

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» 45 с., 50 рис., 0 источн., 22 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	7
3. Расчет траектории полета	27
3.1. Расчет характеристик набора высоты	27
3.2. Расчет характеристик крейсерского полета	30
3.3. Расчет характеристик участка снижения	31
3.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей	35
3.5. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета	36
3.6. Расчет характеристик маневренности самолета	38
3.7. Расчет характеристик продольной статической устойчивости и управляемости	39

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

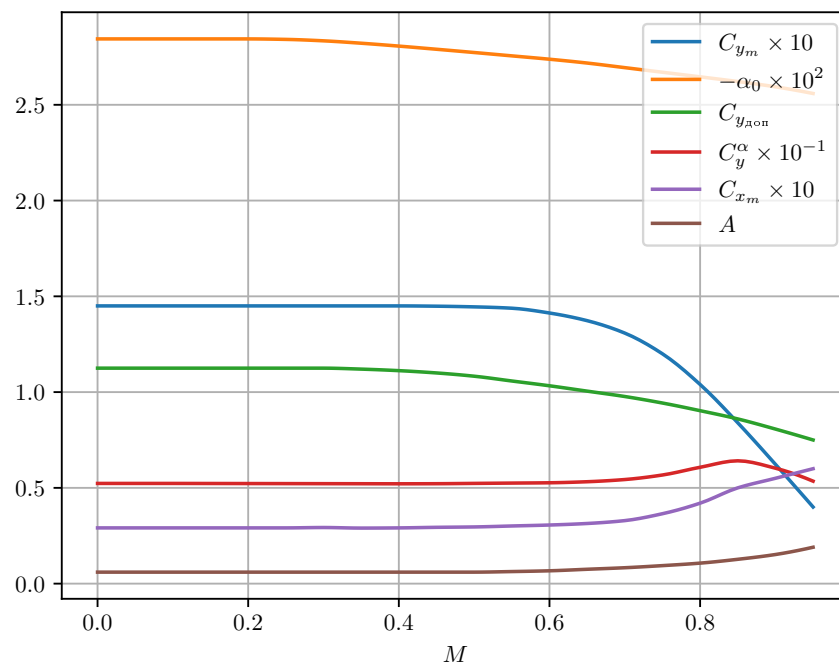


Рисунок 1.1 — Аэродинамические характеристики самолета

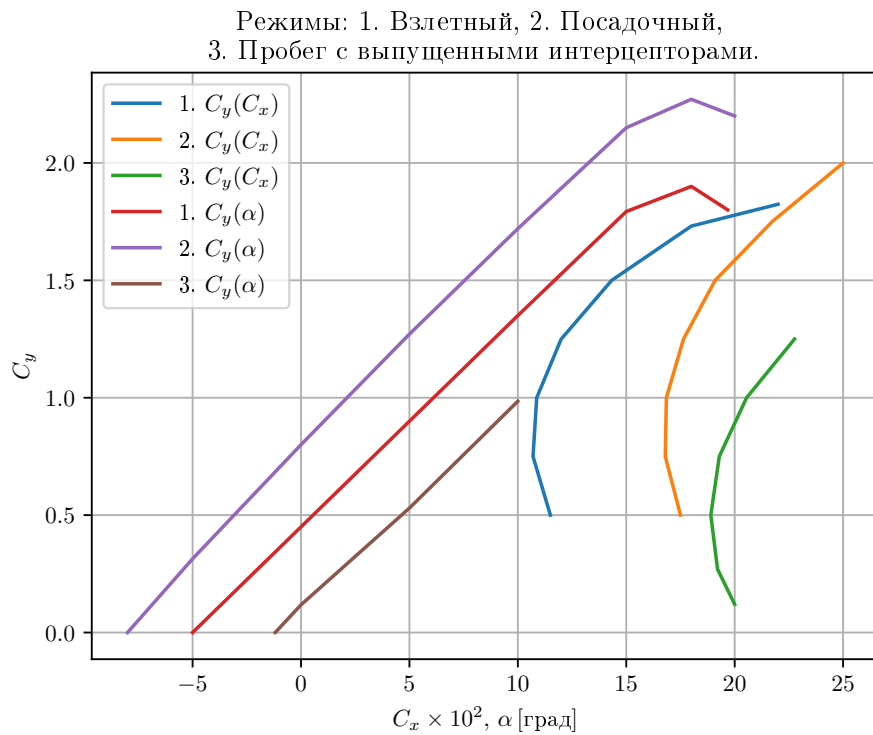


Рисунок 1.2 — Аэродинамические характеристики самолета на взлётно-посадочных режимах

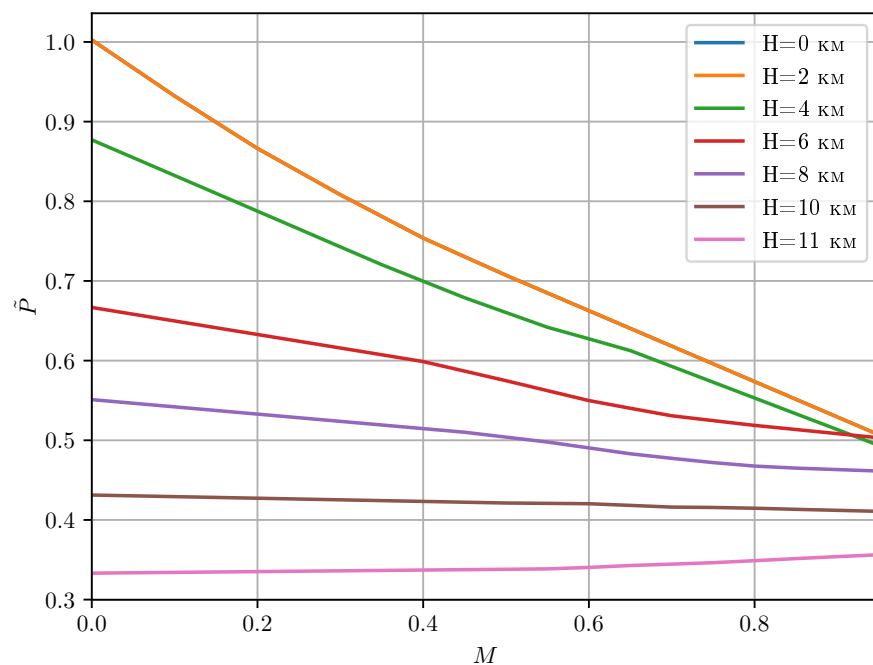


Рисунок 1.3 — Высотно-скоростные характеристики ТРДД на режиме «номинал»

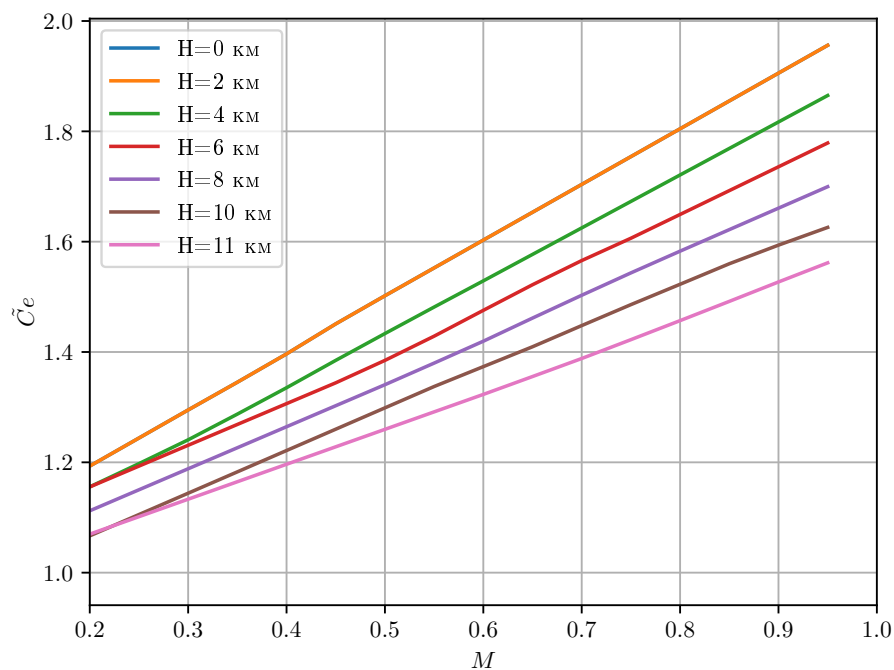


Рисунок 1.4 — Относительный удельный часовой расход топлива для ТРДД на режиме «номинал»

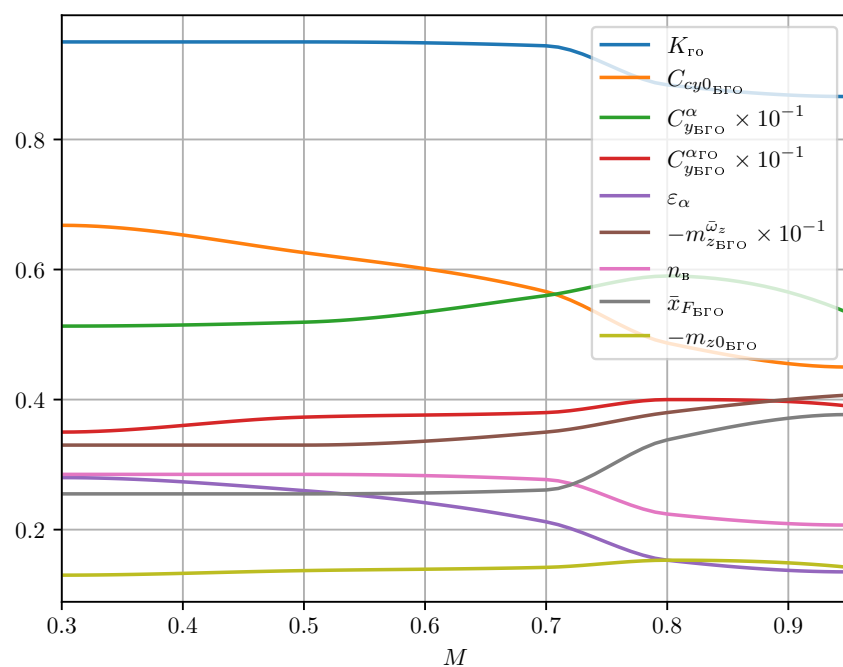


Рисунок 1.5 — Аэродинамические характеристики для отдельных компоновочных групп самолета

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.

Таблица 2.1 — Результаты расчета для высоты $H = 0$ 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^* $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\bar{R}_{\text{кр}}$	$q_{\text{ч}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	$q_{\text{км}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$
—				—	—			—		—		
0.10	34	123	709	6.454	2.67	4.887	3.531	-0.099	-3.4	1.38	24442	199.52
0.20	68	245	2837	1.614	10.18	1.282	3.282	0.146	9.9	0.39	8292	33.84
0.30	102	368	6383	0.717	14.65	0.890	3.062	0.158	16.1	0.29	6563	17.86
0.40	136	490	11348	0.403	12.19	1.071	2.856	0.130	17.7	0.37	8144	16.62
0.50	170	613	17732	0.258	8.50	1.535	2.679	0.083	14.2	0.57	11849	19.34
0.60	204	735	25534	0.179	5.84	2.234	2.510	0.020	4.1	0.89	17325	23.57
0.70	238	858	34754	0.132	4.00	3.259	2.342	-0.067	-15.9	1.39	25322	29.53
0.80	272	980	45394	0.101	2.40	5.435	2.173	-0.237	-64.6	2.50	38710	39.50
0.90	306	1103	57451	0.080	1.45	9.013	2.005	-0.510	-156.3	4.50	48822	44.28
0.95	323	1164	64012	0.072	1.19	10.980	1.920	-0.660	-213.3	5.72	46531	39.98

