



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»

Институт (Филиал) 1 Кафедра 106
Группа М10-403Б-18 Направление подготовки Баллистика и гидроаэродинамика
Профиль Динамика и управление движением ЛА
Квалификация бакалавр

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА БАКАЛАВРА

На тему: Исследование характеристик эшелонированного крейсерского полета транспортного самолета

Автор ВКРБ Москвитин Андрей Семенович
(фамилия, имя, отчество полностью)
Руководитель Мальцев Юрий Иванович
(фамилия, имя, отчество полностью)
Консультант _____
(фамилия, имя, отчество полностью)
Консультант _____
(фамилия, имя, отчество полностью)
Рецензент Титов Константин Николаевич
(фамилия, имя, отчество полностью)

К защите допустить

Заведующий кафедрой _____ Ефремов Александр Викторович
(№ каф.) (фамилия, имя, отчество полностью)
_____ 2022 г.

Москва 2022

РЕФЕРАТ

Выпускная квалификационная работа бакалавра 86 с., 77 рис., 3 источн., 45 табл.

РАСЧЕТ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК, СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ВЫСОТЫ, АНАЛИЗ ЭШЕЛОНИРОВАННОГО ПОЛЕТА

Предмет исследования — прототип транспортного самолета Ил-76.

Работа состоит из трех частей: общая часть, синтез системы автоматического управления и специальная часть.

В общей части был проведен расчет основных летно-технических характеристик самолета-прототипа.

В разделе синтеза системы автоматического управления была синтезирована система автоматической стабилизации высоты.

В специальной части был проведен анализ характеристик самолета-прототипа при выполнении эшелонирования.

Цель работы — провести анализ расхода топлива при различных вариантах эшелонирования.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Общая часть	5
1.1. Исходные данные	7
1.2. Расчет лётно – технических характеристик самолета	10
1.3. Расчет траектории полета	32
1.3.1. Расчет характеристик набора высоты	32
1.3.2. Расчет характеристик крейсерского полета	36
1.3.3. Расчет характеристик участка снижения	37
1.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей	42
1.5. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета	43
1.6. Расчет характеристик маневренности самолета	45
1.7. Расчет характеристик продольной статической устойчивости и управляемости	47
2. Синтез системы автоматического управления	55
2.1. Описание объекта управления	55
2.1.1. Построение области высот и скоростей	56
2.1.2. Выбор параметров привода	57
2.1.3. Вывод	58
2.2. Синтез контуров автоматического управления	58
2.2.1. Расчет ядра системы	59
2.2.2. Расчет внешнего контура	61
2.2.3. Вывод	64
2.3. Частотный анализ	64
2.3.1. Анализ контура демпфирования	64

2.3.2.	Анализ ядра системы	66
2.3.3.	Анализ внешнего контура	69
2.3.4.	Вывод	72
2.4.	Нелинейное моделирование САУ	72
2.4.1.	Сравнение для разных максимальных скоростей откло- нения руля высоты	73
2.4.2.	Сравнение линейной и нелинейной модели	75
2.4.3.	Вывод	76
2.5.	Вывод по разделу	77
3.	Специальная часть	78
3.1.	Исследование характеристик транспортного самолета при вы- полнении эшелонирования	78
3.1.1.	Постановка задачи	78
3.1.2.	Расчетные формулы	78
3.2.	Исходные данные для расчетов	78
3.2.1.	Задачи	79
3.3.	Результаты	79
3.3.1.	Результаты расчета при постоянной высоте и оптималь- ной скорости полета	79
3.3.2.	Результаты расчета при оптимальном изменении высо- ты и скорости полета	80
3.3.3.	Эшелонированный полет, высота меняется ступенчато с шагом 300 м	81
3.3.4.	Анализ результатов	83
3.4.	Вывод	83
	Заключение	85

Список литературы	86
-----------------------------	----

1. Общая часть

В 1966 г. в ВВС было сформулировано техническое задание на военнотранспортный самолет нового типа, который должен был заменить Ан-12. Требовалась машина, способная транспортировать до 40 тонн груза на расстояние порядка 5000 км. без ухудшения ВПХ.

Работы по созданию Ил-76 начались в 1967 г. в условиях конкуренции с ОКБ Антонова, которое предлагало глубокую модернизацию Ан-12.

Руководство созданием Ил-76 впервые осуществлял не сам С.В. Ильюшин, а его заместитель — Г.В. Новожилов. Главным конструктором Ил-76 и последующих его модификаций стал Р.П. Палковский.

Ил-76 представляет собой свободнонесущий высокоплан нормальной аэродинамической схемы со стреловидным крылом, стабилизатором и рулем высоты, однокилевым Т-образным вертикальным оперением, пятиопорным шасси и турбореактивной силовой установкой Д-30КП оснащенной реверсивным устройством (Рисунок. 1.1).

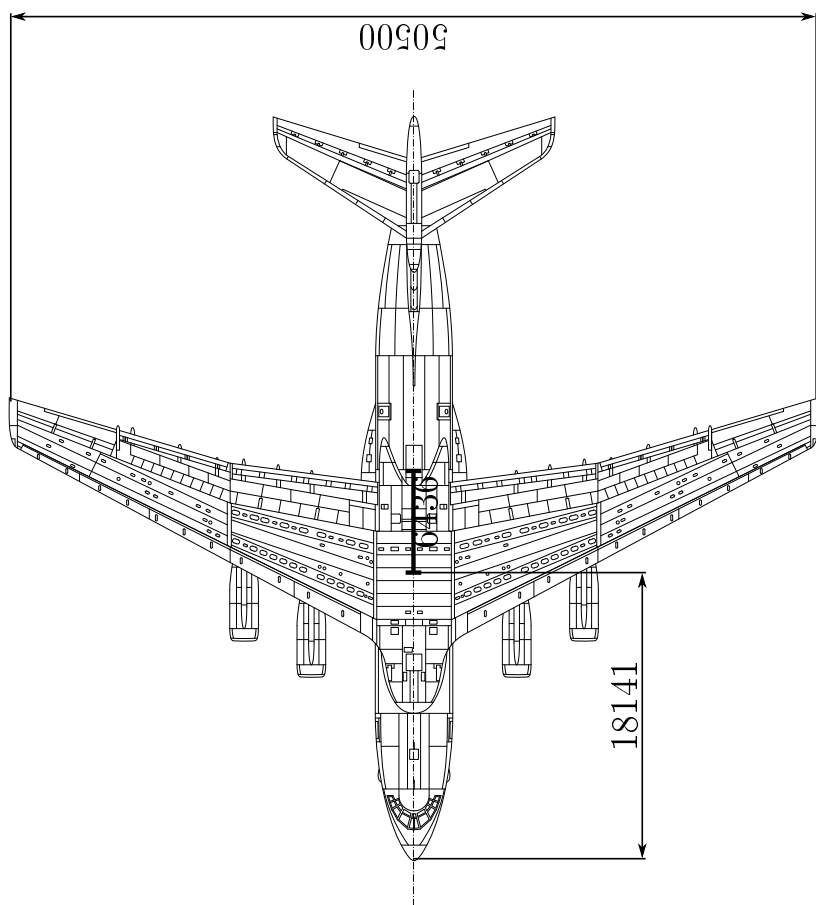
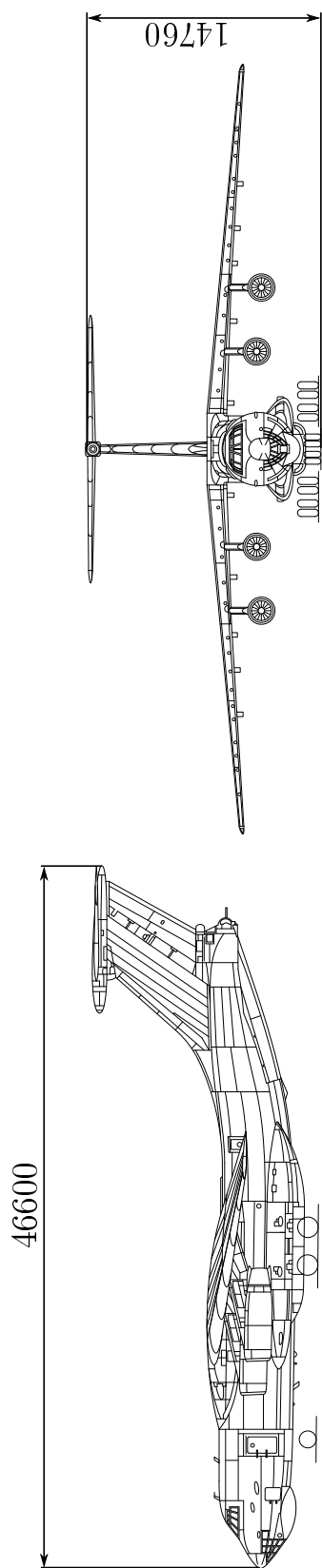


Рисунок 1.1 — Общий вид самолета Ил-76

1.1. Исходные данные

Основные параметры самолета необходимые для расчета представлены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 — Исходные данные для самолета Ил-76

$M_{\text{доп}}$	V_i	m_0	$\bar{m}_{\text{цн}}$	$\bar{m}_{\text{т}}$	$\bar{m}_{\text{сн}}$	\bar{P}_0	Ce_0	$\frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{рев}}}$	P_s	b_a	$\bar{L}_{\text{го}}$	S
-	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	кг	-	-	-	-	$\frac{\text{кг}}{\text{дан*ч}}$	-	$\frac{\text{дан}}{\text{м}^2}$	м	-	м^2
0.80	≤ 650	140000	0.25	0.44	0.45	0.276	0.048	4/2	457	6.436	3.10	300

Зависимости аэродинамических характеристик представлены на рисунке 1.2. Зависимости $C_y(C_x)$, $C_y(\alpha)$ для различных конфигурация представлены на рисунке 1.3. Аэродинамические характеристики для отдельных компоновочных групп приведены на рисунке 1.4. Основные параметры двигателя приведены на рисунках 1.5, 1.6.

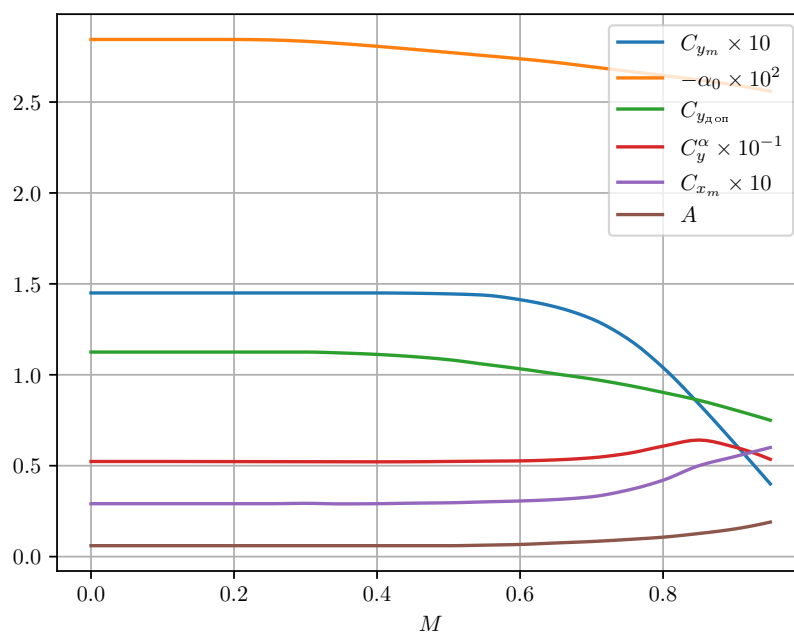


Рисунок 1.2 — Аэродинамические характеристики самолета

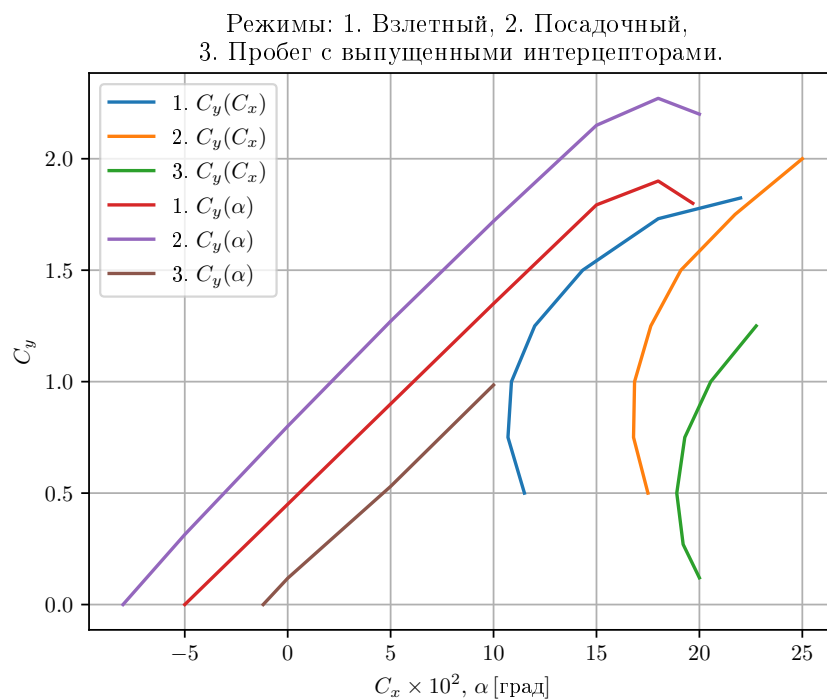


Рисунок 1.3 — Аэродинамические характеристики самолета на взлётно-посадочных режимах

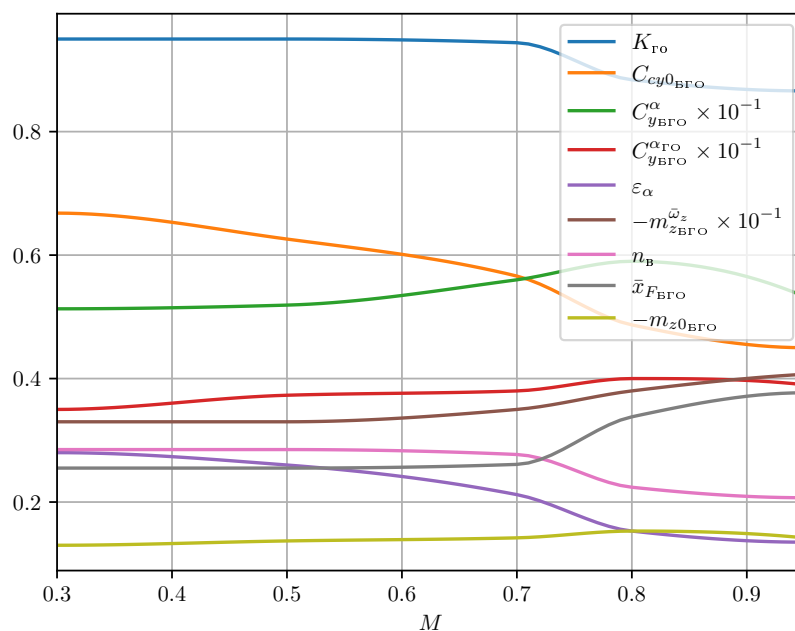


Рисунок 1.4 — Аэродинамические характеристики для отдельных компонентных групп самолета

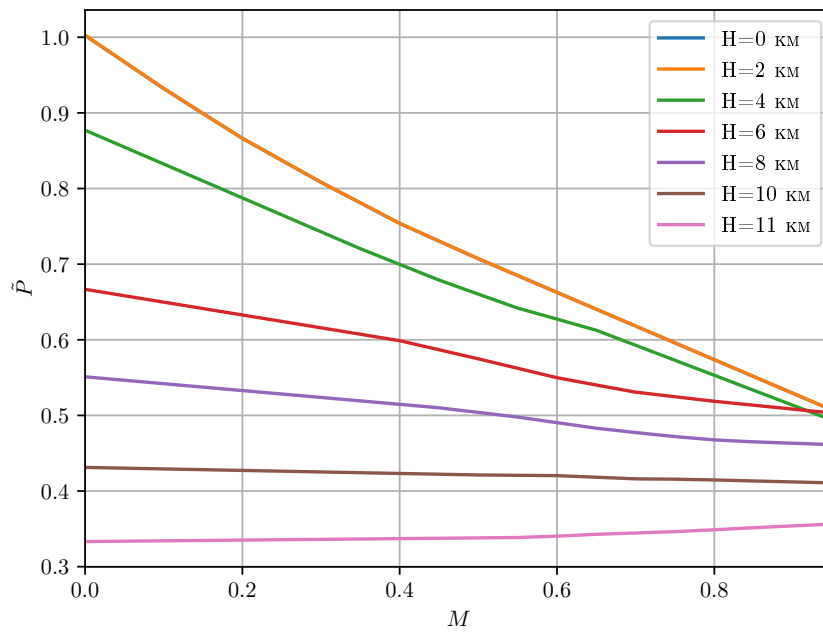


Рисунок 1.5 — Высотно-скоростные характеристики ТРДД на режиме «номинал»

