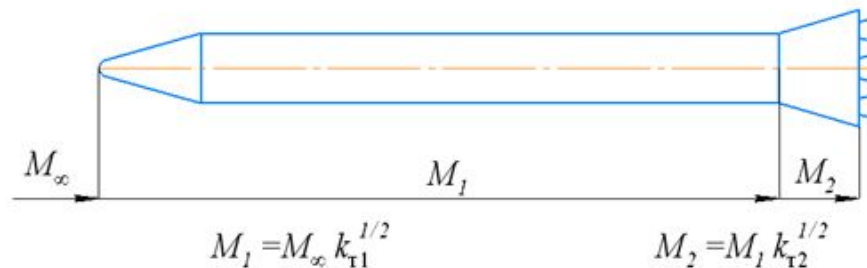


Рисунок 5 – Разбивка РН на зоны по числам Маха

Расчёт коэффициентов торможения

Для нахождения коэффициента торможения необходимо произвести расчёт коэффициента сопротивления давлению. Затем по графику

12

зависимости $C_{x, \text{д.к.к.}}(M, \lambda_{\text{нод}})$ необходимо найти удлинение эквивалентного конуса, сопротивление давления которого, равно сопротивлению давления конуса со сферическим затуплением. Пользуясь графиком [3, рис 3.21] определяя $k_{\text{т}}$

В таблице 4 представлены значения чисел Маха для корпуса с учётом коэффициента торможения.

Здесь и далее все расчёты АДХ для БУ будут проводиться с учётом $k_{\text{т}}$.

Таблица 4 – Значения чисел Маха БУ с учётом коэффициента торможения

M_{∞}	$k_{\text{т}}$	M_I
0,10	0,99	0,10
0,30	0,99	0,30
0,50	0,99	0,50
0,70	0,98	0,69
0,90	0,98	0,89
1,00	0,97	0,98
1,10	0,97	1,08
1,30	0,95	1,27
1,50	0,94	1,45
2,00	0,92	1,92
2,50	0,91	2,38
3,00	0,91	2,85
3,50	0,90	3,33
4,00	0,90	3,80
4,50	0,90	4,27
5,00	0,90	4,74

Рассмотрим расчёт $C_{x, \text{д.к.к.}}$ для $M = 1,3$.

Расчёт коэффициента торможения

При проведении расчётов необходимо учитывать, что при носовой части корпуса вызывается торможение потока. Для нахождения коэффициента торможения необходимо произвести расчёт коэффициента сопротивления давлению. Затем по графику зависимости $C_{x \text{ давл.}} (M, \lambda_{\text{нос}})$ необходимо найти удлинение эквивалентного конуса, сопротивление давления которого, равно сопротивлению давления конуса со сферическим затуплением. Пользуясь графиком [3, рис 3.21] определяем k_T . Числа Маха, для которых при заданном удлинении носовой части $\lambda_n = 0,832$ необходимо учитывать коэффициент торможения, приведены в таблице 5.

Где эквивалентные удлинения? Где сопротивления носовой части с затуплением?

Таблица 5 – Значения чисел Маха с учётом коэффициента торможения

M	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5
k_{T1}	0,95	0,92	0,87	0,82	0,76	0,70	0,65
$M_{\text{кр}}$	1,95	2,39	2,80	3,17	3,49	3,76	4,03

3. РАСЧЁТ КОЭФФИЦИЕНТА СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ТРЕНИЯ РН

3.1. Расчёт коэффициента силы лобового сопротивления трения РН

→ Ниже представлена общая формула расчёта коэффициента силы лобового сопротивления трения для корпуса

$$C_{Xa_{тр}} = \frac{2C_{fM=0}}{2} \eta_M \eta_\lambda \frac{F_{корп}}{S_{м,ф}} \quad (4)$$

Формула (4) противоречит формуле (5)!

.....где $2C_{fM=0}$ — коэффициент сопротивления трения плоской пластины в несжимаемом потоке;

→ η_M — коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости на сопротивление трения;

η_λ — коэффициент, учитывающий удлинение корпуса;

Сопротивление трения конуса больше коэффициента сопротивления трения плоской пластины с хордой, равной длине образующей конуса, в $\sqrt{3}$ раз для ламинарного и в 1,176 раз для турбулентного пограничного слоя. Это учитывается использованием коэффициента K_1, K_2 , формула для расчёта коэффициента сопротивления трения конуса примет вид

$$C_{Xa_{тр}} = \frac{2C_{fM=0}}{2} \eta_M \eta_\lambda \frac{F_K K_1 + F_{п1} K_2 + F_{п2}}{S_{м,ф}}, \quad (5)$$

→ где $F_K, F_{п1}$ — площади смоченных поверхностей конусов, m^2 . Индексы данных величин соответствуют индексам размеров, указанных на расчётной схеме;

→ K_1, K_2 — коэффициенты, учитывающий пространственность пограничного слоя.

Кoeffициент продольной силы трения ЛА определяется через его составляющие для отдельных частей аппарата, по формуле:

$$C_{Xa \text{ тр}} = C_{Xa \text{ тр ф}} \frac{S_{M.ф}}{S_M} + N \cdot C_{Xa \text{ тр у}} \cdot \frac{S_{M.у}}{S_M} + n \cdot C_{Xa \text{ тр кр}} \cdot \frac{S_{кр}}{S_M}$$

лишняя формула, нужно сразу писать формулу (1)

где $C_{X \text{ тр ф}}$ – коэффициент сопротивления трения корпуса,

..... $C_{X \text{ тр у}}$ – коэффициент сопротивления трения бокового ускорителя,

..... $C_{X \text{ тр кр}}$ – коэффициент сопротивления трения крыла,

..... $S_{M.ф}, S_M$ – площади миделя корпуса и летательного аппарата,

..... $S_{кр}$ – площадь крыла; →

..... N, n – количество боковых ускорителей и крыльев.

Имеется 9 боковых ускорителей, крылья отсутствуют, следовательно, формула примет вид:

$$C_{Xa \text{ тр}} = C_{Xa \text{ тр ф}} \frac{S_{M.ф}}{S_M} + 9 \cdot k_{т1} \cdot C_{Xa \text{ тр бу}} \frac{S_{M.бу}}{S_M} \quad (1)$$

При безотрывном обтекании поверхности корпуса ЛА пограничным слоем, пренебрегая влиянием кривизны поверхности на величину силы трения, а также наклоном отдельных элементов поверхности к продольной оси корпуса, коэффициент сопротивления трения определяют следующим образом: Нет учёта коэффициента, отвечающего за тип ПС

$$C_{Xa \text{ тр ф}} = \frac{C_{f M=0} \cdot \eta_M \cdot F_{ф}}{S_{M.ф}}$$

Подставив все полученные значения в формулу (4), получим

$$C_{Xa_{тр}} = \frac{2C_{fM=0}}{2} \eta_M \eta_\lambda \frac{(F_{к.б.} \cdot K_1 + F_{ц.б.})}{S_{м.ф.}} =$$

$$= \frac{0,999 \cdot 0,038}{2 \cdot 7,6} \cdot 1,45 \cdot (1,158 \cdot 1,176 + 0,565) = 0,0069$$

Почему используете 1.176? Этот коэффициент используется для ЛПС, а у Вас $\bar{x}_c = 0,96$, следовательно, носовая часть находится в ЛПС.

Результаты расчёта коэффициента сопротивления трения бокового ускорителя на высоте $H=10$ км приведены в таблице 7.