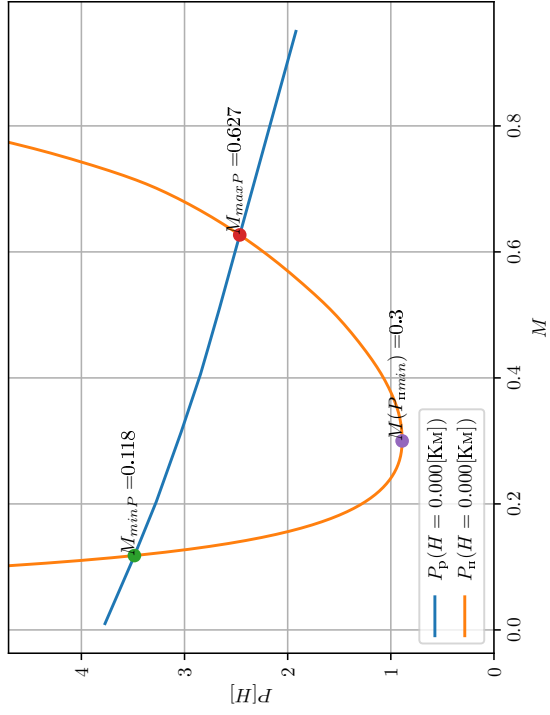


Рисунок 2.1 — График располагаемой и потребляемой тяги

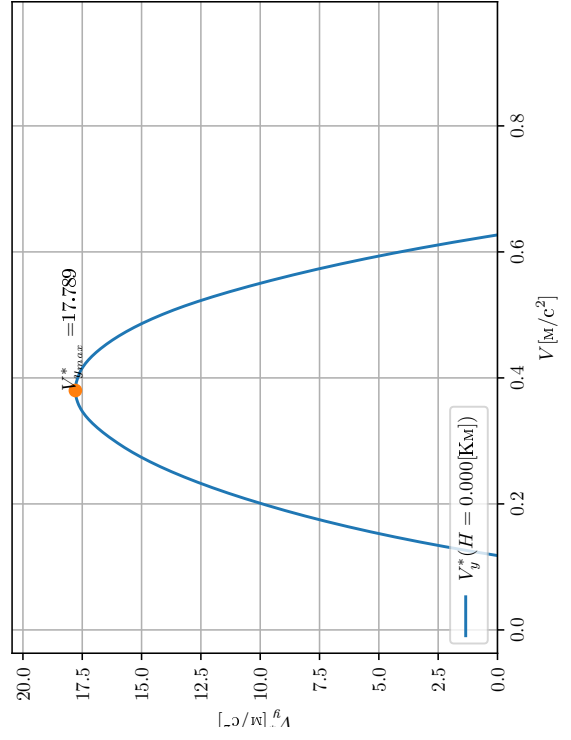


Рисунок 2.3 — График $V_y^*(M, H)$

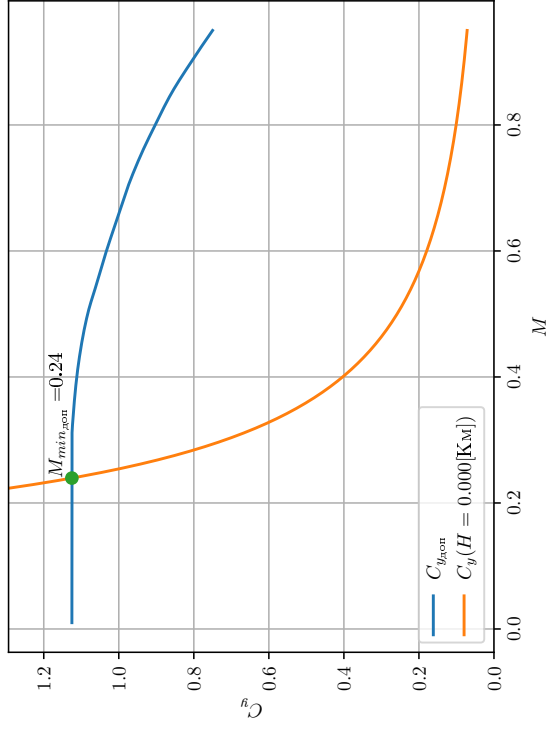


Рисунок 2.2 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

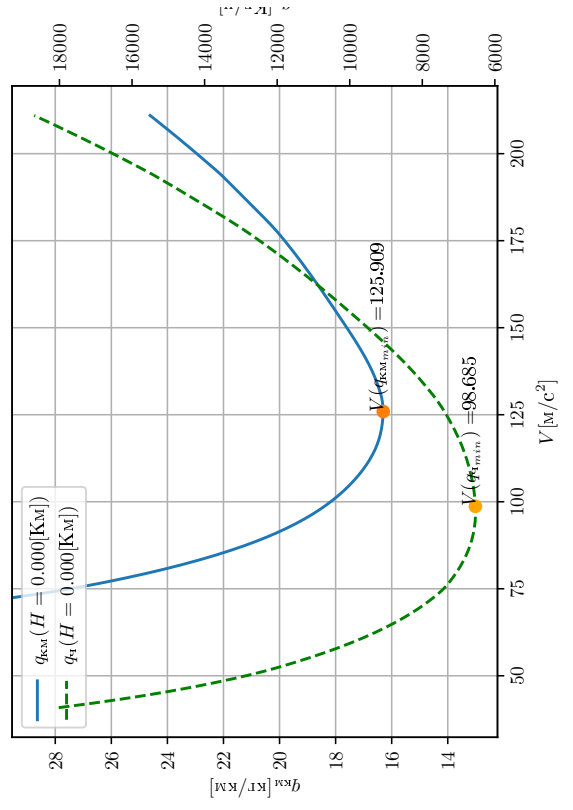


Рисунок 2.4 — График $q_{\text{ка}}$, q_t

Таблица 2.2 — Результаты расчета для высоты $H = 2$ 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^* $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\bar{R}_{\text{кр}}$	$q_{\text{ч}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	$q_{\text{км}}$ $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$
—				—	—			—		—		
0.10	33	120	557	8.226	2.08	6.261	3.153	-0.226	-7.5	1.99	28389	237.14
0.20	67	239	2226	2.057	8.28	1.576	2.983	0.103	6.8	0.53	9483	39.61
0.30	100	359	5009	0.914	14.11	0.925	2.814	0.138	13.7	0.33	6366	17.73
0.40	133	479	8904	0.514	13.79	0.946	2.650	0.124	16.5	0.36	6914	14.44
0.50	166	599	13913	0.329	10.40	1.255	2.501	0.091	15.1	0.50	9442	15.77
0.60	200	718	20034	0.229	7.35	1.776	2.376	0.044	8.7	0.75	13389	18.64
0.70	233	838	27269	0.168	5.09	2.566	2.245	-0.023	-5.4	1.14	19589	23.38
0.80	266	958	35617	0.129	3.06	4.271	2.095	-0.158	-42.1	2.04	30890	32.25
0.90	299	1077	45077	0.102	1.84	7.096	1.945	-0.375	-112.3	3.65	42702	39.63
0.95	316	1137	50225	0.091	1.51	8.660	1.870	-0.494	-156.2	4.63	44704	39.31

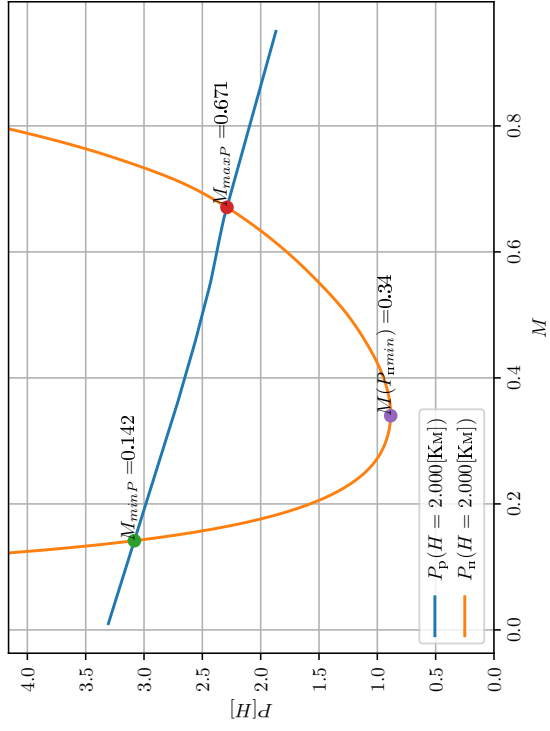


Рисунок 2.5 — График располагаемой и потребляемой тяги

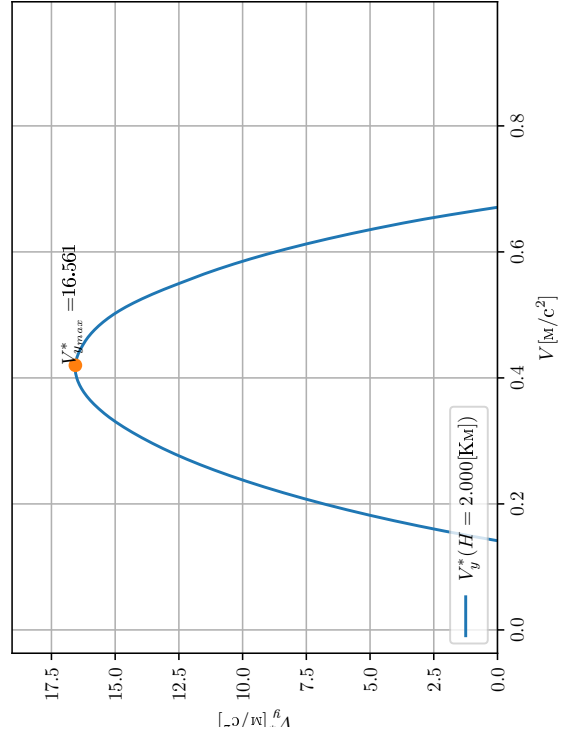


Рисунок 2.7 — График $V_y^*(M, H)$

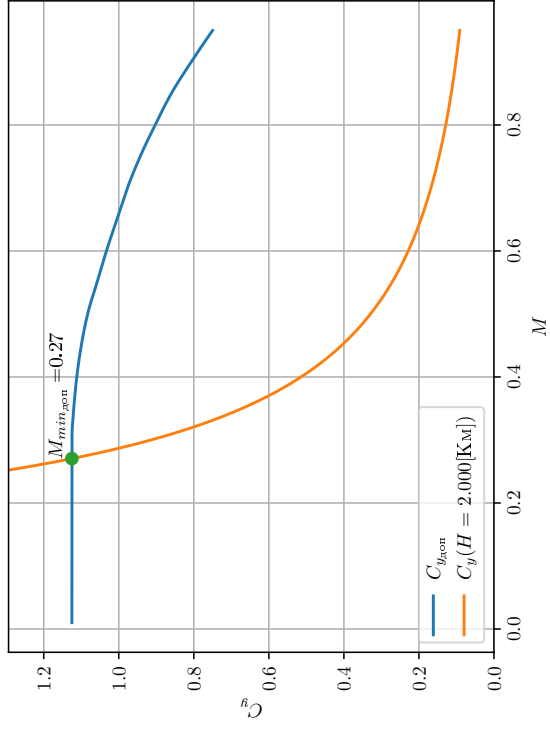


Рисунок 2.6 — График $C_{y_{дон}}, C_{y_n}$

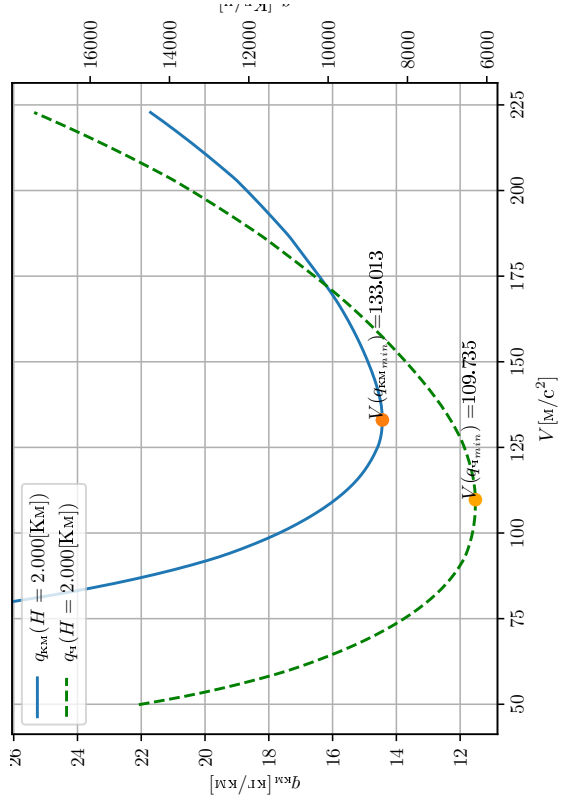


Рисунок 2.8 — График $q_{кк}, q_t$

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	117	432	10.606	1.61	8.113	2.461	-0.412	-13.4	3.30	30731	262.99
0.20	65	234	1726	2.652	6.53	1.998	2.397	0.029	1.9	0.83	11243	48.11
0.30	97	351	3885	1.178	12.62	1.034	2.333	0.095	9.2	0.44	6796	19.39
0.40	130	467	6906	0.663	14.67	0.890	2.268	0.100	13.0	0.39	6297	13.47
0.50	162	584	10791	0.424	12.37	1.055	2.177	0.082	13.3	0.48	7707	13.19
0.60	195	701	15538	0.295	9.16	1.425	2.083	0.048	9.3	0.68	10495	14.97
0.70	227	818	21150	0.216	6.46	2.020	2.010	-0.001	-0.2	1.00	15101	18.46
0.80	260	935	27624	0.166	3.91	3.339	1.965	-0.100	-26.0	1.70	24181	25.87
0.90	292	1052	34961	0.131	2.35	5.552	1.926	-0.264	-77.1	2.88	35998	34.23
0.95	308	1110	38954	0.118	1.92	6.788	1.906	-0.355	-109.6	3.56	40578	36.55

