

1.Расчёт основных лётно-технических характеристик самолёта в нормальных условиях полёта

1.1 Определение полётной массы самолёта

Определяем среднюю полётную массу самолёта с целью сокращения

где m_0 - взлетная масса

$$m_t = (0.3-0.5)m_0$$

$$m_t = 0.3 * 22600 = 6780 \text{ кг}$$

$$m_{cp} = 22600 - 6780 * 0.5 = 19210 \text{ кг}$$

Находим вес самолёта: $G = m_{cp}g$

$$\text{где } g = 9.81 \text{ м/с}^2$$

$$G = 9.81 * 19210 = 188450,1$$

Расчет и построение полётных поляр

Полётные поляры (поляры режимов горизонтального полёта) будем рассчитывать для следующих высот: $H=0,3,6,9,12$ км.

Порядок расчета

1. Для каждой принятой высоты берем из таблицы стандартной атмосферы (СА) величины давления p [Н/м²] и рассчитываем коэффициент k , равный

$$k = G_{cp} / 0.7pS$$

2. При каждом числе M , при котором построена зависимость $C_{Xa} = f(C_{ya})$, определяем на каждой принятой высоте величину потребного коэффициента C_{ya}

$$C_{ya} = k / M^2$$

3. Для каждой высоты точки, соответствующие полученным значениям C_{ya} , отметить на каждой кривой $C_{Xa} = f(C_{ya}, M)$, а затем соединить их плавной кривой. В результате мы получим полётные поляры

таблица1 Расчётная таблица для построения полётных поляр							
величина		Принятые или полученные данные					
Высота H (км)		0	3	6	9	12	15
плотность		1,225	0,909	0,66	0,467	0,312	0,195
Давление P (н/м ²)		1,01E+05	7,01E+04	4,72E+04	3,08E+04	1,94E+04	1,05E+04
k		3,47E-02	5,02E-02	7,46E-02	1,14E-01	1,81E-01	3,35E-01
M	M2	потребный Cy					
0,80	0,64	0,05	0,08	0,12	0,18	0,28	0,52
0,75	0,56	0,06	0,09	0,13	0,20	0,32	0,60
0,60	0,36	0,10	0,14	0,21	0,32	0,50	0,93
0,50	0,25	0,14	0,20	0,30	0,46	0,73	1,34

1.3 Расчёт и построение кривых потребных тяг Жуковского

Построение и расчёт кривых тяг Жуковского рассчитываем для тех же высот: **H-0,3,6,9,12 км**

Порядок расчёта

1. Ориентируясь на полётную поляру на заданной высоте, задаемся рядом значений C_{ya} начиная с $C_{ya \text{ max}}$ и включая $C_{ya \text{ наив}}$. В диапазоне изменения коэффициента подъемной силы от $C_{ya \text{ max}}$ до $C_{ya \text{ наив}}$ задаёмся значениями с интервалом 0.2 (для ТРД). При $C_{ya} < C_{ya \text{ наив}}$ задаёмся коэффициентом подъемной силы с интервалом 0.1. Наименьшее значение C_{ya} берём из условия обеспечения пересечения кривых потребных и располагаемых тяг.

2. При принятых значениях C_{ya} по соответствующей полётной поляре

снимаем соответствующие им значения $C_{ха}$.

3. Определяем аэродинамическое качество

$$K = C_{ya} / C_{ха}$$

4. Подсчитываем требуемую тягу $F_{п} = G_{ср} / K$

5. Вычисляем величину $A1 = 2G_{ср} / \rho S$ на каждой принятой высоте, взяв плотность ρ [кг/м³] по таблице СА.

6. Определяем скорость, требуемую для горизонтального полёта на каждой принятой высоте и при каждом принятом значении C_{va}

$$V = \sqrt{\frac{G_{ср}}{K}}$$

7. По результатам расчёта строим кривые потребных тяг

Расчётная таблица для построения кривых потребных тяг с учётом волнового сопротивления

H	0	ρ	1,225								
таблица 2А Расчётная таблица для построения кривых потребных тяг с учётом волнового сопротивления											
Величина	принятые или полученные данные										
C_{ya}	0,05	0,06	0,10	0,14	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,35
$C_{ха}$	0,0235	0,0218	0,0199	0,0181	0,0181	0,0222	0,031	0,0458	0,074	0,1211	0,1811
K	2,309828	2,833012	4,84922	7,677306	11,04972	18,01802	19,35484	17,46725	13,51351	9,909166	7,454445
F(п)	81586,21	66519,34	38861,94	24546,38	17054,73	10458,98	9736,589	10788,77	13945,31	19017,76	25280,23
A1	4021,877551										
V	272,2016	255,189	204,1512	170,126	141,8076	100,2731	81,87264	70,90379	63,41827	57,8927	54,58176
N п											
3,6V	979,9258	918,6804	734,9443	612,4536	510,5073	360,9831	294,7415	255,2536	228,3058	208,4137	196,4943

H	3	ρ	0,909								
таблица 2А Расчётная таблица для построения кривых потребных тяг с учётом волнового сопротивления											
Величина	принятые или полученные данные										
C_{ya}	0,08	0,09	0,14	0,20	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,35	
$C_{ха}$	0,0232	0,02109	0,01965	0,0181	0,0222	0,031	0,0458	0,074	0,1211	0,1811	
K	3,381045	4,231748	7,096657	11,09431	18,01802	19,35484	17,46725	13,51351	9,909166	7,454445	
F(п)	55737,24	44532,45	26554,77	16986,19	10458,98	9736,589	10788,77	13945,31	19017,76	25280,23	
A1	5420,022002										
V	262,864	246,435	197,148	164,29	116,4047	95,04404	82,31056	73,6208	67,20629	63,36269	
N п											
3,6V	946,3103	887,1659	709,7327	591,4439	419,0569	342,1586	296,318	265,0349	241,9426	228,1057	

	6	ρ	0,66							
таблица 2А Рсчётная таблица для построения кривых потребных тяг с учётом волнового сопротивления										
Величина	принятые или полученные данные									
Суа	0,12	0,13	0,21	0,30	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,35
Сха	0,02276	0,02109	0,02054	0,01959	0,0222	0,031	0,0458	0,074	0,1211	0,1811
К	5,1185	6,284863	10,08305	15,22371	18,01802	19,35484	17,46725	13,51351	9,909166	7,454445
F(п)	36817,45	29984,76	18689,79	12378,73	10458,98	9736,589	10788,77	13945,31	19017,76	25280,23
A1	7464,848485									
V	253,1355	237,3145	189,8516	158,2097	136,6094	111,5411	96,59742	86,39935	78,87146	74,36072
N п										
3,6V	911,2878	854,3323	683,4658	569,5549	491,7937	401,5479	347,7507	311,0377	283,9373	267,6986