Таблица 7 - Коэффициент сопротивления трения бокового ускорителя при $H=10$ км

$M_{бу}$	$Re \cdot 10^3$	$2C_{fM=0} \cdot 10^3$	η_M	$C_{Xa_{тр бу}}$
0,1	12,749	0,038	0,999	0,0069
0,3	38,247	0,008	0,9940	0,0014
0,5	63,745	0,0075	0,9836	0,00135
0,7	89,243	0,007	0,968	0,0012
0,9	114,741	0,0068	0,9494	0,0011
1	127,49	0,0064	0,9384	0,0011
1,1	140,23	0,0061	0,926	0,0010
1,3	165,73	0,0056	0,901	0,00092
1,5	191,23	0,0054	0,87	0,00086
2	254,98	0,0052	0,8111	0,000775
2,5	318,72	0,005022	0,7234	0,000668

Типичные ошибки и недостатки КП

Таблица 4. Значения коэффициента трения корпуса РН, при

$$h = 0 \text{ км}, \quad a = 340,26 \text{ м/с}, \quad \nu = 1,14607 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$$

M_∞	$Re \cdot 10^{-8}$ <i>Больше чисел имеют множитель 10^{-9}</i>	$n\alpha$	$\bar{\chi}_t$	$2C_{fm=0}$	η_M	$C_{x \text{ тр. кор}}$
0,1	1,19	6,273	0,02	0,00416	0,999	0,0714
0,3	3,56	6,212	0,00	0,00358	0,992	0,0611
0,5	5,94	6,167	0,00	0,00335	0,977	0,0563
0,7	8,31	6,110	0,00	0,00321	0,957	0,0529
0,9	10,69	6,029	0,00	0,00312	0,931	0,0498
1,0	11,88	5,978	0,00	0,00307	0,916	0,0484
1,1	13,06	5,919	0,00	0,00304	0,901	0,0471
1,3	15,44	5,773	0,00	0,00298	0,868	0,0444
1,5	17,81	5,585	0,00	0,00293	0,833	0,0419
2,0	23,75	5,100	0,00	0,00283	0,744	0,0361
2,5	29,69	4,400	0,00	0,00275	0,659	0,0312
3,0	35,63	3,900	0,00	0,00269	0,583	0,0270
3,5	41,57	2,900	0,00	0,00265	0,516	0,0235
4,0	47,50	2,100	0,00	0,00261	0,460	0,0206
4,5	53,44	2,100	0,00	0,00257	0,412	0,0182
5,0	59,38	2,100	0,00	0,00254	0,371	0,0162

Таблица 9 — Значения коэффициента трения корпуса РН, при

$$h = 30 \text{ км}, \quad a = 304,25 \text{ м/с}, \quad \nu = 8,3565 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$$

а где коэффициенты k_1 - k_3 ?

Это уже повторно! Вы можете оставить оценку «удовлетворительно», а на
хорошо нужно на замечания РЕАГИРОВАТЬ! Проверку прекращаю!

M_∞	$Re \cdot 10^{-7}$	\bar{x}_t	$2C_{fm=0}$	η_M	$C_{загр.кок.}$
0,1	0,189	0,77	0,00367	0,999	0,0421
0,3	0,567	0,45	0,00450	0,991	0,0513
0,5	0,946	0,37	0,00444	0,977	0,0499
0,7	1,325	0,34	0,00574	0,956	0,0632
0,9	1,703	0,31	0,00552	0,930	0,0591
1,0	1,893	0,29	0,00543	0,916	0,0572
1,1	2,082	0,28	0,00536	0,900	0,0554
1,3	2,461	0,23	0,00522	0,867	0,0521
1,5	2,839	0,17	0,00511	0,833	0,0489
2,0	3,786	0,00	0,00490	0,744	0,0418
2,5	4,733	0,00	0,00474	0,658	0,0358
3,0	5,679	0,00	0,00461	0,582	0,0309
3,5	6,626	0,00	0,00451	0,516	0,0268
4,0	7,573	0,00	0,00443	0,459	0,0234
4,5	8,519	0,00	0,00435	0,411	0,0206
5,0	9,466	0,00	0,00429	0,370	0,0182

Положительные примеры

Таблица 4 – Значение удлинений эквивалентных конусов, вычисленных по формуле 2

$\lambda_{\text{ЭКВ}2}$	$\lambda_{\text{ЭКВ}4}$	$\lambda_{\text{ЭКВ}5}$	$\lambda_{\text{ЭКВ ХВ}}$
2,166	2,572	14,318	28,645

Для полученных значений удлинения найдены коэффициенты торможения по рисунку 3 для $M_{\infty} = 2$, аналогично коэффициенту торможения для носовой части.

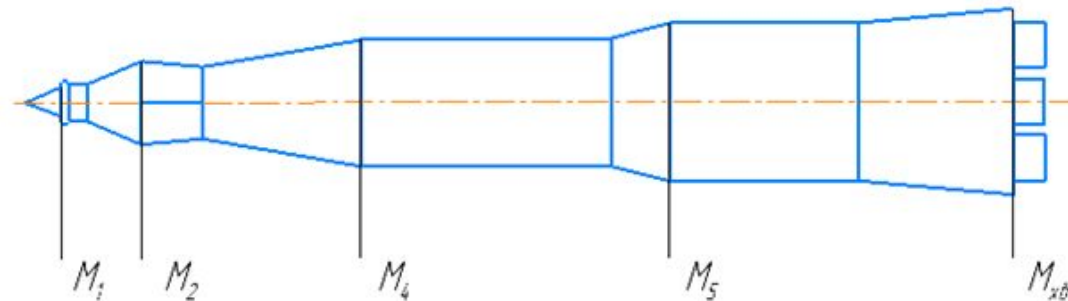
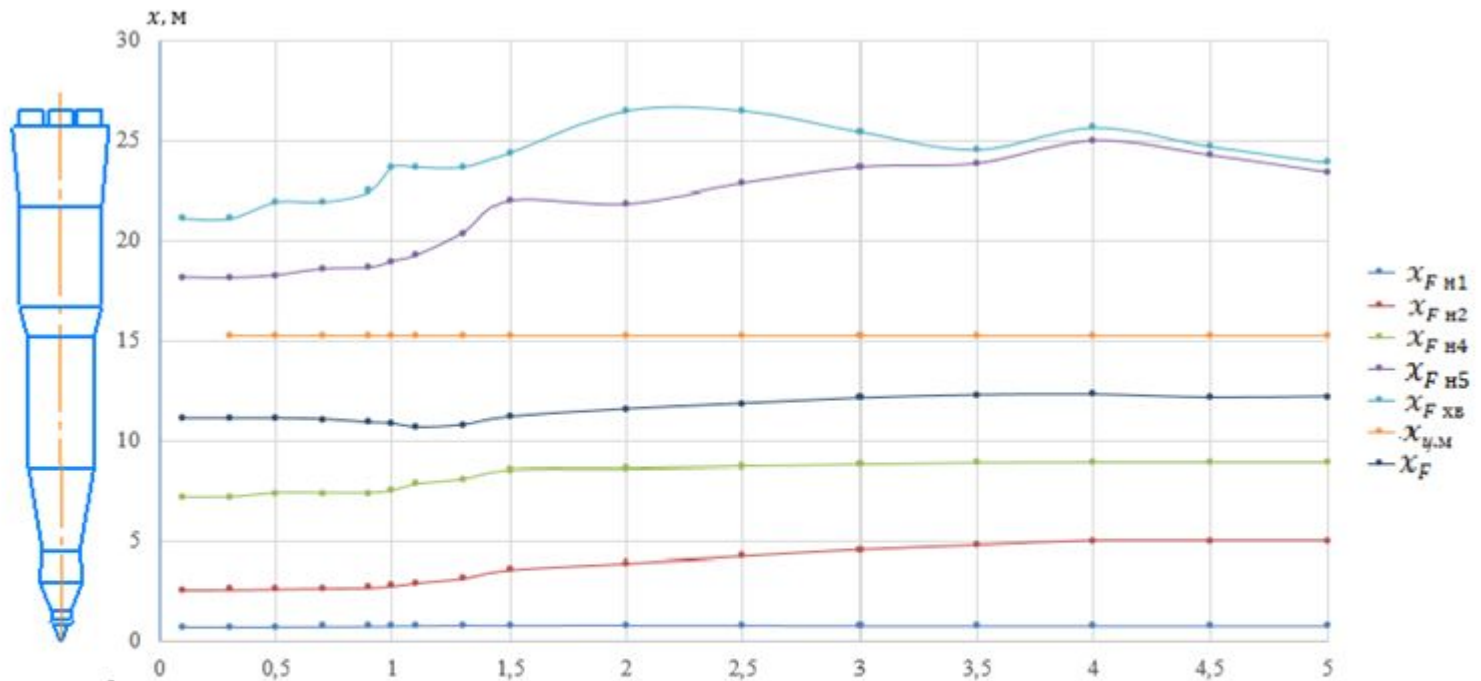