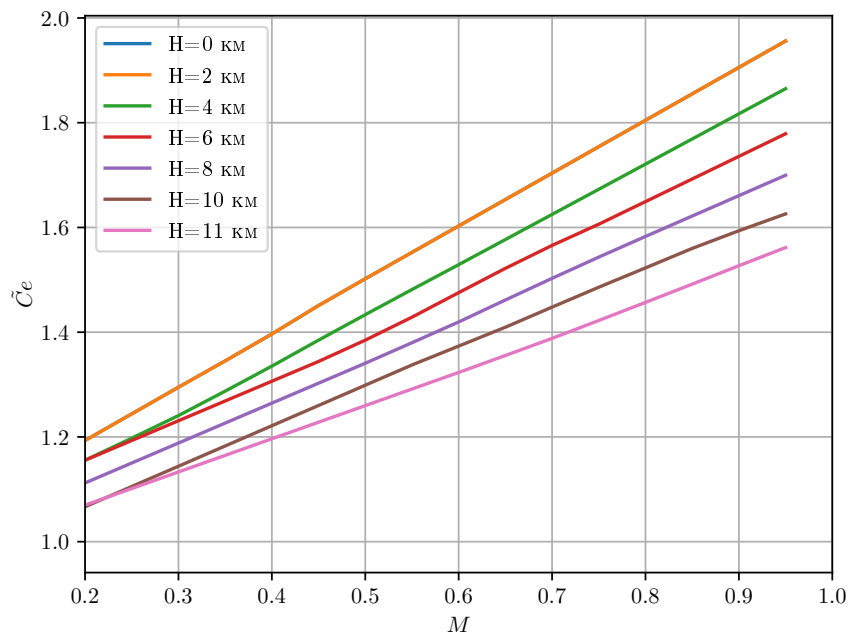


Рисунок 1.6 — Относительный удельный часовой расход топлива для ТРДД на режиме «номинал»

1.2. Расчет лётно – технических характеристик самолета

Определим следующие характеристики самолета:

1. Зависимости от числа M (скорости) и H (высоты) полета результаты сведем в таблицы 1.2 - 1.8:

- 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 полета, соответствующего минимальной потребной тяги,
- числа M 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:

$$M = [0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 0.95]$$

$$V = Ma_H, \quad (1.1)$$

где a_H — скорость звука на высоте H .

$$q = \frac{\rho_H V^2}{2}, \quad (1.2)$$

где ρ_H — плотность воздуха на высоте H .

Коэффициент подъемной силы для крейсерского полета:

$$C_{y_n} = \frac{\bar{m} P_s 10}{q}, \quad (1.3)$$

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

Коэффициент лобового сопротивления при $C_y = C_{y_n}$:

$$C_{x_n}(C_y, M) = C_{x_m}(M) + A(M) [C_{y_n} - C_{y_m}(M)]^2, \quad (1.4)$$

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

$$K_n = \frac{C_{y_n}}{C_{x_n}}, \quad (1.5)$$

$$P_n = \frac{\bar{m} m_0 g}{K_n}, \quad (1.6)$$

$$P_p(M, H) = \bar{P}_0 m_0 g \tilde{P}(H, M), \quad (1.7)$$

$$n_x = \Delta \bar{P} = \frac{(P_p - P_n)}{\bar{m} m_0 g}, \quad (1.8)$$

$$V_y^* = \Delta \bar{P} V, \quad (1.9)$$

$$\bar{R} = \frac{P_n}{P_p}, \quad (1.10)$$

$$q_{\text{ч}} = Ce(M, H, \bar{R}) P_n = Ce_0 \tilde{C}e(H, M) \hat{C}e_{\text{др}}(R) P_n, \quad (1.11)$$

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{3.6V}, \quad (1.12)$$

где K_n — аэродинамическое качество, P_n — потребляемая тяга двигателя, P_p — располагаемая тяга двигателя, n_x — тангенциальная перегрузка, V_y^* — энергетическая скороподъемность, \bar{R} — требуемое значение коэффициента дросселирования двигателя при крейсерском полете, $q_{\text{ч}}$ — часовой расход топлива, $q_{\text{км}}$ — километровый расход топлива.

Результаты для высот от 0 до $H_{\text{пр}}$ с шагом в 2 км. приведены в таблицах 1.2 - 1.8. Также графическое представление результатов на рисунках 1.7 - 1.34.

Таблица 1.2 — 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^*	$\bar{R}_{кр}$	$q_{ч}$	$q_{км}$
—	$\frac{м}{с}$	$\frac{км}{ч}$	$\frac{H}{м^2}$	—	—	H	H	—	$\frac{м}{с}$	—	$\frac{кг}{ч}$	$\frac{кг}{км}$
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

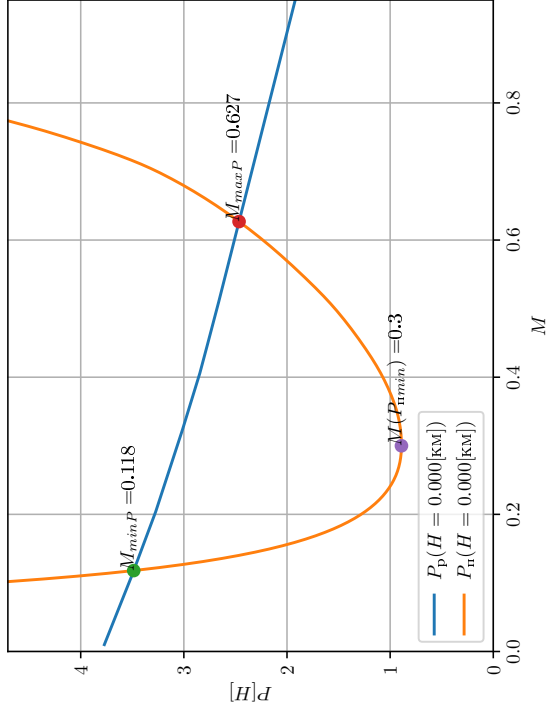


Рисунок 1.7 — График располагаемой и потребной

тяги

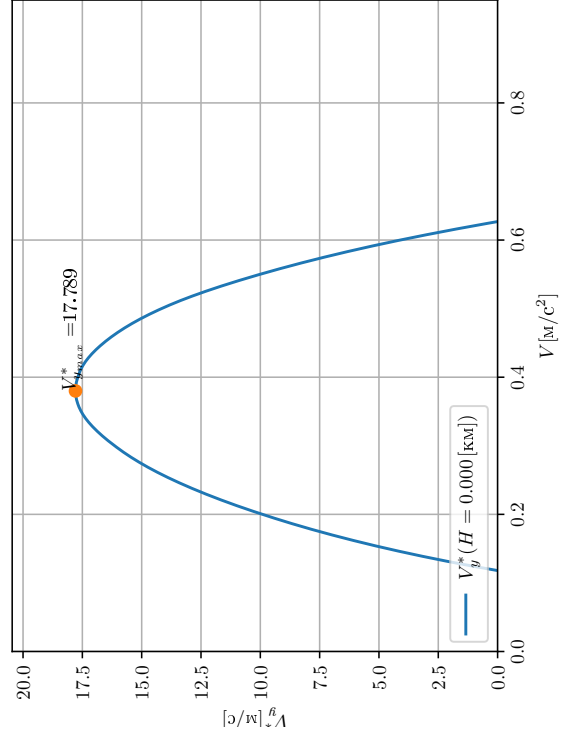


Рисунок 1.9 — График $V_y^*(M, H)$

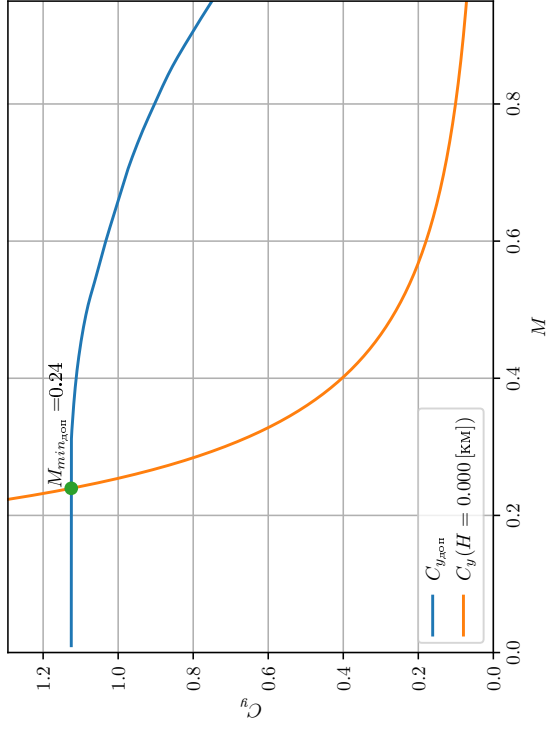


Рисунок 1.8 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

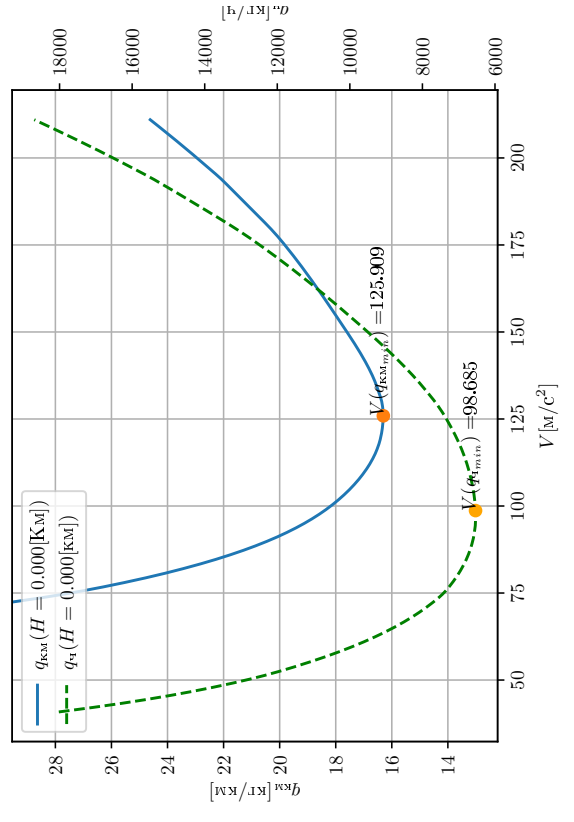


Рисунок 1.10 — График $q_{\text{кв}}$, $q_{\text{ч}}$

Таблица 1.3 — 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	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