	9	ρ	0,467							
таблица 2А Рсчётная таблица для построения кривых потребных тяг с учётом волнового сопротивления										
Величина	принятые или полученные данные									
Суа	0,18	0,20	0,32	0,46	0,6	0,8	1	1,2	1,35	
Сха	0,02304	0,02209	0,0227	0,02426	0,031	0,0458	0,074	0,1211	0,1811	
К	7,748609	9,195343	13,98163	18,83889	19,35484	17,46725	13,51351	9,909166	7,454445	
F(п)	24320,51	20494,08	13478,41	10003,25	9736,589	10788,77	13945,31	19017,76	25280,23	
A1	10549,89293									
V	243,0921	227,8989	182,3191	151,9326	132,6015	114,8363	102,7127	93,76341	88,40099	
N п										
3,6V	875,1317	820,436	656,3488	546,9573	477,3654	413,4105	369,7656	337,5483	318,2436	

	12	ρ	0,312							
таблица 2А Рсчётная таблица для построения кривых потребных тяг с учётом волнового сопротивления										
Величина	принятые или полученные данные									
Суа	0,28	0,32	0,50	0,73	0,8	1	1,2	1,35	1,2	1,35
Сха	0,0264	0,0253	0,0291	0,0392	0,0458	0,074	0,1211	0,1811	0,1211	0,1811
К	10,73622	12,74653	17,31569	18,51011	17,46725	13,51351	9,909166	7,454445	9,909166	7,454445
F(п)	17552,75	14784,42	10883,2	10180,93	10788,77	13945,31	19017,76	25280,23	19017,76	25280,23
A1	15791,02564									
V	236,0356	221,2834	177,0267	147,5223	140,4948	125,6623	114,7135	108,1529	114,7135	108,1529
N п										
3,6V	849,7283	796,6203	637,2962	531,0802	505,7812	452,3845	412,9686	389,3505	412,9686	389,3505

H	15	ρ	0,195			
таблица 2А Расчётная таблица для построения кривых потребных тяг с учётом волнового сопротивления						
Величина	принятые или полученные данные					
Суа	0,52	0,60	0,93	1,34	1,35	
Сха	0,0394	0,0408	0,081	0,1769	0,1811	
K	13,29142	14,60377	11,49371	7,578439	7,454445	
F(п)	14178,33	12904,21	16395,94	24866,61	25280,23	
A1	25265,64103					
V	219,6501	205,9219	164,7376	137,2813	136,8038	
N п						
3,6V	790,7403	741,319	593,0552	494,2127	492,4938	

1.4 Расчёт и построение кривых располагаемых тяг самолёта с ТРД

Располагаемая тяга F_p самолёта с ТРД равна:

$$F_p = i P_0 \bar{F}$$

где i - число двигателей;

P_0 - статическая тяга двигателя, указанная в задании ($H=0, V=0$);

\bar{F} - относительная тяга ТРД (выраженная в долях от статической тяги)

Кривые располагаемых тяг рассчитываем для тех же высот, для которых рассчитываем кривые потребных тяг, т.е. для $H=0,3,6,9,12$ км.

Порядок расчёта

1. На принятых высотах задаёмся рядом скоростей и на каждой принятой высоте i скорости определяем относительную тягу \bar{F}_p .
2. Рассчитываем располагаемую тягу: $F_p = i P_0 \bar{F}$
3. Строим кривые располагаемых тяг $F_p = f(V, H)$ на том же рисунке, на котором построены кривые потребных тяг $F_n = f(V, H)$.

Таблица 3

Расчётная таблица для построения кривых располагаемых тяг

$i=$	2	P_0	32000					
Высота		Величина						
	1	V км/ч	0	200	400	600	800	1000
H=0	2	\bar{F}_p	1	0,9	0,84	0,8	0,8	0,82
	3	F_p	64000	57600	53760	51200	51200	52480
H=3	2	\bar{F}_p	0,81	0,73	0,68	0,67	0,65	0,66
	3	F_p	51840	46720	43520	42880	41600	42240
H=6	2	\bar{F}_p	0,63	0,59	0,55	0,52	0,51	0,53
	3	F_p	40320	37760	35200	33280	32640	33920
H=9	2	\bar{F}_p	0,5	0,46	0,43	0,42	0,41	0,44
	3	F_p	32000	29440	27520	26880	26240	28160
H=12	2	\bar{F}_p	0,35	0,32	0,305	0,3	0,305	0,31
	3	F_p	22400	20480	19520	19200	19520	19840
H=12	2	\bar{F}_p	0,35	0,32	0,305	0,3	0,305	0,31
	3	F_p	22400	20480	19520	19200	19520	19840
H=15	2	\bar{F}_p	0,22	0,2	0,18	0,16	0,17	0,19
	3	F_p	14080	12800	11520	10240	10880	12160

1.5 Определение характерных скоростей горизонтального полёта методом тяг и построение диаграммы диапазона скоростей самолёта с ТРД

У самолёта с ТРД в качестве характерных скоростей в горизонтальном полёте принимают скорости: V_{T-min} - теоретическая минимальная

$U_{наив}$ - наивыгоднейшая

ВКРС - крейсерская

V_{max} - максимальная

$V_{пр·min}$ - практически минимальная (малый газ)

Практически минимальная скорость - это скорость горизонтального полёта, при которой допустима минимальная подача топлива. Она характерна тем, что разделяет I и II режимы горизонтального полёта. Приблизительно $V_{пр·min}$ можно определить как скорость, при которой отношение тяг (F_n/F_p) является наименьшим. У самолётов с ТРД скорость $V_{пр·min}$ близка к $U_{наив}$, у самолётов с ДТРД $V_{пр·min} < V_{НаНВ}$.

Порядок определения скорости $V_{пр}$. В ожидаемой области расположения $V_{пр·min}$ задаёмся 5-6 значениями скорости (в диапазоне 150-200 км/ч с интервалом 20-50 км/ч).