Рисунок 6 – Зоны РН по числам Маха

Выше приведён подробный расчёт для $M_{\infty} = 2$, для чисел Маха $M_{\infty} < 2$, график коэффициента торможения асимптотически приближается к 1, поэтому коэффициент торможения для этих чисел Маха принимает значения $K_T = 1,000$ (Таблица 5). Для чисел Маха $M_{\infty} > 2$, значения всех необходимы для расчёта коэффициента торможения параметров, значения коэффициента торможения и чисел Маха, рассчитанных с учетом коэффициента торможения представлены в таблицах 6-9:

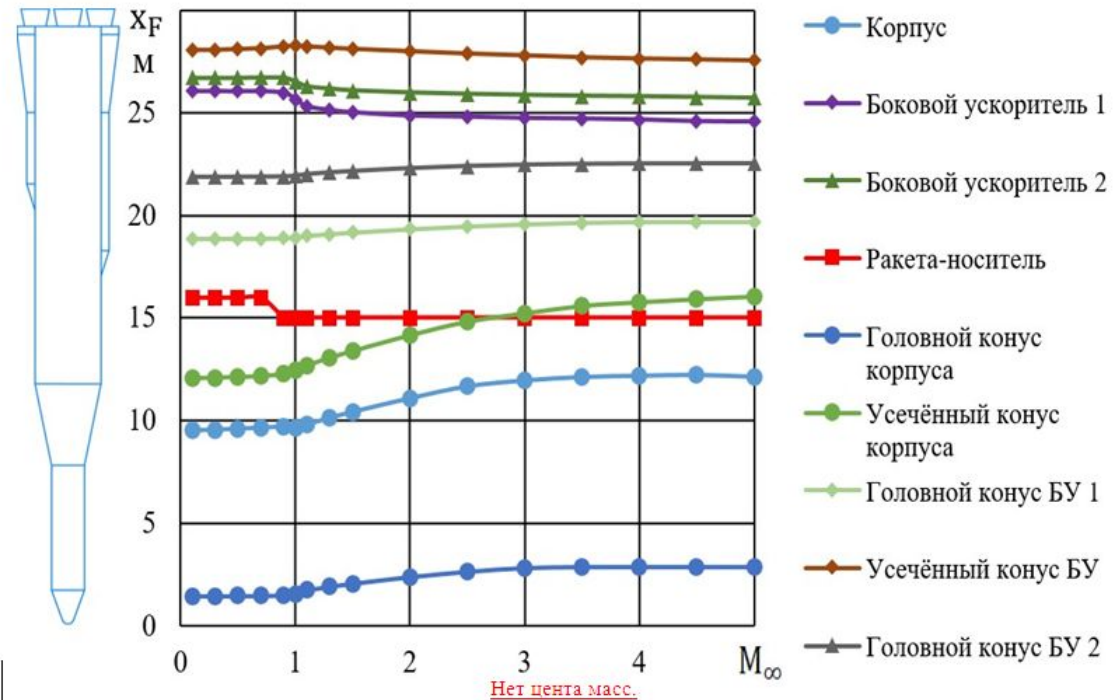
Фокус не может выходить за пределы элемента конструкции!



Фокус юбки выходит за пределы длины юбки, что быть не может! Хорошо бы найти ошибку.

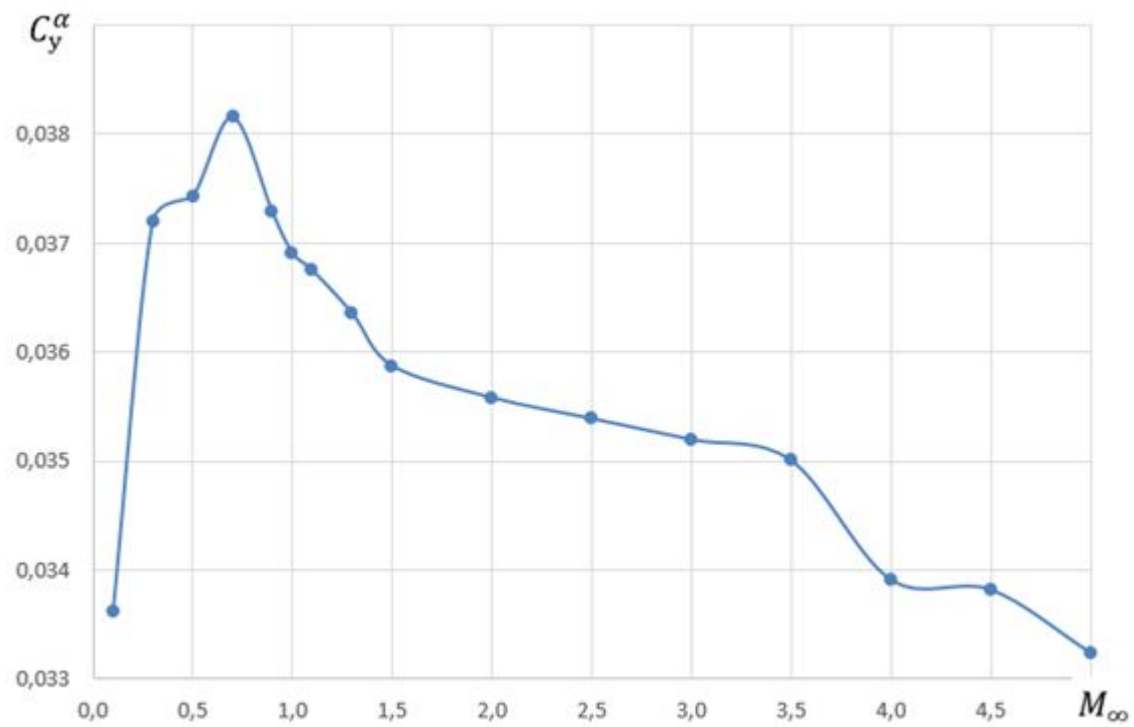
Рисунок 18 – Зависимость координаты фокуса ЛА от числа Маха

Фокус не может выходить за пределы элемента конструкции!



163

Усечённый конус корпуса (зидёная кривая) начинается вне элемента, что быть не может.



Нет размерности по оси ординат. Нельзя начинать с 0.033

Отсутствие общей формулы для коэффициента сопротивления давления корпуса

Как был рассчитан коэффициент сопротивления давления корпуса? Где эта формула?

Таблица 8 – Коэффициент сопротивления давления корпуса РН

$C_{хадф}$						
M_{∞}	$h=0$ км	$h=10$ км	$h=20$ км	$h=30$ км	$h=40$ км	$h=60$ км
0,1	0,194	0,191	0,190	0,211	0,190	0,168
0,3	0,452	0,447	0,444	0,453	0,458	0,429
0,5	0,466	0,461	0,456	0,464	0,478	0,446
0,7	0,396	0,391	0,386	0,392	0,413	0,378
0,9	0,535	0,535	0,535	0,535	0,535	0,535
1,0	0,628	0,628	0,628	0,628	0,628	0,628
1,1	0,721	0,721	0,721	0,721	0,721	0,721
1,3	0,836	0,836	0,836	0,836	0,836	0,836
1,5	0,851	0,851	0,851	0,851	0,851	0,851
2,0	0,803	0,803	0,803	0,803	0,803	0,803
2,5	0,766	0,766	0,766	0,766	0,766	0,766

Отсутствие параметров для расчёта

$$C_y^\alpha = C_{y\phi}^\alpha \cdot \frac{S_{M,\phi}}{S_M} + N \cdot k_{\tau 1} \cdot C_{y\text{БУ}}^\alpha \cdot \frac{S_{M,\text{БУ}}}{S_M}$$

Результаты расчётов приведены в таблице 13 и на рисунке 10.