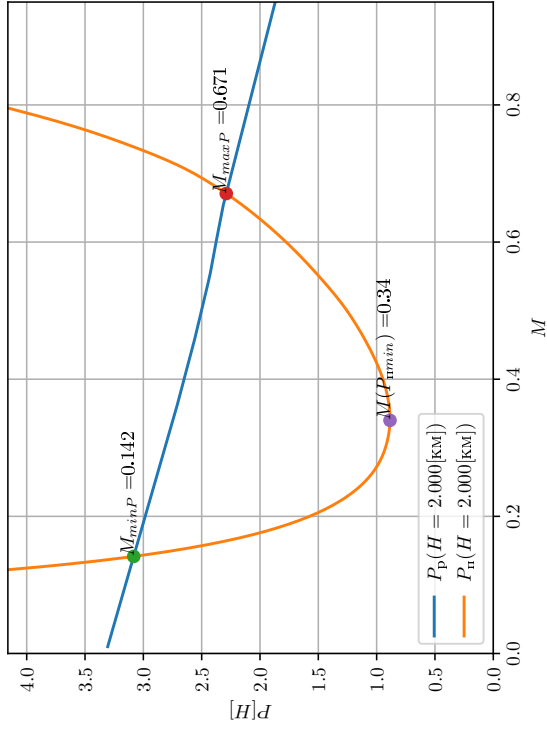


Рисунок 1.11 — График располагаемой и потребляемой тяги

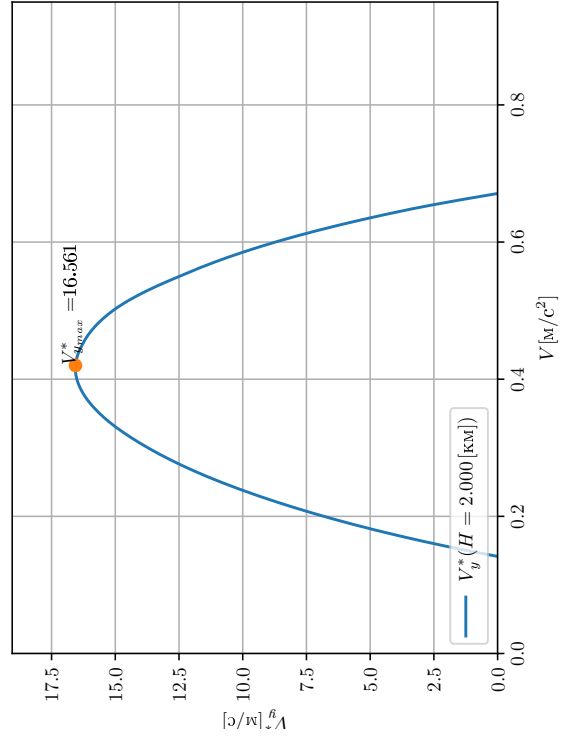


Рисунок 1.13 — График $V_y^*(M, H)$

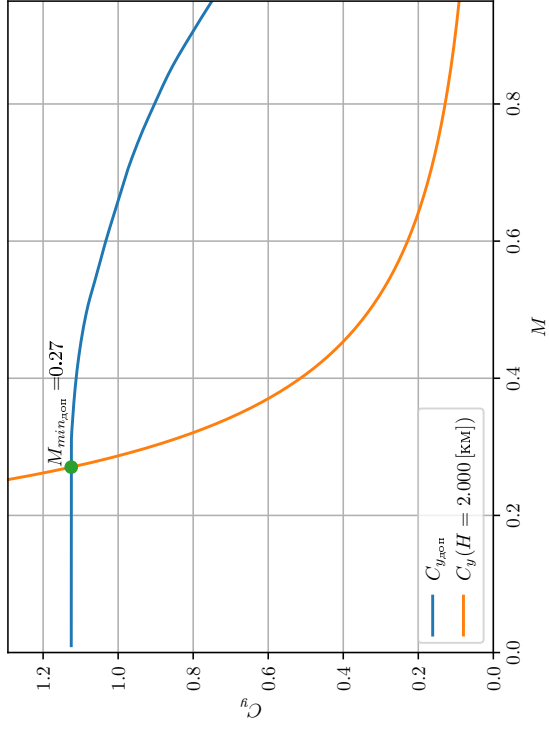


Рисунок 1.12 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

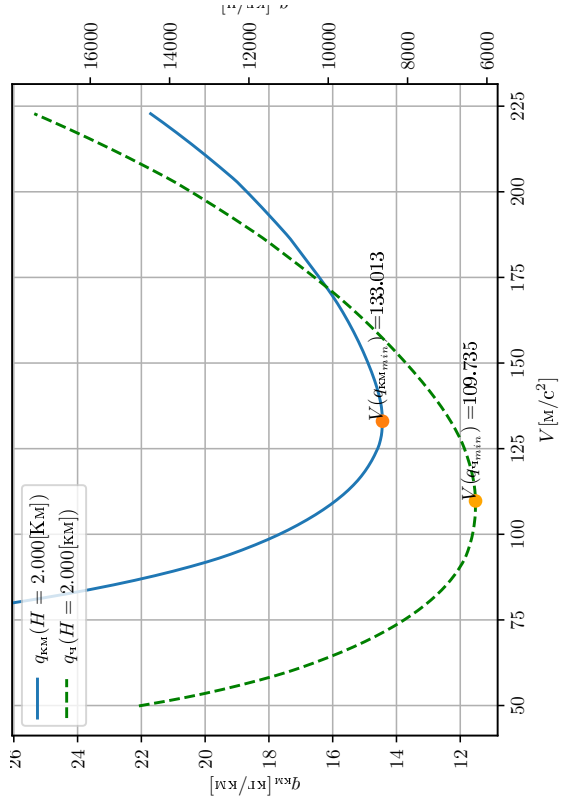


Рисунок 1.14 — График $q_{\text{кв}}$, $q_{\text{ч}}$

Таблица 1.4 — 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

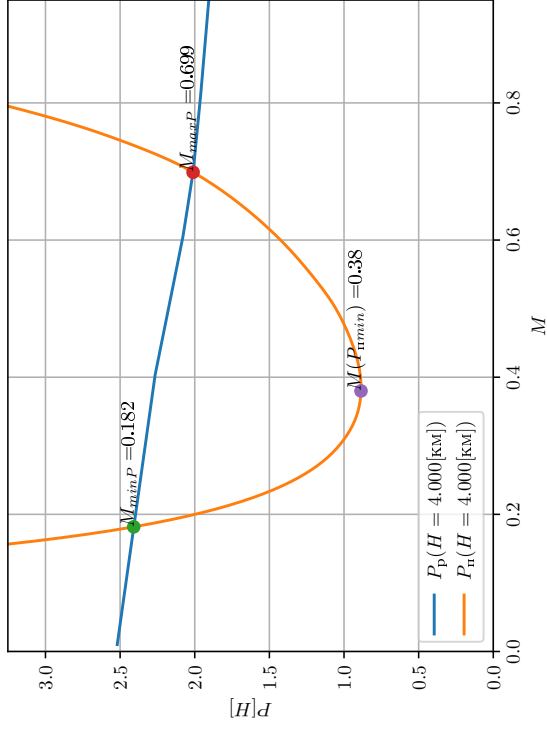


Рисунок 1.15 — График располагаемой и потребляемой тяги

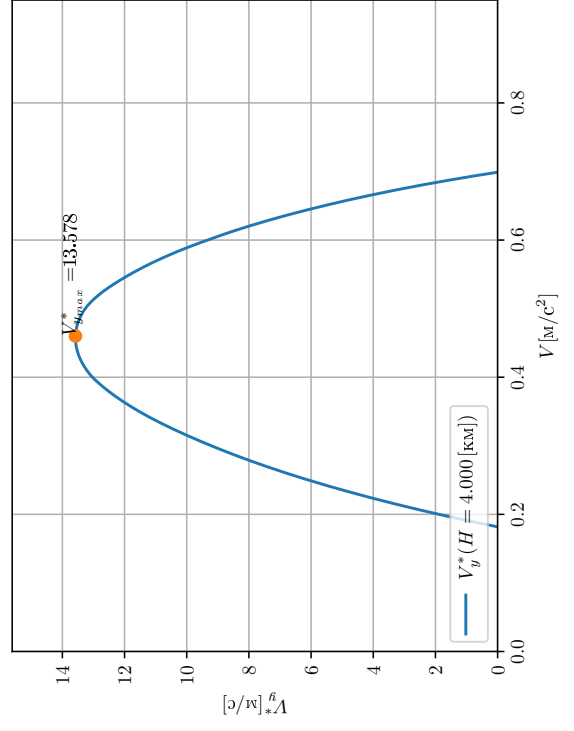


Рисунок 1.17 — График $V_y^*(M, H)$

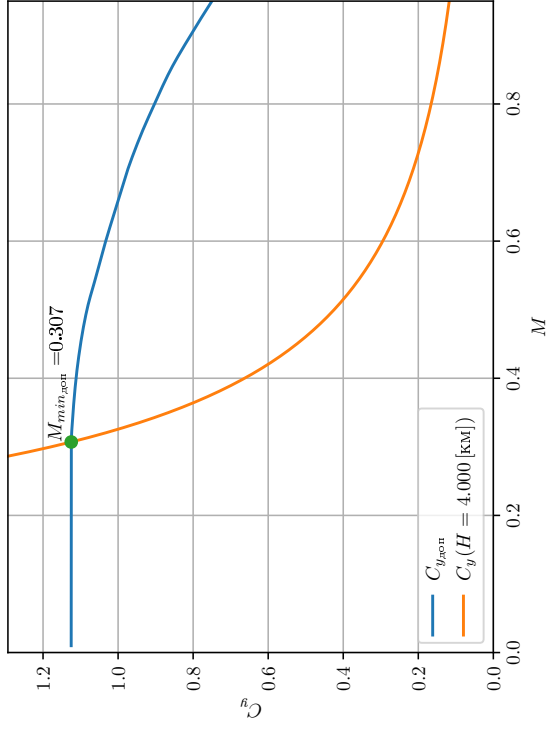


Рисунок 1.16 — График $C_{y_{доп}}, C_{y_n}$

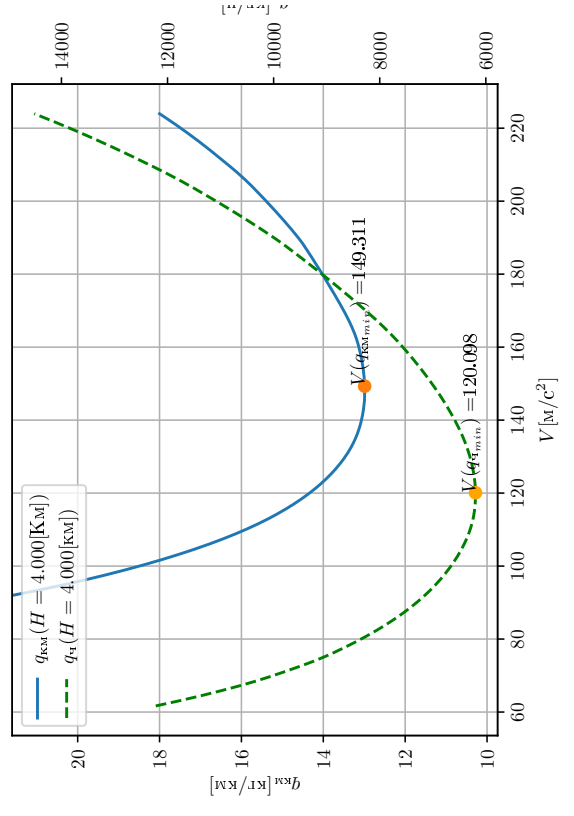


Рисунок 1.18 — График $q_{кв}, q_{ч}$

Таблица 1.5 — 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

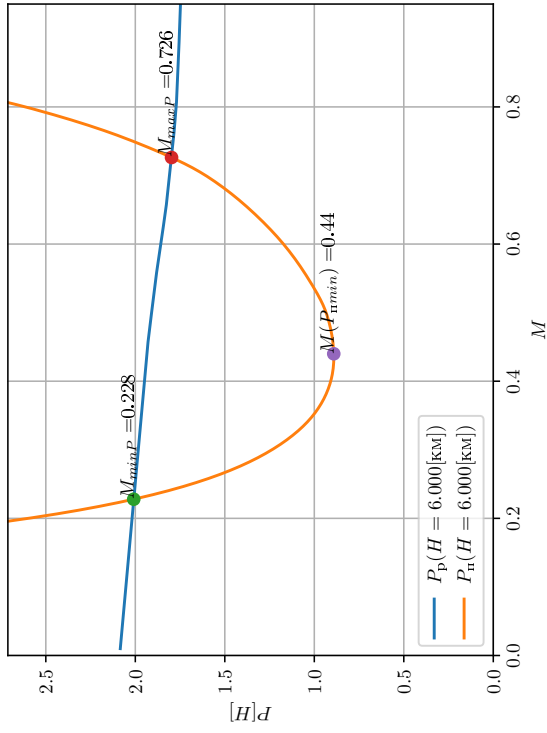


Рисунок 1.19 — График располагаемой и потребляемой тяги

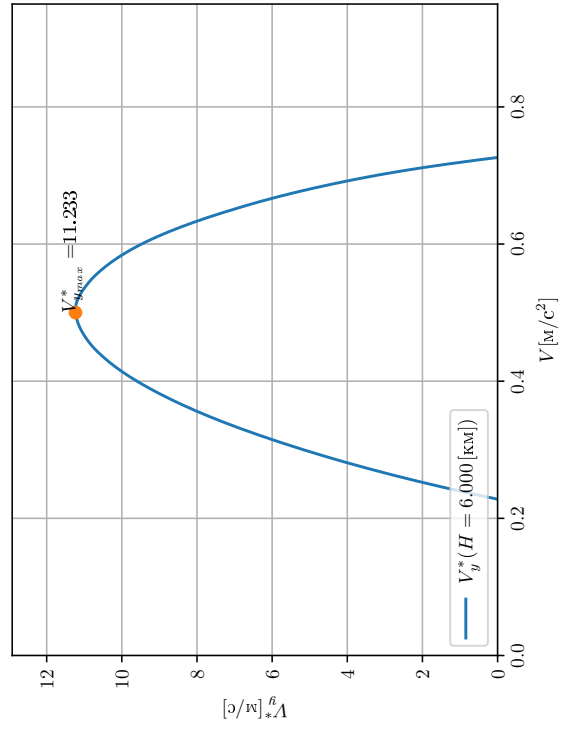


Рисунок 1.21 — График $V_y^*(M, H)$

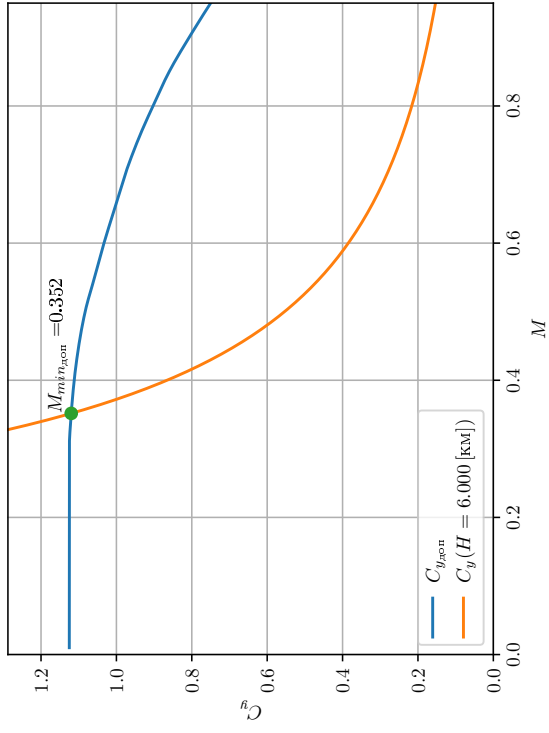


Рисунок 1.20 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

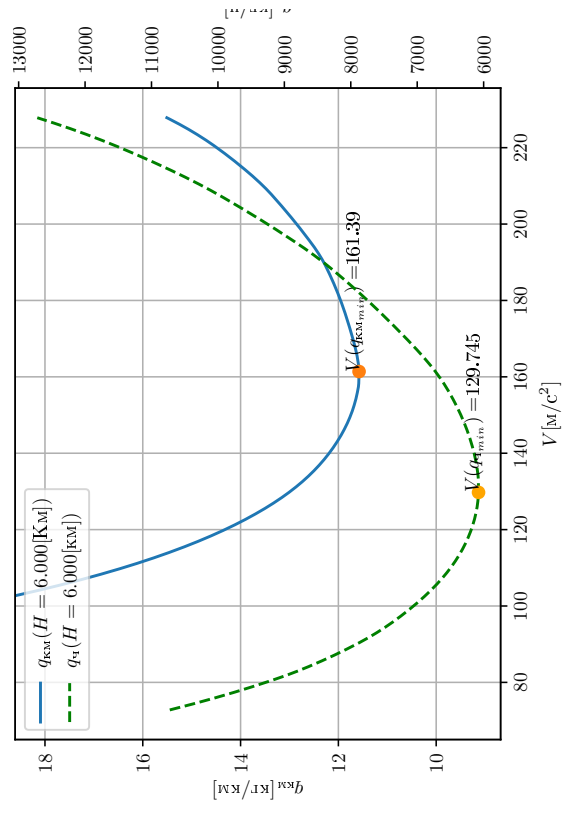


Рисунок 1.22 — График $q_{\text{км}}$, q_v

Таблица 1.6 — 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

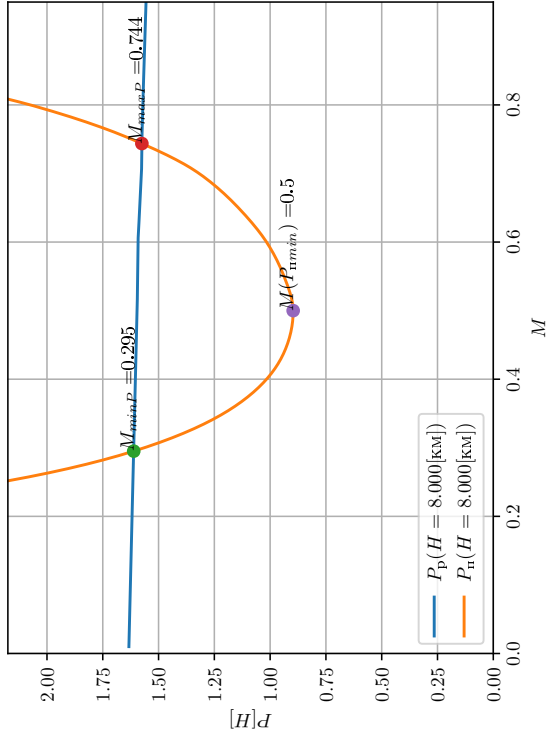


Рисунок 1.23 — График располагаемой и потребляемой тяги

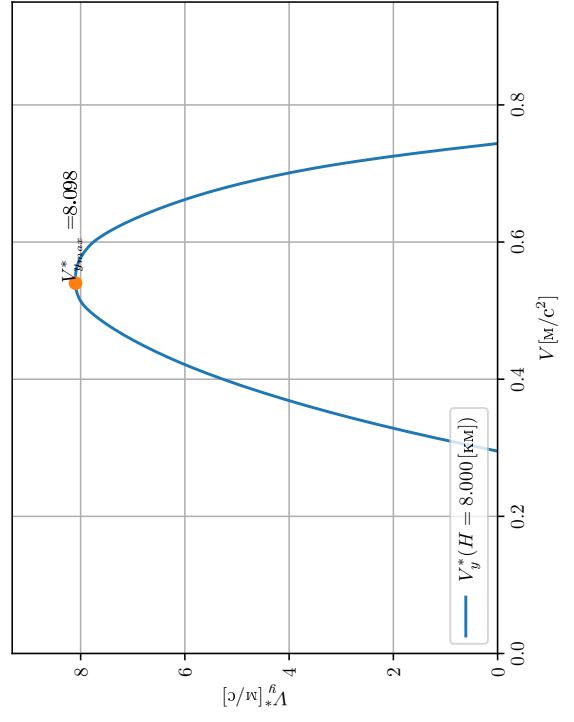


Рисунок 1.25 — График $V_y^*(M, H)$

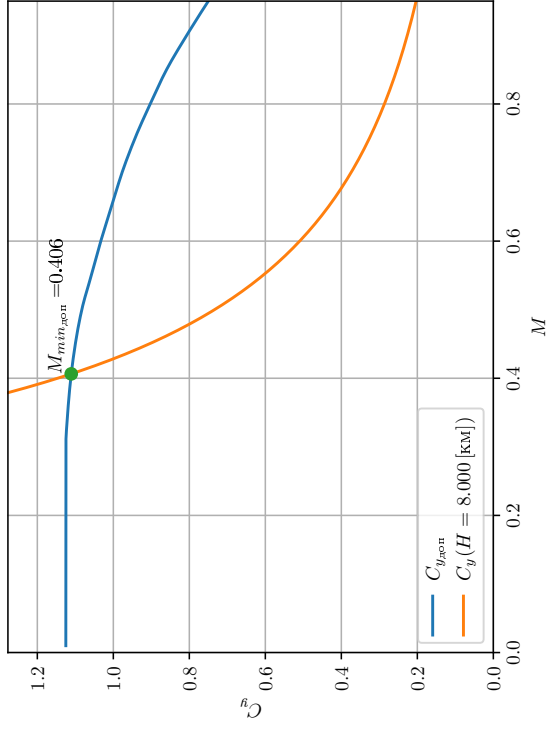


Рисунок 1.24 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

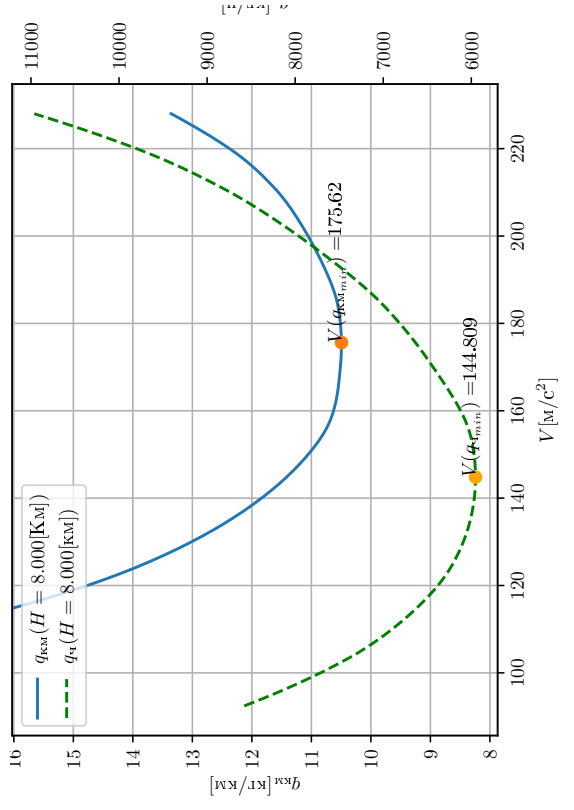


Рисунок 1.26 — График $q_{\text{км}}$, $q_{\text{ч}}$

Таблица 1.7 — 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

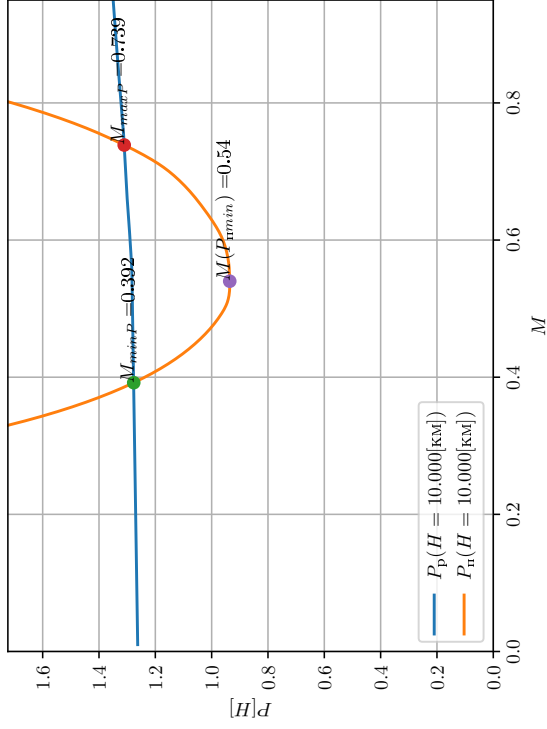


Рисунок 1.27 — График располагаемой и потребляемой тяги

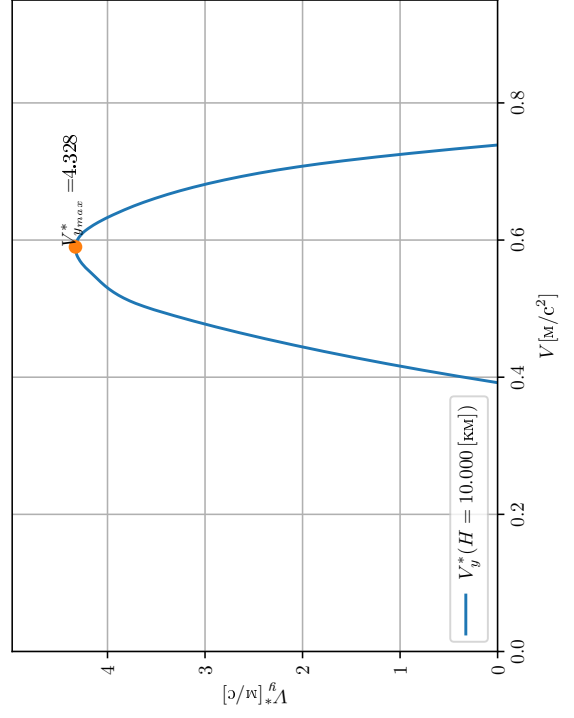


Рисунок 1.29 — График $V_y^*(M, H)$

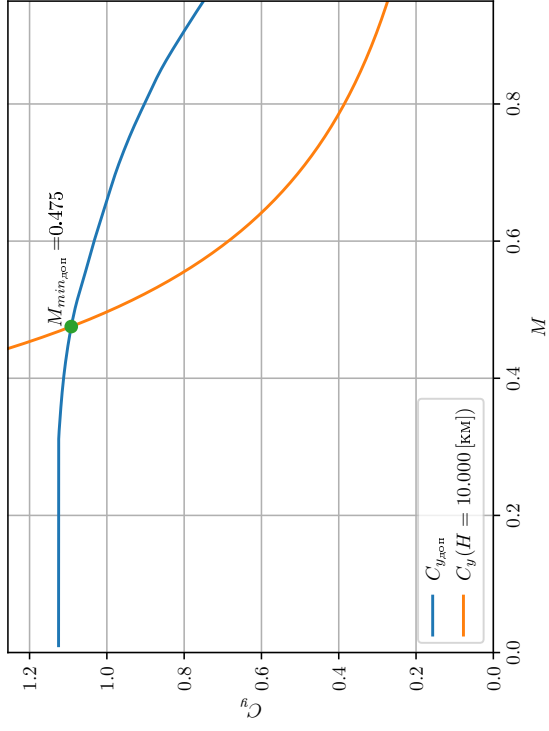


Рисунок 1.28 — График $C_{y_{доп}}$, C_{y_n}

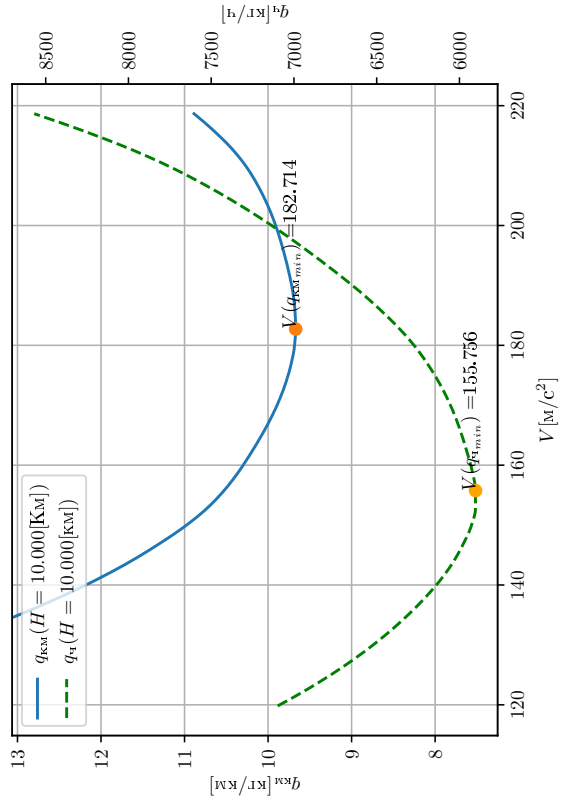


Рисунок 1.30 — График $q_{ккм}$, $q_ч$

Таблица 1.8 — Результаты расчета для высоты $H = 11.880$ 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	106	138	33.082	0.51	25.683	0.968	-1.800	-53.1	26.52	-247989	-2334.57
0.20	59	212	554	8.271	2.07	6.295	0.984	-0.387	-22.8	6.40	12295	57.87