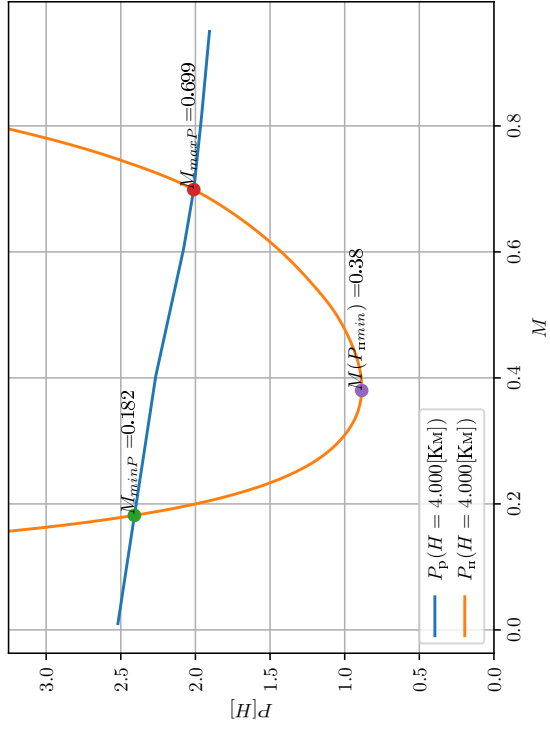


Рисунок 2.9 — График располагаемой и потребляемой тяги

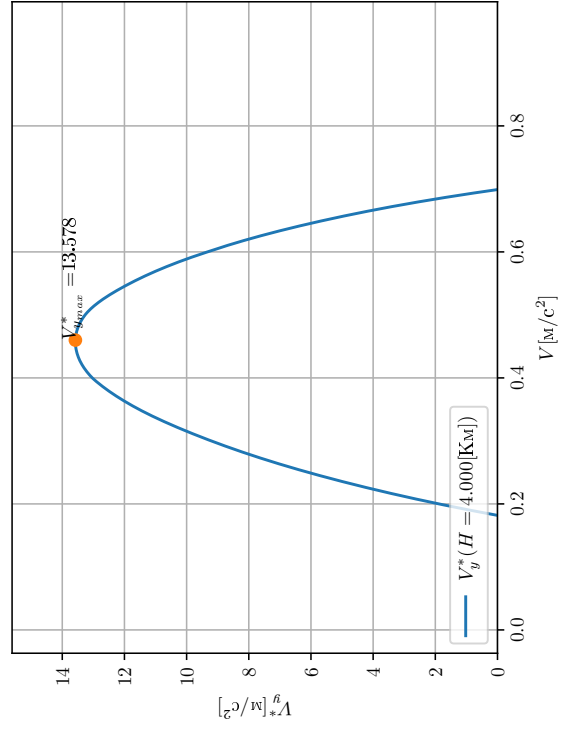


Рисунок 2.11 — График $V_y^*(M, H)$

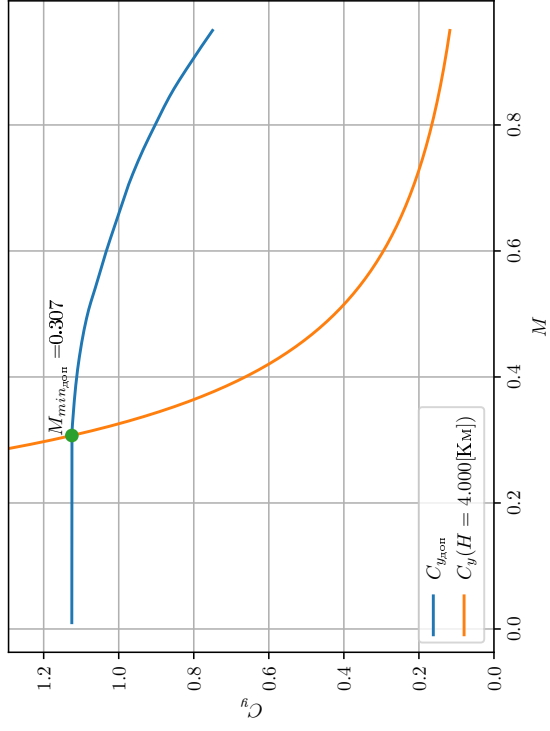


Рисунок 2.10 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

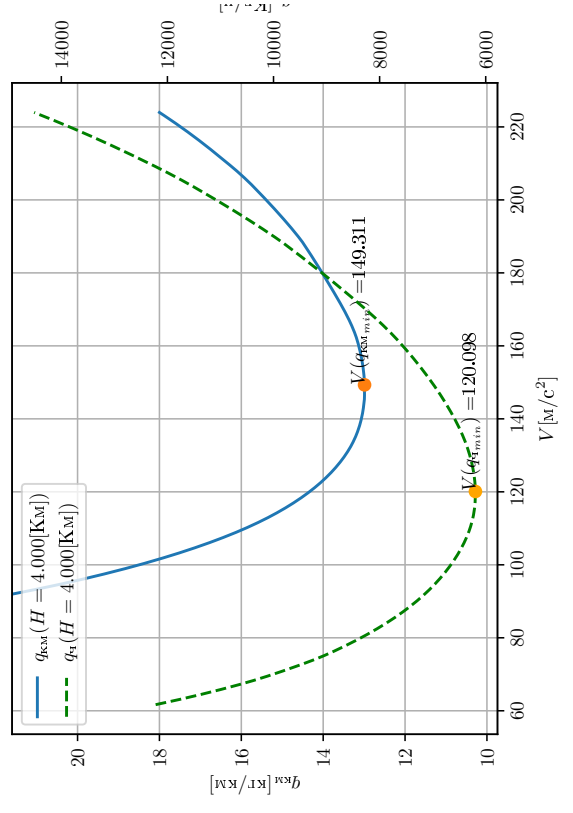


Рисунок 2.12 — График $q_{\text{ккм}}$, $q_{\text{ч}}$

Таблица 2.4 — Результаты расчета для высоты $H = 6$ 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	114	331	13.851	1.23	10.644	2.053	-0.626	-19.8	5.19	27157	238.38
0.20	63	228	1322	3.463	5.02	2.598	2.018	-0.042	-2.7	1.29	13346	58.57
0.30	95	342	2975	1.539	10.55	1.237	1.984	0.054	5.2	0.62	7439	21.77
0.40	127	456	5288	0.866	14.37	0.908	1.950	0.076	9.6	0.47	6093	13.37
0.50	158	570	8263	0.554	13.97	0.934	1.909	0.071	11.2	0.49	6598	11.58
0.60	190	684	11899	0.385	11.13	1.172	1.858	0.050	9.5	0.63	8404	12.29
0.70	222	797	16196	0.283	8.12	1.607	1.808	0.015	3.2	0.89	11687	14.65
0.80	253	911	21153	0.216	4.99	2.614	1.771	-0.061	-15.5	1.48	18679	20.50
0.90	285	1025	26772	0.171	3.01	4.334	1.755	-0.188	-53.5	2.47	28534	27.83
0.95	301	1082	29830	0.153	2.46	5.309	1.748	-0.259	-78.0	3.04	32940	30.44

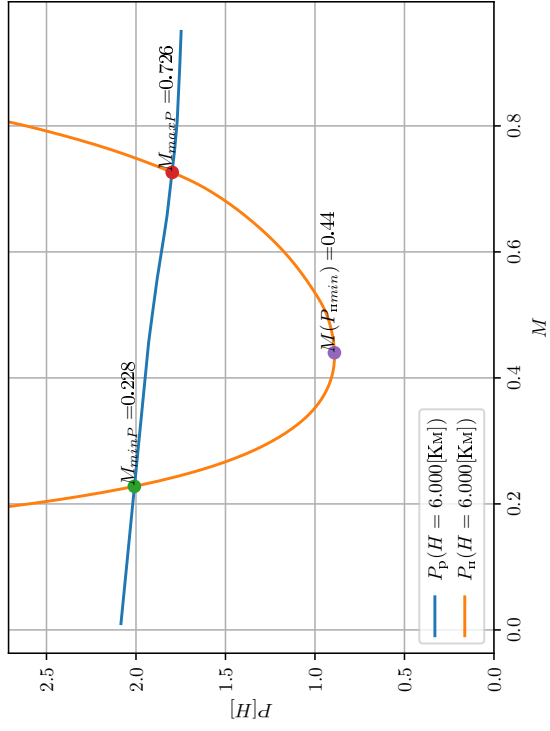


Рисунок 2.13 — График располагаемой и потребляемой тяги

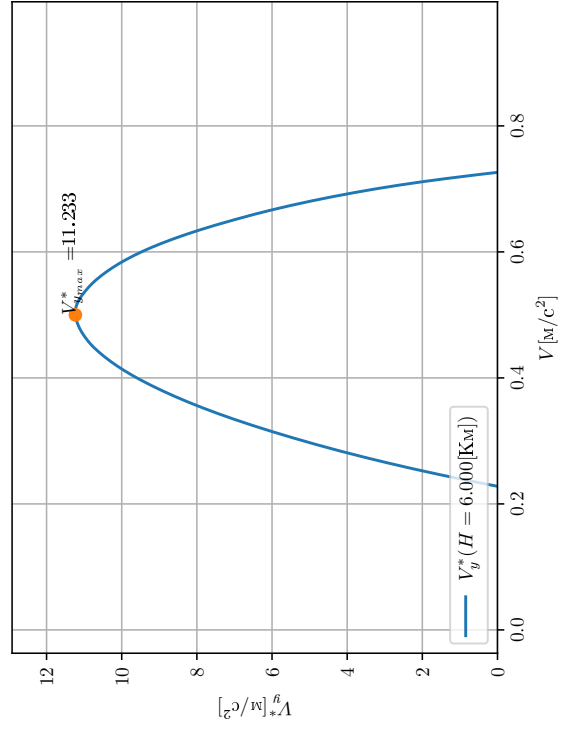


Рисунок 2.15 — График $V_y^*(M, H)$

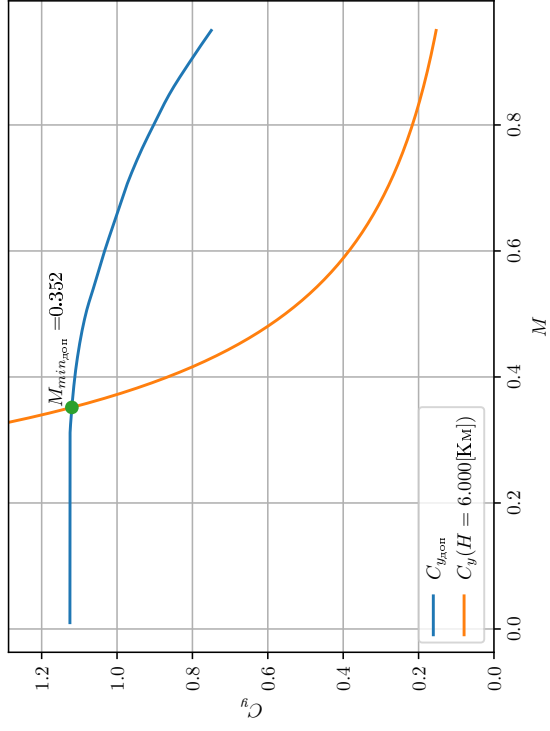


Рисунок 2.14 — График $C_{y_{\text{доп}}}, C_{y_n}$

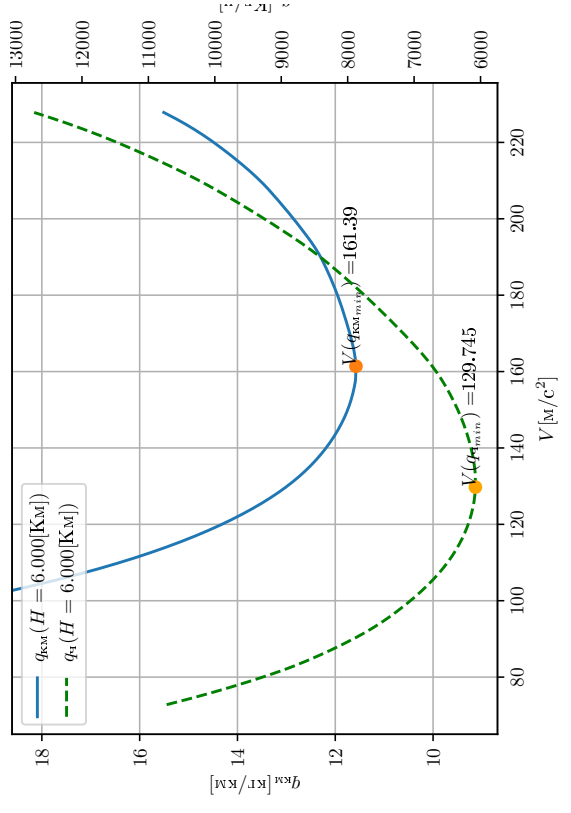


Рисунок 2.16 — График $q_{\text{км}}, q_t$

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	31	111	250	18.344	0.92	14.155	1.626	-0.912	-28.1	8.71	7232	65.20
0.20	62	222	998	4.586	3.78	3.449	1.618	-0.133	-8.2	2.13	15278	68.87
0.30	92	333	2246	2.038	8.34	1.564	1.611	0.003	0.3	0.97	8579	25.78
0.40	123	444	3993	1.147	12.84	1.016	1.603	0.043	5.3	0.63	6261	14.11
0.50	154	555	6239	0.734	14.55	0.897	1.596	0.051	7.8	0.56	6006	10.83
0.60	185	666	8984	0.510	12.84	1.016	1.592	0.042	7.8	0.64	7032	10.57
0.70	216	776	12228	0.374	9.90	1.318	1.576	0.019	4.1	0.84	9292	11.97
0.80	246	887	15972	0.287	6.29	2.075	1.571	-0.037	-9.0	1.32	14533	16.38
0.90	277	998	20214	0.226	3.83	3.405	1.561	-0.134	-37.2	2.18	22380	22.42
0.95	293	1054	22523	0.203	3.12	4.176	1.556	-0.191	-55.8	2.68	26118	24.79