При расчёте производной должны использоваться параметры $\lambda_{\text{м}}/\lambda_{\text{г}}$. Где эти параметры?

Таблица 13 – Производная коэффициента аэродинамической нормальной силы РН.

M_∞	$C_{y\phi}^\alpha$ 1/град	$C_{y\text{БУ}}^\alpha$ 1/град	C_y^α 1/град
0,1	0,0350	0,0348	0,0349
0,3	0,0350	0,0349	0,0350
0,5	0,0351	0,0357	0,0354
0,7	0,0354	0,0367	0,0361
0,9	0,0357	0,0387	0,0371
1,0	0,0458	0,0434	0,0446
1,1	0,0571	0,0455	0,0514
1,3	0,0577	0,0498	0,0538
1,5	0,0586	0,0511	0,0549
2,0	0,0592	0,0523	0,0546
2,5	0,0598	0,0532	0,0544
3,0	0,0605	0,0537	0,0538
3,5	0,0608	0,0540	0,0527
4,0	0,0608	0,0534	0,0510
4,5	0,0609	0,0533	0,0494
5,0	0,0609	0,0532	0,0481

Цифры по осям должны оканчиваться либо на 2,
либо на 5, либо на 0

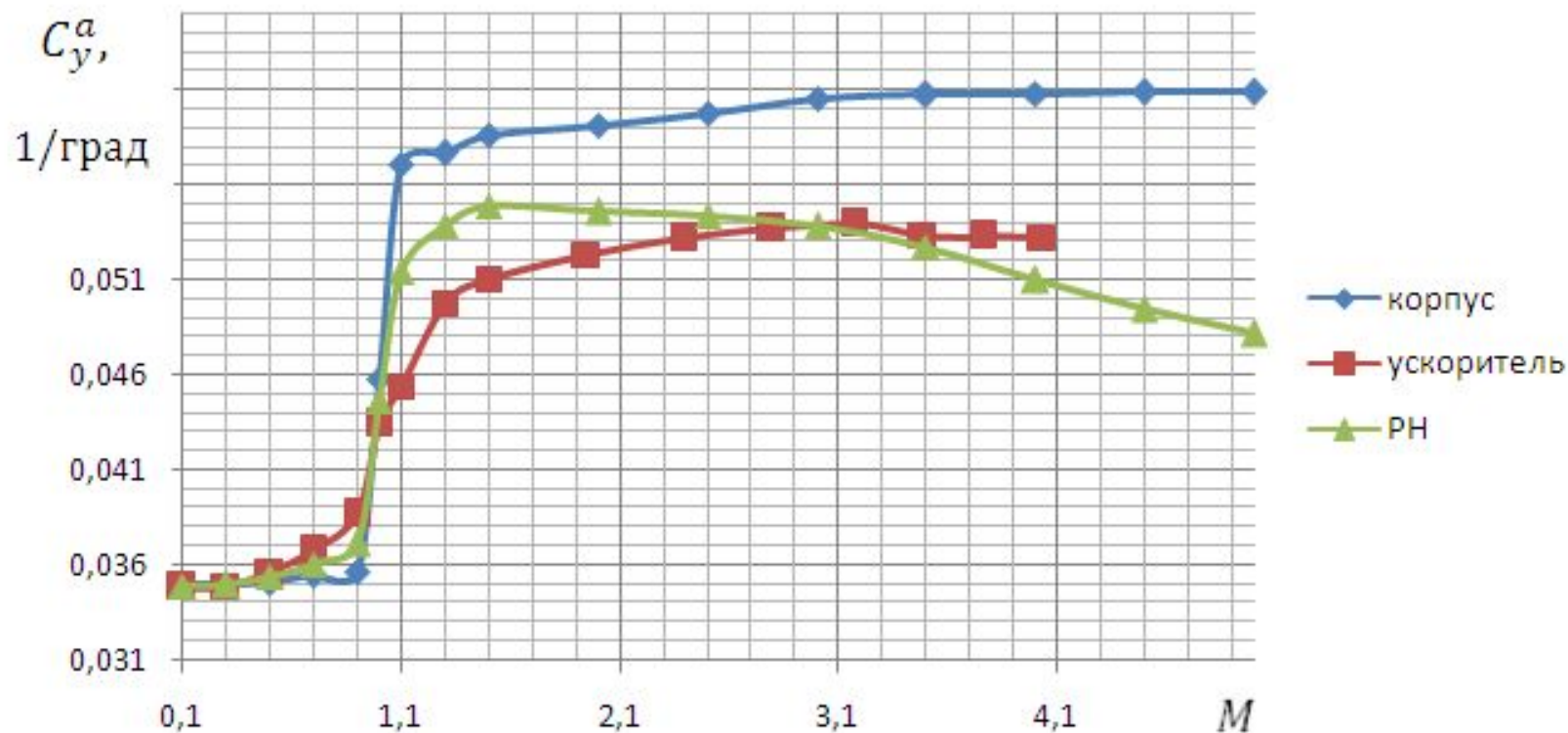
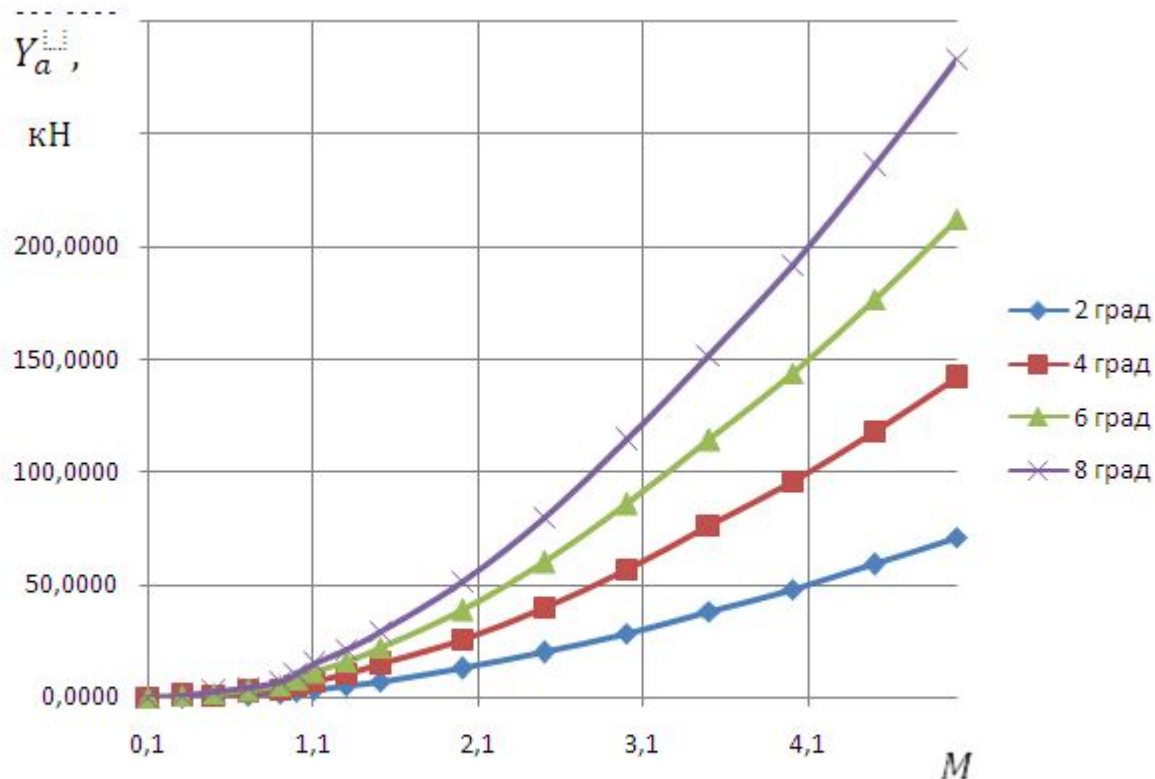


Рисунок 10 – Зависимости производной коэффициента аэродинамической нормальной силы корпуса, ускорителя и РН от числа Маха

Лишние нули!