1. Находим значение располагаемой тяги при каждом выбранном значении скорости по рис. 2
2. Вычисляем значение (F_n/F_p) на всех принятых скоростях.
3. По данным расчёта на каждой высоте строим кривую $F_n/F_p=f(V)$ (рис.3)
4. По минимуму кривой F_n/F_p определяем скорость $V_{пр·min}$

Таблица 4

Расчётная таблица для определения практически минимальной скорости самолёта с ТРД Дано; кривые тяг Жуковского (рис.2)

$i=$	2	$P=$	32000					
Высота		Величина						
	1	V км/ч	0	200	400	600	800	1000
$H=0$	2	F_p^-	1	0,9	0,84	0,8	0,8	0,82
	3	F_p	64000	57600	53760	51200	51200	52480
$H=3$	2	F_p^-	0,81	0,73	0,68	0,67	0,65	0,66
	3	F_p	51840	46720	43520	42880	41600	42240
$H=6$	2	F_p^-	0,63	0,59	0,55	0,52	0,51	0,53
	3	F_p	40320	37760	35200	33280	32640	33920
$H=9$	2	F_p^-	0,5	0,46	0,43	0,42	0,41	0,44
	3	F_p	32000	29440	27520	26880	26240	28160
$H=12$	2	F_p^-	0,35	0,32	0,305	0,3	0,305	0,31
	3	F_p	22400	20480	19520	19200	19520	19840
$H=12$	2	F_p^-	0,35	0,32	0,305	0,3	0,305	0,31
	3	F_p	22400	20480	19520	19200	19520	19840
$H=15$	2	F_p^-	0,22	0,2	0,18	0,16	0,17	0,19
	3	F_p	14080	12800	11520	10240	10880	12160

Таблица**5 Итоговая таблица характерных скоростей горизонтального полёта самолёта с ТРД**

итговая таблица характерных скоростей горизонтального полёта самолёта с ТРД								
H	V _{t.min}	V _{пр.min}	V _{наив}	V _{крс}	V _{мах}	V _{наб}	Низб.мах	V _{y*} max
0	195	280	295	350	820	510	5000000	26,53222
3	230	325	342	403	862	567	4070000	21,59723
6	267	395	400	475	884	600	3440000	18,25417
9	317	480	478	541	900	640	2590000	13,74369
12	390	560	530	590	870	670	1400000	7,429022

По данным итоговой таблицы строим диаграмму диапазона истинных скоростей (рис 4)

1.6 Определение максимальной вертикальной скорости, скорости набора высоты и потолка самолёта с ТРД

Максимальную вертикальную скорость $V_{г\max}$ определяем для установившегося ($V = \text{const}$) набора высоты.

Порядок расчёта

1. Ориентируясь на кривые тяг Жуковского, в зоне наибольшего избытка тяги, на каждой принятой высоте (**H=0,3,6,9,12** км) задаёмся 4-5 значениями скоростей
2. Для каждой скорости определяем по кривым Жуковского (см. рис.2) значение располагаемой и потребной тяг.
3. Вычисляем для каждой скорости избыток тяги

$$F_{изб} = F_p - F_n$$

4. Находим избыток тяги

$$N_{изб} = F_{изб} V \text{ [Вт]}$$

5. Строим на каждой принятой высоте кривую избытка мощности $N_{изб} = f(V)$ (рис.5)
6. По максимумам кривых $N_{изб} = f(V)$ определяем скорость $V_{Наб}$
7. Вычисляем максимальную вертикальную скорость на каждой принятой высоте по формуле

$$V_{y*\max} = N_{изб\max} / G_{ср}$$

8. Результаты расчёта $V_{Наб}$, $N_{ВЗб}$, $V_{v,\max}$ записываем в таблицу 5, а расчет сводим в таблицу 6

Табл
ица 6

Расчётная таблица для определения $V_{наб}$ и $V_{у*max}$ самолёта с ТРД							
Высота	№	Величина	принятые или полученные данные				
Н=0	1	V км/ч	270	350	470	600	820
	2	V м/с	75	97,22222	130,5556	166,6667	227,7778
	3	F_p	10000	10000	15000	23500	51100
	4	F_p	56000	54500	53000	51000	51100
	5	Физб	46000	44500	38000	27500	0
	6	Низб	3450000	4326389	4961111	4583333	0
Н=3	1	V км/ч	330	400	500	650	930
	2	V м/с	91,66667	111,1111	138,8889	180,5556	258,3333
	3	F_p	10000	10500	14000	21730,77	51000
	4	F_p	44800	44000	43000	42500	51000
	5	Физб	34800	33500	29000	20769,23	0
	6	Низб	3190000	3722222	4027778	3750000	0
Н=6	1	V км/ч	370	500	600	750	875
	2	V м/с	102,7778	138,8889	166,6667	208,3333	243,0556
	3	F_p	10000	11000	13480	20000	34500
	4	F_p	35400	34500	34000	33700	34500
	5	Физб	25400	23500	20520	13700	0
	6	Низб	2610556	3263889	3420000	2854167	0
Н=9	1	V км/ч	450	600	700	800	875
	2	V м/с	125	166,6667	194,4444	222,2222	243,0556
	3	F_p	10500	11500	14202,29	19400	24000
	4	F_p	27500	27000	26000	26000	26500
	5	Физб	17000	15500	11797,71	6600	2500
	6	Низб	2125000	2583333	2294000	1466667	607638,9
Н=12	1	V км/ч	500	600	675	750	850
	2	V м/с	138,8889	166,6667	187,5	208,3333	236,1111
	3	F_p	11000	11000	11500	13000	17500
	4	F_p	19200	19000	19200	19300	19500
	5	Физб	8200	8000	7700	6300	2000
	6	Низб	1138889	1333333	1443750	1312500	472222,2

8.

По
данны
м
расчёт
а

строим кривые изменения $V_{наб}$ и $V_{у*max}$ по высоте полёта. Кривую $V_{наб} = f(H)$ строим на диаграмме диапазона истинных скоростей (рис.4)

Кривую $V_{у*max} = f(H)$ строим на (рис. б)

9. По кривой $V_{у*max} = f(H)$ определяем теоретический потолок H_T и практический потолок

$$H_T = 13820 \text{ м.}$$

$$H_{np} = 13688 \text{ м}$$

1.7 Расчёт и построение барограммы набора высоты (барограмма подъёма)