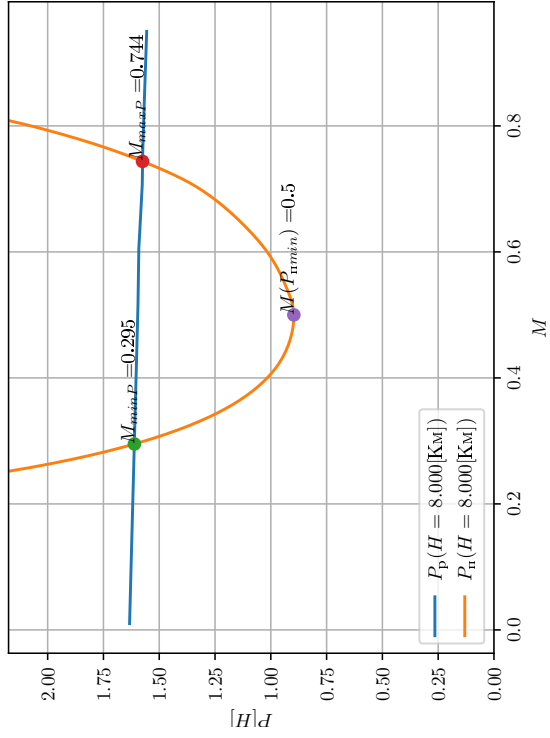


Рисунок 2.17 — График располагаемой и потребной тяги

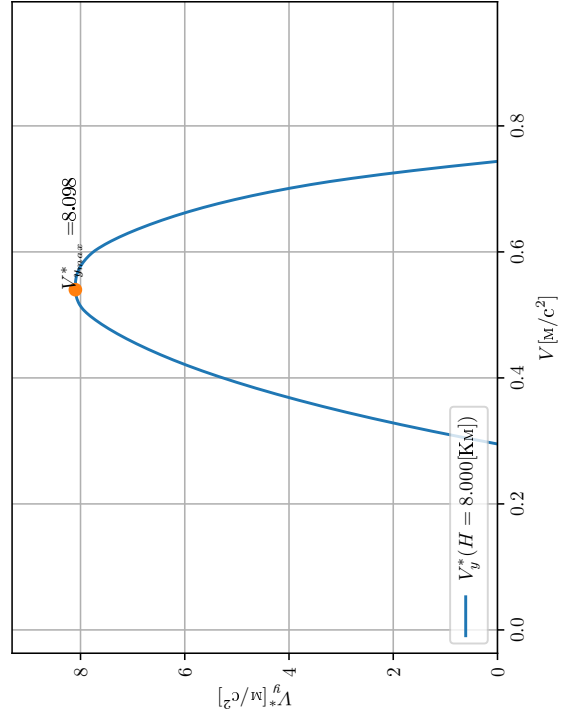


Рисунок 2.19 — График $V_y^*(M, H)$

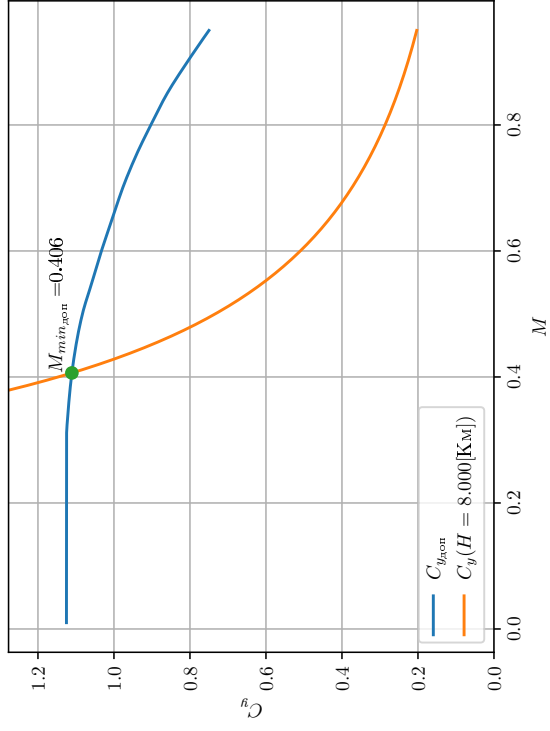


Рисунок 2.18 — График $C_{y_{доп}}, C_{y_n}$

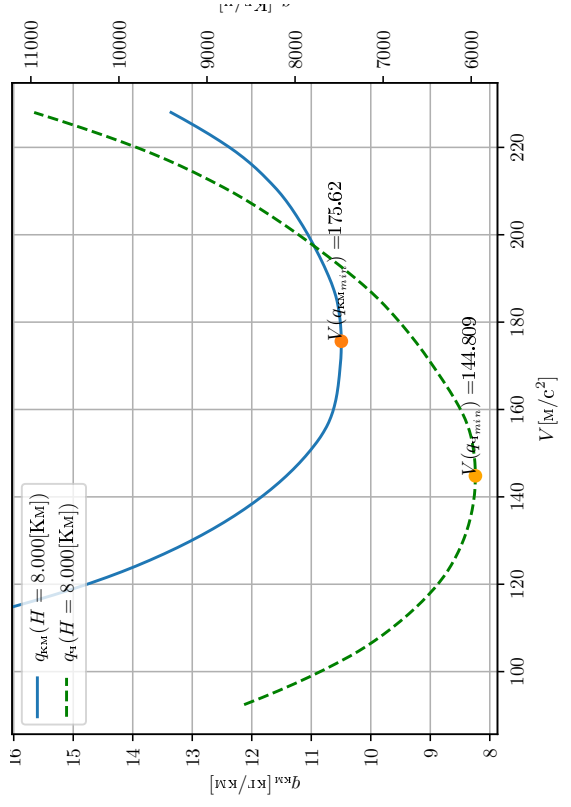


Рисунок 2.20 — График $q_{кМ}, q_{ч}$

Таблица 2.6 — Результаты расчета для высоты $H = 10$ 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	108	185	24.679	0.68	19.109	1.266	-1.299	-38.9	15.09	-58010	-537.97
0.20	60	216	742	6.170	2.80	4.667	1.270	-0.247	-14.8	3.68	16467	76.35
0.30	90	323	1669	2.742	6.32	2.065	1.273	-0.058	-5.2	1.62	10375	32.07
0.40	120	431	2968	1.542	10.55	1.237	1.277	0.003	0.3	0.97	7098	16.46
0.50	150	539	4637	0.987	13.67	0.954	1.281	0.024	3.6	0.75	5930	11.00
0.60	180	647	6678	0.686	13.59	0.960	1.289	0.024	4.3	0.74	6266	9.68
0.70	210	755	9089	0.504	11.33	1.151	1.305	0.011	2.3	0.88	7739	10.25
0.80	240	863	11872	0.386	7.64	1.708	1.321	-0.028	-6.8	1.29	11489	13.32
0.90	270	970	15025	0.305	4.77	2.738	1.341	-0.102	-27.4	2.04	17564	18.10
0.95	285	1024	16741	0.273	3.89	3.357	1.350	-0.146	-41.6	2.49	20734	20.24

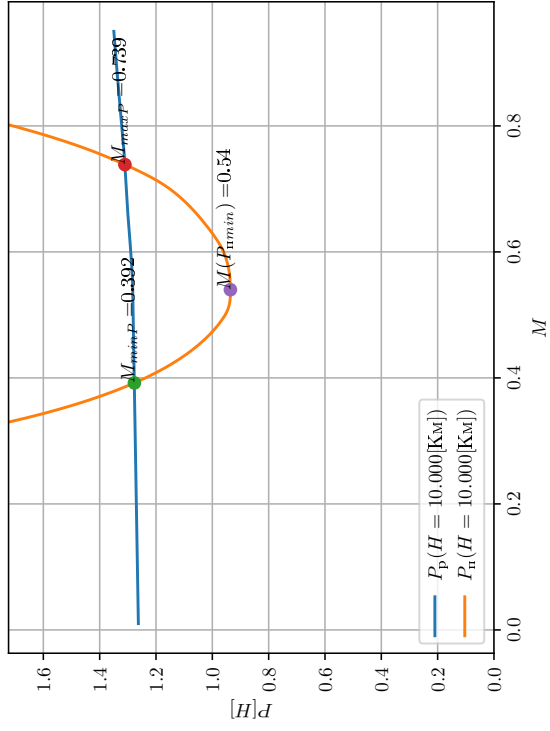


Рисунок 2.21 — График располагаемой и потребной тяги

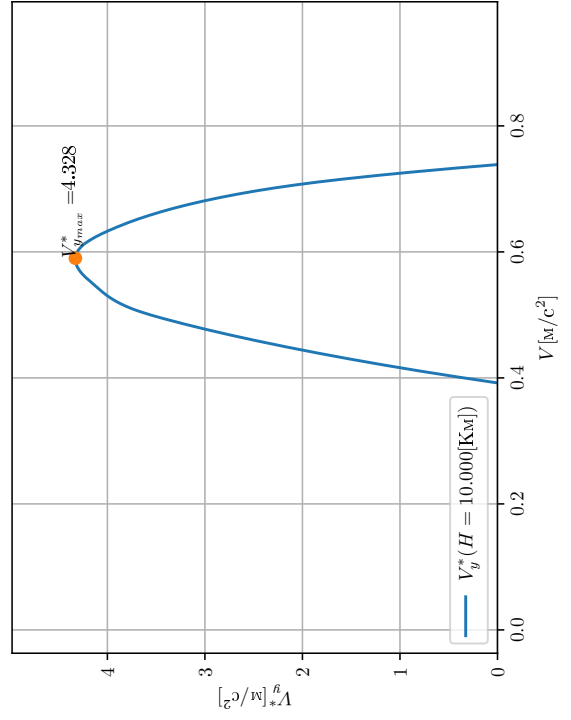


Рисунок 2.23 — График $V_g^*(M, H)$

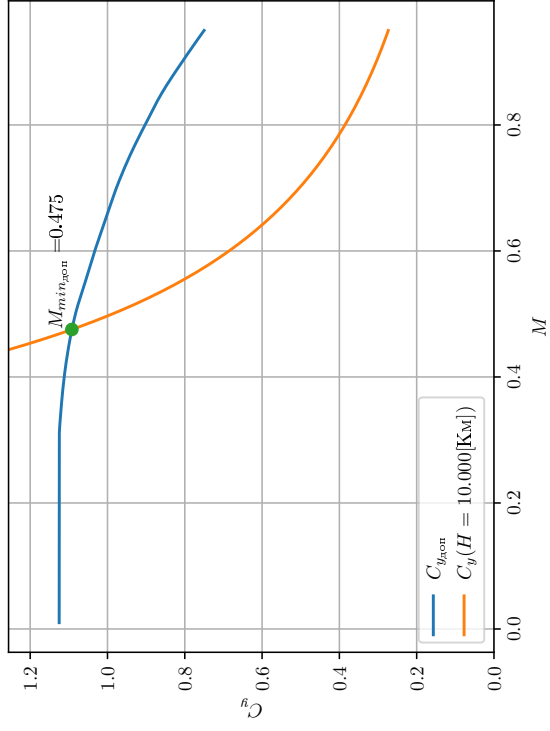


Рисунок 2.22 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

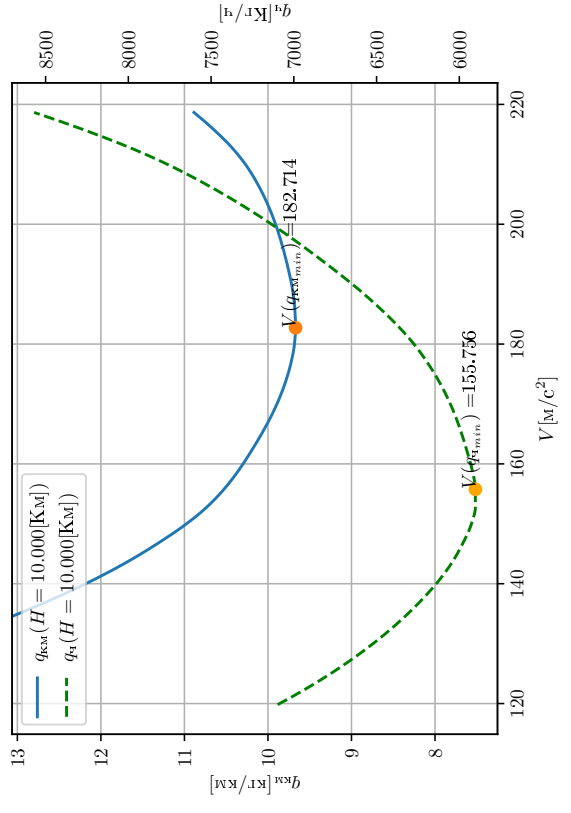


Рисунок 2.24 — График $q_{\text{км}}$, q_t

Таблица 2.7 — Результаты расчета для высоты $H = 11.558$ 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^*	$\bar{R}_{кр}$	$q_{\text{ч}}$	$q_{\text{км}}$
—	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	$\frac{H}{\text{м}^2}$	—	—	H	H	—	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	—	$\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{кг}}{\text{км}}$
0.10	30	106	146	31.451	0.53	24.407	0.949	-1.708	-50.4	25.71	-224366	-2112.18
0.20	59	212	582	7.863	2.18	5.979	0.966	-0.365	-21.5	6.19	12418	58.45
0.30	89	319	1310	3.495	4.97	2.623	0.983	-0.119	-10.6	2.67	11545	36.23
0.40	118	425	2329	1.966	8.62	1.513	0.999	-0.037	-4.4	1.51	8265	19.45
0.50	148	531	3639	1.258	12.10	1.079	1.016	-0.005	-0.7	1.06	6595	12.42
0.60	177	637	5240	0.874	13.13	0.994	1.032	0.003	0.5	0.96	6402	10.04
0.70	207	744	7132	0.642	11.76	1.109	1.061	-0.004	-0.7	1.05	7445	10.01
0.80	236	850	9316	0.491	8.46	1.542	1.089	-0.033	-7.8	1.42	10273	12.09
0.90	266	956	11790	0.388	5.46	2.391	1.121	-0.092	-24.6	2.13	14816	15.50
0.95	280	1009	13137	0.348	4.46	2.923	1.137	-0.130	-36.5	2.57	17465	17.31

