

Федеральное агентство по образованию
МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(Национальный исследовательский университет)

Кафедра 106

КУРСОВАЯ РАБОТА
по дисциплине «Динамика полета»

Выполнил Москвитин Андрей

Студент гр. М1О-403Б-18

Подпись: _____

Москва

2022

РЕФЕРАТ

Курсовая работа по дисциплине «Динамика полета» 23 с., 0 рис., 0 источн., 12 табл.
РАСЧЕТ ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК.

Объектами исследования является расчет лётно-технических, взлётно-посадочных характеристик, траектории полета, диаграммы транспортных возможностей, характеристик продольной и статической устойчивости и управляемости самолета ИЛ-76

Цель работы – закрепление и систематизация знаний по динамике полета, а также овладение навыками инженерной работы в части расчета летных и пилотажных характеристик самолета.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Исходные данные	4
2. Расчет лётно – технических характеристик самолета	5
3. Расчет траектории полета	17
3.1. Расчет характеристик набора высоты	17
3.2. Расчет характеристик крейсерского полета	18
3.3. Расчет характеристик участка снижения	18
3.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей	19
3.5. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета	19
3.6. Расчет характеристик маневренности самолета	21
3.7. Расчет характеристик продольной статической устойчивости и управляемости	22

1. Исходные данные

Таблица 1.1 — Исходные данные для самолета ИЛ-76

Ограничение режима полета	$M \leq 0.8; V_i \leq 650 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$
m_0 , тонн	140
$\bar{m}_{\text{цн}}$	0.26
$\bar{m}_{\text{т}}$	0.39
$\bar{m}_{\text{сн}}$	0.46
\bar{P}_0	0.315
$Ce_0, \frac{\text{кг}}{\text{дан*ч}}$	0.54
$\frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{рев}}}$	4/2
$P_s, \frac{\text{дан}}{\text{м}^2}$	535
b_a , м	140
$\bar{L}_{\text{го}}$	3.90

2. Расчет лётно – технических характеристик самолета

Определим следующие характеристики самолета:

1. Зависимости от числа M (скорости) и H (высоты) полета результаты сведем в таблицы 2.1-2.7:

- располагаемой и потребной для горизонтального установившегося полета тяги силовой установки,
- энергетической скороподъемности,
- часового расхода топлива,
- километрового расхода топлива.

2. Зависимости от высоты:

- максимальной энергетической скороподъемности,
- минимального часового расхода топлива,
- минимального километрового расхода топлива,
- минимального и максимального числа M (скорости) полета (с учетом ограничений по безопасности полета),
- числа M (скорости) полета, соответствующего минимальной потребной тяги,
- числа M (скорости) полета, соответствующего максимальной энергетической скороподъемности,
- скорости полета, соответствующей минимальному часовому расходу топлива,
- скорости полета, соответствующему минимальному километровому расходу топлива

3. Статический и практический потолки самолета.

Соотношения для расчета: Узловые точки по числу Маха:

$$M = [0.20.30.40.50.60.70.80.90.95]$$

$$V = Ma_H, \quad (2.1)$$

где a_H — скорость звука на высоте H .

$$q = \frac{\rho_H V^2}{2}, \quad (2.2)$$

где ρ_H — плотность воздуха на высоте H .

$$C_{y_n} = \frac{\bar{m} p_s 10}{q}, \quad (2.3)$$

где $\bar{m} = 0.95$ — относительная масса самолета, p_s — удельная нагрузка на крыло.

$$C_{x_n}(C_y, M) = C_{x_m}(M) + A(M) [C_{y_n} - C_{y_m}(M)]^2 \quad (2.4)$$

где C_{y_m} — коэффициент подъемной силы при $C_x = C_{x_m}$, C_{x_m} — минимальный коэффициент лобового сопротивления, A — коэффициент отвала поляры.

$$K_n = \frac{C_{y_n}}{C_{x_n}} \quad (2.5)$$

$$P_n = \frac{\bar{m} m_0 g}{K_n} \quad (2.6)$$

$$P_p(M, H) = \bar{P}_0 m_0 g \tilde{P}(H, M) \quad (2.7)$$

$$n_x = \Delta \bar{P} = \frac{(P_p - P_n)}{\bar{m} m_0 g} \quad (2.8)$$

$$V_y^* = \Delta \bar{P} V \quad (2.9)$$

$$\bar{R} = \frac{P_n}{P_p} \quad (2.10)$$

$$q_{\text{ч}} = Ce(M, H, \bar{R}) P_n = Ce_0 \tilde{Ce}(H, M) \hat{Ce}_{\text{др}}(R) P_n \quad (2.11)$$

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{3.6V}, \quad (2.12)$$

где $q_{\text{ч}}$ — часовой расход топлива, $q_{\text{км}}$ — километровый расход топлива.