самолёта с ТРД

Расчёт минимального времени набора заданной высоты сводится к определению интеграла:

$$t_{наб} = \int_0^H \frac{dH}{V_{y\max}^*}$$

Порядок расчёта

1. Используя график $V_{y\max}=f(H)$ строим подынтегральную функцию $1/V_{y\max}^*=f(H)$ на отдельном рисунке (рис. 7) в диапазоне высот $H=0 : H_{пр}$
2. Руководствуясь этим рисунком (рис. 7), разбиваем высоты (от $H=0$ до $H_{пр}$) на ряд элементарных участков, выбрав интервал высоты ΔH из условия, чтобы подынтегральная функция $1/V_{y\max}^*$ изменялась на интервале не более чем в 1.5 раза.
3. Определяем среднее значение подынтегральной функции в каждом выбранном интервале

$$(1/V_{y\max}^*)_{cp} = 0,5((1/V_{y\max}^*)_{hi} + (1/V_{y\max}^*)_{hi+\Delta h})$$

4. Вычисляем время набора каждого выбранного интервала высоты

$$\Delta t_{наб} = (1/V_{y\max}^*)_{cp} \Delta H / 60 \text{ мин}$$

5. Последовательным суммированием времени набора высоты всех предыдущих участков определяем время набора принятой высоты:

$$t_{наб} = \sum_{H=0}^{H_{пр}} \Delta t$$

6. По данным расчёта строим барограмму подъёма на (рис. 7), на котором была построена подынтегральная функция $1/V_{y\max}^*=f(H)$

Таблица 7 Расчётная таблица для построения барограммы подъёма

№	Величина	принятые или полученные данные							
1	V_y	25,61889	24,22185	22,82481	22,12629	20,03073	18,6337	17,93518	15,83962
2	H	0,5	1,5	2,5	3	4,5	5,5	6	7,5
3	$1/V_{y\max}^*$	0,039034	0,041285	0,043812	0,045195	0,049923	0,053666	0,055756	0,063133
4	ΔH		1	1	0,5	1,5	1	0,5	1,5
5	$1/V_{y\max}^*_{cp}$		0,040159	0,042549	0,044504	0,047559	0,051795	0,054711	0,059445
6	$\Delta t_{наб}$		0,669323	0,709142	0,370863	1,18898	0,863246	0,455927	1,486115
7	$t_{наб}$	0	0,669323	1,378465	1,749327	2,938307	3,801553	4,25748	5,743595

№	Величина						
1	V_y	14,44258	13,04554	11,04429	10,74286	6,933333	0,5
2	H	8,5	9,5	10,9325	11	12	13,68875
3	$1/V_{y\max}^*$	0,06924	0,076655	0,090545	0,093085	0,144231	2
4	ΔH	1	1	1,4325	0,0675	1	1,68875

5	1/Vy*maxcp	0,066186	0,072947	0,0836	0,091815	0,118658	1,072115
6	Δтнаб	1,103104	1,215785	1,995939	0,103292	1,977632	30,17558
7	тнаб	6,846699	8,062485	10,05842	10,16172	12,13935	42,31493

1.8 Расчёт и построение поляр скоростей планирования самолёта с ТРД.

Расчёт планирования сводим к расчёту и построению поляры скоростей планирования и определения режимов наибольшей дальности планирования и наибольшей продолжительности планирования. Расчёт будем проводить на средней высоте $H_{cp} = H_p/2$ и при посадочной массе самолёта $m_{пл} = m_{пос} = m_0 - 0.9m_t$

Поляру планирования можно принять совпадающей с полярой самолёта $C_{y\lambda} = \Lambda C_{ш}$, взятой без учёта волнового сопротивления (при $M < 0,3$).

Порядок расчёта

1. Задаёмся рядом значений подъёмной силы с интервалом 0.1, начиная с $C_y = 0.5 C_{yа\text{ наив}}$ и включая $C_{yа\text{ max}}$

2. По поляре самолёта при принятых значениях C_{ya} , определяем значения C_{xa} . (рис.8)

3. Вычисляем при каждом значении C_{ya} аэродинамическое качество $K = C_{ya} / C_{xa}$

4. Определяем тангенс угла планирования $tg\theta = 1/K$

5. Определяем значение $\theta_{пл}$ по $tg\theta$

6. По найденному углу $\theta_{пл}$ находим значения $\cos\theta_{пл}$ и $\sin\theta_{пл}$

7. Находим скорость планирования

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G_{пл} \cos(\theta_{пл})}{\rho_{Hcp} S C_{ya}}}$$

8. Вычисляем горизонтальную и вертикальную составляющие скорости планирования

$$V_y = V_{пл} \cos\theta_{пл}$$

$$V_x = V_{пл} \sin\theta_{пл}$$

9. Строим поляру скоростей планирования (рис.10)

10. Определяем режимы наибольшей дальности планирования (касательная из начала координат) и наибольшего времени планирования (касательная параллельная оси абсцисс)

Таблица 8

Расчётная таблица для построения поляры скоростей планирования

Гпл	161845,4	H cp	4000	S=	76,5	ρ	0,836	
Расчётная таблица для построения поляры скоростей планирования								
№	Величина							
1	Cy	0,2	0,4	0,6	0,8	1	1,2	1,35
2	Cx	0,0181	0,0222	0,031	0,0458	0,074	0,1211	0,1811
3	K	11,04972	18,01802	19,35484	17,46725	13,51351	9,909166	7,454445
4	tgθ	0,0905	0,0555	0,051667	0,05725	0,074	0,100917	0,134148
5	θград	5,171181	3,176657	2,957652	3,276607	4,232174	5,76259	7,640508
6	sinθ	0,090132	0,055415	0,051598	0,057156	0,073798	0,100407	0,132957
7	cosθ	0,99593	0,998463	0,998668	0,998365	0,997273	0,994946	0,991122
8	Vпл	158,7562	112,4003	91,78384	79,47509	71,04579	64,77994	60,95761
9	Vхпл	158,11	112,2276	91,66158	79,34517	70,85207	64,45257	60,41641
10	Vупл	14,30896	6,22863	4,735848	4,542511	5,243053	6,504339	8,10475
11	α	0	6	9	13	15	19	20