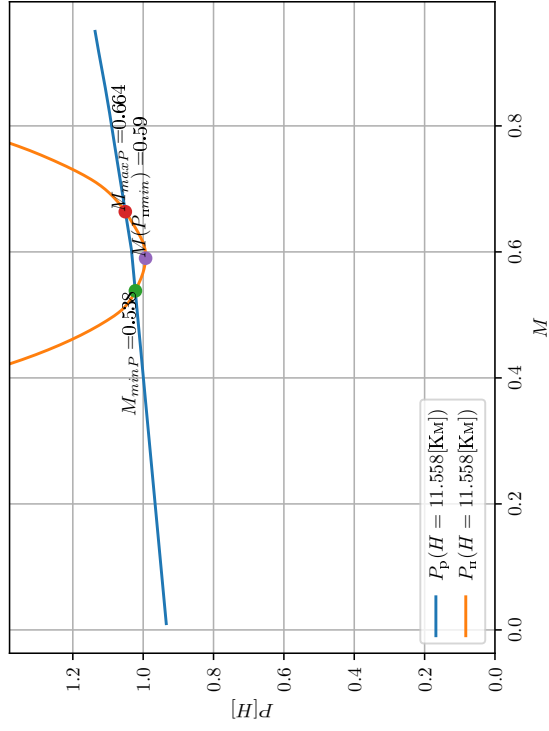


Рисунок 2.25 — График располагаемой и потребной тяги

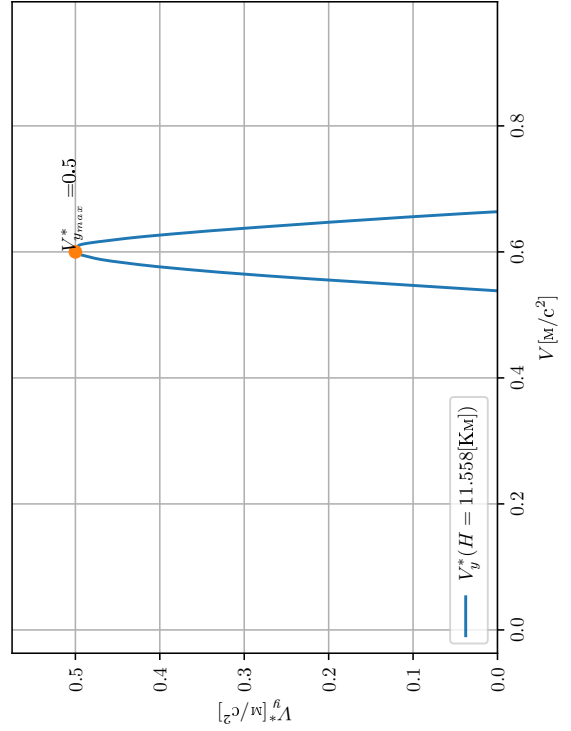


Рисунок 2.27 — График $V_g^*(M, H)$

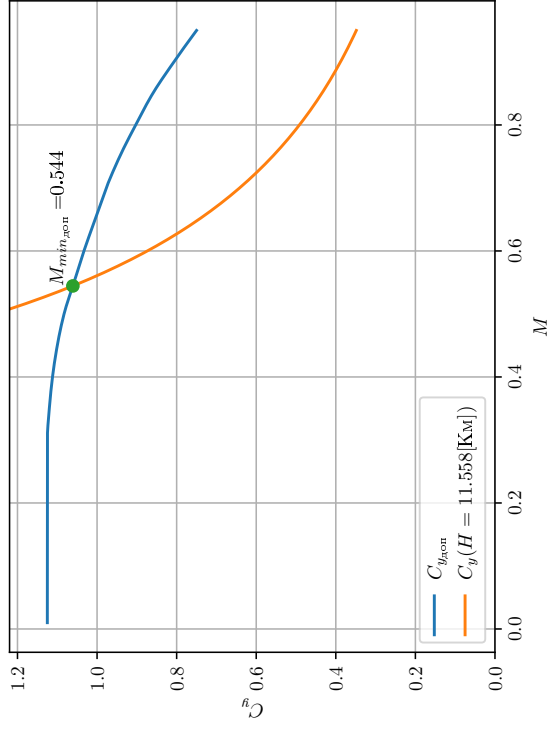


Рисунок 2.26 — График $C_{y_{\text{дон}}}$, C_{yn}

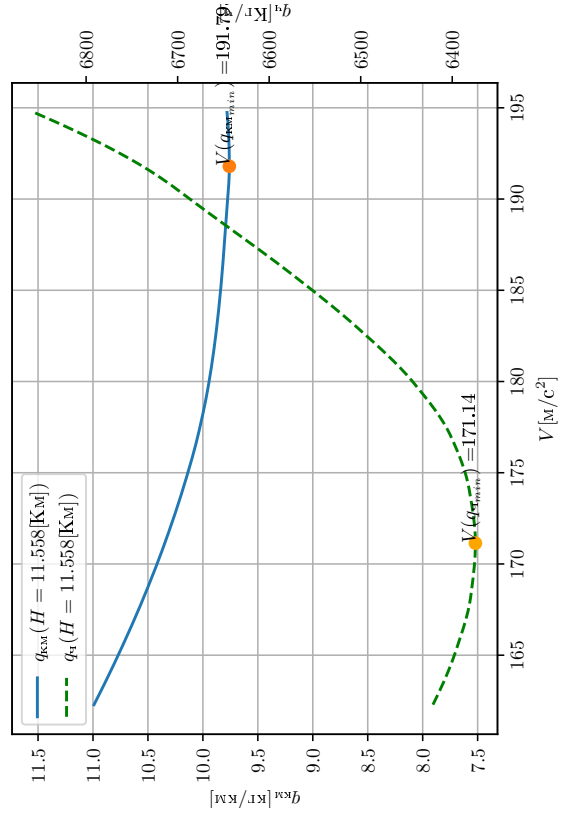


Рисунок 2.28 — График $q_{\text{кк}}$, q_t

Для построение таблицы 2.8

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 2.1, 2.5, 2.9, 2.13, 2.17, 2.21, 2.25).
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 2.2, 2.6, 2.10, 2.18, 2.22, 2.26).
3. Максимально допустимое число M полета по условиям безопасности определяется как:

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

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

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 рисунка 2.4, 2.4, 2.4, 2.4, 2.4, 2.4, 2.4 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 2.8 — Результаты для построение графика высот и скоростей

H	V_{gmax}^*	$M[V]_{\min \text{ доп}}$	$M[V]_{\max \text{ доп}}$	$M[V]_{\min}$	$M[V]_{\max}$	$M_1[V_1]$ ($P_n \min$)	$M_2[V_2]$ (V_{gmax}^*)	V_3 ($q_{\text{ч} \min}$)	V_4 ($q_{\text{кв} \min}$)	M_4	$q_{\text{ч} \min}$	$q_{\text{кв} \min}$
км	$\frac{M}{C}$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	—	$\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{кг}}{\text{км}}$
0.0	17.79	0.240 [293]	0.612 [750]	0.240 [293]	0.612 [750]	0.300 [368]	0.380 [466]	99	126	0.370	6536.16	16.3
2.0	16.56	0.270 [324]	0.675 [808]	0.270 [324]	0.671 [803]	0.340 [407]	0.420 [503]	110	133	0.400	6286.48	14.44
4.0	13.58	0.307 [359]	0.748 [874]	0.307 [359]	0.699 [817]	0.380 [444]	0.460 [538]	120	149	0.460	6193.81	12.99
6.0	11.23	0.352 [401]	0.800 [911]	0.352 [401]	0.726 [827]	0.440 [501]	0.500 [570]	130	161	0.510	6076.86	11.58
8.0	8.1	0.406 [451]	0.800 [887]	0.406 [451]	0.744 [825]	0.500 [555]	0.540 [599]	145	176	0.570	5951.95	10.49
10.0	4.33	0.475 [513]	0.800 [863]	0.475 [513]	0.739 [796]	0.540 [582]	0.590 [636]	156	183	0.610	5902.71	9.67
11.56	0.5	0.544 [578]	0.800 [850]	0.544 [578]	0.664 [705]	0.590 [627]	0.600 [637]	171	192	0.650	6374.66	9.76

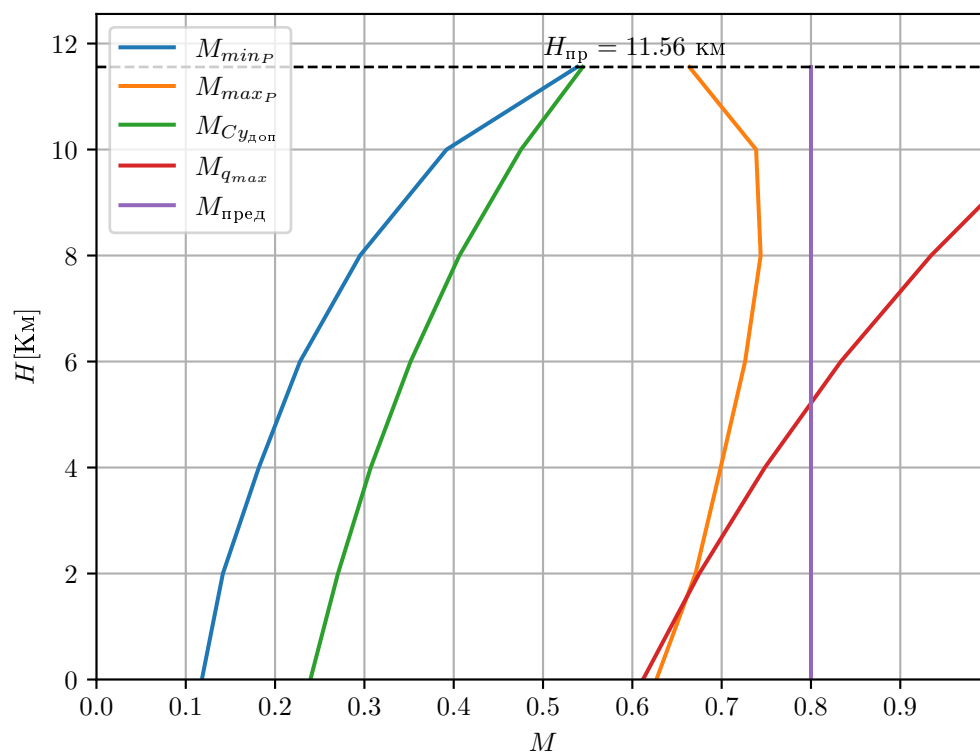


Рисунок 2.29 — График области высот и скоростей установившегося горизонтального полета

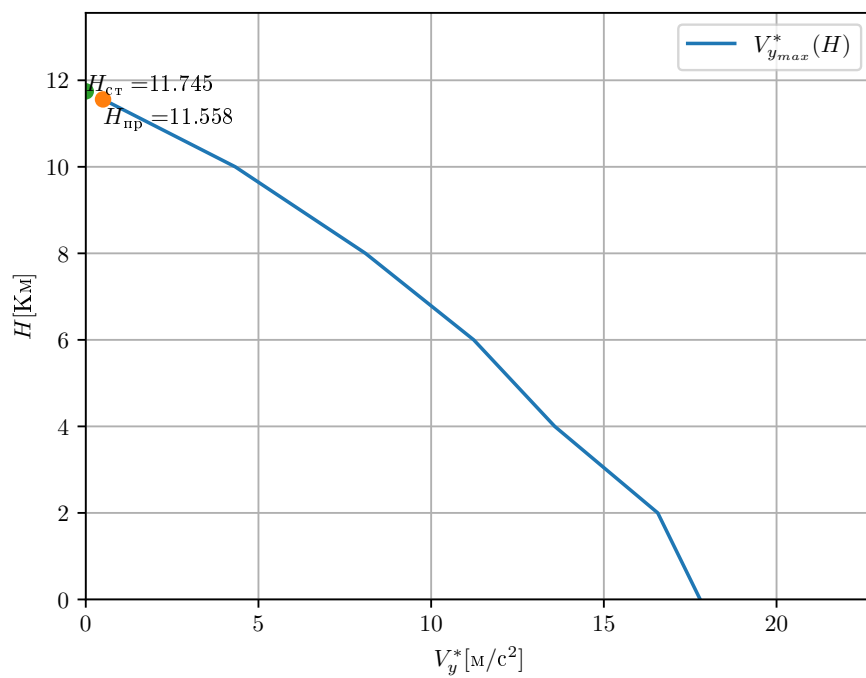


Рисунок 2.30 — График $V_{y_{max}}^*(H)$

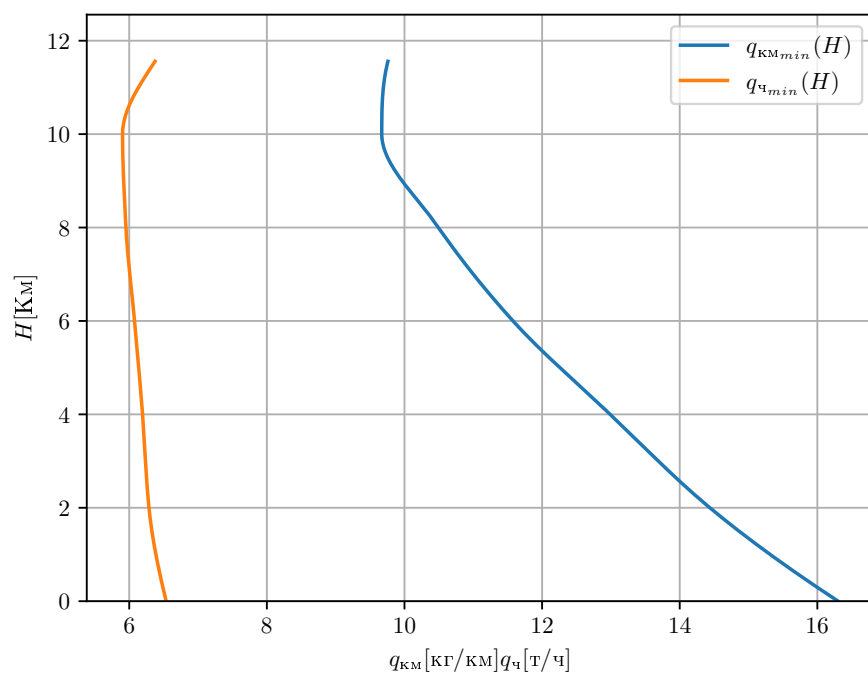


Рисунок 2.31 — График $q_{\text{Ч}_{min}}(H), q_{KM_{min}}(H)$

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 $H_{\text{к}} = 10$, 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

$H_{узел}$	$M_{наб}$	V	$V_{км}$	$\frac{\Delta V}{\Delta H}$	n_x	V_y^*	θ	$V_{yнаб}$	H_y	ΔH_y	$n_{xср}$	$\frac{\Delta H_y}{1000n_x}$
М	-	$\frac{м}{с}$	$\frac{км}{ч}$	$\frac{1}{с}$	-	$\frac{м}{с}$	град.	$\frac{м}{с}$	М	М	-	КМ
0.0	0.29	97.8	352.1	0.021	0.16	17.8	7.6	14.7	488.0	2507.0	0.136	15.69
2.0	0.42	139.7	502.8	0.005	0.119	16.6	6.4	15.5	2994.0	2142.0	0.103	18.07
4.0	0.46	149.3	537.5	0.004	0.091	13.6	4.9	12.7	5136.0	2140.0	0.08	23.53
6.0	0.5	158.2	569.6	0.004	0.071	11.2	3.8	10.5	7276.0	2135.0	0.058	30.07
8.0	0.54	166.4	599.0	0.008	0.049	8.1	2.4	7.1	9411.0	2291.0	0.032	47.06
10.0	0.61	182.7	657.8	0.0	0.023	4.3	1.3	4.3	11702.0	0.0	inf	0.0

Таблица 3.1 — (Продолжение) Результаты расчета набора высоты

P	$\frac{CeP}{V_y^*}$	$(\frac{CeP}{V_y^*})_{ср}$	$\frac{\Delta H_y}{3600}(\frac{CeP}{V_y^*})_{ср}$	$L_{наб}$	$V_{yср}^*$	$t_{наб}$	Ce
H	-	-	КГ	КМ	$\frac{м}{с}$	МИН	$\frac{кг}{Нч}$
308927.0	1283.7	1042.1	725.6	18.4	0.1	2.44	0.061
261897.0	1092.4	1036.9	617.0	20.8	0.1	2.39	0.065
221372.0	1123.0	1069.3	635.5	26.8	0.1	2.9	0.065
190906.0	1158.4	1167.8	692.5	37.0	0.1	3.78	0.064
159439.0	1421.7	1570.4	999.2	72.7	0.2	6.77	0.063
129122.0	1892.1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.063