0.30	89	319	1245	3.676	4.73	2.759	1.000	-0.128	-11.3	2.76	11989	37.62
0.40	118	425	2214	2.068	8.24	1.583	1.016	-0.041	-4.9	1.56	8458	19.91
0.50	148	531	3460	1.323	11.71	1.114	1.032	-0.006	-0.9	1.08	6586	12.40
0.60	177	637	4982	0.919	12.92	1.010	1.048	0.003	0.5	0.96	6408	10.05
0.70	207	744	6781	0.675	11.74	1.111	1.075	-0.003	-0.5	1.03	7308	9.83
0.80	236	850	8856	0.517	8.58	1.521	1.102	-0.031	-7.2	1.38	9899	11.65
0.90	266	956	11209	0.408	5.58	2.339	1.132	-0.088	-23.3	2.07	14621	15.29
0.95	280	1009	12489	0.367	4.57	2.857	1.147	-0.125	-34.9	2.49	17261	17.11

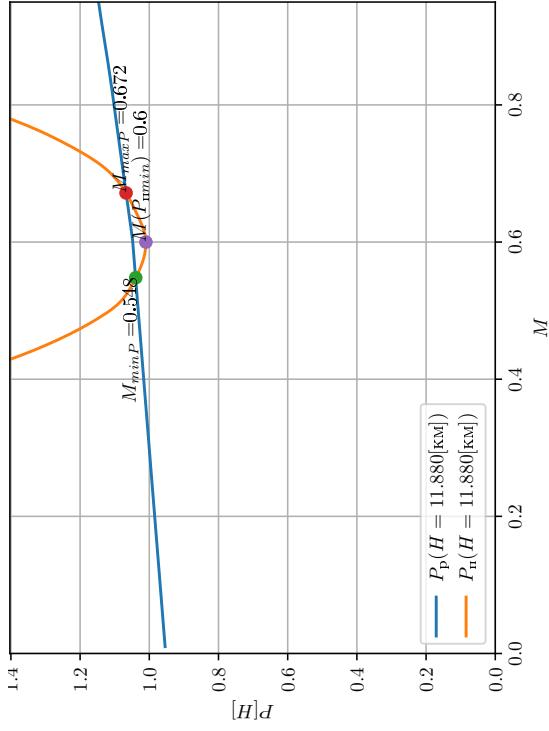


Рисунок 1.31 — График располагаемой и потребляемой тяги

Рисунок 1.32 — График $C_{y_{доп}}$, C_{y_n}

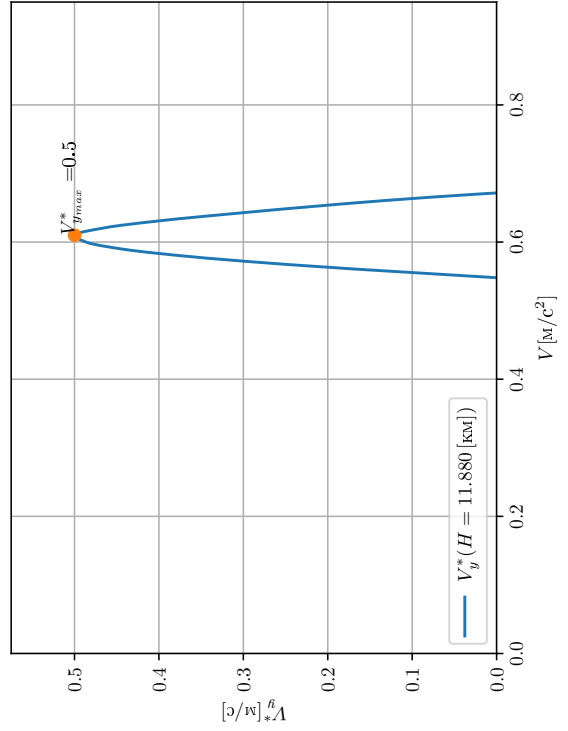
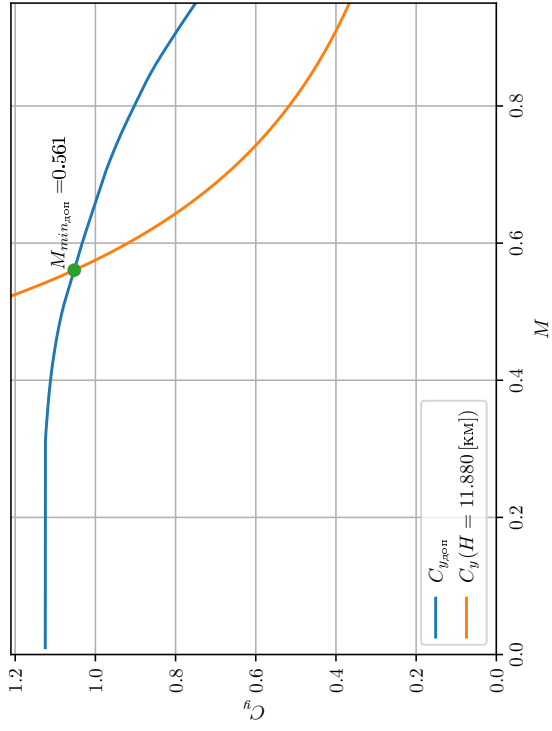


Рисунок 1.33 — График $V_y^*(M, H)$

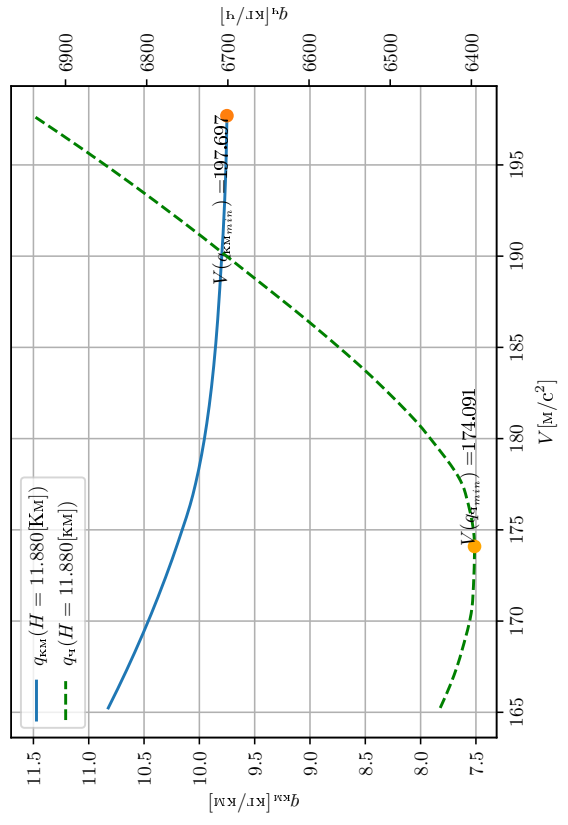


Рисунок 1.34 — График $q_{км}$, $q_ч$

Для построение таблицы 1.9 для узловых высот:

$$H = 0, 2, 4, 6, 8, 10, 11.56 \text{ км},$$

где значение 11.56 км соответствует практическому потолку $H_{\text{пр}}$.

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 1.7, 1.11, 1.15, 1.19, 1.23, 1.27, 1.31).
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 ,1.8, 1.12, 1.16, 1.24, 1.28, 1.32).
3. Максимально допустимое число M полета по условиям безопасности определяется как:

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

где $M(V_{i_{\max}}) = \frac{V_{i_{\max}} \sqrt{\Delta^{-1}}}{3.6 a_H}$, $\sqrt{\Delta^{-1}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$, $V_{i_{\max}} = 650 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ — максимальная допустимая индикаторная скорость.

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 $q_{ч_{min}}$ и километрового $q_{км_{min}}$ расхода топлива, и соответствующие им скорости полета определены на рисунках 1.10, 1.14, 1.18, 1.22, 1.26, 1.30, 1.34 или как:

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

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

Результаты расчетов приведены в таблице 1.9, также графически представлены на рисунках 1.35, 1.37.

Статические и практический потолок определен на рисунке 1.36, как:

$$H_{ст} = H_i(V_{y_{max}}^* = 0),$$

$$H_{пр} = H_i(V_{y_{max}}^* = V_{y_{доп}}^*).$$

где значение $V_{y_{доп}}^* = 0.5 \frac{м}{с}$ — минимально-допустимая энергетическая скороподъемность для неменевренного самолета.