Режим наибольшей дальности планирования $\alpha=9$, $V=102,296748804766$ м/с

Режим наибольшего времени планирования $\alpha=13$, $V=88,5781556014433$

2. Расчёт дальности и продолжительности полёта

2.1 Расчёт дальности и продолжительности набора высоты

При заданной высоте H_p , продолжительность набора высоты $t_{наб}$ находим по барограмме самолёта (рис. 7). Тогда дальность набора высоты можно свести к нахождению интеграла:

$$L_{наб} = \int_0^{t_{наб}} V_x dt = \int_0^{t_{наб}} V_{наб} \cos \theta dt$$

Для дозвуковых гражданских самолетов угол наклона траектории на режиме быстрого набора высоты мал (менее 10°), поэтому допустимо принять $\cos \theta_{пл} = 1$. Если при этом скорость набора от $H=0$ до $H=H_p$ изменяется не более чем в 1.5 раза, то набора высоты можно определить по формуле:

$$L_{наб} = V_{набср} t_{наб}, \text{ [км]}$$

где $V_{набср} = 0.5(V_{наб H=0} + V_{наб H=H_p})$

$$V_{набср} = 0.5(510 + 630) = 570 \text{ км/ч}$$

$$L_{набср} = 580 * 6.2 \text{ мин} / 60 = 58.74 \text{ км}$$

2.2 Расчёт дальности и продолжительности горизонтального полёта

В общем случае дальность и продолжительность горизонтального полёта определяют выражениями:

$$L_{z.n.} = - \int_{m_{нач}}^{m_{кон}} \frac{dm}{q_K} = \int_0^{m_{z.n.}} \frac{dm_m}{q_K}$$
$$t_{z.n.} = - \int_{m_{нач}}^{m_{кон}} \frac{dm}{q_ч} = \int_0^{m_{z.n.}} \frac{dm_m}{q_ч}$$

где

$q_ч$ - асовый расход топлива, [кг/ч];

q_K - километровый расход топлива, [кг/км];

$m_{нач}, m_{кон}$ - масса самолёта в начале и в конце горизонтального полёта на крейсерском режиме, [кг];

$m_{т.г.п.} \sim (m_{нач} - m_{кон})$ - запас топлива, который может быть израсходован в горизонтальном полёте, [кг]

Для гражданских самолётов, как правило, во всём диапазоне изменения массы от $m_{нач}$ до $m_{кон}$ расход топлива ($q_ч$ и q_K) изменяется менее чем в 1.5 раза, то дальность и

продолжительность горизонтального полёта приближено можно определить по формуле:

$$L_{\text{гп}} = m_{\text{тг.п}} / q_{\text{ксп}} \text{ км}$$

$$t_{\text{гп}} = m_{\text{тг.п}} / q_{\text{чсп}}$$

где $q_{\text{ксп}}$ и $q_{\text{чсп}}$ - средние километровый и часовой расход топлива вычисляется при $m = \text{const}$ и $V_{\text{крс}}, H_p$

Порядок расчёта

1. Определяем массу самолёта в конце горизонтального полета

$$m_{\text{КОН}} = m_0 - 0.9m_p, [\text{кг}]$$

$$m_{\text{КОН}} = 22600 - 0.9 * 6780 = 16498 \text{ кг}$$

2. Определяем ср. часовой расход топлива в процесс набора высоты (когда двигатели

незадросселированы) для $H = H_p / 2$ и $V_{\text{набср}}$

$$q_{\text{чсп}} = C_p F_p$$

где C_p - удельный расход топлива вычисляется по формуле:

$$C_p = \bar{C}_p C_{p0}$$

здесь \bar{C}_p - относительный удельный расход топлива, определяется для $H = H_p / 2$ и $V_{\text{набср}}$

C_{p0} - статический удельный расход топлива берём из задания .

F_p - располагаемая тяга для $H = H_p / 2$ и $V_{\text{набср}}$ (определяется по графику)

$$C_p = 1.20 * 0.08 = 0.096 [\text{кг} * \text{т} / \text{Н} * \text{ч}]$$

$$F_p = 30000$$

$$q_{\text{чсп}} = 0.096 * 30000 = 2880 [\text{кг} / \text{ч}]$$

3. Определяем расход топлива на набор высоты:

$$m_{\text{тнab}} = q_{\text{чсп}} t_{\text{нab}} / 60, [\text{кг}] \quad \text{еп}$$

$$m_{\text{тнab}} = 6,2 * 2880 / 60 = 298 \text{ кг}$$

4. Вычисляем массу самолета в начале горизонтального полёта:

$$m_{\text{нач}} = (m_0 - m_{\text{тнab}}) = 22600 - 298 = 22302$$

5. Вычисляем значение коэффициента подъёмной силы, потребного для горизонтального

полёта на заданном режиме (H_p и $V_{\text{крс}}$)

$$C_{ya} = 2G_{sp} / \rho_{H_p} S V_{\text{крс}}^2$$

$$2 * 188450 / (0,535 * 76,5 (815/3,6)^2) = 0,018$$

6. По поляре $C_y = f(C_{xa})$ и соответствующему числу $M_{\text{крс}} = V_{\text{крс}} / a$, находим коэффициент

C_{xa} и подсчитываем аэродинамическое качество $K = C_{ya} / C_{xa}$

$$K = 0.18 / 0.023 = 7,826 \quad \text{—}$$

7. Определяем тягу при задросселированном двигателе:

$$F_{\text{п}} = F^{\text{д}} = G / K$$

$$188450 / 7,826 = 24079.99 \text{ Н}$$

8. На заданном крейсерском режиме горизонтального полёта определяем тягу и удельный расход топлива при незадресселированном двигателе

$$F_p^H = \bar{F}_p i P_0$$

$$F_p^H = 32000 * 2 * 0.469 = 30000 \text{ Н}$$

$$C_p^H = \bar{C}_p C_{p0}$$

$$C_p^H = 1.25 * 0.08 = 0.096 \text{ [кг*т/Н*ч]}$$

9. Вычисляем степень дросселирования двигателя

$$F = 24079 / 30000 = 0,802633$$

10. По графику $C_p - f(F)$ при полученном значении степени дросселирования определяем относительный удельный расход топлива при задресселированном двигателе $C_p = 0,97$

11. Вычисляем удельный расход топлива при задресселированном двигателе

$$C_p^D = C_p C_p^H, \text{ [кг топл/Н*ч]}$$

$$C_p^D = 0,97 * 0.096 = 0.09312 \text{ [кгтопл/Н*ч]}$$

12. Определяем средний часовой расход топлива в горизонтальном полёте,

$$q_{4cp} = 0.09312 * 24079.99 = 2242.24 \text{ кг/ч}$$

13. Находим продолжительность горизонтального полёта

$$t_{гп} = m_{г.п} / q_{4cp}$$

$$t_{гп} = (22302 - 16498) / 2242.24 = 2,58 \text{ часа}$$

14. Определяем дальность горизонтального полёта

$$L_{г.п} = 2,58 * 815 = 2102,7 \text{ км}$$

2.3 Расчёт дальности и продолжительности снижения (планирования)