Таблица 3.2 — Основные параметры в наборе высоты

$m_{T_{наб}}$	$L_{наб}$	$t_{наб}$
Кг	КМ	МИН
3669.9	175.7	18.3

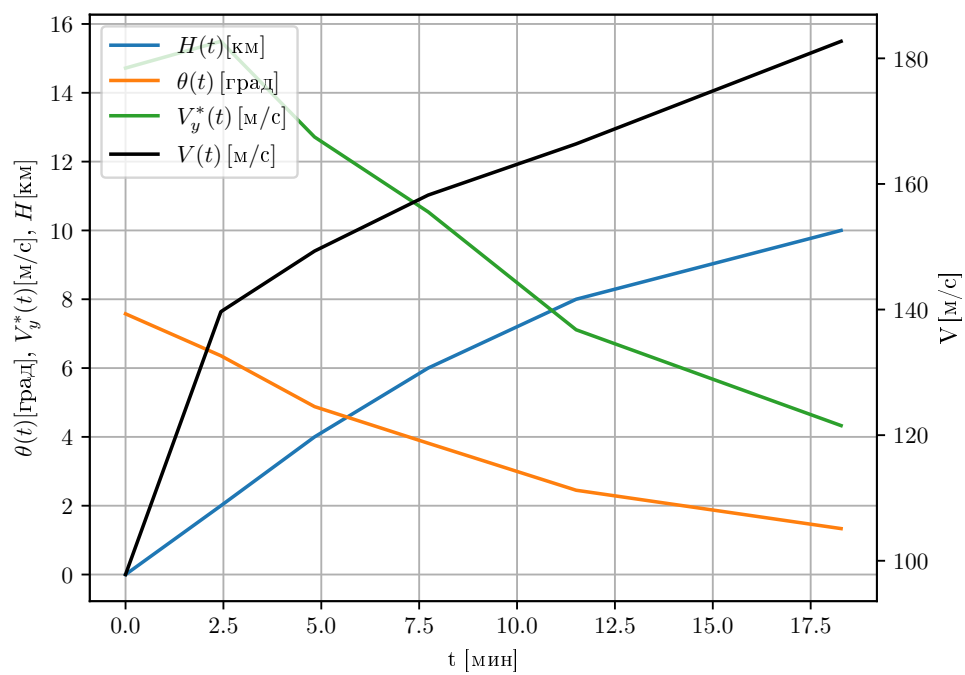


Рисунок 3.1 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

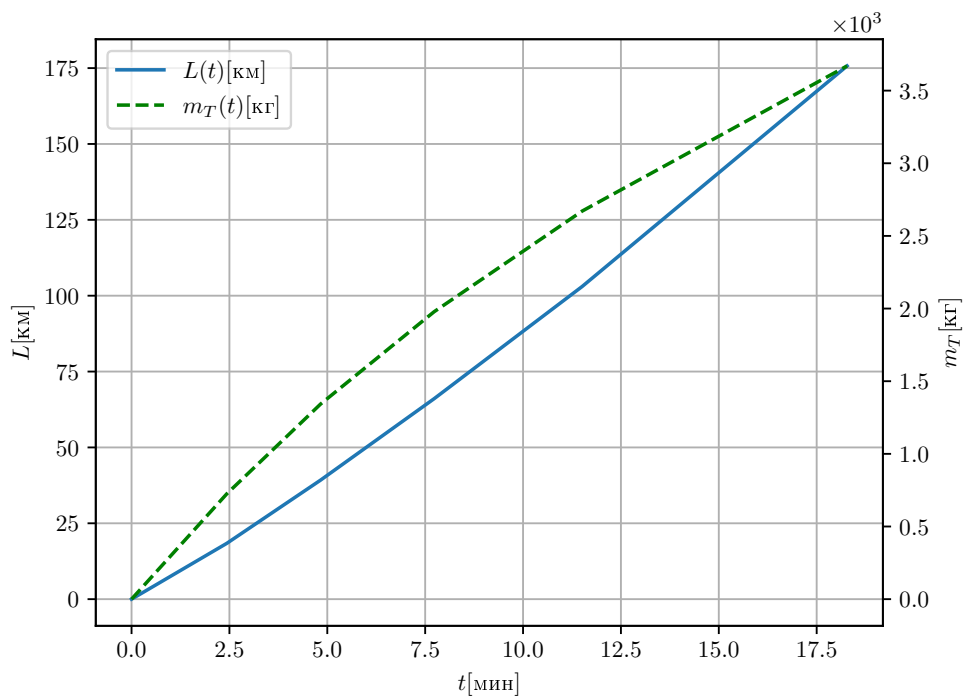


Рисунок 3.2 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

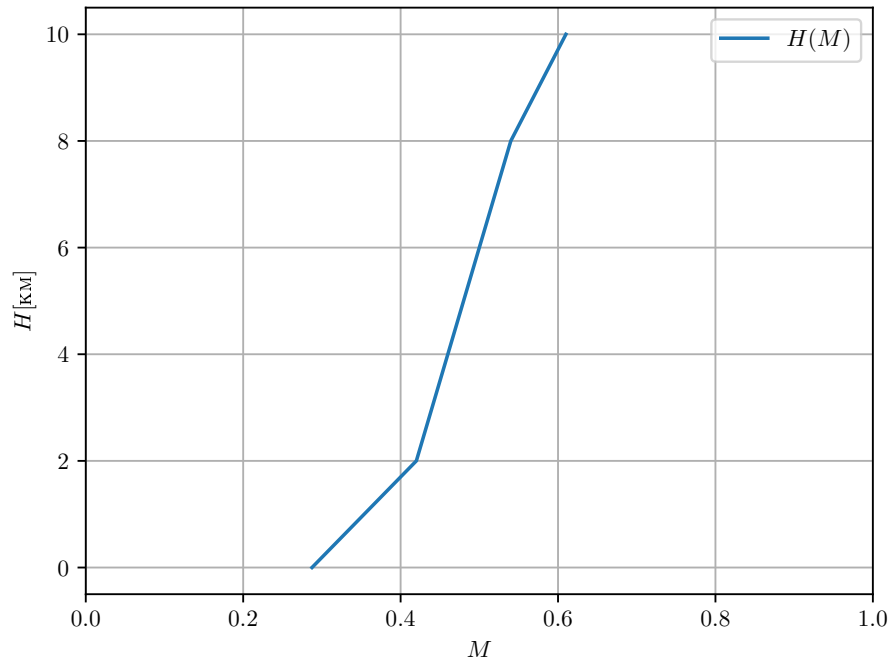


Рисунок 3.3 — Программа набора высоты

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

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

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

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

$\bar{m}_{T_{наб}} \frac{m_{T_{наб}}}{m_0} = \frac{3670 \text{ кг}}{140000 \text{ кг}} = 0.0262$ – 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; $K_{ГП} = 13.51 \text{ } V = 183 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$
 $Ce = 0.063 \frac{\text{кг}}{\text{Н*ч}}$ – удельный расход топлива на высоте крейсерского полета

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

$$\rho_{H_{\text{кр}}} = \frac{2\bar{m}_{\text{кр}} P_{s10}}{C_{y\Gamma\Pi} V_{\text{кр}}^2}, \quad (3.15)$$

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

Результаты приведены в таблице 3.3:

Таблица 3.3 — Результаты расчета участка крейсерского полета

$T_{\text{кр}}$	$L_{\text{кр}}$	$\rho_{H_{\text{кр}}}$	$H_{0\text{кр}}$	$H_{\text{кр}}$
мин	км	$\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	км	км
285.43	2770.0	0.324	11	11.8

3.3. Расчет характеристик участка снижения

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

Начальные условия:

Скорость соответствует минимуму потребной тяги $M_1(P_{n\text{ мин}})$. Определена в таблице 2.8.

$$M_0 = 0.540; H_0 = 10 \text{ км}$$

Конечные условия:

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

$$M_{\text{к}} = 0.370; H_{\text{к}} = 0$$

Результаты расчетов приведены в таблице 3.4, по этим данным построили зависимости $H(t)$, $\theta(t)$, $V_y^*(t)$, $V(t)$, $L(t)$, $m_T(t)$ на рисунках 3.4, 3.5, 3.6. Программа снижения представлена на рисунке 3.7.

По результатам программ набора, крейсерского полета и снижения был получен график $H(L)$ на рисунке 3.7 для всего полета.

Таблица 3.4 — Результаты расчета снижения высоты

$H_{\text{узел}}$	$M_{\text{сн}}$	V	$V_{\text{км}}$	$\frac{\Delta V}{\Delta H}$	n_x	V_y^*	θ	$V_{y\text{сн}}$	H_y	ΔH_y	$n_{x\text{ср}}$	$\frac{\Delta H_y}{1000n_x}$
М	-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	$\frac{1}{\text{с}}$	-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	град.	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	М	М	-	КМ
10.0	0.6	179.7	647.0	0.013	-0.064	2.0	-3.0	-3.5	11646.0	-2437.0	-0.063	37.91
8.0	0.5	154.1	554.6	0.007	-0.058	6.3	-3.0	-6.9	9210.0	-2221.0	-0.058	38.09
6.0	0.44	139.2	501.3	0.008	-0.056	11.2	-2.9	-9.3	6988.0	-2213.0	-0.055	39.2
4.0	0.38	123.3	444.0	0.005	-0.055	13.6	-2.9	-11.5	4775.0	-2124.0	-0.054	38.92
2.0	0.34	113.1	407.0	0.005	-0.052	16.6	-2.8	-14.1	2652.0	-2120.0	-0.052	40.41
0.0	0.3	102.1	367.5	0.0	-0.051	17.8	-2.9	-15.7	531.0	0.0	inf	-0.0

Таблица 3.4 — (Продолжение) Результаты расчета снижения высоты

P	$\frac{CeP}{V_y^*}$	$(\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}$	$\frac{\Delta H_y (\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}}{3600}$	$L_{\text{сн}}$	$V_{y\text{ср}}^*$	$t_{\text{сн}}$	Ce
H	-	-	КГ	КМ	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	МИН	$\frac{\text{кг}}{H\text{ч}}$
6779.0	-237.2	-161.8	109.5	38.7	-0.2	7.33	0.123
8629.0	-146.7	-131.7	81.3	38.2	-0.1	4.19	0.117
11614.0	-146.9	-131.8	81.0	39.9	-0.1	3.28	0.118
13687.0	-140.2	-129.9	76.6	39.7	-0.1	2.63	0.118
16476.0	-136.2	-132.9	78.3	40.8	-0.1	2.3	0.116
18370.0	-137.7	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.118