Убрать лишние нули путём ввода MN

Рисунок 12 – Зависимости аэродинамической подъемной силы $PН$ от числа Маха и углов атаки на высоте 10 км

Типичные ошибки и недостатки КП

Таблица А.3.— Коэффициент сопротивления трения корпуса при $H = 30 \cdot \text{км}$

M_∞	χ_t	$Re \cdot 10^{-8}$	$2c_{fM=0} \cdot 10^3$	η_M	$C_{\text{хатр корп}}$
0,1	1. ошибка!	0,146	2,201	0,9998	0,0437
0,3	0,065	0,437	6,653	0,9940	0,1314
0,5	0,065	0,728	6,092	0,9836	0,1191
0,7	0,041!	1,019	5,758	0,9686	0,1108
0,9	0,006. ошибка!	1,311	5,526	0,9494	0,1043
1,0	0	1,456	5,433	0,9384	0,1013
1,1		1,602	5,350	0,9266	0,0985
1,3		1,893	5,210	0,9011	0,0933
1,5		2,185	5,094	0,8734	0,0884
2,0		2,913	5,090	0,7990	0,0783
2,5	?—	3,641	4,924	0,7234	0,0686
3,0		4,369	4,793	0,6518	0,0602
3,5		5,097	4,686	0,5867	0,0530
4,0		5,825	4,597	0,5288	0,0468
4,5		6,554	4,519	0,4781	0,0416
5,0		7,282	4,452	0,4338	0,0372

$k_{T2,3}$ необходимо рассчитывать для усечённых конусов. Для этого по графику зависимости $C_{удв.нас.}(M, \lambda_{нос})$ необходимо найти удлинение эквивалентного конуса, сопротивление давления которого, равно сопротивлению давления конуса с плоским торцом. Пользуясь графиком [3, рис. 3.21] определяем $k_{T2,3}$. Таким образом, получаем. Так не пойдёт, нужно показать как именно Вы определили эти коэффициенты?

$$k_{T2} = 0,731; \quad k_{T3} = 0,786.$$

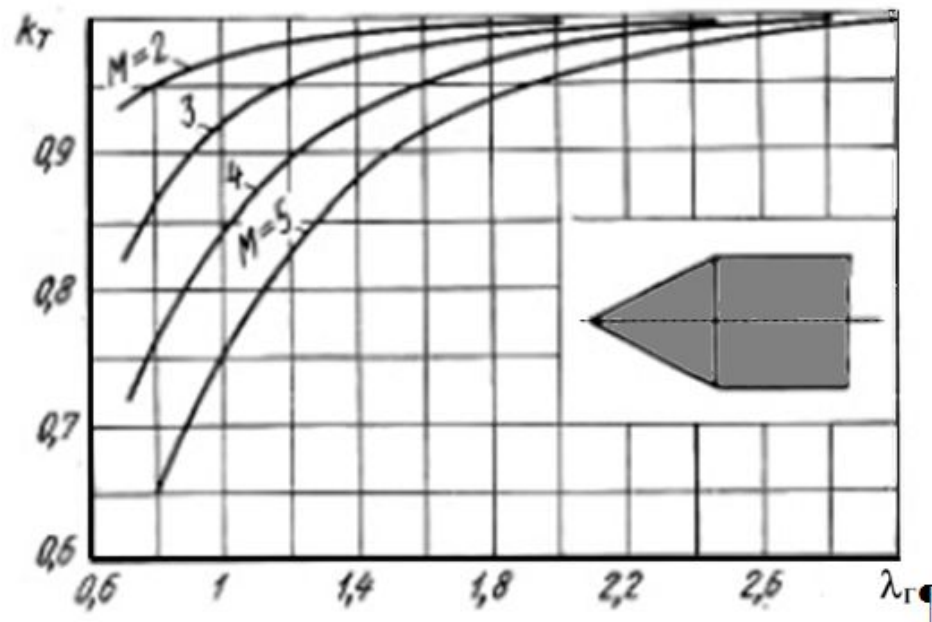


Рисунок 4.— Коэффициент торможения для РН с головной частью в

$$\bar{x}_{t \text{ пр}} = \min \left\{ \frac{10^n}{Re}, \bar{x}_c \right\}; \quad \text{¶}$$

→ где \bar{x}_c — относительная координата максимальной толщины крыла. В соответствии с расчётной схемой на рисунке 1 крыло имеет прямоугольную форму, его толщина постоянна, поэтому $\bar{x}_c = 0$. Это неправильно. Крылья с постоянной толщиной не применяются, нужно обязательно выбрать сверхзвуковой профиль. ¶

Показатель степени n считается по формуле (8), но высота бугорков шероховатости делится на среднюю хорду крыла. ¶

$$n = 5 + (3,479 + 0,6 \cdot 3,479 \cdot (1 - 0,25 \cdot 3,479^2)) \left\{ 1 - \left[\frac{\lg \left(\frac{20 \cdot 10^{-6}}{2,67} \cdot 3,382 \cdot 10^6 - 1 \right)}{\frac{2,2 + 0,7664 \cdot 3,479^2}{1 + 0,312 \cdot 3,479^2}} \right]^2 \right\}^{0,5} = 6,601 \quad \text{¶}$$

$$\frac{10^n}{Re} = \frac{10^{6,601}}{5,461 \cdot 10^6} = 4,291; \quad \text{¶}$$

$$\bar{x}_{t \text{ пр}} = \min\{4,291; 0\} = 0; \quad \text{¶}$$

→ В предположении отсутствия торможения потока общий коэффициент силы лобового сопротивления трения вычисляется по формуле:

$$C_{\text{Ха}_{\text{тр}}} = C_{\text{Ха}_{\text{тркорп}}} + 2 \cdot C_{\text{Ха}_{\text{тркр1}}} \cdot \frac{S_{\text{кр1}}}{S_{\text{м.ф}}} + 2 \cdot C_{\text{Ха}_{\text{тркр2}}} \cdot \frac{S_{\text{кр2}}}{S_{\text{м.ф}}} \quad (13)$$

Результаты расчётов для чисел Маха $0,1 \leq M \leq 5,0$ и высот $h = 0; 10; 20; 30; 40; 60$ км расположены в приложении А (таблицы А.7-А.12).

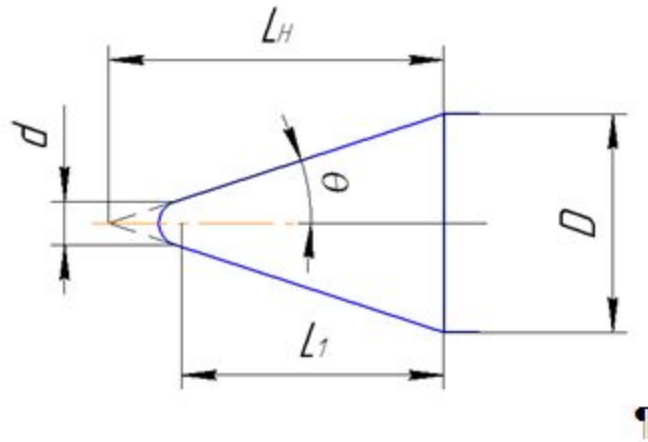
На рисунке 5 показан график зависимости $C_{\text{Ха}_{\text{тр}}}$ от числа Маха для $h = 0; 10; 20; 30; 40; 50; 60$ км.