Таблица 1.9 — Результаты для построение графика высот и скоростей

H	$V_{y_{max}}^*$	$M[V]_{\min \text{ доп}}$	$M[V]_{\max \text{ доп}}$	$M[V]_{\min}$	$M[V]_{\max}$	$M_1[V_1]$ ($P_{\Pi \min}$)	$M_2[V_2]$ ($V_{y_{max}}^*$)	V_3 ($q_{\text{чmin}}$)	V_4 ($q_{\text{кмmin}}$)	M_4	$q_{\text{чmin}}$	$q_{\text{кмmin}}$
КМ	$\frac{\text{М}}{\text{с}}$	$-\left[\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}\right]$	$-\left[\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}\right]$	$\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{КМ}}{\text{ч}}$	—	$\frac{\text{КТ}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{КТ}}{\text{КМ}}$
0.0	17.79	0.240 [293]	0.612 [750]	0.240 [293]	0.612 [750]	0.300 [368]	0.380 [466]	355	453	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]	395	479	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]	432	538	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]	467	581	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]	521	632	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]	561	658	0.610	5902.71	9.67
11.88	0.5	0.561 [595]	0.800 [850]	0.561 [595]	0.672 [713]	-	-	-	-	-	-	-

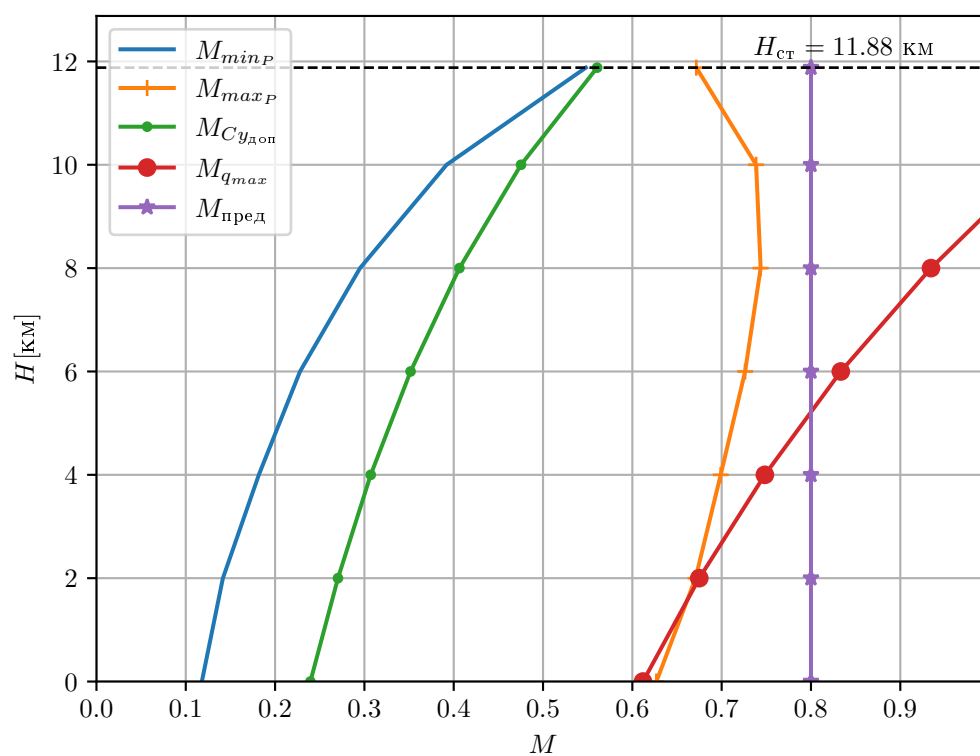


Рисунок 1.35 — График области высот и скоростей установившегося горизонтального полета

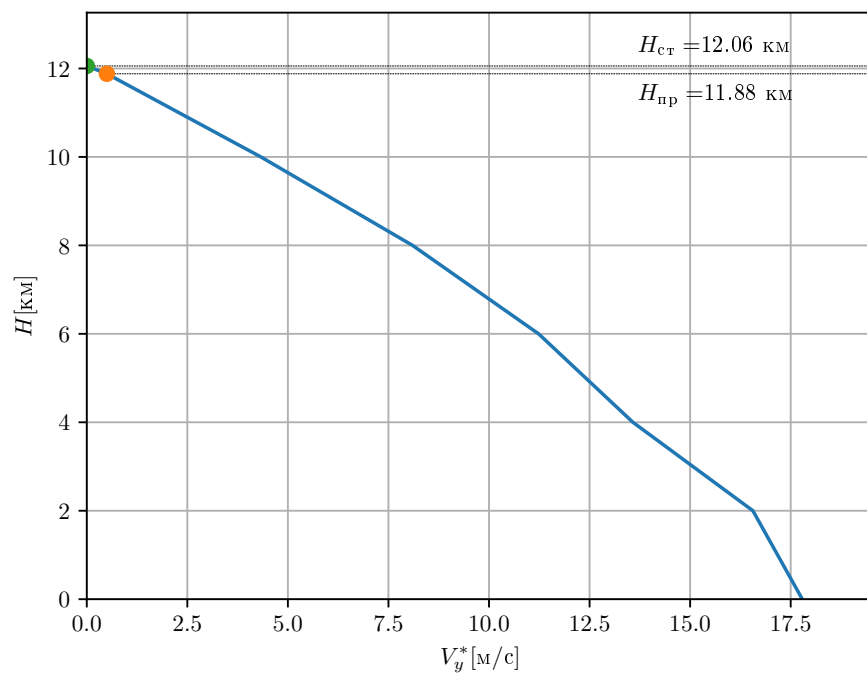


Рисунок 1.36 — График $V_{y_{max}}^*(H)$

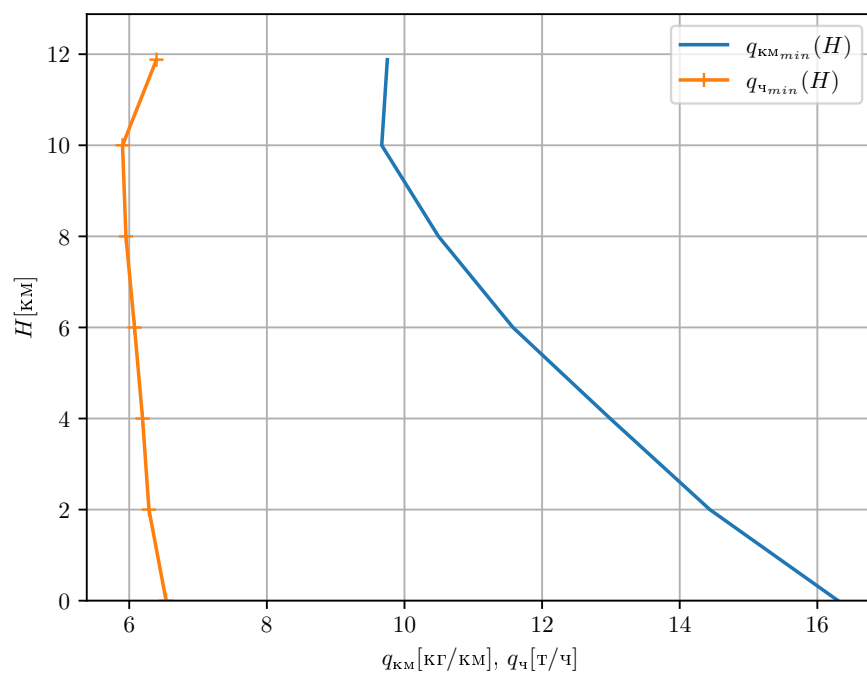


Рисунок 1.37 — График $q_{ч_{min}}(H), q_{км_{min}}(H)$

1.3. Расчет траектории полета

1.3.1. 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:

$$(H_k, M_k) = \arg \min_{H, M} q_{\text{км}}(M, H).$$

Конечная высота принимается равная $H_k = 10$ км из условия минимума $q_{\text{км}}$ без учета значения $H_{\text{пр}}$.

При расчете угла наклона траектории $\theta_{\text{наб}}$ и вертикальной скорости $V_{y_{\text{наб}}}$ производная вычисляется по приближенной формуле:

$$\frac{dV}{dH} = \frac{V^{i+1} - V^i}{H^{i+1} - H^i} \quad (1.13)$$

где i — индекс узловой точки.

Основные характеристики в наборе определяются по формулам:

$$\theta_{\text{наб}} = 57.3n_x\kappa, \quad [\text{град}] \quad (1.14)$$

$$V_{y_{\text{наб}}} = V_{y_{\text{max}}}^* \kappa, \quad \left[\frac{\text{м}}{\text{с}}\right] \quad (1.15)$$

$$L_{\text{наб}} = \int_0^{H_k} \frac{1}{1000n_x(M, H)} dH_{\text{э}} \quad [\text{км}] \quad (1.16)$$

$$t_{\text{наб}} = \int_0^{H_k} \frac{1}{60V_y^*(M, H)} dH_{\text{э}} \quad [\text{мин}] \quad (1.17)$$

$$m_{T_{\text{наб}}} = \int_0^{H_k} \frac{Ce(M, H)P_p(M, H)}{3600n_x(M, H)} dH_{\text{э}} \quad [\text{кг}] \quad (1.18)$$

$$\text{где } \kappa = \frac{1}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH}}.$$

Вычисление интегралов 1.16 - 1.18 производится методом трапеций, тогда уравнения 1.16 - 1.18 будут иметь вид:

$$L_{\text{наб}} = \sum \left(\frac{1}{n_x} \right)_{\text{ср}} \frac{\Delta H_{\text{э}}}{1000}, \quad [\text{км}] \quad (1.19)$$

$$t_{\text{наб}} = \sum \left(\frac{1}{V_y^*} \right)_{\text{ср}} \frac{\Delta H_{\text{э}}}{60}, \quad [\text{мин}] \quad (1.20)$$

$$m_{T_{\text{наб}}} = \sum \left(\frac{CeP}{V_y^*} \right)_{\text{ср}} \frac{\Delta H_{\text{э}}}{3600}, \quad [\text{кг}] \quad (1.21)$$

где $\Delta H_{\text{э}} = H_{\text{э}}^{i+1}(V_{\text{наб}}^{i+1}, H^{i+1}) - H_{\text{э}}^i(V_{\text{наб}}^i, H^i)$, $H_{\text{э}}^i = H^i + \frac{(V^i)^2}{2g}$ — энергетическая высота в узловой точке, V^i — скорость соответствующая $V_{y_{\text{max}}}^*(H^i)$ при наборе высоты.

$$\left(\frac{1}{n_x} \right)_{\text{ср}} = 0.5 \left[\frac{1}{n_x(H_{\text{э}}^i)} + \frac{1}{n_x(H_{\text{э}}^{i+1})} \right], \quad (1.22)$$

$$\left(\frac{1}{V_y^*} \right)_{\text{ср}} = 0.5 \left[\frac{1}{V_y^*(H_{\text{э}}^i)} + \frac{1}{V_y^*(H_{\text{э}}^{i+1})} \right], \quad (1.23)$$

$$\left(\frac{CeP}{V_y^*} \right)_{\text{ср}} = 0.5 \left[\frac{CeP}{V_y^*(H_{\text{э}}^i)} + \frac{CeP}{V_y^*(H_{\text{э}}^{i+1})} \right]. \quad (1.24)$$

Результаты расчетов приведены в таблице 1.11. Основные параметры наборы представлены в таблице 1.10. Также результаты сведены в графики на рисунках 1.38 - 1.40.

Таблица 1.10 — Основные параметры в наборе высоты

$m_{T_{\text{наб}}}$	$L_{\text{наб}}$	$t_{\text{наб}}$
кг	км	мин
3669.9	175.7	18.3

Таблица 1.11 — 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_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
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	-	-	-

Таблица 1.11 — (Продолжение) Результаты расчета набора высоты

P	$\frac{CeP}{V_y^*}$	$(\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}$	$\frac{\Delta H_y}{3600} (\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}$	$L_{\text{наб}}$	$V_{y\text{ср}}^*$	$t_{\text{наб}}$	Ce
H	-	-	КГ	КМ	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	МИН	$\frac{\text{кг}}{\text{Нч}}$
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	-	-	-	-	-	0.063

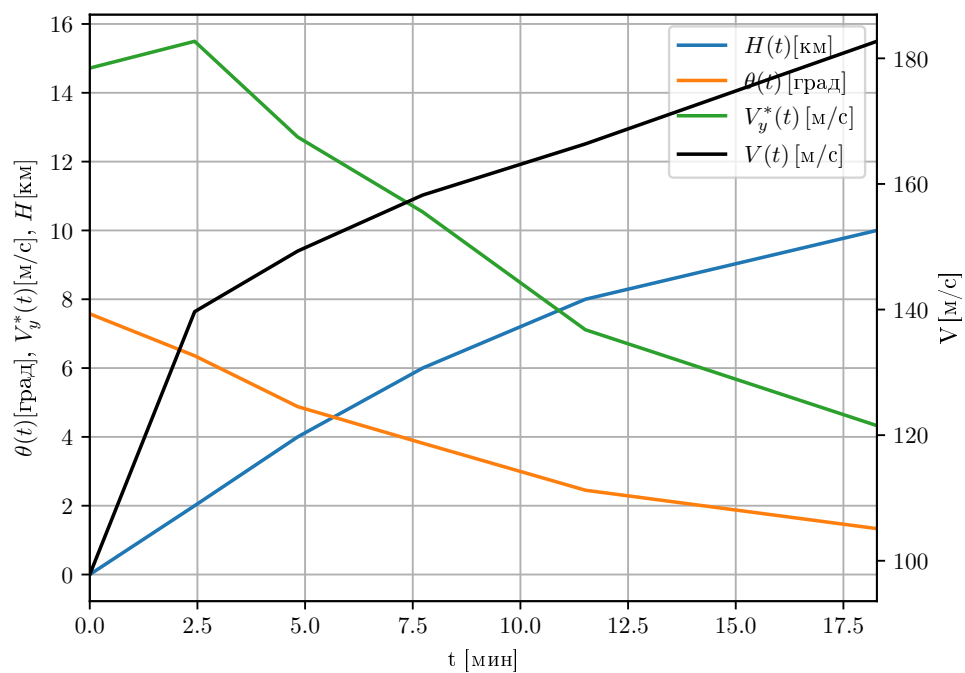


Рисунок 1.38 — График зависимости $H(t)$, $\theta(t)$, $V_y^*(t)$, $V(t)$ в наборе высоты

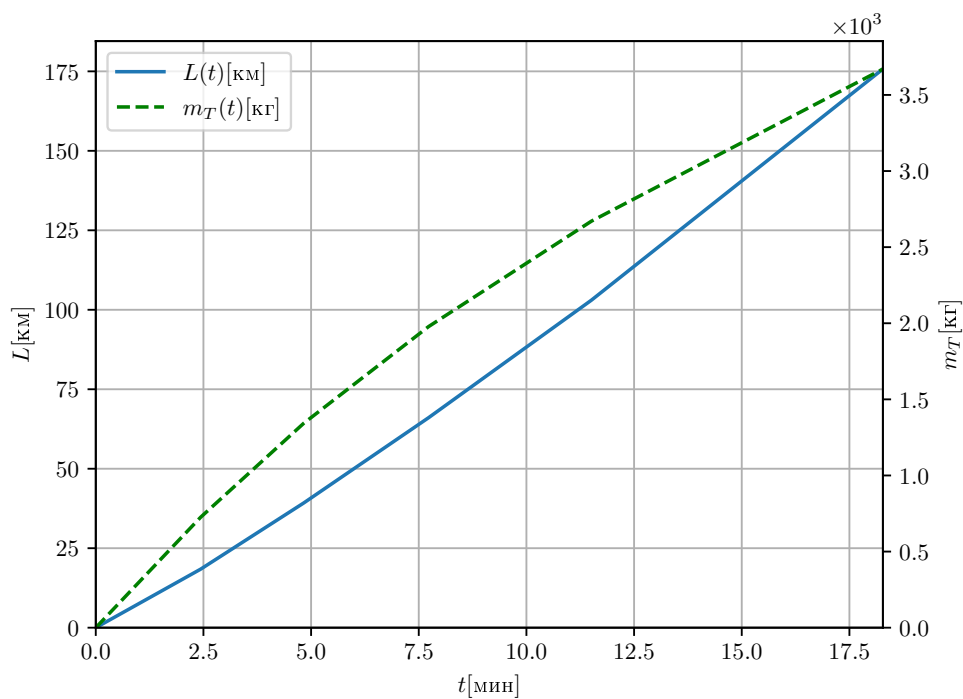


Рисунок 1.39 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$ в наборе высоты

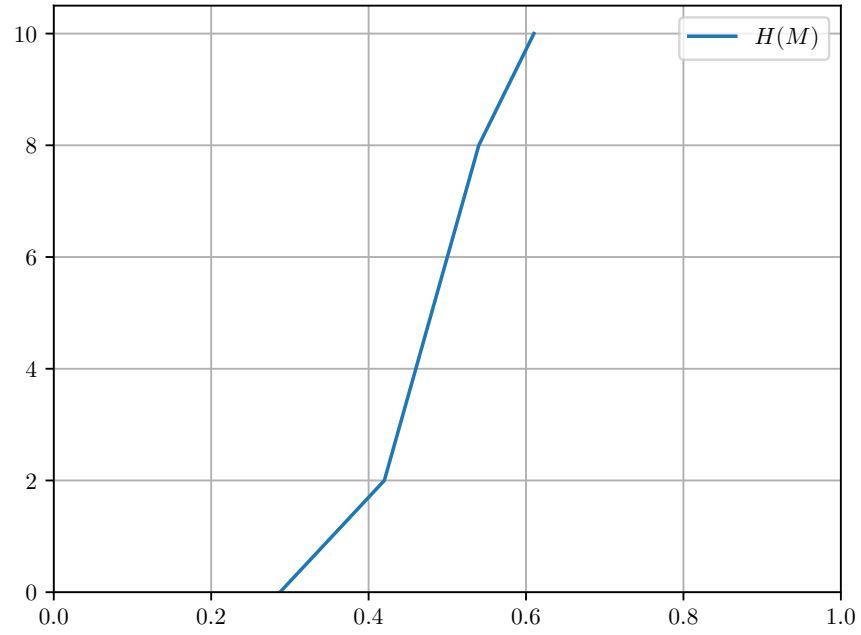


Рисунок 1.40 — Программа набора высоты

1.3.2. Расчет характеристик крейсерского полета

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

$$T_{кр} = \frac{60K_{ГП}}{gCe} \ln \frac{1 - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}}{1 - \bar{m}_{T_{кр}} - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}}, \quad [\text{мин}] \quad (1.25)$$

$$L_{кр} = \frac{36VK_{ГП}}{gCe} \ln \frac{1 - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}}{1 - \bar{m}_{T_{кр}} - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{пр}}}, \quad [\text{км}] \quad (1.26)$$

где $\bar{m}_{T_{кр}} = 1 - \bar{m}_{сн} - \bar{m}_{цн} - \bar{m}_{T_{наб}} - \bar{m}_{T_{снп}} - \bar{m}_{T_{анз}} - \bar{m}_{T_{пр}} = 0.1788$ — относительная масса топлива расходуемая в крейсерском полете, $K_{ГП} = 13.51$, $V = 183 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$, $Ce = 0.063 \frac{\text{кг}}{\text{Н*ч}}$ — удельный расход топлива на высоте крейсерского полета. Параметры $K_{ГП}$, V , Ce определены для режима полета соответствующего минимуму километрового расхода в начале крейсерского полета.