Для построение таблицы (TODO: стр 40 в курсовой)

1. Определим M_{\min_P} и M_{\max_P} , как точка пересечения графиков $P_n(M, H_i)$ и $P_p(M, H_i)$ рисунки @@@
2. Минимально допустимое число $M_{\min_{\text{доп}}}$, как точка пересечения графиков $C_{y_n}(M, H_i)$ и $C_{y_{\text{доп}}}(M)$ рисунки @@@
3. Максимально допустимое число M полета по условиям безопасности определяется как:

$$M_{\max_{\text{доп}}} = \min \{M_{\text{пред}}, M(V_{i_{\max}})\},$$

$$\text{где } M(V_{i_{\max}}) = \frac{V_{i_{\max}} \sqrt{\Delta^{-1}}}{3.6a_H}, \quad \sqrt{\Delta^{-1}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$$

Таблица 2.1 — Результаты расчета для высоты $H = 0$ км

M	V	V	q	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$	$P_p * 10^{-5}$	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^*	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$	$q_{км}$
—	$\frac{M}{с}$	$\frac{км}{ч}$	$\frac{H}{м^2}$	—	—	H	H	—	$\frac{M}{с}$	—	$\frac{км}{ч}$	$\frac{км}{км}$
0.10	34.03	122.50	709.	7.17	2.063	6.325	4.045	-0.17	-5.95	1.56	34701.	283.26
0.20	68.06	245.01	2837.	1.79	8.400	1.553	3.798	0.17	11.71	0.41	11821.	48.25
0.30	102.09	367.51	6383.	0.8	14.970	0.872	3.569	0.21	21.11	0.24	8315.	22.62
0.40	136.12	490.02	11348.	0.45	14.968	0.872	3.396	0.19	26.34	0.26	8619.	17.59
0.5	170.15	612.52	17731.	0.29	11.505	1.134	3.279	0.16	27.97	0.35	10763.	17.57
0.60	204.17	735.03	25533.	0.2	8.379	1.557	3.201	0.13	25.73	0.49	13413.	18.25
0.7	238.20	857.53	34754.	0.15	6.217	2.099	3.167	0.08	19.50	0.66	15761.	18.38
0.80	272.23	980.04	45393.	0.11	4.606	2.833	3.158	0.02	6.79	0.9	20914.	21.34
0.9	306.26	1102.54	57450.	0.09	3.018	4.323	3.193	-0.09	-26.53	1.35	34825.	31.59
0.95	323.28	1163.79	64011.	0.08	1.97	6.624	3.219	-0.26	-84.37	2.06	53864.	46.28

Таблица 2.2 — Результаты расчета для высоты $H = 2$ км

M	V	V	q	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$	$P_p * 10^{-5}$	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^*	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$	$q_{км}$
—	$\frac{м}{с}$	$\frac{км}{ч}$	$\frac{H}{м^2}$	—	—	H	H	—	$\frac{м}{с}$	—	$\frac{кг}{ч}$	$\frac{кг}{км}$
0.10	33.25	119.71	557.	9.13	1.609	8.108	3.708	-0.34	-11.22	2.19	43913.	366.82
0.20	66.51	239.42	2227.	2.28	6.649	1.962	3.483	0.12	7.75	0.56	12280.	51.29
0.30	99.76	359.13	5011.	1.01	13.276	0.983	3.266	0.18	17.46	0.30	8608.	23.97
0.40	133.01	478.84	8908.	0.57	15.771	0.827	3.085	0.17	23.01	0.27	7858.	16.41
0.5	166.26	598.55	13919.	0.37	13.570	0.961	2.963	0.15	25.51	0.32	9006.	15.05
0.60	199.52	718.26	20043.	0.25	10.363	1.259	2.877	0.12	24.74	0.44	11002.	15.32
0.7	232.77	837.98	27281.	0.19	7.832	1.666	2.847	0.09	21.07	0.59	12882.	15.37
0.80	266.02	957.69	35632.	0.14	5.828	2.239	2.838	0.05	12.22	0.79	15478.	16.16
0.9	299.28	1077.4	45097.	0.11	3.806	3.428	2.86	-0.04	-13.04	1.2	26469.	24.57
0.95	315.90	1137.25	50247.	0.10	2.482	5.256	2.879	-0.18	-57.55	1.83	41009.	36.06

Таблица 2.3 — Результаты расчета для высоты $H = 4$ км

M	V	V	q	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$	$P_p * 10^{-5}$	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^*	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$	$q_{км}$
—	$\frac{м}{с}$	$\frac{км}{ч}$	$\frac{H}{м^2}$	—	—	H	H	—	$\frac{м}{с}$	—	$\frac{кг}{ч}$	$\frac{кг}{км}$
0.10	32.46	116.85	431.	11.78	1.240	10.522	3.357	-0.55	-17.82	3.13	56927.	487.17
0.20	64.92	233.70	1726.	2.95	5.146	2.536	3.093	0.04	2.77	0.82	13116.	56.12
0.30	97.38	350.56	3883.	1.31	11.062	1.18	2.89	0.13	12.77	0.41	9060.	25.84
0.40	129.84	467.41	6903.	0.74	15.348	0.850	2.726	0.14	18.66	0.31	7540.	16.13
0.5	162.29	584.26	10786.	0.47	15.214	0.858	2.609	0.13	21.78	0.33	7797.	13.34
0.60	194.75	701.11	15532.	0.33	12.508	1.043	2.522	0.11	22.08	0.41	9043.	12.9
0.7	227.21	817.97	21141.	0.24	9.766	1.336	2.470	0.09	19.75	0.54	10455.	12.78
0.80	259.67	934.82	27612.	0.18	7.347	1.776	2.453	0.05	13.48	0.72	12129.	12.97
0.9	292.13	1051.67	34947.	0.15	4.797	2.720	2.509	-0.02	-4.72	1.08	19916.	18.94
0.95	308.36	1110.1	38938.	0.13	3.135	4.162	2.542	-0.12	-38.3	1.64	30744.	27.69