.....Разрыв раздела (со следующей страницы)

Таблица А.4.— Коэффициент сопротивления трения корпуса при $H=40 \cdot \text{км}$

M_∞	x_t	$\text{Re} \cdot 10^{-6}$	$2c_{fM=0} \cdot 10^3$	η_M	$C_{\text{хатр кор}}$
0,1	1	0,3143	4,738	0,9998	0,0941
0,3		0,9428	2,735	0,9988	0,0543
0,5		1,5713	2,119	0,9969	0,0420
0,7		2,1999	7,533	0,9686	0,1450
0,9		2,8284	7,192	0,9494	0,1357
1,0		3,1427	7,056	0,9384	0,1316
1,1		3,4570	6,936	0,9266	0,0992
1,3	0,065	4,0855	6,733	0,9011	0,0802
1,5	0,065	4,7140	6,565	0,8734	0,0785
2,0	0,035	6,2854	6,246	0,7990	0,0782
2,5	0,023	7,8567	6,246	0,7234	0,0753
3,0	0,012	9,4281	6,064	0,6518	0,0691
3,5	0,009	10,995	5,917	0,5867	0,0669
4,0	0	12,571	5,793	0,5288	0,0590
4,5	0	14,142	5,687	0,4781	0,0524
5,0	0	15,713	5,594	0,4338	0,0467

Типичные ошибки и недостатки КП



¶
¶

Рисунок 3 — К расчёту носовой части ¶

Хороший рисунок 3, но где определение \bar{r} — относительного радиуса закругления ¶

Типичные ошибки и недостатки КП

- где $\bar{D} = \frac{D}{I}$ — относительный диаметр корпуса;
- I — полный размах несущей поверхности, м;
- D — диаметр корпуса, м.

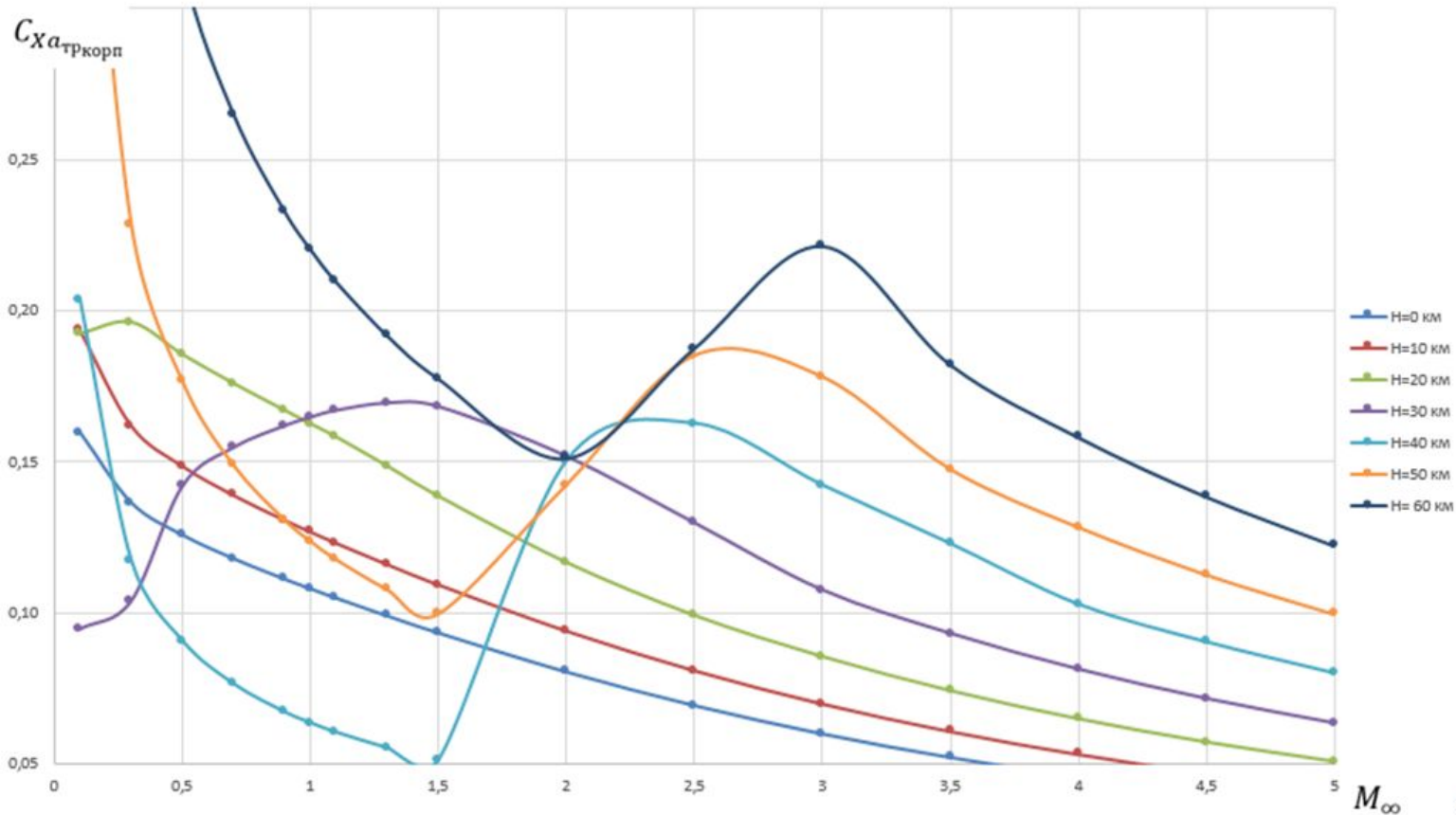
$$\bar{D} = \frac{D}{I} = \frac{4,3}{4,5} = 0,956 \quad \text{на рисунке 2 размах крыла равен 6,67 м}$$

$$k_{\alpha\alpha}^* = (1 + 0,41 \cdot \bar{D})^2 \cdot \frac{(1 + 3 \cdot \bar{D}) \cdot \eta_{кр} + \bar{D} \cdot (1 - \bar{D})}{\eta_{кр} \cdot (1 + \bar{D})^2}$$

$$(1 + 0,41 \cdot 0,956)^2 \cdot \frac{(1 + 3 \cdot 0,956) \cdot 1 + 0,956 \cdot (1 - 0,956)}{1 \cdot (1 + 0,956)^2} = 7,51$$

Ошибки!

Обновить таблицу...	
СПИСОК·ИСПОЛЬЗОВАННЫХ·ИСТОЧНИКОВ	→.....53
ПРИЛОЖЕНИЕ·А· <u>Нет названия</u>	→.....54
.....Разрыв страницы	



Не правильно отрезали. Нужно сохранить по оси ординат 0.0, но отрезать от 0.25

Рисунок 4 – Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления трения РН от числа Маха и высот полета (таблица А.8).

Разрыв раздела (со следующей страницы)

→ Рассмотрим расчет $C_{Xa_{до\ корпус}}$ для $M = 2,0$.

→ Так как носовая часть представляет из себя конус со сферическим затуплением, коэффициент силы лобового сопротивления давления носовой части $C_{Xa_{доН}}$ складывается из $C'_{Xa_{доН}}$, который определяется для достроенного конуса по [2, рисунок 7] по соответствующему углу полураствора θ_1 , $C_{Xa_{до\ сф}}$, который определяется для сферы по [2, рисунок 9]. Используем формулу

$$C_{Xa_{доН}} = C'_{Xa_{доН}} (1 - \bar{r}^2 \cos^2 \theta) + C_{Xa_{до\ сф}} \bar{r}^2, \dots \dots \dots (11)$$

где $\bar{r} = \frac{2r}{D}$ – относительный радиус затупления, м.