Расчёт дальности и продолжительности планирования будем производить при предположении, что планирование имеет место под наивыгоднейшим углом атаки $\alpha_{наив}$. В этих условиях в общем случае дальность планирования определяется как:

$$L_{пл} = \int_0^{H_p} K \max dH$$

Для дозвуковых самолётов K_{max} допустимо принять постоянным и равным его значению на $H_{cp} = H_p / 2$, а $V = \text{const}$ и равной скорости планирования на этой средней высоте. В этом случае

$$L_{пл} = K_{max} H_p, \text{ [км];}$$

Значения $K_{шах}$ и $V_{ар.ср}$ берём по результатам расчёта поляры скоростей планирования на $H_{cp} = H_p / 2$

$$L_{пл} = 19,35 * 8 = 154 \text{ км}$$

$$t_{пл} = 154,8 / 102 * 3600 = 0,42 \text{ часа}$$

Определяем дальность и продолжительность полёта:

$$L=L_{\text{наб}}+L_{\text{гп}}+L_{\text{пл}}, [\text{км}]$$

$$L=58,74+2102,7+154=2314 \text{ км}$$

$$t=t_{\text{наб}}+t_{\text{гп}}+t_{\text{пл}} [\text{ч}]$$

$$t=0,103+2,58+0,42=3,103 \text{ часа}$$

3. Расчёт взлётно-посадочных характеристик самолёта

Расчёт взлётно-посадочных характеристик сводится к определению фактических и потребных дистанций разбега, взлётной и посадочной дистанции самолёта.

3.1 Расчёт фактической взлётной дистанции самолёта

Взлётная дистанция складывается из длины разбега L_p и дистанции взлётно участка L_1

а) Расчёт длины разбега. Приближено, расчёт длины разбега можно провести по формуле:

$$L_p = V_{\text{отр}}^2 / 2g(F_{\text{рсп}}/G_0 - f_{\text{пр}}^L) \text{ м}$$

где $V_{\text{отр}}$ - скорость отрыва самолёта [м/с];

$F_{\text{рсп}}$ - значение тяги двигателей при $V=0.7 V_{\text{отр}}$;

$f_{\text{пр}}^L = f + (0.02:0.035)$ - значение приведенного коэффициента трения в условиях разбега;

f - коэффициент трения при разбеге.

Порядок расчёта

1. Определяем скорость отрыва $V_{\text{отр}}$

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G_0}{\rho_0 S C_{yотр}}}$$

Суотр- коэффициент подъёмной силы при отрыве, определяется при угле атаки $\alpha_{отр}$ по кривой $C_y=f(\alpha)$, построенной с учётом влияния близости земли $\alpha_{отр}=7,5^\circ-9;5^\circ$

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{22600*9.8*2}{1,26 * 76,5 * 1,225}} = 61,2$$

2. По кривым располагаемых тяг Жуковского определяем по значению скорости $V_{отр}$ тягу двигателей при отрыве самолёта $F_p=56000$

3. Подбираем коэффициент трения f при разбеге

$f=0.03$ (Сухое бетонное покрытие с не заделанными швами)

4. Вычисляем значение приведенного коэффициента трения при разбеге

$$f_{np}^L = f + (0.02:0.035)$$

$$f_{np}^L = 0,03 + 0,03 = 0,06$$

5. Определяем среднее значение тяги двигателей при разбеге $F_{p,ср}$ [Н]. Определяем по кривым располагаемых тяг Жуковского при **скорости** $V=0.7V_{отр}$.

$$F_{p,ср}=58000$$

6. Рассчитываем длину разбега

$$L_p = V_{отр}^2 / 2g (F_{p,ср} / G_0 - f_{np}^L)$$

$$\frac{61.2^2}{2 \cdot 9.81 \left(\frac{58000}{22600 \cdot 9.8} - 0.06 \right)} = \blacksquare$$

б) Расчёт дистанции воздушного взлётного участка. Приближенно расчёт дистанции L_x можно провести по формуле:

$$L_1 = G_0 / F_{изб,ср} (V_2^2 - V_{отр}^2) / 2g + 10.7$$

V_2 - безопасная скорость взлёта на высоте $H_{взл}=10,7м$

$F_{изб,ср}$ ~ среднее значение избытка тяги в процессе разгона от $V_{отр}$ до V_2 с одновременным набором высоты 10,7 м

Порядок расчёта

1. Определяем безопасную скорость взлёта: Приближенно скорость V_2 находится

в диапазоне $V_2=(1.05-1.25)V_{отр}$

В среднем она равна $V_2=(1.10-1.15) V_{отр}$

$$\text{Примем } V_2=1,15 V_{отр} = 70,43 м/с$$

2. Проводим проверку, удовлетворяет ли НЛГС, найденные скорости $V_{отр}$ и V_2 . По НЛГС скорость отрыва должна быть не менее чем на 10% превышать скорость сваливания V_c во взлётной конфигурации. Скорость сваливания можно определить по формуле:

$$V_o = \sqrt{\frac{2G_0}{\rho_0 S C C y_0}} = \sqrt{\frac{22600 \cdot 9.8 \cdot 2}{1.225 \cdot 76.5 \cdot 1.58}} = \dots$$

По НЛГС V_2 должна не менее чем на 20% превышать скорость сваливания V_c во взлётной конфигурации. $V_2 = 1.2 V_c$

$$70,43 > 1.2 \cdot 54.69$$

3. Определяем среднее значение избытка тяги в процессе разгона. $F_{изб.ср.}$ определяем как среднеарифметическое избытка тяги при $V = V_{отр}$ и $V = V_2$ во взлётной конфигурации.

$$F_{изб.ср.} = 0,5(F_{изб.ср. V_{отр}} - F_{изб.ср. V_2})$$

Располагаемая тяга на этих скоростях снимается с кривых располагаемых тяг Жуковского на $H=0$

Потребная тяга при $V = V_{отр}$ и $V = V_2$ определяется по формуле $F_n = G_0 / K$

где $K = C_y / C_x$, $C_y = 2G_0 / \rho_0 S V^2$ значение C_x снимаем с поляры при вычисленном значении C_y (взлётная конфигурация)

Для скорости V_2

$C_y := \frac{2 \cdot 22600 \cdot 9.8}{1.225 \cdot 76.5 \cdot 70.43^2}$	$C_y = 0.953$	$C_y := \frac{2 \cdot 22600 \cdot 9.8}{1.225 \cdot 76.5 \cdot 61.2^2}$	$C_y = 1.262$
$C_x := 0.06$		$C_x := 0.12$	
$K := \frac{C_y}{C_x}$	$K = 15.882$	$K := \frac{C_y}{C_x}$	$K = 10.517$
$F_p V_2 := 58000$		$F_p V_2 := 58000$	
$F_n V_2 := \frac{2 \cdot 22600}{K}$	$F_n V_2 = 2846.021$	$F_n V_2 := \frac{2 \cdot 22600}{K}$	$F_n V_2 = 4297.892$
$F_{изб} := F_p V_2 - F_n V_2$		$F_{изб} := F_p V_2 - F_n V_2$	
$F_{изб} = 54205.306$		$F_{изб} = 53702.108$	
$\frac{53702.108 + 54205.305}{2} = 53953.707$			