Таблица 2.4 — Результаты расчета для высоты $H = 6$ км

M	V $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	V $\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	q $\frac{H}{\text{м}^2}$	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$ H	$P_p * 10^{-5}$ H	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^* $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\bar{R}_{\text{кр}}$	$q_{\text{ч}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	$q_{\text{км}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$
—				—	—	H	H	—	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	—	$\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{кг}}{\text{км}}$
0.10	31.65	113.92	330.	15.38	0.945	13.803	2.769	-0.85	-26.76	4.99	73934.	648.99
0.20	63.29	227.84	1322.	3.84	3.916	3.332	2.574	-0.06	-3.67	1.29	18493.	81.16
0.30	94.94	341.77	2974.	1.71	8.777	1.487	2.444	0.07	6.97	0.61	8970.	26.25
0.40	126.58	455.69	5287.	0.96	13.705	0.952	2.336	0.11	13.43	0.41	7460.	16.37
0.5	158.22	569.61	8262.	0.62	15.771	0.827	2.263	0.11	17.41	0.37	7090.	12.45
0.60	189.87	683.53	11897.	0.43	14.338	0.91	2.224	0.10	19.12	0.41	7770.	11.37
0.7	221.51	797.45	16193.	0.31	11.792	1.106	2.206	0.08	18.67	0.50	8845.	11.09
0.80	253.16	911.38	21150.	0.24	9.077	1.437	2.215	0.06	15.09	0.65	10105.	11.09
0.9	284.80	1025.3	26768.	0.19	5.964	2.188	2.263	0.01	1.64	0.97	15225.	14.85
0.95	300.63	1082.26	29824.	0.17	3.926	3.323	2.299	-0.08	-23.58	1.45	23971.	22.15

Таблица 2.5 — Результаты расчета для высоты $H = 8$ км

M	V	V	q	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$	$P_p * 10^{-5}$	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^*	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$	$q_{км}$
—	$\frac{м}{с}$	$\frac{км}{ч}$	$\frac{H}{м^2}$	—	—	H	H	—	$\frac{м}{с}$	—	$\frac{кг}{ч}$	$\frac{кг}{км}$
0.10	30.81	110.92	250.	20.36	0.711	18.343	2.358	-1.23	-37.75	7.78	97560.	879.56
0.20	61.62	221.84	999.	5.09	2.934	4.447	2.206	-0.17	-10.58	2.02	24373.	109.87
0.30	92.43	332.76	2247.	2.26	6.708	1.945	2.077	0.01	0.93	0.94	10501.	31.56
0.40	123.24	443.68	3995.	1.27	11.314	1.153	1.990	0.06	7.90	0.58	7288.	16.43
0.5	154.06	554.6	6242.	0.81	14.831	0.88	1.96	0.08	12.75	0.45	6736.	12.15
0.60	184.87	665.52	8988.	0.57	15.138	0.862	1.947	0.08	15.37	0.44	6934.	10.42
0.7	215.68	776.44	12234.	0.42	13.386	0.975	1.973	0.08	16.5	0.49	7662.	9.87
0.80	246.49	887.36	15979.	0.32	10.722	1.217	2.020	0.06	15.18	0.60	8729.	9.84
0.9	277.3	998.28	20223.	0.25	7.183	1.816	2.072	0.02	5.44	0.88	11788.	11.81
0.95	292.70	1053.74	22533.	0.23	4.811	2.712	2.103	-0.05	-13.68	1.29	19081.	18.11

Таблица 2.6 — Результаты расчета для высоты $H = 10$ км

M	V $\frac{M}{c}$	V $\frac{KM}{ч}$	q $\frac{H}{M^2}$	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$ H	$P_p * 10^{-5}$ H	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^* $\frac{M}{c}$	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$ $\frac{KT}{ч}$	$q_{км}$ $\frac{KT}{км}$
—				—	—			—		—		
0.10	29.95	107.83	186.	27.37	0.527	24.742	1.774	-1.76	-52.73	13.95	130922.	1214.14
0.20	59.91	215.66	743.	6.84	2.163	6.031	1.674	-0.33	-20.01	3.60	32730.	151.76
0.30	89.86	323.49	1671.	3.04	4.981	2.619	1.601	-0.08	-7.02	1.64	14594.	45.11
0.40	119.81	431.32	2971.	1.71	8.77	1.488	1.544	0.00	0.52	0.96	8315.	19.28
0.5	149.76	539.15	4643.	1.09	12.626	1.033	1.542	0.04	5.84	0.67	6131.	11.37
0.60	179.72	646.98	6686.	0.76	14.344	0.91	1.549	0.05	8.80	0.59	6088.	9.41
0.7	209.67	754.82	9100.	0.56	13.786	0.946	1.570	0.05	10.03	0.60	6454.	8.55
0.80	239.62	862.65	11886.	0.43	11.697	1.115	1.627	0.04	9.39	0.69	7286.	8.45
0.9	269.58	970.48	15043.	0.34	8.141	1.603	1.739	0.01	2.82	0.92	10413.	10.73
0.95	284.55	1024.39	16761.	0.30	5.630	2.317	1.815	-0.04	-10.96	1.28	16091.	15.71