Таблица 3.5 — Основные параметры снижения высоты

$m_{T_{\text{сн}}}$	$L_{\text{сн}}$	$t_{\text{сн}}$
Кг	КМ	Мин
426.7	197.3	19.7

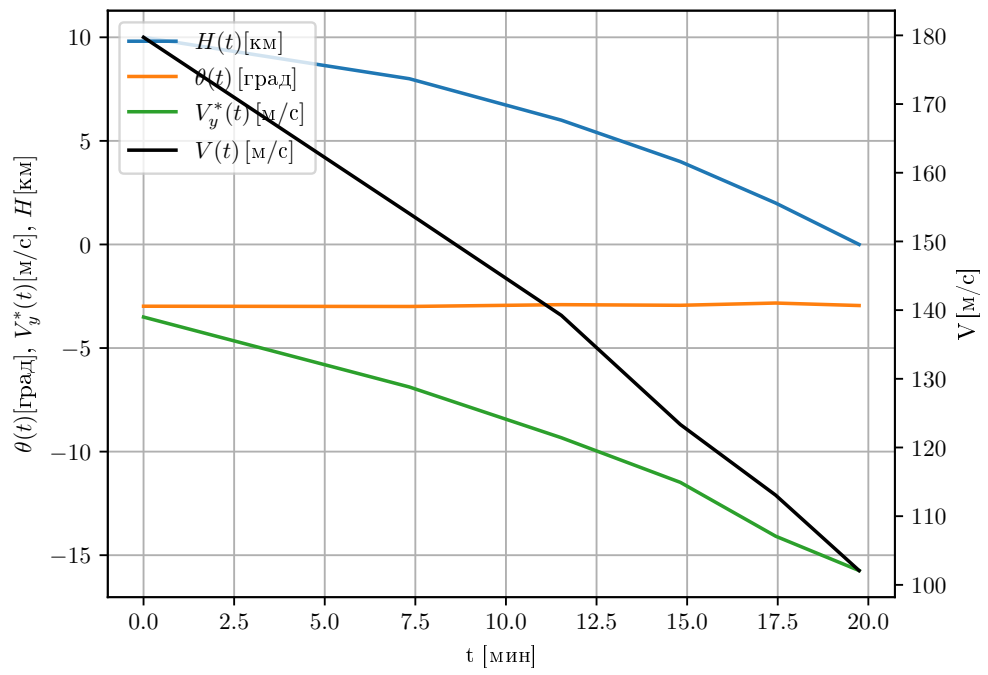


Рисунок 3.4 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

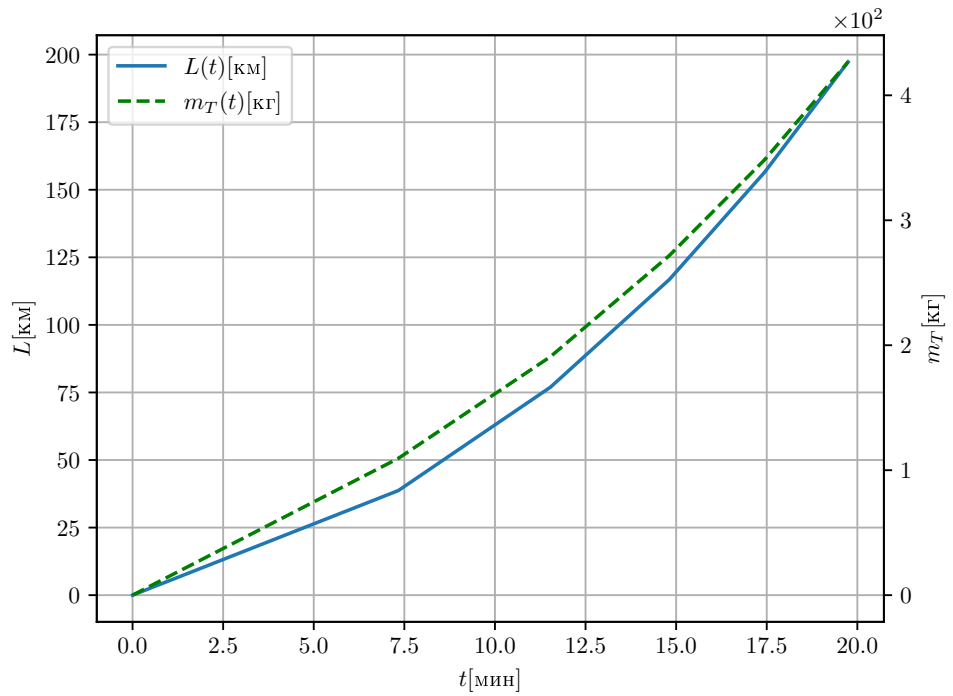


Рисунок 3.5 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

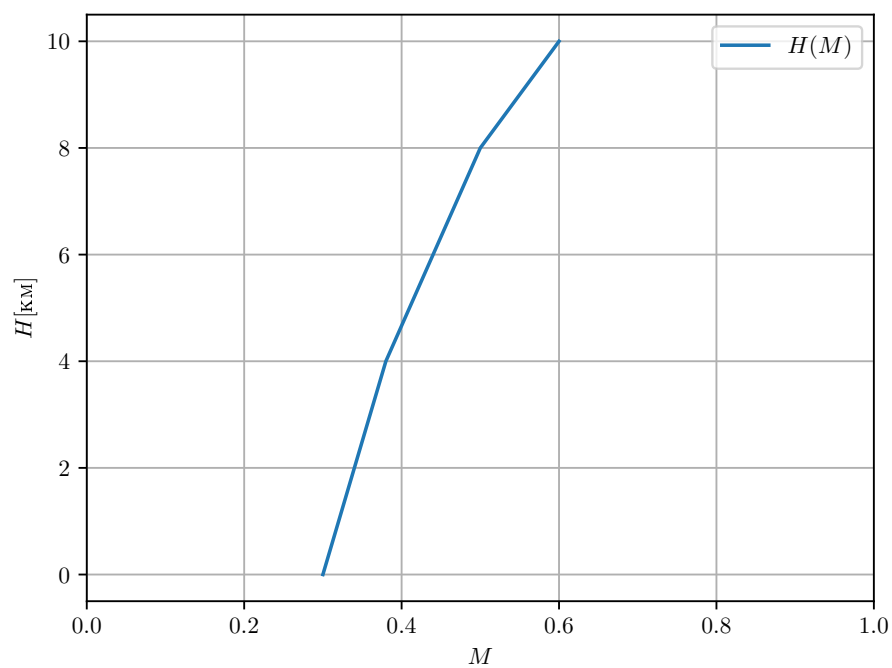


Рисунок 3.6 — Программа снижения

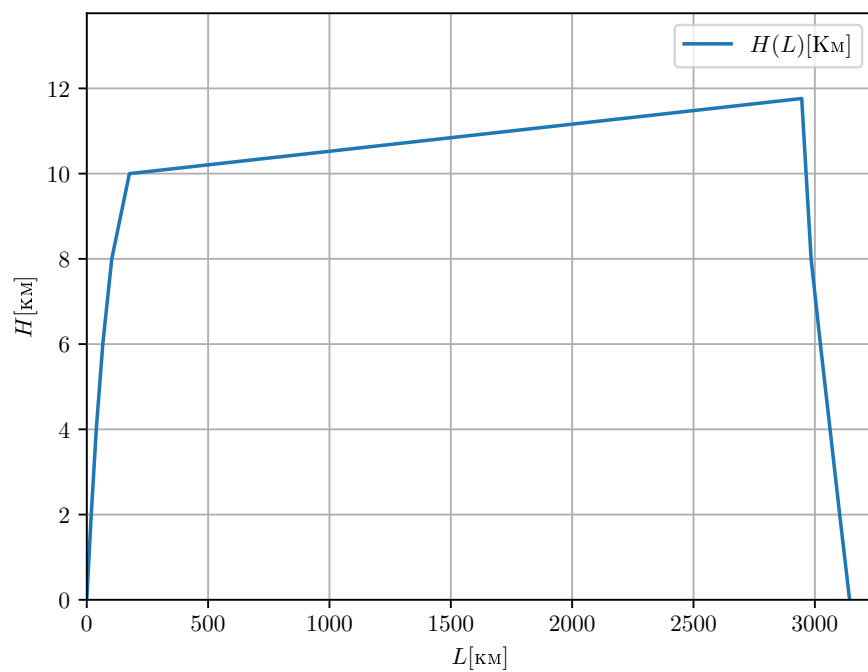


Рисунок 3.7 — Совмещенный график $H(L)$ для участков набора высоты, крейсерского полета и снижения

3.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей

Определим зависимость целевой нагрузки от дальности полета самолета $m_{\text{цн}}(L)$ (Рисунок 3.8) 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 дальность полета, расход топлива при наборе и снижении, для всех режимов соответствует первому режиму.

Тогда дальность полета вычисляется как:

$$L_{\text{кр}} = \frac{36VK}{gCe} \ln \frac{\bar{m}_{\text{взл}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}}{\bar{m}_{\text{взл}} - \bar{m}_{T_{\text{кр}}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}}, \quad (3.16)$$

где $\bar{m}_{\text{взл}} = 1$, $\bar{m}_{T_{\text{кр}}} = \bar{m}_{T_{\text{max}}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{сн}}} - \bar{m}_{T_{\text{анз}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}$, $\bar{m}_{T_{\text{max}}} = 0.5258$, $\bar{m}_{\text{цн}} = 1 - \bar{m}_{\text{пуст}} - \bar{m}_{T_{\text{max}}}$, $\bar{m}_{\text{пуст}} = \frac{88500}{m_0}$.

Режим 3.

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

Результаты расчетов сведены в таблицу 3.6.

Таблица 3.6 — Результаты расчета

Режим	L	$m_{\text{цн}}$
№	км	кг
1	3143.0	64400.0
2	5422.0	36400.0
3	7898.0	0.0

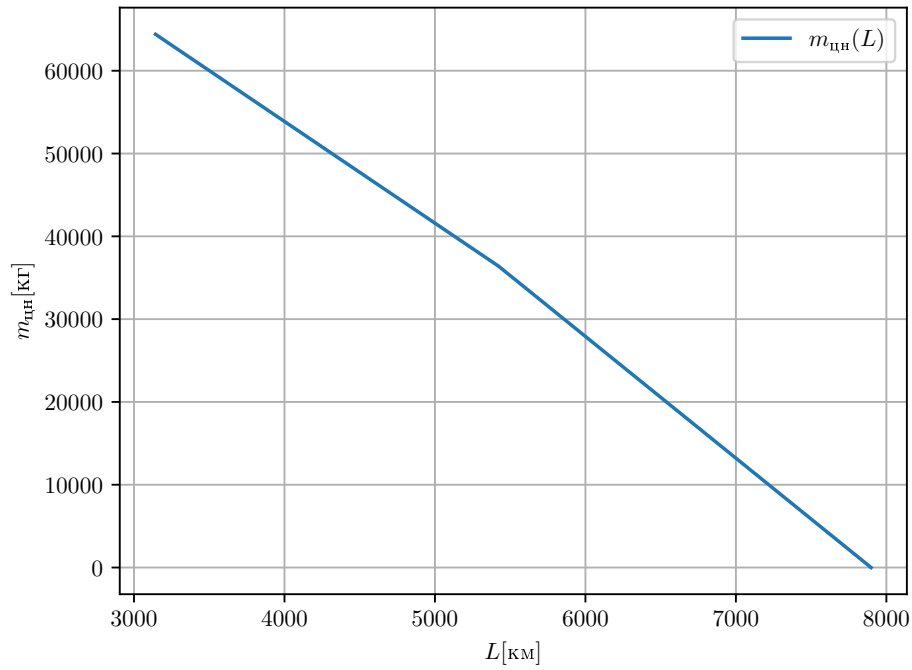


Рисунок 3.8 — График зависимости $m_{\text{цн}}(L)$

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 $\alpha_{\text{р}} = \alpha_{\text{п}} = 2^\circ$
2. Угол атаки при отрыве и касании ВПП $\alpha_{\text{отр}} = \alpha_{\text{кас}} = 6^\circ$
3. Безопасная высота пролета препятствий $H_{\text{взл}} = 10.7$ м и $H_{\text{пос}} = 15$ м
4. Тяга двигателей $P_{\text{взл}} = (1.2...1.3)P$, $Ce_{\text{взл}} = (1.03...1.05)Ce_0$
5. При пробеге по ВПП используется реверс тяги.

Соотношения для расчета:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{20P_s(1 - 0.9\bar{P}_{\text{взл}} \sin \alpha_{\text{отр}})}{\rho_0 C_{y_{\text{отр}}}}} \quad (3.17)$$

$$C_p = 0.9\bar{P}_{\text{взл}} - f_p \quad (3.18)$$

$$b_p = (C_{x_p} - f_p C_{y_p}) \frac{\rho_0}{2P_s 10}, \quad (3.19)$$

где $f_p = 0.02$

$$L_p = \frac{1}{2gb_p} \ln \frac{C_p}{C_p - b_p V_{отр}^2} \quad (3.20)$$

$$V_2 = 1.1V_{отр} \quad (3.21)$$

$$\hat{V}_{ср} = \sqrt{\frac{V_2^2 + V_{отр}^2}{2}} \quad (3.22)$$

$$\hat{n}_{x_{ср}} = \bar{P}_{взл} - \frac{C_{x_{отр}} \rho_0 \hat{V}_{ср}^2}{P_s 20} \quad (3.23)$$

$$L_{вув} = \frac{1}{\hat{n}_{x_{ср}}} \left(\frac{V_2^2 + V_{отр}^2}{2g} + H_{взл} \right) \quad (3.24)$$

$$\bar{m}_{пос} = \bar{m}_{ккр} - \bar{m}_{T_{снп}} \quad (3.25)$$

$$V_{кас} = \sqrt{\frac{2\bar{m}_{пос} P_s 10}{C_{y_{кас}} \rho_0}} \quad (3.26)$$

$$\bar{P}_{рев} = \frac{P_{рев}}{m_{пос} g} \quad (3.27)$$

$$a_n = -\bar{P}_{рев} - f_n \quad (3.28)$$

$$b_n = \frac{\rho_0}{\bar{m}_{пос} P_s 20} (C_{x_{проб}} - f_n C_{y_{проб}}) \quad (3.29)$$

$$L_{проб} = \frac{1}{2gb_n} \ln \frac{a_n - b_n V_{кас}^2}{a_n} \quad (3.30)$$

$$C_{y_{пос}} = 0.7 C_{y_{кас}} (\alpha_{кас}) \quad (3.31)$$

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2\bar{m}_{пос} P_s 10}{C_{y_{пос}} \rho_0}} \quad (3.32)$$

$$K_{пос} = \frac{C_{y_{пос}}}{C_{x_{пос}}} \quad (3.33)$$

$$L_{вуп} = K_{пос} \left(H_{пос} + \frac{V_{пл}^2 - V_{кас}^2}{2g} \right) \quad (3.34)$$

$$L_{пд} = L_{проб} + L_{вуп} \quad (3.35)$$

Результаты расчетов приведены в таблице 3.7.

Таблица 3.7 — Результаты расчета

$V_{отр}$	L_p	$L_{вд}$	$V_{кас}$	$L_{пр}$	$L_{пд}$
$\frac{м}{с}$	м	м	$\frac{м}{с}$	м	м
90.0	1830.0	2289.0	65.0	811.0	1418.0

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 3.8:

1. Максимальная допустимая нормальная перегрузка:

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

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

2. Нормальная перегрузка предельного правильного виража

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

$$n_{y_P} = \frac{1}{C_{y_{\text{ГП}}}} \left(C_{y_m} + \sqrt{\frac{\bar{P} C_{y_{\text{ГП}}} - C_{x_m}}{A}} \right), \bar{P} = \frac{P_p}{mg}$$

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: $M = [0.4, 0.5, 0.6, 0.7]$

Таблица 3.8 — Расчет виража

M	V	V	q	$C_{y_{\text{ГП}}}$	$C_{y_{\text{доп}}}$	$n_{y_{\text{доп}}}$	$K_{\text{ГП}}$	$P_n * 10^{-5}$	$P_p * 10^{-5}$
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	$\frac{H}{\text{м}^2}$	-	-	-	-	Н	Н
0.4	127.0	456.	5287.0	0.866	1.112	1.284	14.36	6.196	15.694
0.5	158.0	570.	8262.0	0.554	1.083	1.954	13.97	6.371	15.368
0.6	190.0	684.	11897.0	0.385	1.033	2.684	11.13	7.996	14.955
0.7	222.0	797.	16193.0	0.283	0.977	3.0	8.12	10.96	14.555

Таблица 3.8 — (Продолжение) Расчет виража

\bar{P}	n_{yp}	$n_{y_{\text{вир}}}$	$\omega_{\text{вир}}$	$r_{\text{вир}}$	$t_{\text{вир}}$
-	-	-	$\frac{1}{\text{с}}$	М	с
0.142	1.612	1.284	0.062	2026.7	100.6
0.139	1.865	1.865	0.098	1620.9	64.4
0.135	1.838	1.838	0.08	2383.8	78.9
0.132	1.27	1.27	0.035	6393.1	181.3

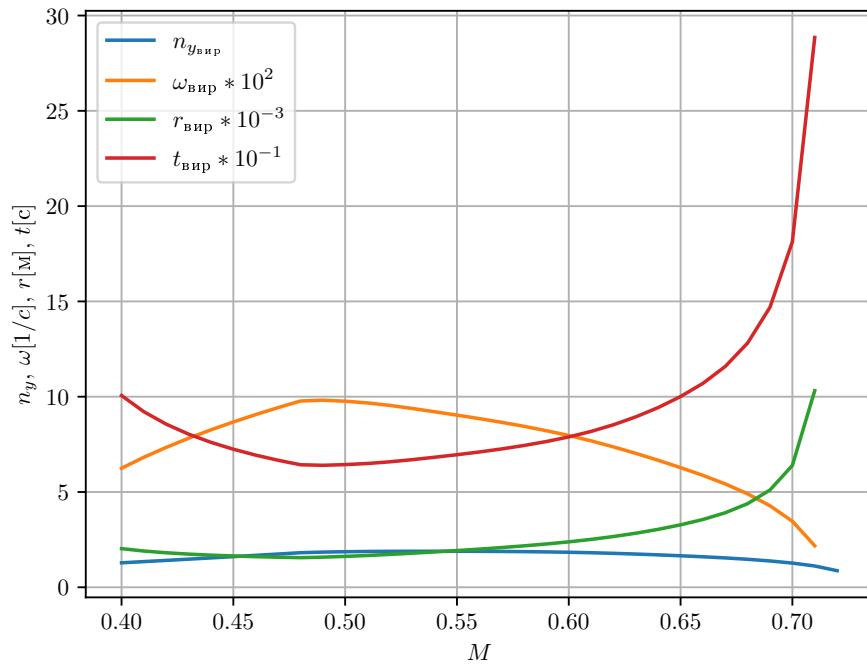


Рисунок 3.9 — График зависимости $n_{y_{\text{вир}}}(M)$, $\omega_{\text{вир}}(M)$, $r_{\text{вир}}(M)$, $t_{\text{вир}}(M)$

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:

$$\bar{x}_{\text{ТПЗ}} = \frac{-m_{Z_0 \text{БГО}} + \bar{x}_{F \text{БГО}} C_{y \text{БГО}} + C_{y \text{ГО}} \bar{S}_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}} \bar{L}_{\text{ГО}}}{C_{y \text{БГО}}}, \quad (3.36)$$

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

$$\bar{x}_{\text{ТПЗ}} = \bar{x}_H + \sigma_n \min \quad (3.37)$$

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

$$\bar{x}_F = \bar{x}_{F \text{БГО}} + \Delta \bar{x}_{F \text{ГО}} \quad (3.38)$$

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

По приведенным формулам для ряда значений $\bar{S}_{\text{ГО}} = (0.01, 0.2)$ рассчитываются значения $\bar{x}_{\text{ТПП}}$, $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$, результаты представлены в таблице 3.9.