Принимаем:

- $\bar{m}_{сн} = 0.45263$ — относительная масса пустого снаряженного самолета;

- $\bar{m}_{\text{цн}} = 0.24736$ – относительная масса целевой нагрузки;
- $\bar{m}_{T_{\text{наб}}} = \frac{m_{T_{\text{наб}}}}{m_{\text{max}}} = \frac{4505.4 \text{ кг}}{190000 \text{ кг}} = 0.02371$ – относительная масса топлива, расходуемая при наборе высоты;
- $\bar{m}_{T_{\text{сни}}} = 0.015$ - относительная масса топлива, расходуемая при снижении и посадке;
- $\bar{m}_{T_{\text{анз}}} = 0.05$ - аэронавигационный запас топлива;
- $\bar{m}_{T_{\text{пр}}} = 0.01$ - запас топлива для маневрирования по аэродрому, опробования двигателей, взлета.

Высоту $H_{\text{кр}}$ в конце крейсерского полета можно определить по величине $\rho_{H_{\text{кр}}}$, которая определяется по формуле (1.27), сопоставив со значением стандартной атмосферы.

$$\rho_{H_{\text{кр}}} = \frac{2\bar{m}_{\text{ккр}} P s_{10}}{C_{y\text{гп}} V_{\text{к}}^2}, \quad (1.27)$$

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

Результаты расчетов приведены в таблице 1.12.

Таблица 1.12 — Результаты расчета участка крейсерского полета

$T_{\text{кр}}$	$L_{\text{кр}}$	$\rho_{H_{\text{кр}}}$	$H_{0 \text{ кр}}$	$H_{\text{к кр}}$
мин	км	$\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	км	км
331.28	3215.0	0.3158	11	11.9

1.3.3. Расчет характеристик участка снижения

Расчет аналогичен расчету участка набора высоты (раздел 1.3.1), только в качестве программы снижения принимается зависимость $M_{\text{сн}}(H)$, соответствующая минимуму потребной тяги.

Начальные условия:

Скорость соответствует минимуму потребной тяги $M_1(P_{n \min})$, высота соответствует $H_{\text{кр}}$

$$M_0 = 0.580; H_0 = 11 \text{ км}$$

Конечные условия:

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

$$M_k = 0.370; H_k = 0.$$

Результаты расчетов приведены в таблице 1.14, по этим данным построили зависимости $H(t)$, $\theta(t)$, $V_y^*(t)$, $V(t)$, $L(t)$, $m_T(t)$ на рисунках 1.41, 1.42, 1.43. Основные параметры на снижении представлены на рисунке 1.13. Программа снижения представлена на рисунке 1.44.

По результатам программ набора, крейсерского полета и снижения был получен график $H(L)$ на рисунке 1.44 для всего полета.

Таблица 1.13 — Основные параметры при снижении высоты

$m_{T_{\text{сн}}}$	$L_{\text{сн}}$	$t_{\text{сн}}$
кг	км	мин
430.1	197.4	19.7

Таблица 1.14 — 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	3.0	-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	-	-	-

Таблица 1.14 — (Продолжение) Результаты расчета снижения высоты

P	$\frac{CeP}{V_y^*}$	$(\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}$	$\frac{\Delta H_y}{3600}(\frac{CeP}{V_y^*})_{\text{ср}}$	$L_{\text{сн}}$	$V_{y\text{ср}}^*$	$t_{\text{сн}}$	Ce
H	-	-	КГ	КМ	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	МИН	$\frac{\text{кг}}{\text{Нч}}$
7234.0	-249.7	-166.8	112.9	38.8	-0.2	7.33	0.121
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	-	-	-	-	-	0.118

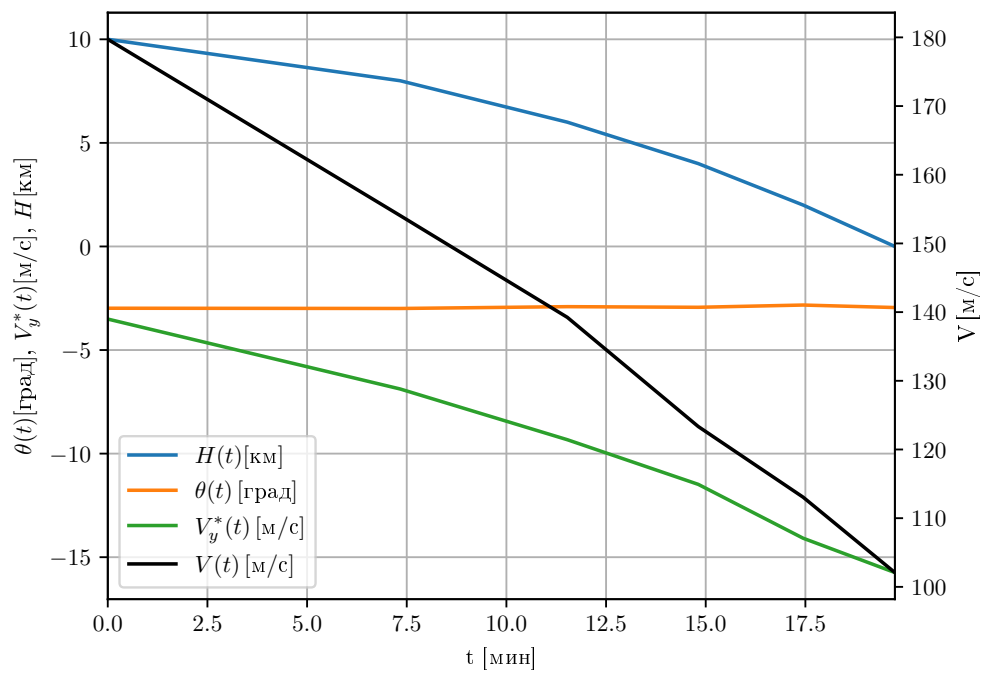


Рисунок 1.41 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

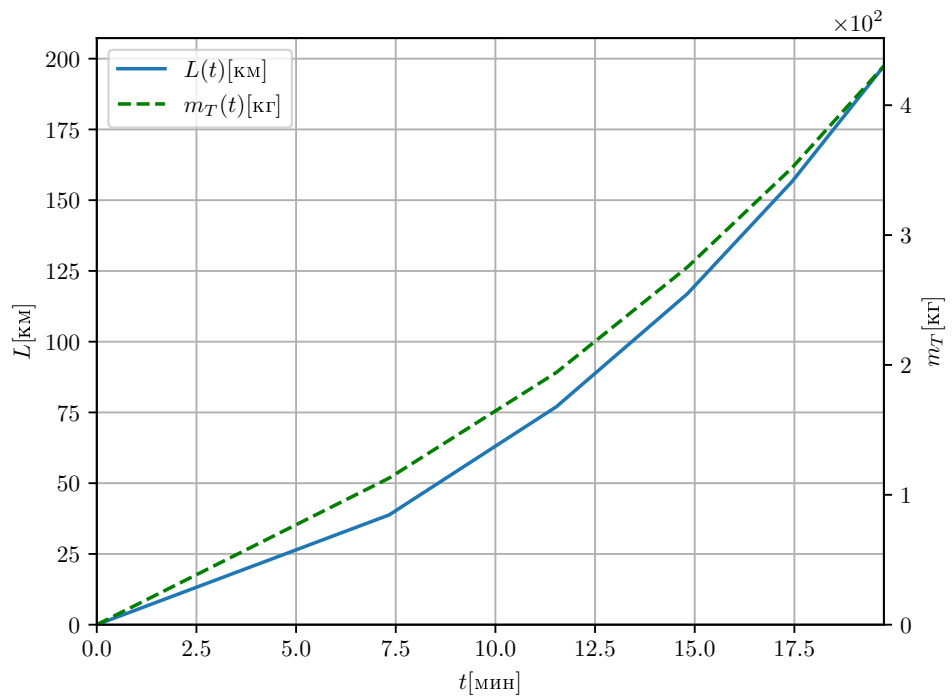


Рисунок 1.42 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

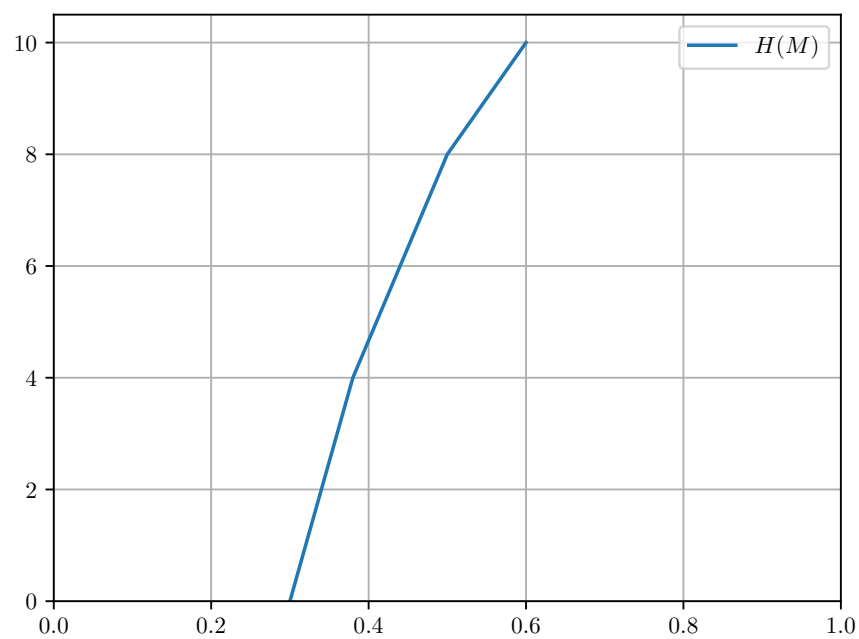


Рисунок 1.43 — Программа снижения

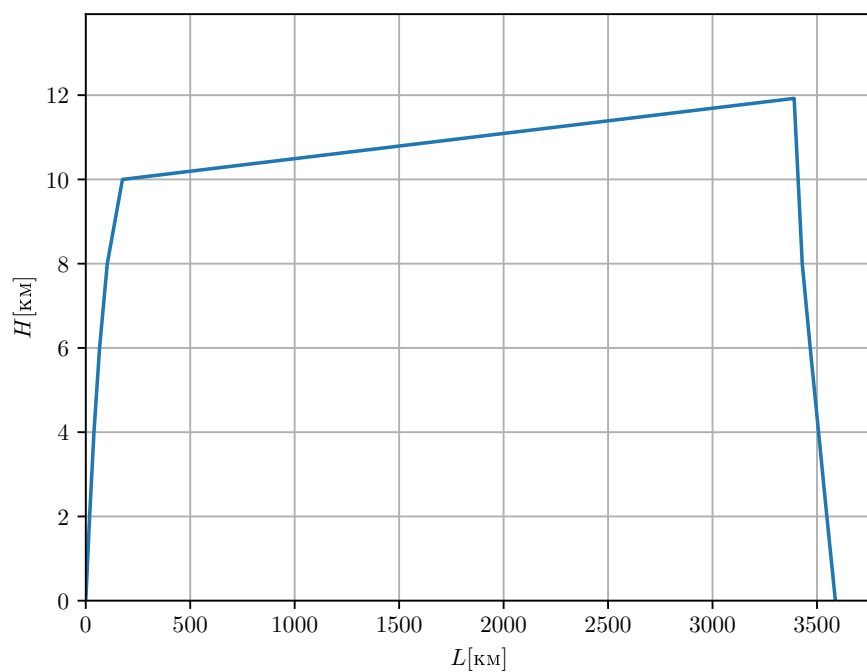


Рисунок 1.44 — Совмещенный график $H(L)$ для участков набора высоты, крейсерского полета и снижения

1.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей

Определим зависимость дальности полета от целевой нагрузки самолета $m_{\text{цн}}(L)$ (Рисунок 1.45). 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 1.3.1, 1.3.2, 1.3.3.

$$\bar{m}_{\text{цн}} = \frac{m_{\text{цн}}}{m_{\text{max}}}$$

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:

$$L_{\text{кр}} = \frac{36VK}{gCe} \ln \frac{\bar{m}_{\text{взл}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}}{\bar{m}_{\text{взл}} - \bar{m}_{T_{\text{кр}}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}}, \quad (1.28)$$

где $\bar{m}_{\text{взл}} = 1$, $\bar{m}_{T_{\text{кр}}} = \bar{m}_{T_{\text{max}}} - \bar{m}_{T_{\text{наб}}} - \bar{m}_{T_{\text{сн}}} - \bar{m}_{T_{\text{анз}}} - \bar{m}_{T_{\text{пр}}}$, $\bar{m}_{T_{\text{max}}} = 0.4421$,

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

Режим 3:

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

Результаты расчетов сведены в таблицу 1.15.

Таблица 1.15 — Результаты расчета

Режим	L	$m_{\text{цн}}$
№	км	кг
1	3588.0	46998.0
2	6641.0	20001.0
3	7648.0	0.0

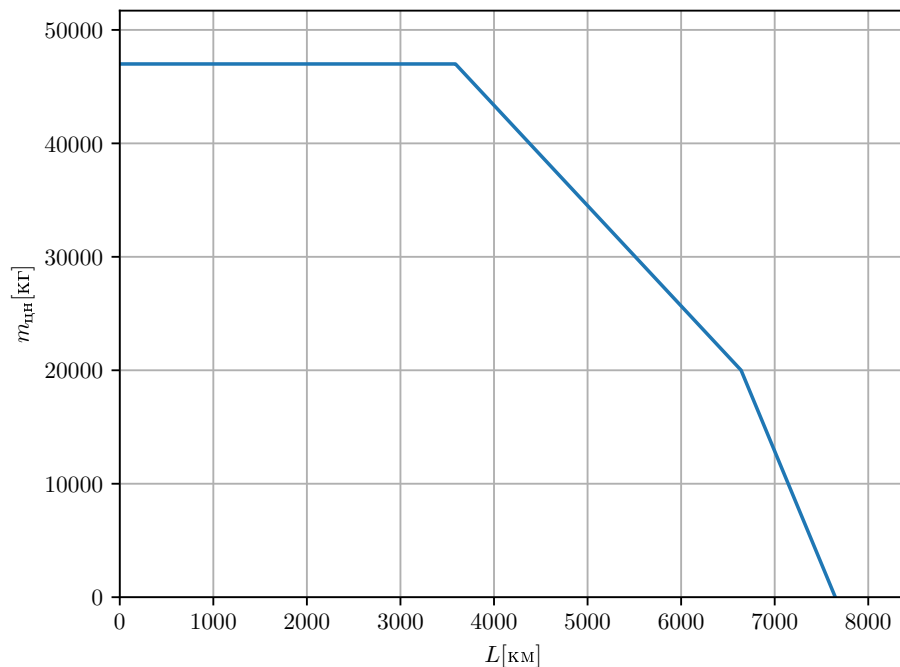


Рисунок 1.45 — График зависимости $m_{\text{цн}}(L)$

1.5. 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 $H_{\text{взл}} = 10.7 \text{ м}$ и $H_{\text{пос}} = 15 \text{ м}$.
4. Тяга двигателей $P_{\text{взл}} = (1.2...1.3)P$, $C_{e_{\text{взл}}} = (1.03...1.05)C_{e_0}$.
5. При пробеге по ВПП используется реверс тяги.