Таблица 2.7 — Результаты расчета для высоты $H = 12$ км

M	V $\frac{M}{C}$	V $\frac{KM}{ч}$	q $\frac{H}{M^2}$	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$ H	$P_p * 10^{-5}$ H	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^* $\frac{M}{C}$	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$ $\frac{KT}{ч}$	$q_{км}$ $\frac{KT}{KM}$
—				—	—			—		—		
0.10	29.51	106.23	136.	37.42	0.385	33.92	1.294	-2.50	-73.78	26.21	176742.	1663.84
0.20	59.01	212.45	543.	9.35	1.569	8.314	1.202	-0.55	-32.17	6.92	44443.	209.19
0.30	88.52	318.68	1222.	4.16	3.613	3.611	1.146	-0.19	-16.72	3.15	19832.	62.23
0.40	118.03	424.90	2173.	2.34	6.49	2.010	1.120	-0.07	-8.05	1.79	11380.	26.78
0.5	147.53	531.13	3396.	1.5	9.879	1.321	1.113	-0.02	-2.35	1.19	7761.	14.61
0.60	177.04	637.35	4890.	1.04	12.141	1.075	1.128	0.00	0.72	0.95	6355.	9.97
0.7	206.55	743.58	6655.	0.76	12.571	1.038	1.165	0.01	2.01	0.89	6192.	8.33
0.80	236.06	849.80	8693.	0.58	11.388	1.146	1.231	0.01	1.55	0.93	7189.	8.46
0.9	265.56	956.03	11002.	0.46	8.388	1.556	1.331	-0.02	-4.57	1.17	10556.	11.04
0.95	280.32	1009.14	12258.	0.41	6.091	2.142	1.386	-0.06	-16.23	1.54	14712.	14.58

Таблица 2.8 — Результаты расчета для высоты $H = 12.40$ км

M	V	V	q	C_{y_n}	K_n	$P_n * 10^{-5}$	$P_p * 10^{-5}$	$\Delta \bar{p}(n_x)$	V_y^*	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$	$q_{км}$
—	$\frac{M}{с}$	$\frac{км}{ч}$	$\frac{H}{M^2}$	—	—	H	H	—	$\frac{M}{с}$	—	$\frac{кг}{ч}$	$\frac{кг}{км}$
0.10	29.51	106.23	128.	39.83	0.361	36.121	1.215	-2.68	-78.94	29.73	188212.	1771.82
0.20	59.01	212.45	510.	9.96	1.472	8.862	1.128	-0.59	-34.98	7.85	47374.	222.99
0.30	88.52	318.68	1148.	4.43	3.388	3.851	1.076	-0.21	-18.82	3.58	21150.	66.37
0.40	118.03	424.90	2042.	2.49	6.098	2.14	1.052	-0.08	-9.84	2.03	12111.	28.50
0.5	147.53	531.13	3190.	1.59	9.349	1.396	1.045	-0.03	-3.97	1.34	8201.	15.44
0.60	177.04	637.35	4594.	1.11	11.619	1.123	1.059	-0.00	-0.87	1.06	6877.	10.79
0.7	206.55	743.58	6253.	0.81	12.175	1.072	1.094	0.00	0.35	0.98	6714.	9.03
0.80	236.06	849.80	8167.	0.62	11.164	1.169	1.156	-0.00	-0.23	1.01	7698.	9.06
0.9	265.56	956.03	10336.	0.49	8.324	1.567	1.25	-0.02	-6.47	1.25	10637.	11.13
0.95	280.32	1009.14	11516.	0.44	6.111	2.135	1.302	-0.06	-17.9	1.64	14663.	14.53

4. Располагаемые значение минимального и максимального числа M определяются как:

$$M_{\min} = \max \{ M_{\min_{\text{доп}}}, M_{\min_P} \},$$

$$M_{\max} = \min \{ M_{\max_{\text{доп}}}, M_{\max_P}, M_{\text{пред}} \},$$

5. Число M_1 полета, соответствующее минимальной потребной тяге определяется как:

$$M_1 = M(P_{n_{\min}}) = \arg \min_M \Delta P_n(M)$$

6. Число M_2 полета, соответствующее максимальной энергетической скороподъёмности определяется как:

$$M_2 = M(V_{y_{\max}}^*) = \arg \max_M V_y^*(M, H_i)$$

7. Минимальные значения часового $q_{\text{ч}_{\min}}$ и километрового $q_{\text{км}_{\min}}$ расхода топлива, и соответствующие им скорости полета определены на графике 2.4.1-7 и 2.5.1-7 или как:

$$q_{\text{ч}_{\min}} = \min_V q_{\text{ч}}(V, H_i), V_3 = V(q_{\text{ч}_{\min}}) = \arg \min_V q_{\text{ч}}(V, H_i)$$

$$q_{\text{км}_{\min}} = \min_V q_{\text{км}}(V, H_i), V_4 = V(q_{\text{км}_{\min}}) = \arg \min_V q_{\text{км}}(V, H_i)$$