$\lambda_H = 1,260$	
$\theta = \arctan\left(\frac{1}{2 \cdot 1,260}\right) = 21,5^\circ$	
$C'_{Xa_{доН}} = 0,378$	
$C_{Xa_{до\ сф}} = 0,5231$	
$\bar{r} = \frac{2r}{D} = \frac{2 \cdot 1}{3,19} = 0,627$ м. Это неверно. нужен рисунок	
$C_{Xa_{доН}} = 0,378 \cdot (1 - 0,627^2 \cos^2(21,5^\circ)) + 0,5231 \cdot 0,627^2 = 0,3835$	

$k_{Т2,3}$ необходимо рассчитывать для усечённых конусов. Для этого по графику зависимости $C_{хдв.нас.}(M, \lambda_{нос})$ необходимо найти удлинение эквивалентного конуса, сопротивление давления которого, равно сопротивлению давления конуса с плоским торцом. Пользуясь графиком [3, рис. 3.21] определяем $k_{Т2,3}$: Как Вы конкретно нашли сопротивление усечённого конуса, чтобы потом найти эквивалентное удлинение?

Таким образом, получаем

$$\lambda_{ПК1} = 1,073; \quad c_{х дв} = 0,325; \quad \lambda_{ЭКВ1} = 0,822; \quad k_{Т2} = 0,731; \quad \blacktriangleright$$

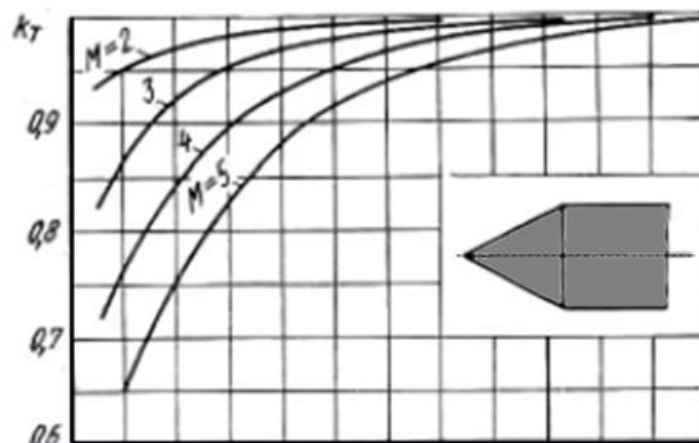
почему для удлинения $1,073 \cdot c_{х дв} = 0,325$

но с другой стороны для того удлинения $1,073 \cdot c_{х дв} = 0,181$

Как это может быть нужно Вам это описать!

Проверку опять прекращаю до объяснения.

$$\lambda_{ПК1} = 1,073; \quad c_{х дв} = 0,181; \quad \lambda_{ЭКВ2} = 1,132; \quad k_{Т3} = 0,786. \quad \blacktriangleright$$



Число Рейнольдса Re вычисляется по формуле

$$Re = \frac{a_{\infty} \cdot M_{\infty} \cdot L}{\nu}$$

Числа a_{∞} и ν возьмём из таблицы. В соответствии с выше записанной формулой получим

$$Re = \frac{340,26 \cdot 0,1 \cdot 52,3}{1,14607 \cdot 10^{-5}} = 1,55 \cdot 10^8$$

В РФ цифры пишутся через запятую. Исправить везде!

Турбулентный слой. Подставим полученное Re в формулу

$$2 \cdot C_{f M=0} = \frac{0,91}{(\lg Re)^{2,58}} = \frac{0,91}{(\lg(1,55 \cdot 10^8))^{2,58}} = 4,005 \cdot 10^{-3}$$

Примеры вычисления коэффициента:

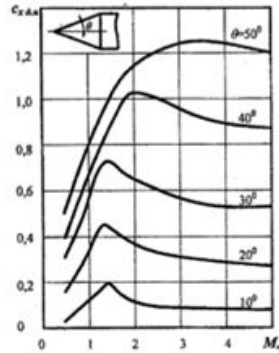


Рисунок 5 – Зависимость коэффициента продольной силы давления от числа Маха и угла между образующей и осью эквивалентного конуса
 5) определяем удлинение эквивалентного конуса по формуле;

$$\lambda_{\text{ЭКВ}} = \frac{1}{2 \tan(\theta)}$$

6) → по рисунку 3 определить коэффициент торможения для данного числа M_{∞} ;

Ниже приведен расчёт коэффициента торможения для $M_{\infty} = 2$

Расчёт коэффициента продольной силы давления для $\lambda_n = 4,072$. Что за удлинение? Где выше в записке это удлинение определяется?

$$C_{y_{hd}} = C_{hd}^{\delta} - C_{hd}^{\delta} \frac{S_{o.m.}}{S_{o.б.}} = 0,145 - 0,145 \frac{3,46}{7,06} = 0,073$$

Для удлинения $\lambda_n = 4,072$ C_{hd}^{δ} не = 0,145

Таблица 3 – Геометрические параметры и коэффициенты продольной силы давления переходной части РН

$\lambda_{н2}$	$S_{o.б.}$	$S_{o.m.}$	C_{hd}^{δ}	$C_{y_{hd}}$
2,35	7,06	3,46	0,145 По рис. 4 0,06	0,073

Коэффициенты торможения определены с ошибкой!

Спасибо за внимание!

2. РАСЧЁТ ЧИСЕЛ МАХА С УЧЁТОМ КОЭФФИЦИЕНТА ТОРМОЖЕНИЯ¶

Носовая часть представляет собой конус со сферическим затуплением. Расчет коэффициента торможения будет проводиться по следующему алгоритму:¶

- 1) достраиваем конус с затуплением до полного конуса и находим его удлинение λ_n и угол полураствора θ ;¶
- 2) определяем коэффициент продольной силы давления конуса со сферическим затуплением $c_{xa до н}$ по формуле¶

$$c_{xa до н} = c'_{xa до н} (1 - \bar{r}^2 \cos^2 \theta) + c_{xa до сф} \bar{r}^2, ¶$$

где $c'_{xa до н}$ - коэффициент носового сопротивления давления достроенного корпуса (рисунок 2);¶

\bar{r} - относительный радиус затупления;¶

$c_{xa до сф}$ - коэффициент сопротивления давления полусферы с цилиндром (рисунок 3).¶

→ Относительный радиус скругления \bar{r} вычисляется по формуле¶

$$\bar{r} = \frac{2R}{D}, ¶$$

где r - радиус скругления носовой части; Вы не правильно понимаете определение относительного радиуса скругления. Нужно разобраться. Проверку прекращаю.¶

Отсутствие расчётных данных

Тогда по (18) получаем

$$C_{X\alpha_{до\text{н}1}} = 0,368 \cdot (1 - 0,289) = 0,262.$$

Нужно дать таблицу для всех чисел Маха с указанием эквивалентного удлинения и коэффициентов сопротивления

Коэффициент силы донного сопротивления давления для $M > 0,8$ считается по следующей формуле

$$C_{X\alpha_{до\text{дн}}} = (-C_{p\text{ дн}})_{\eta=1} \cdot k_{\eta} \cdot \frac{S_{\text{дн}}}{S_{\text{м корп}}}, \quad (19)$$

где $(-C_{p\text{ дн}})_{\eta=1}$ – коэффициент силы донного сопротивления давления для тел вращения без сужающейся кормовой части ($\eta_k = 1$), определяется по [2, рисунок 13] и в нашем случае $(-C_{p\text{ дн}})_{\eta=1} = 0,21$;

k_{η} – коэффициент, учитывающий форму кормовой части, определяется по [2, рисунок 14], в нашем случае $k_{\eta} = 1$;