Определяем дистанцию воздушного взлётно участка по формуле:

$$L_1 = \frac{G_0}{F_{изб.ср.}} \cdot \left(\frac{V_2^2 - V_{отр}^2}{2g} - 10.5 \right) \quad [M]$$

$$22600 \frac{9.8}{53702.108} \cdot \left(\frac{70.43^2 - 61.2^2}{2 \cdot 9.8} - 10.7 \right) = 211.519$$

Находим взлётную дистанцию: $L_{взл} = L_p + L_1$
 $= 945 + 211 = 1156 \text{ м}$

3.2 Расчёт фактической посадочной дистанции.

а) Расчёт дистанции воздушного посадочного участка

$$L_{впо} = K_{ср} \cdot \left(\frac{V_{нл}^2 - V_{нос}^2}{2g} - H_{нпо} \right)$$

$H_{нос}$ = 15 м - высота условного посадочного препятствия

$V_{пл}$ - скорость предпосадочного планирования

$V_{пос}$ - посадочная скорость

$K_{ср}$ - среднее аэродинамическое качество

Порядок расчёта.

1. определяем $C_{упл} < 0,6 C_{умахпос}$

$$C_{упл} = 1$$

2. $K_{пл}$ в предпосадочном планировании

$$K_{пл} = C_{упл} / C_{умахпос} = 1 / 0,095 = 10,5$$

3. Скорость предпосадочного планирования

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G_{нл}}{\rho_0 S C_{уон}}} = \sqrt{\frac{2 * 9,8 * 22600}{1,225 * 76,5 * 1}} = 68$$

4. проводим проверку, удовлетворяет ли нлгс данная скорость $V_{пл}$.

$$V_{пл} = 1,3 V_c$$

$$68 > 51,6 * 1,3$$

5. Определяем посадочную скорость

$$V_{пос} = \sqrt{\frac{2G_{но}}{\rho_0 S C_{уоно}}} = \sqrt{\frac{2 * 9,8 * 22600}{1,225 * 76,5 * 1,4}} = 58$$

6. Вычисляем аэродинамическое качество при посадке

$$K_{пос} = 1,4 / 0,11 = 12,7$$

7. определяем среднее качество

$$K_{ср} = 0,5 (K_{пл} + K_{пос}) = 0,5 (12,7 + 10,5) = 11,6$$

8. рассчитываем дистанцию воздушного посадочного участка

$$L_{впо} = K_{ср} \cdot \left(\frac{V_{нл}^2 - V_{нос}^2}{2g} + H_{нпо} \right) = 11,6 \left(\frac{68^2 - 52^2}{2 * 9,8} + 15 \right) = 1310$$

б) Расчёт длины пробега. Приближено расчёт длины пробега можно провести по формуле

$$L_{np} = \frac{V_{noc}^2}{g \left(\frac{C_{yпл}}{C_{xпос}} + f_{np} \left(2 - \frac{C_{yпр}}{C_{yпос}} \right) \right)}$$

где V_{noc} - посадочная скорость [м/с];

f_{np} - коэффициент трения при пробеге;

$C_{хпр}$, $C_{упр}$ - коэффициенты подъемной силы и сопротивления при пробеге;

$C_{упос}$ -значение коэффициента подъемной силы при посадке

Порядок расчёта

1. По зависимости $C_y=f(\alpha)$ и посадочной поляре $C_y-f(C_s)$ определяем

и $C_{хпос}$ при угле атаки $\alpha = \alpha_{пр} = \alpha_{ст}$. Стояночный угол равен $\alpha_{ст} = 1^\circ - 4^\circ$

Пусть $\alpha_{ст} = 2^\circ$ тогда ($C_{хпр} = 0,089$ $C_{упр} = 0,74$)

2. Задаемся коэффициентом трения f_{np} . Пусть $f_{np} = 0,25$ (Сухое бетонное покрытие)

3. Вычисляем длину пробега $L_{np} = \frac{V_{noc}^2}{g \left(\frac{C_{yпл}}{C_{xпос}} + f_{np} \left(2 - \frac{C_{yпр}}{C_{yпос}} \right) \right)}$

$$\frac{58^2}{9.8 \left[\frac{0.089}{1.4} + 0.25 \left(2 - \frac{0.74}{1.4} \right) \right]} = 795.648$$

$$L_{noc} = 795 + 1310 = 2105 \text{ м}$$

3.3 Расчёт потребных взлётно-посадочных характеристик

Рассчитав L_p , $L_{дрк}$, L_{noc} можно определить потребную длину разбега $L_{пдр}$, потребную дистанцию взлёта $L_{пдв}$ и потребную посадочную дистанцию для сухой ($h_{нмс}$) и влажной ВПП. По НЛГС потребная длина разбега при нормальном взлёте определяется:

$$L_{пдр} = 1.15(L_p + 0.5L_1)$$

$$L_{пдр} = 1.15(945 + 0.5 \cdot 211) = 1208 \text{ м}$$

Потребная дистанция взлета

$$L_{пдв} = 1.15 \cdot 1208 = 1389 \text{ м}$$

Потребная посадочная дистанция при сухой ВПП

$$L_{пдр} = K_{впп} L_{дрк}$$

где $K_{впп} = 1/0,6 = 1,67$ - для посадки на основной аэродром;

$K_{впп} = 1/0,7 = 1,43$ - для посадки на запасной аэродром;

$$L_{ппдс} = 1,67 \cdot 945 = 1578.150 \text{ потребная}$$

посадочная дистанция при влажной ВПП:

$$L_{ппдв} = 1.15 L_{ппдс}$$

$$L_{ппдв} = 1,15 \cdot 945 = 1086 \text{ м}$$

4. Расчёт лётно-технических характеристик самолёта с учётом эксплуатационных ограничений

4.1 Расчёт диапазона скоростей с учётом эксплуатационных ограничений

Находим следующие скорости:

$V_{\min \cdot \text{доп}}$ - минимальная допустимая скорость горизонтального полёта, гарантирующую самолёт от сваливания при полёте в турбулентной атмосфере (т.е. при попадании в вертикальный порыв ветра);

$V_{\max \text{доп}}^{\text{гн}}$ максимальная допустимая скорость горизонтального полёта, гарантирующую самолёт от превышения максимальной эксплуатационной перегрузки при полёте турбулентной атмосфере (т.е. при попадании в вертикальный порыв ветра);

$V_{\max \text{доп}}^{\text{д}}$ максимальная допустимая скорость горизонтального полёта, гарантирующую не превышение допустимого скоростного набора q_{min} ;

$V_{\max \text{доп}}^{\text{М}}$ максимальная допустимая скорость горизонтального полёта, гарантирующую не превышение допустимого числа $M_{\text{доп}}$.