Таблица 2.9 — Результаты для построение графика высот и скоростей

H	$V_{y_{max}}^*$	$M[V]_{\min \text{ доп}}$	$M[V]_{\max \text{ доп}}$	$M[V]_{\min}$	$M[V]_{\max}$	$M_1[V_1]$ ($P_n \min$)	$M_2[V_2]$ ($V_{y_{max}}^*$)	V_3 ($q_{\text{ч}_{\min}}$)	V_4 ($q_{\text{км}_{\min}}$)	M_4	$q_{\text{ч}_{\min}}$	$q_{\text{км}_{\min}}$
км	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	—	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{км}}{\text{км}}$
0.0	27.99	0.252 [309.0]	0.612 [750.0]	0.252 [309.0]	0.612 [750.0]	0.35 [429.0]	0.49 [600.0]	115.7	149.73	0.44	8110.24	17.36
2.0	25.59	0.285 [341.0]	0.675 [808.0]	0.285 [341.0]	0.675 [808.0]	0.39 [467.0]	0.52 [622.0]	126.36	169.59	0.51	7812.45	15.04
4.0	22.33	0.324 [378.0]	0.748 [874.0]	0.324 [378.0]	0.748 [874.0]	0.44 [514.0]	0.56 [654.0]	139.57	243.44	0.75	7478.81	12.67
6.0	19.22	0.371 [423.0]	0.8 [911.0]	0.371 [423.0]	0.8 [911.0]	0.5 [570.0]	0.63 [718.0]	151.9	240.5	0.76	7077.93	10.97
8.0	16.56	0.429 [476.0]	0.8 [887.0]	0.429 [476.0]	0.8 [887.0]	0.56 [621.0]	0.72 [799.0]	160.22	234.16	0.76	6716.82	9.77
10.0	10.22	0.503 [542.0]	0.8 [863.0]	0.503 [542.0]	0.8 [863.0]	0.61 [658.0]	0.74 [798.0]	167.74	230.64	0.77	6052.28	8.38
12.0	2.21	0.602 [640.0]	0.8 [850.0]	0.602 [640.0]	0.8 [850.0]	0.69 [733.0]	0.75 [797.0]	200.65	221.3	0.75	6159.86	8.13
12.4	0.5	0.625 [664.0]	0.8 [850.0]	0.664 [706.0]	0.791 [840.0]	0.7 [744.0]	0.74 [786.0]	203.6	221.3	0.75	6711.91	8.73

3. Расчет траектории полета

3.1. Расчет характеристик набора высоты

Начальные условия:

$$H_0 = 0; M_0 = 1.2M_{\min_{\text{доп}}}, V_0 = 1.2V_{\min_{\text{доп}}}.$$

Конечные условия:

$$(H_{\text{к}}, M_{\text{к}}) = \arg \min_{H, M} q_{\text{км}}(M, H)$$

Конечная высота принимается равная $H_{\text{к}} = 11$, км Соотношения для расчета :

$$\frac{dV}{dH} = \frac{V^{i+1} - V^i}{H^{i+1} - H^i} \quad (3.1)$$

$$\kappa = \frac{1}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH}} \quad (3.2)$$

$$\theta_{\text{наб}} = n_x \kappa 57.3 \quad (3.3)$$

$$V_{y_{\text{наб}}} = V_{y_{\text{max}}}^* \kappa \quad (3.4)$$

$$H_{\text{э}}^i = H^i + \frac{(V^i)^2}{2g} \quad (3.5)$$

$$\Delta H_{\text{э}} = H_{\text{э}}(V_{\text{наб}}^{i+1}, H^{i+1}) - H_{\text{э}}(V_{\text{наб}}^i, H^i) \quad (3.6)$$

$$\left(\frac{1}{n_x}\right)_{\text{ср}} = 0.5 \left[\frac{1}{n_x(H_{\text{э}}^i)} + \frac{1}{n_x(H_{\text{э}}^{i+1})} \right] \quad (3.7)$$

$$\left(\frac{1}{V_y^*}\right)_{\text{ср}} = 0.5 \left[\frac{1}{V_y^*(H_{\text{э}}^i)} + \frac{1}{V_y^*(H_{\text{э}}^{i+1})} \right] \quad (3.8)$$

$$\left(\frac{CeP}{V_y^*}\right)_{\text{ср}} = 0.5 \left[\frac{CeP}{V_y^*(H_{\text{э}}^i)} + \frac{CeP}{V_y^*(H_{\text{э}}^{i+1})} \right] \quad (3.9)$$

$$L_{\text{наб}} = \sum \left(\frac{1}{n_x}\right)_{\text{ср}} \frac{\Delta H_{\text{э}}}{1000} \quad (3.10)$$

$$t_{\text{наб}} = \sum \left(\frac{1}{V_y^*}\right)_{\text{ср}} \frac{\Delta H_{\text{э}}}{60} \quad (3.11)$$

$$m_{T_{\text{наб}}} = \sum \left(\frac{CeP}{V_y^*}\right)_{\text{ср}} \frac{\Delta H_{\text{э}}}{3600} \quad (3.12)$$

Таблица 3.1 — Результаты расчета набора высоты

$H_{\text{узел}}$	$M_{\text{наб}}$	V	$V_{\text{км}}$	$\frac{\Delta V}{\Delta H}$	n_x	V_y^*	θ	$V_{y\text{наб}}$	$H_{\text{э}}$	$\Delta H_{\text{э}}$	$n_{x\text{ср}}$	$\frac{\Delta H_{\text{э}}}{1000n_x}$
0.0	0.3	103.1	371.0	0.035	0.207	28.0	8.7	20.5	541.0	2983.0	0.173	14.42
2.0	0.52	172.9	622.5	0.004	0.148	25.6	7.9	23.7	3524.0	2160.0	0.134	14.6
4.0	0.56	181.8	654.4	0.009	0.123	22.3	6.1	19.2	5684.0	2342.0	0.108	19.07
6.0	0.63	199.4	717.7	0.011	0.096	19.2	4.5	15.6	8026.0	2483.0	0.084	25.75
8.0	0.72	221.8	798.6	0.004	0.075	16.6	3.9	15.1	10508.0	2203.0	0.055	29.51
10.0	0.77	230.6	830.3	0.0	0.044	10.2	2.5	10.2	12711.0	0.0	inf	0.0