Соотношения для расчета:

Скорость отрыва при взлете:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{20P_s(1 - 0.9\bar{P}_{\text{взл}} \sin \alpha_{\text{отр}})}{\rho_0 C_{y_{\text{отр}}}}} \quad (1.29)$$

Длина разбега:

$$L_p = \frac{1}{2gb_p} \ln \frac{C_p}{C_p - b_p V_{\text{отр}}^2}, \quad (1.30)$$

где $b_p = (C_{x_p} - f_p C_{y_p}) \frac{\rho_0}{2P_s 10}$, $C_p = 0.9\bar{P}_{\text{взл}} - f_p$, $f_p = 0.02$.

Воздушный участок взлета:

$$L_{\text{вув}} = \frac{1}{\hat{n}_{x_{\text{ср}}}} \left(\frac{V_2^2 - V_{\text{отр}}^2}{2g} + H_{\text{взл}} \right), \quad (1.31)$$

где $\hat{n}_{x_{\text{ср}}} = \bar{P}_{\text{взл}} - \frac{C_{x_{\text{отр}}} \rho_0 \hat{V}_{\text{ср}}^2}{P_s 20}$ — тангенциальная перегрузка для среднеквадратического значения скорости $\hat{V}_{\text{ср}} = \sqrt{\frac{V_2^2 + V_{\text{отр}}^2}{2}}$, $V_2 = 1.1V_{\text{отр}}$ — безопасная скорость взлета.

Взлетная дистанция:

$$L_{\text{вд}} = L_p + L_{\text{вув}}. \quad (1.32)$$

Скорость касания ВПП на посадке:

$$V_{\text{кас}} = \sqrt{\frac{2\bar{m}_{\text{пос}} P_s 10}{C_{y_{\text{кас}}} \rho_0}}, \quad (1.33)$$

где $\bar{m}_{\text{пос}} = \bar{m}_{\text{ккр}} - \bar{m}_{T_{\text{снп}}}$ — относительная масса самолета при посадке.

Длина пробега:

$$L_{\text{проб}} = \frac{1}{2gb_n} \ln \frac{a_n - b_n V_{\text{кас}}^2}{a_n}, \quad (1.34)$$

где $a_n = -\bar{P}_{\text{рев}} - f_n$, $b_n = \frac{\rho_0}{\bar{m}_{\text{пос}} P_s 20} (C_{x_{\text{проб}}} - f_n C_{y_{\text{проб}}})$, $\bar{P}_{\text{рев}} = \frac{P_{\text{рев}}}{m_{\text{пос}} g}$.

Длина воздушного участка:

$$L_{\text{вуп}} = K_{\text{пос}} \left(H_{\text{пос}} + \frac{V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{кас}}^2}{2g} \right), \quad (1.35)$$

где $K_{\text{пос}} = \frac{C_{y_{\text{пос}}}}{C_{x_{\text{пос}}}}$, $C_{y_{\text{пос}}} = 0.7 C_{y_{\text{кас}}}(\alpha_{\text{кас}})$, $V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2 \bar{m}_{\text{пос}} P_s 10}{C_{y_{\text{пос}}} \rho_0}}$.

Посадочная дистанция:

$$L_{\text{пд}} = L_{\text{проб}} + L_{\text{вуп}}. \quad (1.36)$$

Результаты расчетов приведены в таблице 1.16.

Таблица 1.16 — Результаты расчета

$V_{\text{отр}}$	L_p	$L_{\text{вд}}$	$V_{\text{кас}}$	$L_{\text{проб}}$	$L_{\text{пд}}$
$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	м	м	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	м	м
90.0	1830.0	2289.0	64.0	790.0	1384.0

1.6. 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 1.17:

1. Максимальная допустимая нормальная перегрузка:

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

где $n_{y_s} = 3$ — эксплуатационная перегрузка, $n_y(C_{y_{\text{доп}}}) = \frac{C_{y_{\text{доп}}}}{C_{y_{\text{гп}}}}$, $C_{y_{\text{гп}}} = \frac{\bar{m}_c P_s 10}{q}$

2. Нормальная перегрузка предельного правильного виража

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

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

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. Узловые точки для расчета:

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

Таблица 1.17 — Расчет виража

M	V	V	q	$C_{y_{\Gamma\Pi}}$	$C_{y_{\text{доп}}}$	$n_{y_{\text{доп}}}$	$K_{\Gamma\Pi}$	$P_n * 10^{-5}$	$P_p * 10^{-5}$
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$\frac{\text{км}}{\text{ч}}$	$\frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$	-	-	-	-	Н	Н
0.4	127.0	456.	5287.0	0.866	1.112	1.284	14.36	5.801	15.186
0.5	158.0	570.	8262.0	0.554	1.083	1.954	13.97	5.965	14.871
0.6	190.0	684.	11897.0	0.385	1.033	2.684	11.13	7.487	14.471
0.7	222.0	797.	16193.0	0.283	0.977	3.0	8.12	10.262	14.084

Таблица 1.17 — (Продолжение) Расчет виража

\bar{P}	n_{yp}	$n_{y_{\text{вир}}}$	$\omega_{\text{вир}}$	$r_{\text{вир}}$	$t_{\text{вир}}$
-	-	-	$\frac{1}{c}$	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

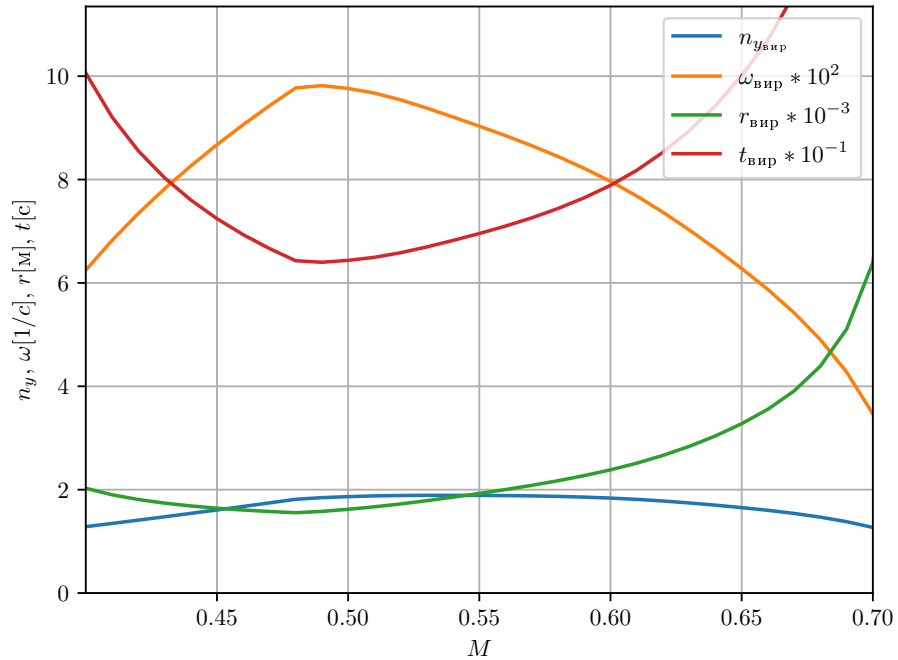


Рисунок 1.46 — График зависимости $n_{y_{\text{вир}}}(M)$, $\omega_{\text{вир}}(M)$, $r_{\text{вир}}(M)$, $t_{\text{вир}}(M)$

1.7. 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:

$$\bar{x}_{\text{ТПП}} = \frac{-m_{Z_0 \text{БГО}} + \bar{x}_{F \text{БГО}} C_{y \text{БГО}} + C_{y \text{ГО}} \bar{S}_{\text{ГО}} K_{\text{ГО}} \bar{L}_{\text{ГО}}}{C_{y \text{БГО}}}, \quad (1.37)$$

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

$$\bar{x}_{\text{ТПЗ}} = \bar{x}_H + \sigma_n \min \quad (1.38)$$

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

$$\bar{x}_F = \bar{x}_{F \text{БГО}} + \Delta \bar{x}_{F \text{ГО}} \quad (1.39)$$

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

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 1.18.

Затем графически определяется необходимая площадь ГО (рисунок 1.47) из условия:

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

где для маломаневренного самолета $\Delta \bar{x}_3 \approx 0.15$.

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 1.19.

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

По результатам получены графики зависимости \bar{x}_F , \bar{x}_H , $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}$ от числа M на рисунке 1.48.

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

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

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

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

$$\delta_{\text{бал}} = -\frac{m_{z_0} m_z^{C_y} C_{y\text{ГП}}}{m_z^{\delta_B} \left(1 + \frac{m_z^{C_y}}{\bar{L}_{\text{ГО}}}\right)} + \frac{\delta_{\text{уст}}}{n_B},$$

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

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

Результаты расчетов сведены в таблицы 1.20 - 1.22. Графические зависимости $\delta_{\text{бал}}(M)$, $\delta^n(M)$, $n_{y_p}(M)$ представлены на рисунках 1.49, 1.50, 1.51 соответственно.

Таблица 1.18 — Значения для построения графика на рисунке 1.47

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

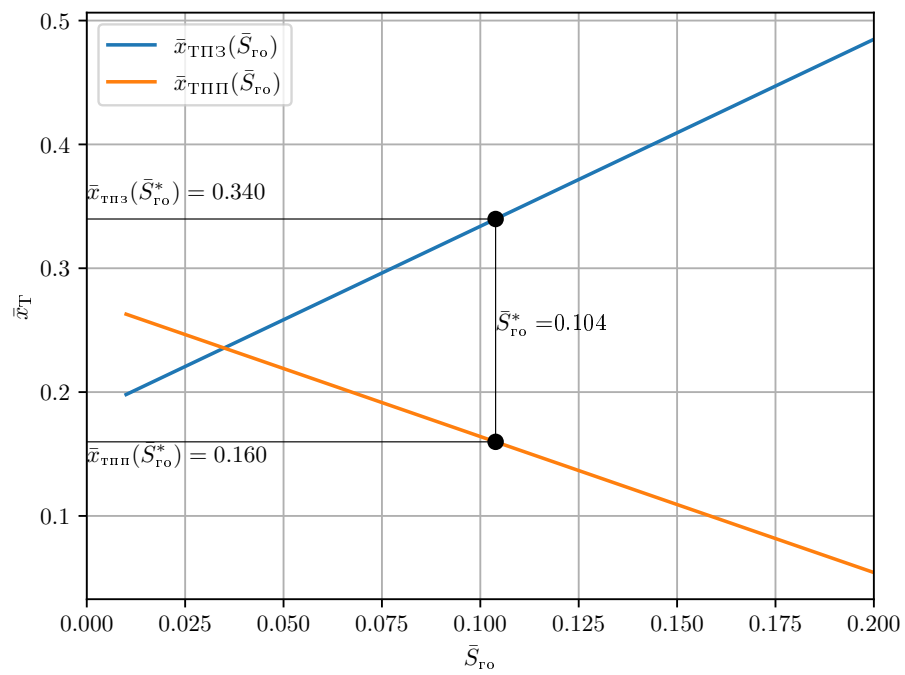


Рисунок 1.47 — График зависимости $\bar{x}_{ТПП}(\bar{S}_{go})$

Таблица 1.19 — Результаты расчетов

M	\bar{x}_F	\bar{x}_H	$\bar{x}_{ТПЗ}$	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

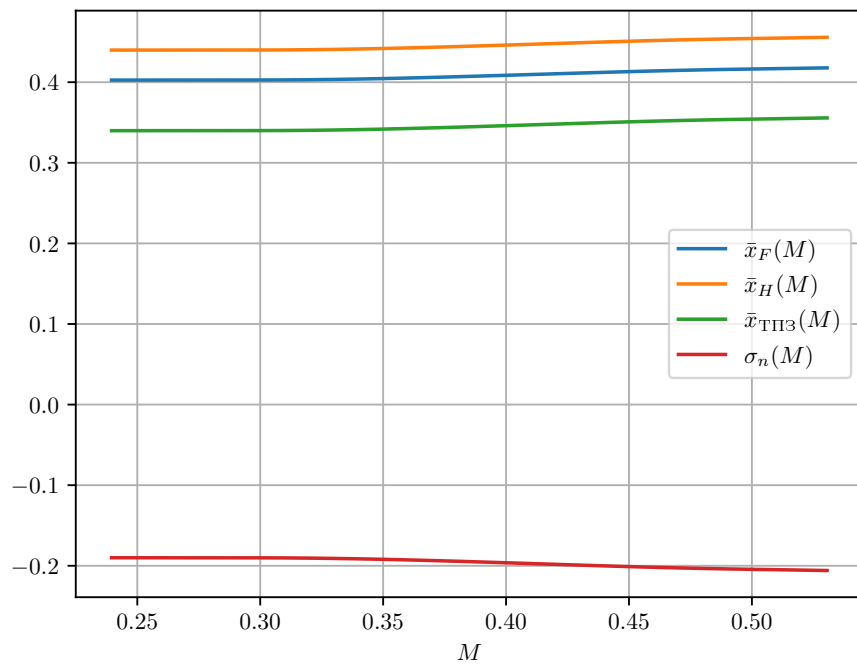


Рисунок 1.48 — График зависимости $\bar{x}_F(M)$, $\bar{x}_H(M)$, $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}(M)$, $\sigma_n(M)$

Таблица 1.20 — Результаты расчетов для балансировочных зависимостей для высоты $H = 0$ км

M	V	$\delta_{\text{бал}}$	δ^{n_y}	n_{y_p}
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	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 1.21 — Результаты расчетов для балансировочных зависимостей для высоты $H = 6$ км

M	V	$\delta_{\text{бал}}$	δ^{n_y}	n_{y_p}
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	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 1.22 — Результаты расчетов для балансировочных зависимостей для высоты $H = 11$ км

M	V	$\delta_{\text{бал}}$	δ^{n_y}	n_{y_p}
-	$\frac{\text{м}}{\text{с}}$	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

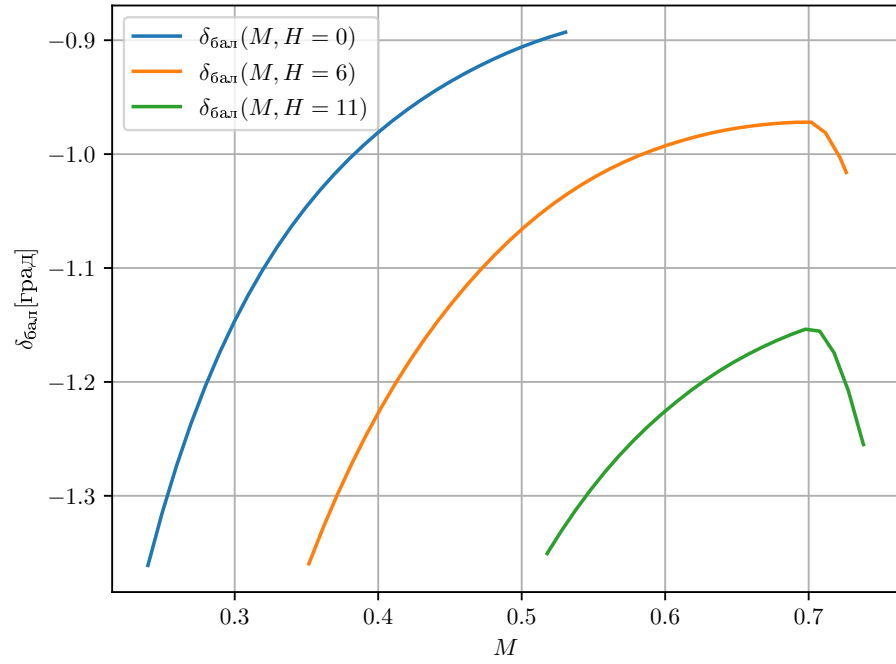


Рисунок 1.49 — График зависимости $\delta_{6al}(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$

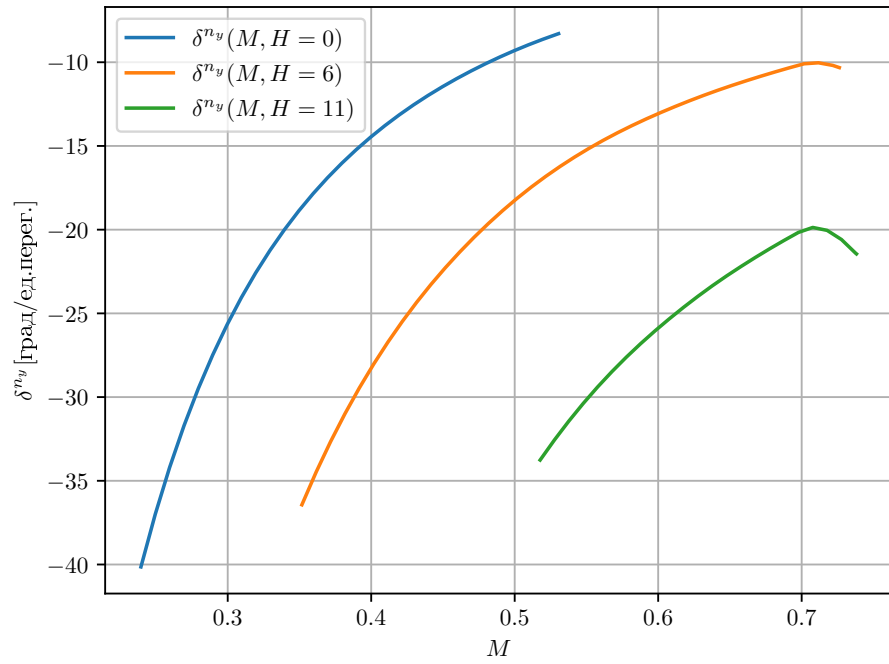


Рисунок 1.50 — График зависимости $\delta^n(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$