$S_{\text{дн}}$ – площадь кольца, заключенного между внешней окружностью донного среза и окружностью среза сопла.

$$S_{\text{дн}} = S_{\text{м корп}} - 4S_{\text{сопла}} = 25,6 - 4 \cdot 1,192 = 20,83;$$

$$C_{X\alpha_{до\text{дн}}} = (-C_{p\text{ дн}})_{\eta=1} \cdot k_{\eta} \cdot \frac{S_{\text{дн}}}{S_{\text{м корп}}} = 0,21 \cdot 1 \cdot \frac{20,83}{25,60} = 0,2002.$$

Коэффициент силы донного сопротивления давления для $M < 0,8$ считается по формуле (19), коэффициент $(-C_{p\text{ дн}})_{\eta=1}$ считается по формуле

$$(-C_{p\text{ дн}})_{\eta=1} = \frac{0,0155}{\sqrt{\lambda_{\text{корп}} c_{f\text{корп}}}},$$

где $c_{f\text{корп}}$ – коэффициент трения плоской пластины, длина которой равна длине корпуса с учетом влияния сжимаемости, определяется с помощью [2, рисунок 3] ($c_{f\text{корп}} = c_{fM=0} \times \eta_M$).

Положительные примеры

Таблица Е.3 – Расчёт относительных координат переходной конической части №4

$\frac{\sqrt{ 1 - M_5^2 }}{\lambda_{H5}}$	$\Delta \bar{x}'_{FH5} \cdot 10$	\tilde{x}'_{FH5} (м)	\tilde{x}''_{FH5} (м)	\tilde{x}_{FH5} (м)
0,35	0,75	6,981	5,320	11,049
0,34	0,74	6,972	5,320	11,017
0,31	0,78	7,010	5,320	11,147
0,25	0,88	7,104	5,320	11,471
0,15	0,90	7,123	5,320	11,536
0,00	1,00	7,217	5,320	11,860
0,16	1,10	7,311	5,320	12,185
0,29	1,45	7,640	5,320	13,321
0,39	1,80	7,970	5,320	14,958
0,61	1,90	8,064	5,320	14,781
0,79	1,90	8,064	5,320	15,786
0,96	1,95	8,111	5,320	16,600
1,15	2,00	8,158	5,320	16,790
1,31	2,10	8,252	5,320	17,955
1,47	1,90	8,064	5,320	17,206
1,61	1,85	8,017	5,320	17,066

Таблица 9 – Координаты фокуса РН

M_∞	$\frac{\sqrt{1 - M_\infty^2}}{\lambda_H}$	$\frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{\lambda_H}$	$\Delta X_{F, M}$	$X_{F, M}$
0,1	0,798	-	-0,01	2,640
0,3	0,829		-0,02	2,600
0,5	0,887		-0,04	2,519
0,7	0,969		-0,06	2,439
0,9	1,068		-0,08	2,358
1,0	0,000	0,000	0,1	3,082
1,1	-	0,364	0,16	3,323
1,3		0,659	0,24	3,645
1,5		0,887	0,31	3,926
2,0		1,375	0,33	4,007
2,5		1,818	0,341	4,051
3,0		2,245	0,341	4,051
3,5		2,662	0,341	4,051
4,0		3,074	0,341	4,051
4,5		3,482	0,341	4,051
5,0		3,888	0,341	4,051

Почему отрицательные значения?

5. РАСЧЕТ КООРДИНАТЫ ФОКУСА РН

5.1. Определение фокуса изолированного корпуса

→ Координата фокуса корпуса (X_F), у которого отсутствуют переходные части, рассчитывается по формуле

$$X_F = \bar{X}_{FN} \quad (25)$$

→ где $\bar{X}_{FN}, \bar{X}_{FN1}$ — координаты фокусов носовой конической части с цилиндром и комбинации усеченного конуса с цилиндром относительно носа РН, м.

Координата фокуса носовой части определяется по формуле

$$\bar{X}_{FN} = L_N - \frac{W_N}{S_M} + L_N \Delta \bar{X}_{FN} \quad (26)$$

→ где L_N — длина конической части, м; $L_N = 4,02$ м;

→ W_N — объем носовой конической части, м³;

$$W_N = \frac{1}{3} L_N S_M = \frac{1}{3} \cdot 4,02 \cdot 7,992 = 10,71 \text{ м}^3;$$

А где объём сферического затупления?

→ $\Delta \bar{X}_{FN}$ — относительное смещение фокуса носовой части при увеличении числа Маха, определяется по [2, рисунок 34].

Результаты расчётов по формулам (25) и (26) приведены в таблице 9.

4. РАСЧЕТ ПРОИЗВОДНОЙ КОЭФФИЦИЕНТА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НОРМАЛЬНОЙ СИЛЫ РН ТИТАН ЗА ПО УГЛУ АТАКИ

4.1 Производная коэффициента нормальной аэродинамической силы РН по углу атаки

Производная коэффициента нормальной силы изолированного корпуса по углу атаки C_y^α определяется для корпуса по формуле

$$C_y^\alpha = C_{y_n}^{\alpha n} \quad (16)$$

где $C_{y_n}^{\alpha n}$ — производная коэффициента нормальной силы, действующей на носовую часть.

Так как РН представляет собой конус со сферическим затуплением с цилиндром, необходимо использовать формулу

$$C_y^\alpha = C_y^{\alpha l} - (C_y^{\alpha ll} - C_{y_{сф}}^\alpha) \bar{r}^2 \quad (17)$$

где $C_y^{\alpha l}$ определяется по [2, рисунок 20] при $\frac{\lambda_{ш}}{\lambda_n} = \frac{l_{ш}}{l_n} = 7,214$,

$C_y^{\alpha ll}$ определяется по [2, рисунок 20] при $\frac{\lambda_{ш}}{\lambda_n} = 0$; здесь Вы не

учитываете материал лекции

$C_{y_{сф}}^\alpha$ определяется по [2, рисунок 22] для полусферы.

→ Результаты расчетов приведены в приложении В (таблица В.1).

Результаты расчетов по формуле (25) приведены в приложении В (таблица В.9). На рисунке 7 показан график зависимости C_y^α от числа Маха.

В таблице В.9 ошибка расчета по формуле (17) для дозвуковых чисел Маха

ПРИЛОЖЕНИЕ В

КОЭФФИЦИЕНТ ПРОИЗВОДНОЙ НОРМАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ

Таблица В.1 — Коэффициент производной нормальной аэродинамической
силы

M_∞	$\frac{\sqrt{1 - M_\infty^2}}{\lambda_H}$	$\frac{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}{\lambda_H}$	c_y^{al}	c_y^{all}	$c_{y\text{сф}}^\alpha$	c_y^α
	$1/\text{град}$					
0,1	0,798	—	0,0352	0,0431	0,0352	0,0321
0,3	0,829		0,0352	0,0467	0,0351	0,0306
0,5	0,887		0,0352	0,0469	0,0349	0,0305
0,7	0,969		0,0352	0,0476	0,0347	0,0301
0,9	1,068		0,0352	0,0467	0,0345	0,0304
1,0	0,000	0,000	0,0452	0,0463	0,0343	0,0405
1,1	—	0,364	0,0524	0,0461	0,0341	0,0477
1,3		0,659	0,0578	0,0457	0,0339	0,0532
1,5		0,887	0,0592	0,0452	0,0337	0,0547
2,0		1,375	0,062	0,0449	0,0335	0,0575
2,5		1,818	0,0624	0,0447	0,0333	0,0579
3,0		2,245	0,0628	0,0445	0,0331	0,0583
3,5		2,662	0,0632	0,0443	0,0329	0,0587
4,0		3,074	0,0636	0,0432	0,0327	0,0595
4,5		3,482	0,064	0,0431	0,0325	0,0598
5,0		3,888	0,0644	0,0428	0,0327	0,0604