Таблица 3.2 — (Продолжение) Результаты расчета набора высоты

P	$\frac{CeP}{V_y^*}$	$(\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}$	$\frac{\Delta H_{\text{э}}}{3600}(\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}$	$L_{\text{наб}}$	$V_{y\text{ср}}^*$	$t_{\text{наб}}$	Ce
356382.0	773.3	764.0	632.9	17.3	0.0	1.86	0.061
294096.0	754.6	749.9	449.9	16.1	0.0	1.51	0.066
255678.0	745.1	751.0	488.5	21.7	0.0	1.89	0.065
221848.0	756.8	773.7	533.5	29.5	0.1	2.33	0.066
198227.0	790.6	915.2	560.0	40.0	0.1	2.9	0.066
160978.0	1039.7	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.066

3.2. Расчет характеристик крейсерского полета

Для расчета времени $T_{кр}$ и дальности $L_{кр}$ крейсерского полета:

$$T_{кр} = \frac{60K_{ГП}}{gCe} \ln \frac{1 - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}}{1 - \bar{m}_{T_{кр}} - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}} \quad (3.13)$$

$$L_{кр} = \frac{36VK_{ГП}}{gCe} \ln \frac{1 - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}}{1 - \bar{m}_{T_{кр}} - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}} \quad (3.14)$$

где $\bar{m}_{T_{кр}} = 1 - \bar{m}_{сн} - \bar{m}_{цн} - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{спп}} - \bar{m}_{T_{анз}} - \bar{m}_{T_{пр}} = 0.1827$

Принимаем: $m_{цн} = 0,26$ – относительная масса пустого снаряженного самолета;

$m_{сн} = 0,46$ – относительная масса целевой нагрузки;

$m_{T_{спп}} = 0.015$ – относительная масса топлива, расходуемая при снижении и посадке;

$\bar{m}_{T_{наб}} \frac{m_{T_{наб}}}{m_0}$ – относительная масса топлива, расходуемая при наборе; высоты

$m_{T_{анз}} = 0.05$ – аэронавигационный запас топлива; $m_{T_{пр}} = 0.01$ – запас топлива для маневрирования по аэродрому, опробования двигателей, взлета; $K_{ГП} = 13.51 \text{ V} = 206 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$

$Ce = 0.0617 \frac{\text{кг}}{\text{Н*ч}}$ – удельный расход топлива на высоте крейсерского полета

Высота в конце крейсерского полета $H_{кр}$ определяется как:

$$\rho_{H_{кр}} = \frac{2\bar{m}_{кр} P_{с10}}{C_{yГП} V_{кр}^2} \quad (3.15)$$

где $\bar{m}_{кр} = 1 - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}} - \bar{m}_{T_{кр}}$

3.3. Расчет характеристик участка снижения

Расчет аналогичен расчету участка набора высоты раздел 3.1. Только в качестве программы снижения принимается зависимость $M_{сн}(H)$, соответствующая минимуму потребной тяги.

Начальные условия:

Скорость соответствует минимуму потребной тяги. Определяется по графику $M(P_{n \min}) = f(H)$ (Рисунок 2.2).

$$M_0 = 0.6; H_0 = 10 \text{ км}$$

Конечные условия:

Скорость в конце снижения соответствует наивыгоднейшей скорости при $H = 0$. $M_k = 0.30$;

$H_k = 0$ Результаты расчетов приведены на таблице №3.3.2, по этим данным построили

3.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей

Определим зависимость целевой нагрузки от дальности полета самолета $m_{\text{цн}}(L)$ (Рисунок 3.4.1) Расчет ведется для трех режимов:

1. Полет с максимальной коммерческой нагрузкой,
2. Полет с максимальным запасом топлива,
3. Полет без коммерческой нагрузки ($m_{\text{цн}} = 0$) с максимальным запасом топлива.

Режим 1.

Для данного режима определили в разделах 3.1, 3.2, 3.3

$$m_{\text{цн}} = \frac{m_{\text{цн}}}{m_0}$$

Режим 2.

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{кр}} + L_{\text{сн}}$$

Для упрощения для дальности полета и расход топлива при наборе и снижении, для всех режимов соответствует первому режиму.

$$\bar{m}_{\text{взл}} = 1$$

$$\bar{m}_{T_{\text{кр}}} = \bar{m}_{T_{\text{max}}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{сн}}} - \bar{m}_{T_{\text{анз}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}$$

$$\bar{m}_{T_{\text{max}}} = 0.5258$$

$$L_{\text{кр}} = \frac{36VK}{gCe} \ln \frac{\bar{m}_{\text{взл}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}}{\bar{m}_{\text{взл}} - \bar{m}_{T_{\text{кр}}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}}$$

$$\bar{m}_{\text{цн}} = 1 - \bar{m}_{\text{пуст}} - \bar{m}_{T_{\text{max}}}$$

$$\bar{m}_{\text{пуст}} = \frac{88500}{m_0}$$

Режим 3.

$$\bar{m}_{\text{взл}} = \bar{m}_{\text{пуст}} + \bar{m}_{T_{\text{max}}}$$

3.5. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета

Для расчета: скорости отрыва при взлете $V_{\text{отр}}$, длины разбега $L_{\text{р}}$, взлетной дистанции $L_{\text{вд}}$, скорости касания ВПП при посадке $V_{\text{кас}}$, длины пробега $L_{\text{пр}}$, посадочной дистанции $L_{\text{пд}}$.