Затем графически определяется потребная площадь ГО (рисунок 3.10) из условия:

$$\bar{x}_{\text{ТПЗ}}(\bar{S}_{\text{ГО}}) - \bar{x}_{\text{ТПП}}(\bar{S}_{\text{ГО}}) = \Delta \bar{x}_3 1.2$$

$$\Delta \bar{x}_3 \approx 0.15$$

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 $H = 0$ результаты которого сведены в таблицу 3.10.

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

По результатам получены графики зависимости \bar{x}_F , \bar{x}_H , $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$ от числа M на рисунке 3.11.

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

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

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

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

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

$$\delta^n = -57.3 \frac{C_{y\Gamma\Pi}\sigma_n}{m_z^{\delta_b}}$$

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

Результаты расчетов сведены в таблицы 3.11 - 3.13. Графические зависимости $\varphi_{\text{бал}}(M)$, $\varphi^n(M)$, $n_{yp}(M)$ представлены на рисунках 3.12, 3.13, 3.14 соответственно.

Таблица 3.9 — Значения для построения графика на рисунке 3.10

$\bar{S}_{\text{го}}$	$\bar{x}_{\text{ТПП}}$	$\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$
0.01	0.2629	0.198
0.2	0.0543	0.4849

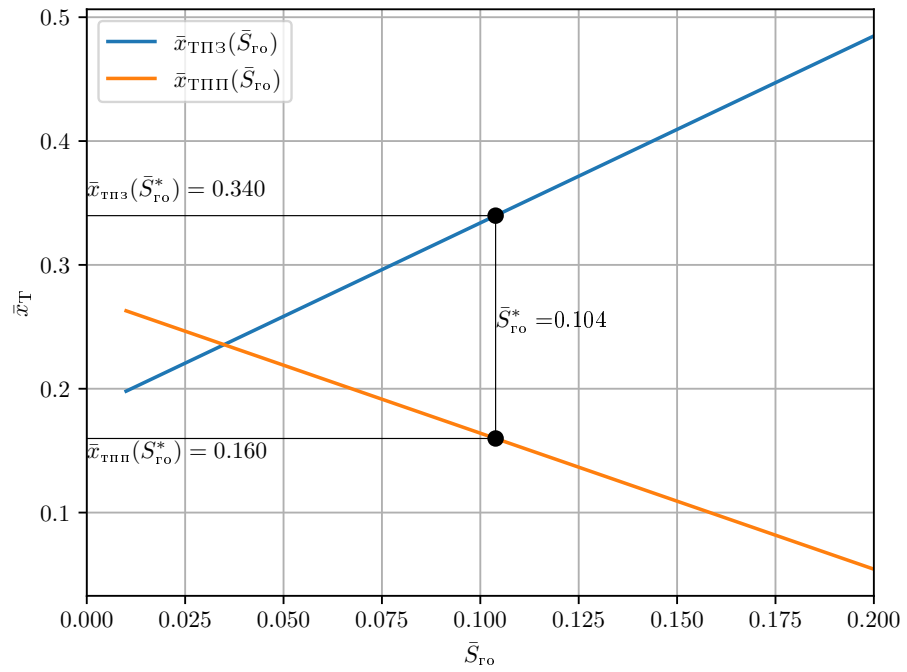


Рисунок 3.10 — График зависимости $\bar{x}_{\text{ТПП}}(\bar{S}_{\text{го}})$

Таблица 3.10 — Результаты расчетов

M	\bar{x}_F	\bar{x}_H	$\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$	σ_n
0.24	0.4026	0.4398	0.3398	-0.19
0.31	0.4028	0.44	0.34	-0.1902
0.41	0.4095	0.447	0.347	-0.1972
0.51	0.4168	0.4546	0.3546	-0.2048

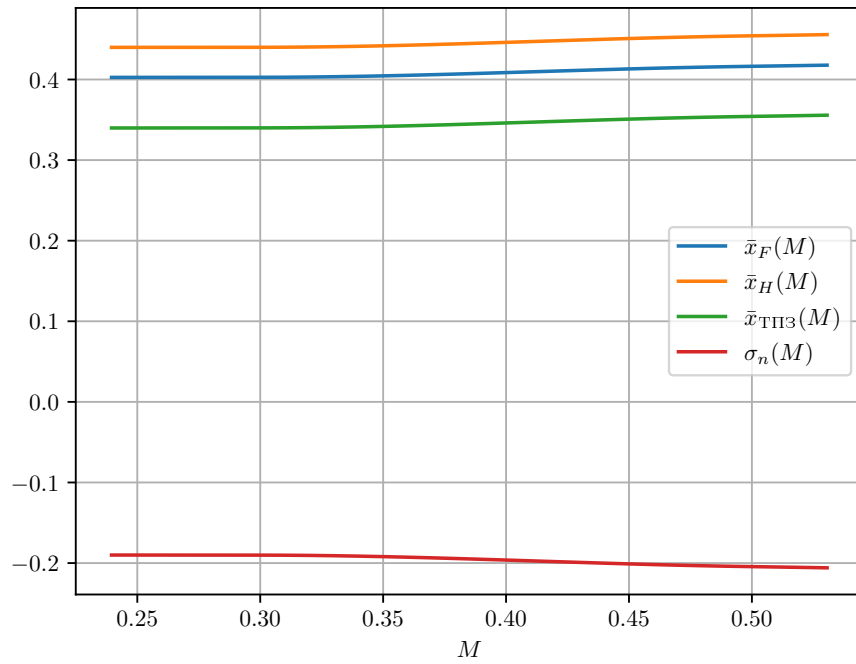


Рисунок 3.11 — График зависимости $\bar{x}_F(M)$, $\bar{x}_H(M)$, $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}(M)$, $\sigma_n(M)$

Таблица 3.11 — Результаты расчетов для балансировочных зависимостей для высоты $H = 0$ км

M	V	$\varphi_{\text{бал}}$	φ^n	n_{yp}
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	град	$\frac{\text{град}}{\text{ед.перег.}}$	-
0.24	82.0	-1.36	-40.14	1.689
0.31	105.0	-1.12	-24.06	2.159
0.41	139.0	-0.97	-13.79	3.033
0.51	173.0	-0.9	-8.96	4.136

Таблица 3.12 — Результаты расчетов для балансировочных зависимостей для высоты $H = 6$ км

M	V	$\varphi_{\text{бал}}$	φ^n	n_{yp}
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	град	$\frac{\text{град}}{\text{ед.перег.}}$	-
0.35	111.0	-1.36	-36.43	1.759
0.4	127.0	-1.22	-28.03	1.991
0.5	159.0	-1.06	-18.13	2.541
0.6	190.0	-0.99	-13.01	3.153
0.7	222.0	-0.97	-10.09	3.778

Таблица 3.13 — Результаты расчетов для балансировочных зависимостей для высоты $H = 11$ км

M	V	$\varphi_{\text{бал}}$	φ^n	n_{yp}
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	град	$\frac{\text{град}}{\text{ед.перег.}}$	-
0.52	153.0	-1.35	-33.76	1.819
0.61	179.0	-1.22	-25.33	2.097
0.71	209.0	-1.16	-19.87	2.402

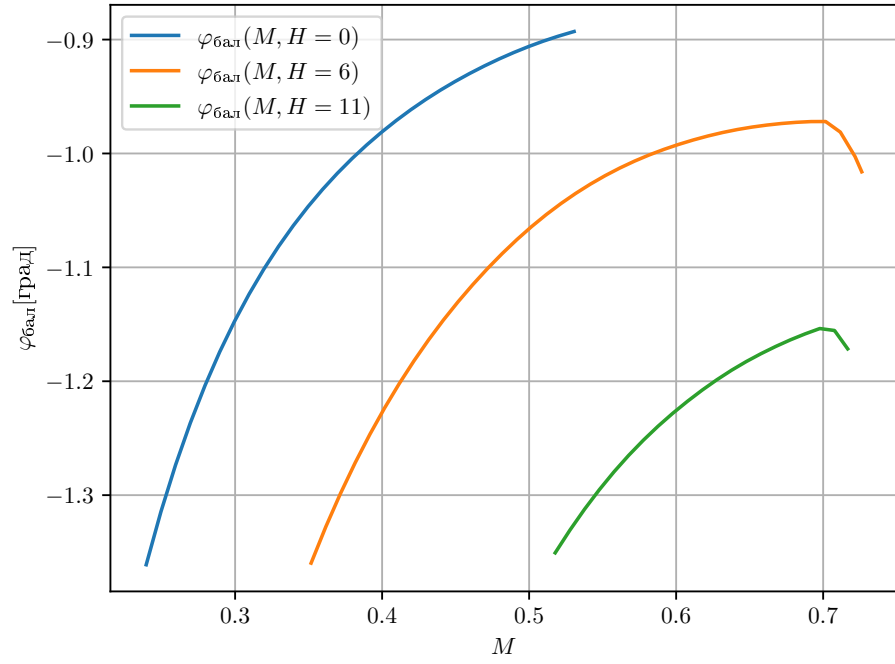


Рисунок 3.12 — График зависимости $\varphi_{\text{бал}}(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$

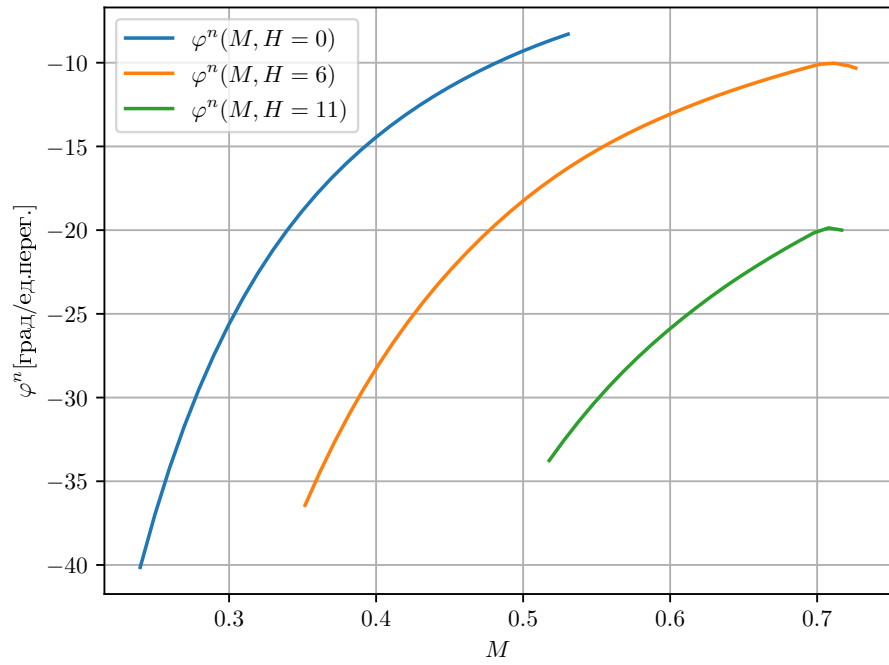


Рисунок 3.13 — График зависимости $\varphi^n(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$

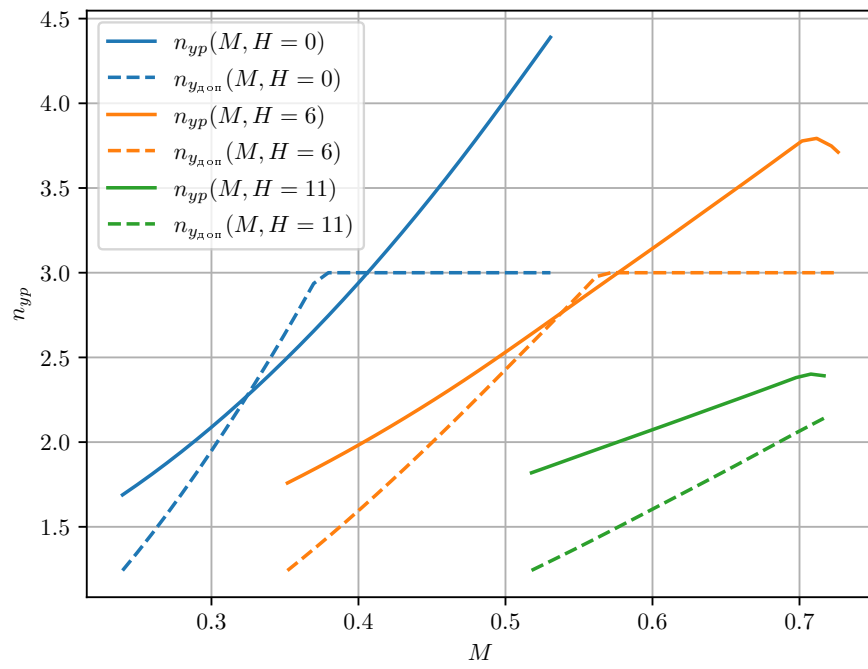


Рисунок 3.14 — График зависимости $n_{yp}(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$