а) Расчёт минимальной допустимой скорости $V_{\min \cdot \text{доп}}$.

Для определения $V_{\min \cdot \text{доп}}$ на принятой высоте воспользуемся формулой, по которой рассчитывают эффективный индикаторный порыв ветра, при котором самолёт выходит на максимальный (допустимый) угол атаки:

$$W_{\text{изз}} = \frac{V_{\text{яп}} \sqrt{\Delta}}{K} (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{гп}}) \text{ [м/с]}$$

где $K=0,7-0,95$ - поправочный коэффициент, учитывающий плавность нарастания вертикального порыва ветра и ослабление его действия, при входе в него самолёта (меньшее значение соответствует легким, а большие - тяжёлым самолётам); $\alpha_{\text{доп}}$ - допустимый угол атаки самолёта в г.п. $\alpha_{\text{доп}} = \alpha_{\text{с}} = \text{арк}(1-3^0)$

Порядок расчёта

1. Задаёмся рядом значений скоростей г.п., начиная со скорости, большей $V_{\text{T, min}}$ на 5% , а затем последовательно беря скорость большую на 10% , 15% , 20% и т.д.

2. Вычисляем значение потребного коэффициента подъемной силы, соответствующее каждой принятой скорости по формуле:

3. По кривой $C_v=f(\alpha)$ определяем значение допустимого угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$

4. По кривой $C_v=f(\alpha)$, по полученным значениям C_y , находим угол атаки г.п. на каждой принятой скорости по формуле $C_{y\alpha} = 2G/\rho_0 S V^2$

5. Вычисляем разность углов

$(\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{гп}})$ рад

6. Определяем потребный индикаторный порыв ветра для изменения угла атаки на полученную величину разности углов

$$W_{\text{изз}} = \frac{V_{\text{яп}} \sqrt{\Delta}}{K} (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{гп}})$$

- 7. По данным расчёта строим кривую $W_i=f(V)$ и по этой кривой при заданном порыве ветра определяем минимальную допустимую скорость на высоте $H=0$

8. Влияние сжимаемости воздуха пренебрегаем. Поэтому для остальных высот

$$V_{\min \cdot \text{доп}} = V_{\min \cdot \text{доп}} H=0 * (1/\Delta)^{0.5}$$

Таблица 9 Расчётная таблица для определения минимально допустимой скорости

$H=0, \rho=1.225 \text{ кг/м}^3 K=0.8 S=76.5$

№	Величина	принятые или полученные данные							
1	V _{гп}	54	56,7	59,4	62,1	64,8	67,5	70,2	72,9
2	V _{гп2}	2916	3214,89	3528,36	3856,41	4199,04	4556,25	4928,04	5314,41
3	C _{ya}	1,379245	1,251016	1,139872	1,042907	0,957809	0,882717	0,816121	0,756787
4	адоп	0,3141							
5	агп	0,3141	0,2792	0,2443	0,2094	0,19195	0,183225	0,1745	0,15705
6	адоп-агп	0	0,0349	0,0698	0,1047	0,12215	0,130875	0,1396	0,15705
7	W	0	2,473538	5,18265	8,127338	9,89415	11,04258	12,2499	14,31118

$V=63 \text{ м/с}$

б) Расчёт максимально допустимой скорости

$$V_{\text{маходп}}^{\text{ny}} = \frac{2(n'_{\text{ymax}} - 1)Gc_p}{K C_y^\alpha \rho 0 W i} \cdot \sqrt{\frac{1}{\Delta}} = V_{\text{маходп}H=0}^{\text{ny}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\Delta}}$$

Скорость рассчитывается по формуле

где C_y^a - частная производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки, определяется по зависимости $C_y=f(a)$

$$\frac{2 \cdot (2.9 - 1) \cdot 188450}{0.8 \cdot 4 \cdot 76.5 \cdot 1.225 \cdot 8} = 298.499$$

Для остальных высот производим перерасчёт

в) Расчет максимально допустимой скорости $V_{\text{маходо}}^q$

$$V_{\text{маходо}}^q = (2q_{\text{доп}}/\rho)^{0.5} = V_{\text{маходп}H=0}^q (1/\Delta)^{0.5} = (2 * 14700 / 1.225)^{0.5} = 154.919$$

$q_{\text{доп}}$ - значение допустимого скоростного напора в длительном полёте [Н/м]

г) Расчёт максимального допустимого напора

$$V_{\text{маходп}}^M = a M_{\text{доп}}$$

Расчёты сводим в таблицу 10

полёте

H		0	3	6	9	12
a		340	328	316	303	295
$(1/\Delta)^{0.5}$		1	1,16	1,362	1,621	1,98
$V_{\min\text{-доп}}$	м/с	63	73,08	85,806	102,123	124,74
	км/ч	226,8	263,088	308,9016	367,6428	449,064
$V^{\text{ny}}_{\text{махдоп}}$	м/с	298	345,68	405,876	483,058	590,04
	км/ч	1072,8	1244,448	1461,154	1739,009	2124,144
$V^{\text{q}}_{\text{махдоп}}$	м/с	154	178,64	209,748	249,634	304,92
	км/ч	554,4	643,104	755,0928	898,6824	1097,712
$V^{\text{M}}_{\text{махдоп}}$	м/с	282,2	272,24	262,28	251,49	244,85
	км/ч	1015,92	980,064	944,208	905,364	881,46

Вывод: Из диаграммы диапазона истинных скоростей видно, что на допустимые режимы полёта ограничения верхнего предела скорости накладываются из условий прочности ЛА ($V^{\text{q}}_{\text{махдоп}}$) до высоты 9 км. По числу М и эксплуатационной перегрузке $\tau=2,9$ ограничений нет. Для заданной высоты полёта $H=8000$ диапазон скоростей равен (360-850) км/ч