Предполагается что:

1. Угол атаки при разбеге и пробеге $\alpha_p = \alpha_{\Pi} = 2^\circ$
2. Угол атаки при отрыве и касании ВПП $\alpha_{отр} = \alpha_{кас} = 6^\circ$
3. Безопасная высота пролета препятствий $H_{взл} = 10.7 \text{ м}$ и $H_{пос} = 15 \text{ м}$
4. Тяга двигателей $P_{взл} = (1.2...1.3)P$, $C_{e_{взл}} = (1.03...1.05)C_{e_0}$
5. При пробеге по ВПП используется реверс тяги.

Соотношения для расчета:

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{20P_s(1 - 0.9\bar{P}_{взл} \sin \alpha_{отр})}{\rho_0 C_{y_{отр}}}} \quad (3.16)$$

$$C_p = 0.9\bar{P}_{взл} - f_p \quad (3.17)$$

$$b_p = (C_{x_p} - f_p C_{y_p}) \frac{\rho_0}{2P_s 10}, \quad (3.18)$$

где $f_p = 0.02$

$$L_p = \frac{1}{2gb_p} \ln \frac{C_p}{C_p - b_p V_{отр}^2} \quad (3.19)$$

$$V_2 = 1.1V_{отр} \quad (3.20)$$

$$\hat{V}_{ср} = \sqrt{\frac{V_2^2 + V_{отр}^2}{2}} \quad (3.21)$$

$$\hat{n}_{x_{ср}} = \bar{P}_{взл} - \frac{C_{x_{отр}} \rho_0 \hat{V}_{ср}^2}{P_s 20} \quad (3.22)$$

$$L_{вув} = \frac{1}{\hat{n}_{x_{ср}}} \left(\frac{V_2^2 + V_{отр}^2}{2g} + H_{взл} \right) \quad (3.23)$$

$$\bar{m}_{пос} = \bar{m}_{ккр} - \bar{m}_{T_{снп}} \quad (3.24)$$

$$V_{кас} = \sqrt{\frac{2\bar{m}_{пос} P_s 10}{C_{y_{кас}} \rho_0}} \quad (3.25)$$

$$\bar{P}_{рев} = \frac{P_{рев}}{m_{пос} g} \quad (3.26)$$

$$a_n = -\bar{P}_{рев} - f_n \quad (3.27)$$

$$b_n = \frac{\rho_0}{\bar{m}_{пос} P_s 20} (C_{x_{проб}} - f_n C_{y_{проб}}) \quad (3.28)$$

$$L_{проб} = \frac{1}{2gb_n} \ln \frac{a_n - b_n V_{кас}^2}{a_n} \quad (3.29)$$

$$C_{y_{пос}} = 0.7 C_{y_{кас}} (\alpha_{кас}) \quad (3.30)$$

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2\bar{m}_{пос} P_s 10}{C_{y_{пос}} \rho_0}} \quad (3.31)$$

$$K_{пос} = \frac{C_{y_{пос}}}{C_{x_{пос}}} \quad (3.32)$$

$$L_{\text{вуп}} = K_{\text{пос}} \left(H_{\text{пос}} + \frac{V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{кас}}^2}{2g} \right) \quad (3.33)$$

$$L_{\text{пд}} = L_{\text{проб}} + L_{\text{вуп}} \quad (3.34)$$

Результаты расчетов на таблице № 3.5.1

3.6. Расчет характеристик маневренности самолета

В данном разделе определим характеристики правильного виража.

Расчеты ведутся для высоты $H = 6$ км.

Характеристики маневренности рассчитываются при 50%-ом выгорании топлива для массы самолета: $\bar{m}_c = 1 - 0.5\bar{m}_T$

Для расчета таблицы №3.6.1:

1. Максимальная допустимая нормальная перегрузка:

$$n_{y_{\text{доп}}} = \min \{ n_{y_{\text{э}}}, n_y(C_{y_{\text{доп}}}) \}$$

$$n_{y_{\text{э}}} = 3, n_y(C_{y_{\text{доп}}}) = \frac{C_{y_{\text{доп}}}}{C_{y_{\Gamma\Pi}}}, C_{y_{\Gamma\Pi}} = \frac{\bar{m}_c P_s 10}{q}$$

2. Нормальная перегрузка предельного правильного виража

$$n_{y_{\text{вир}}} = \min \{ n_{y_{\text{доп}}}, n_{y_P} \}$$

$$n_{y_P} = \frac{1}{C_{y_{a\Gamma\Pi}}} \left(C_{y_m} + \sqrt{\frac{\bar{P} C_{y_{a\Gamma\Pi}} - C_{x_m}}{A}} \right), \bar{P} = \frac{P_P}{mg}$$

3. Кинематические параметры виража:

$$\omega_{\text{вир}} = \frac{g}{V} \sqrt{n_{y_{\text{вир}}}^2 - 1}$$

$$r_{\text{вир}} = \frac{V}{\omega_{\text{вир}}}$$

$$t_{\text{вир}} = \frac{2\pi r_{\text{вир}}}{V}$$

4. Диапазон Маха берется: $M = [0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8]$

3.7. Расчет характеристик продольной статической устойчивости и управляемости

Для расчета продольной статической устойчивости и управляемости необходимо определить безразмерную площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{\text{ГО}}$ из условия устойчивости и балансировки.

Для определения $\bar{S}_{\text{ГО}}$ рассчитываются предельно передняя $\bar{x}_{\text{ТПП}}$ для режима посадки ($H = 0$, $M = 0.2$) и предельно задняя $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$ центровки:

$$\bar{x}_{\text{ТПЗ}} = \frac{-m_{z_0 \text{БГО}} + \bar{x}_{F \text{БГО}} C_{y \text{БГО}} + C_{y \text{ГО}} \bar{S}_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}} \bar{L}_{\text{ГО}}}{C_{y \text{БГО}}},$$

Где $C_{y \text{БГО}} = C_{y_0 \text{БГО}} + C_{y \text{БГО}}^\alpha \alpha$, $C_{y \text{ГО}} = C_{y \text{ГО}}^{\alpha_{\text{ГО}}} [\alpha(1 - \epsilon^\alpha) + \varphi_{\text{эф}}] < 0$, $\varphi_{\text{эф}} = \varphi_{\text{уст}} + n_{\text{в}} \delta_{\text{max}}$, $\delta_{\text{max}} = -25^\circ$, $\varphi_{\text{уст}} = -4^\circ$.

$$\bar{x}_{\text{ТПЗ}} = \bar{x}_H + \sigma_n \min$$

$$\bar{x}_H = \bar{x}_F - \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu}, \mu = \frac{2P_s 10}{\rho g b_a}, m_z^{\bar{\omega}_z} = m_{z \text{БГО}}^{\bar{\omega}_z} + m_{z \text{ГО}}^{\bar{\omega}_z}, m_{z \text{ГО}}^{\bar{\omega}_z} = -C_{y \text{ГО}}^{\alpha_{\text{ГО}}} \bar{S}_{\text{ГО}} \bar{L}_{\text{ГО}}^2 \sqrt{K_{\text{ГО}}}$$

$$\bar{x}_F = \bar{x}_{F \text{БГО}} + \Delta \bar{x}_F$$

$$\Delta \bar{x}_F \approx \frac{C_{y \text{ГО}}^{\alpha_{\text{ГО}}}}{C_y^\alpha} (1 - \epsilon^\alpha) \bar{S}_{\text{ГО}} \bar{L}_{\text{ГО}}^2 K_{\text{ГО}}, \sigma_n \min = -0.1$$

По приведенным формулам для ряда значений $\bar{S}_{\text{ГО}} = (0.01, 0.2)$ рассчитывается таблица 3.7.1

Затем графически определяется необходимая площадь ГО из условия:

$$\bar{x}_{\text{ТПЗ}}(\bar{S}_{\text{ГО}}) - \bar{x}_{\text{ТПП}}(\bar{S}_{\text{ГО}}) = \Delta \bar{x}_9 1.2$$

$$\Delta \bar{x}_9 \approx 0.15$$

Далее расчеты характеристик устойчивости и управляемости производятся для средней центровки:

$$\bar{x}_T = 0.5 [\bar{x}_{\text{ТПЗ}}(\bar{S}_{\text{ГО}}^*) + \bar{x}_{\text{ТПП}}(\bar{S}_{\text{ГО}}^*)]$$

Значения величин \bar{x}_F , \bar{x}_H , $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$, σ_n определяются в узловых точках по M на высоте $H = 0$ для таблицы 3.7.

$$\sigma_n = \bar{x}_T - \bar{x}_F + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu}$$

Зависимости $\varphi_{\text{бал}}(M)$, $\varphi^n(M)$, $n_{y_p}(M)$ для трех значений высот: $H = (0 \text{ км}, 6 \text{ км}, H_{\text{кр}})$.

$$m_z^{C_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F$$

$$\bar{x}_F = \bar{x}_{F\text{БГО}} + \Delta\bar{x}_{F\text{ГО}}, m_z^{\delta_{\text{Б}}} = -C_{y\text{ГО}}^{\alpha_{\text{ГО}}} \bar{S}_{\text{ГО}} \bar{L}_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}} n_{\text{Б}}, C_{y\text{ГО}} = \frac{10P_s \bar{m}}{q}, \bar{m} = 1 - 0.5\bar{m}_T,$$

$$m_{Z_0} = m_{Z_0\text{БГО}} - (1 - \varepsilon^\alpha) \bar{S}_{\text{ГО}} \bar{L}_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}} C_{y\text{ГО}}^{\alpha_{\text{ГО}}} \alpha_0$$

$$\delta_{\text{бал}} = -\frac{m_{z_0} m_z^{C_y} C_{y\text{ГП}}}{m_z^{\delta_{\text{Б}}} \left(1 + \frac{m_z^{C_y}}{L_{\text{ГО}}}\right)} + \frac{\varphi_{\text{уст}}}{n_{\text{Б}}}$$

$$\delta^n = -57.3 \frac{C_{y\text{ГП}} \sigma_n}{m_z^{\delta_{\text{Б}}}}$$

$$n_{y_{\text{п}}} = 1 + \frac{\delta_{\text{max}} + \varphi_{\text{уст}} - \delta_{\text{бал}}}{\delta^n}$$