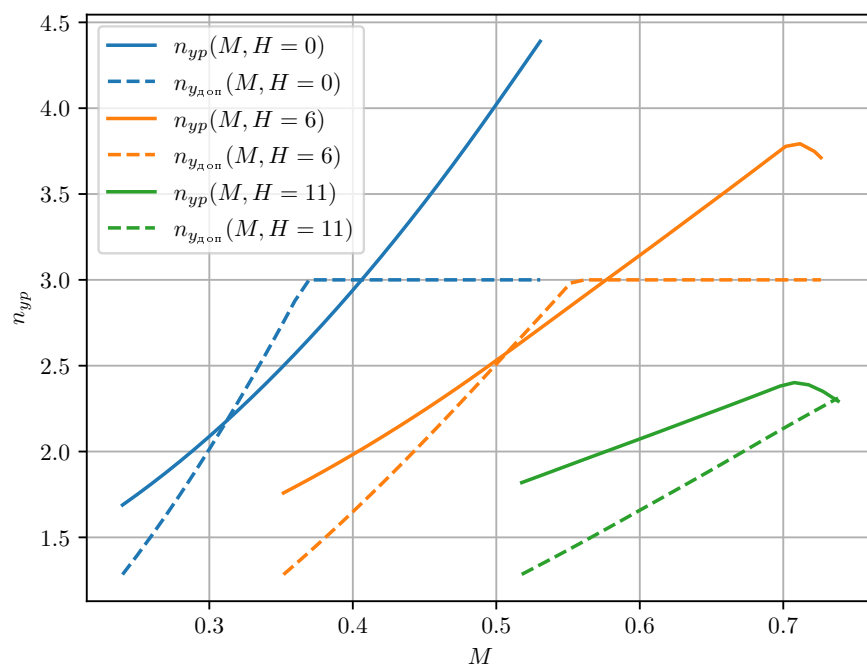


Рисунок 1.51 — График зависимости $n_{yp}(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$

2. Синтез системы автоматического управления

2.1. Описание объекта управления

Один из разрабатываемых режимов для САУ – это система автоматической стабилизации высоты, применяемая в системе автоматического пилотирования. Дополнительные данные необходимые для расчетов приведены в таблицах 2.1, 2.2.

Управление самолетом в полете осуществляется отклонением руля высоты, стабилизатора, руля направления, элеронов и спойлеров. Система ручного управления необратимая бустерная, с возможностью перехода на ручное управление.

Самолет оснащен системой автоматического управления САУ-1Т-2Б, которая является частью пилотажно-навигационного комплекса ПК-76. САУ-1Т-2Б обеспечивает: автоматическое и директорное пилотирование по заданному маршруту в диапазонах высот от 400 м до максимальной высоты полета в режимах набора высота, горизонтального полета и снижения, заход на посадку до высоты 60 м в автоматическом и директором режимах.

Таблица 2.1 — Исходные данные самолета Ил-76

Параметр	Значение
b_a	6.436 м
δ_B	$15^\circ \dots - 21^\circ$
φ	$+2^\circ \dots - 8^\circ$
\bar{x}_T	0.45
I_z	$19 \cdot 10^6 \text{ кг м}^2$

Таблица 2.2 — Значения производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов для разных чисел Маха

M	C_y^α	\bar{x}_F	$m_z^{\bar{\omega}_z}$	$m_z^{\bar{\alpha}}$	$m_z^{\delta_B}$
0.3	5.160	0.695	-11.09	-7.75	-2.7215
0.4	5.160	0.690	-11.09	-7.75	-2.7215
0.5	5.160	0.695	-11.09	-7.75	-2.7215
0.6	5.160	0.710	-11.09	-7.75	-2.7215
0.7	5.350	0.728	-11.09	-7.75	-2.7215
0.8	6.150	0.764	-11.09	-7.75	-2.7215

2.1.1. Построение области высот и скоростей

Аналогичный расчет был проведен в разделе 1.2. Исходя из области высот и скоростей (рисунок 1.35), найдем узловые точки для расчета коэффициентов обратных связей которые представлены в таблице 2.3.

Таблица 2.3 — Узловые точки для расчета

$H, \text{ м}$	M					
0	0.240	0.302	0.364	0.426	0.488	0.612
2000	0.270	0.337	0.404	0.471	0.537	0.671
4000	0.307	0.372	0.438	0.503	0.568	0.699
6000	0.352	0.414	0.477	0.539	0.601	0.726
8000	0.406	0.463	0.519	0.575	0.631	0.744
10000	0.475	0.519	0.563	0.607	0.651	0.739
11558	0.544	0.564	0.584	0.604	0.624	0.664

2.1.2. Выбор параметров привода

Приближенно привод можно представить как:

$$W_{\text{пр}} = \frac{1}{T_{\text{пр}}^2 p^2 + 2\xi_{\text{пр}} T_{\text{пр}} + 1},$$

где $\xi_{\text{пр}} = 0.7$. Для нахождения $T_{\text{пр}}$ найдем собственные частоты для самолета

$$\omega_c = \sqrt{-\bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{Y}^\alpha},$$

во всех узловых точках. Выберем ω_{max} — максимальное значение ω_c из всей рассчитанной области. Найдем $T_{\text{пр теор}} = \frac{1}{10\omega_{\text{max}}}$. Из ряда:

$$T_{\text{пр}}^* = [0.02 \ 0.025 \ 0.003 \ 0.035 \ 0.04 \ 0.045 \ 0.05]$$

выберем ближайшее значение к $T_{\text{пр теор}}$ которое будет $T_{\text{пр}}$.

Расчеты по нахождению ω_c сведены в таблицу 2.4, откуда:

$$\omega_{\text{max}} = 2.2517, \ T_{\text{пр}} = 0.045.$$

Таблица 2.4 — Результаты расчета ω_c

$H, \text{ м}$	Значения ω_c для узловых точек					
0	0.85414	1.07530	1.29070	1.51050	1.74080	2.2517
2000	0.83279	1.03530	1.23460	1.44800	1.67410	2.1879
4000	0.81355	0.98132	1.15520	1.33700	1.53730	1.9895
6000	0.79583	0.93461	1.08250	1.24080	1.40870	1.8298
8000	0.78184	0.89540	1.01380	1.14180	1.28030	1.6339
10000	0.78185	0.86125	0.94614	1.03410	1.13170	1.3725
11558	0.79699	0.83101	0.86535	0.90071	0.93916	1.0177

2.1.3. Вывод

В данном разделе были получены узловые точки для расчетов из области высот и скоростей. Также были определены параметры привода, которые равны:

$$\xi_{\text{пр}} = 0.7, \quad T_{\text{пр}} = 0.045.$$

2.2. Синтез контуров автоматического управления

Структурная схема регулирования высоты в тангажном варианте представлена на рисунке 2.1

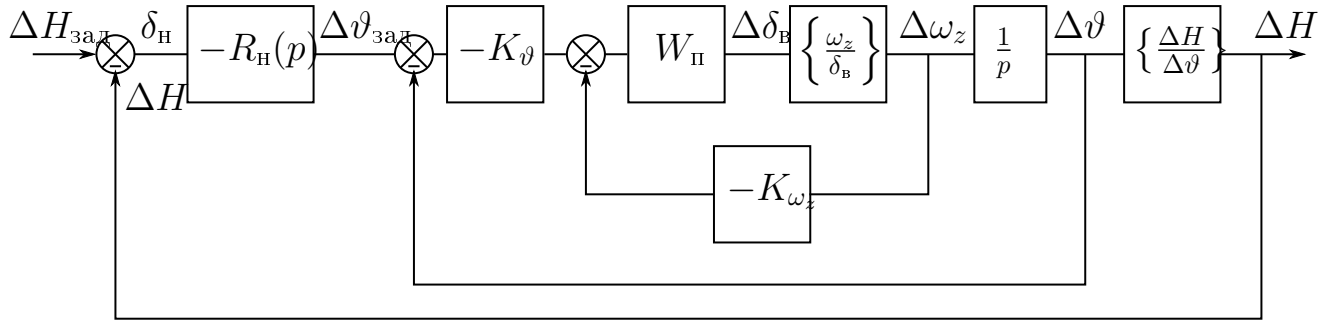


Рисунок 2.1 — Структурная схема стабилизации высоты

Передаточная функция угловой скорости по отклонению руля высоты имеет вид:

$$\left\{ \frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_B} \right\} = \frac{\bar{M}_z^{\delta_B}(p + \bar{Y}^\alpha)}{p^2 + 2hp + \omega_c^2}, \quad (2.1)$$

где $\omega_c^2 = -\bar{M}_z^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} \bar{M}_z^{\omega_z}$, $2h = 2\xi_K \omega_c = \bar{Y}^\alpha - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}$. Подробный вывод в [1, с.498].

Передаточная функция изменения высоты по изменению угла тангажа имеет вид :

$$\left\{ \frac{\Delta H}{\Delta \vartheta} \right\} = \frac{K_H}{p(T_{1c}p + 1)}, \quad (2.2)$$

где $T_{1c} = \frac{1}{\bar{Y}^\alpha}$. Подробный вывод в [2, с.61]

2.2.1. Расчет ядра системы

Определим коэффициенты обратных связей K_ϑ , K_{ω_z} для системы на рисунке 2.2.

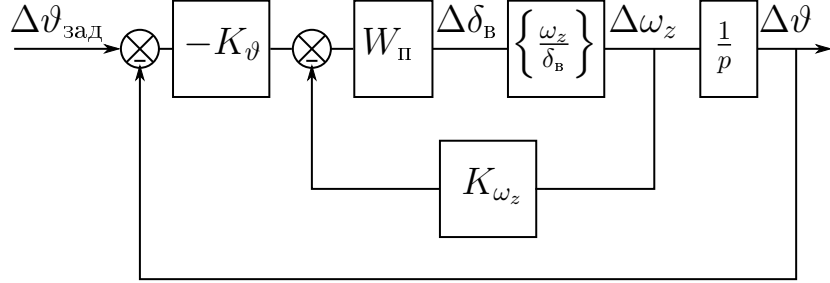


Рисунок 2.2 — Структурная схема стабилизации тангажа

Передаточная функция замкнутой системы имеет вид (при $W_\Pi = 1$):

$$\left\{ \frac{\Delta\vartheta}{\Delta\vartheta_{\text{зад}}} \right\} = \frac{-K_\vartheta \bar{M}_z^{\delta_b} (\bar{Y}^\alpha + p)}{p^3 + \Delta_1 p^2 + \Delta_2 p + \Delta_3}, \quad (2.3)$$

где $\Delta_1 = 2h + K_{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_b}$, $\Delta_2 = \omega_c^2 - K_\vartheta \bar{M}_z^{\delta_b} + K_{\omega_z} \bar{M}_z^{\delta_b} \bar{Y}^\alpha$, $\Delta_3 = -K_\vartheta \bar{M}_z^{\delta_b} \bar{Y}^\alpha$.

$$K_{\omega_z} = \varepsilon K_{\omega_{z\text{rp}}}, \quad K_{\omega_{z\text{rp}}} = \frac{1}{|\bar{M}_z^{\delta_b}| T_n},$$

$$K_\vartheta = \nu K_{\omega_z}$$

В первом приближении $\varepsilon = 0.25$, $\nu = \omega_{0\text{max}} = 2.2517$.

Результаты расчетов коэффициентов K_{ω_z} , K_ϑ приведены в таблице 2.5, для дальнейшего синтеза внешнего контура выберем коэффициенты K_{ω_z} , K_ϑ как показано на рисунках 2.3, 2.4.

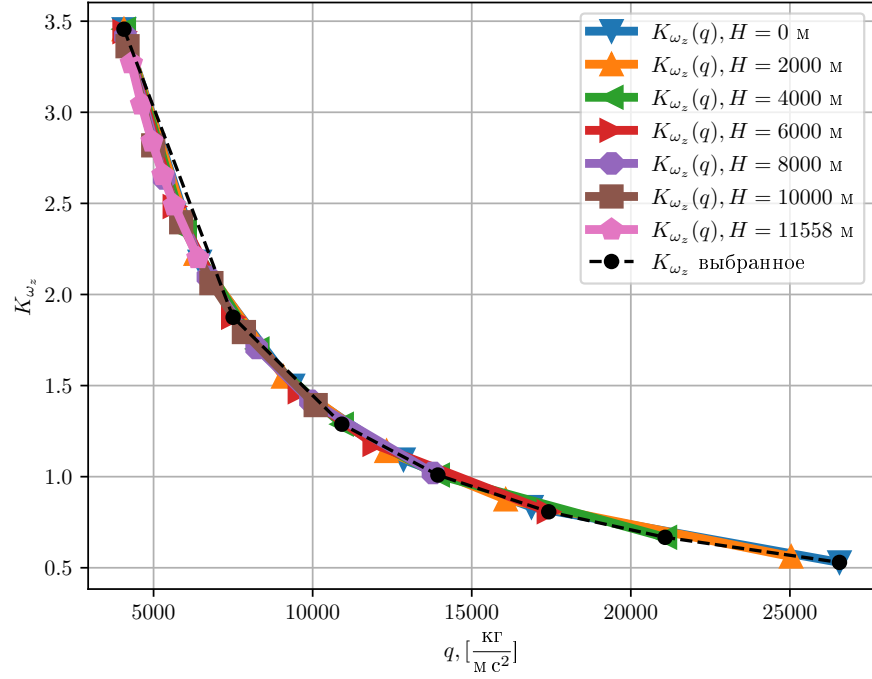


Рисунок 2.3 — Значения K_{ω_z} для всех расчетных точек

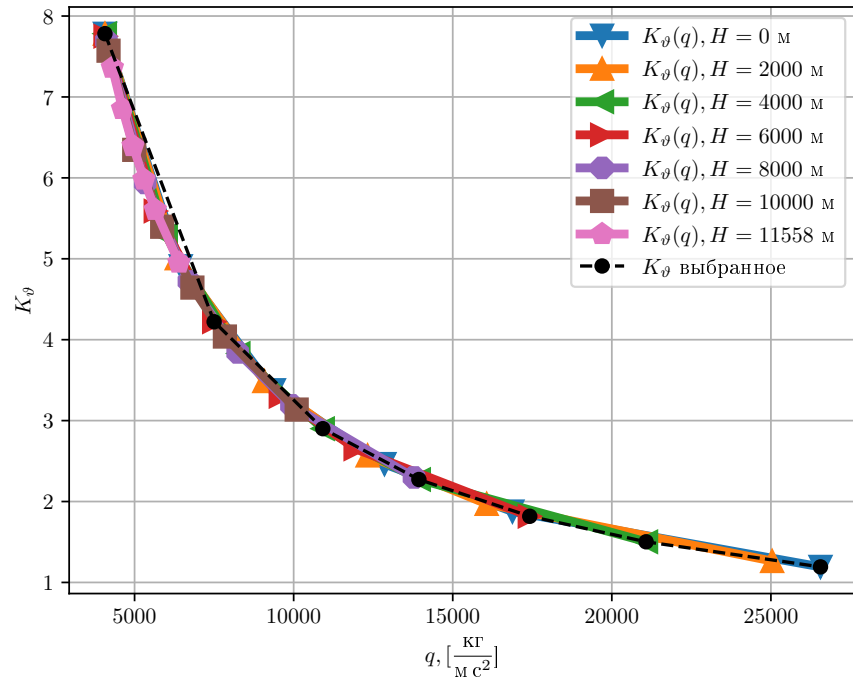


Рисунок 2.4 — Значения K_{ϑ} для всех расчетных точек

2.2.2. Расчет внешнего контура

Определим коэффициент K_H и регулятор $R_H(p)$, как показано в [2, с.220], внешнего контура (рисунок 2.1):

$$K_H = V$$

$$R_H(p) = i_H = 0.8 \frac{1}{T_{1c} V}$$

Результаты расчетов приведены в таблице 2.5, также графическое представление на рисунке 2.5, 2.6.

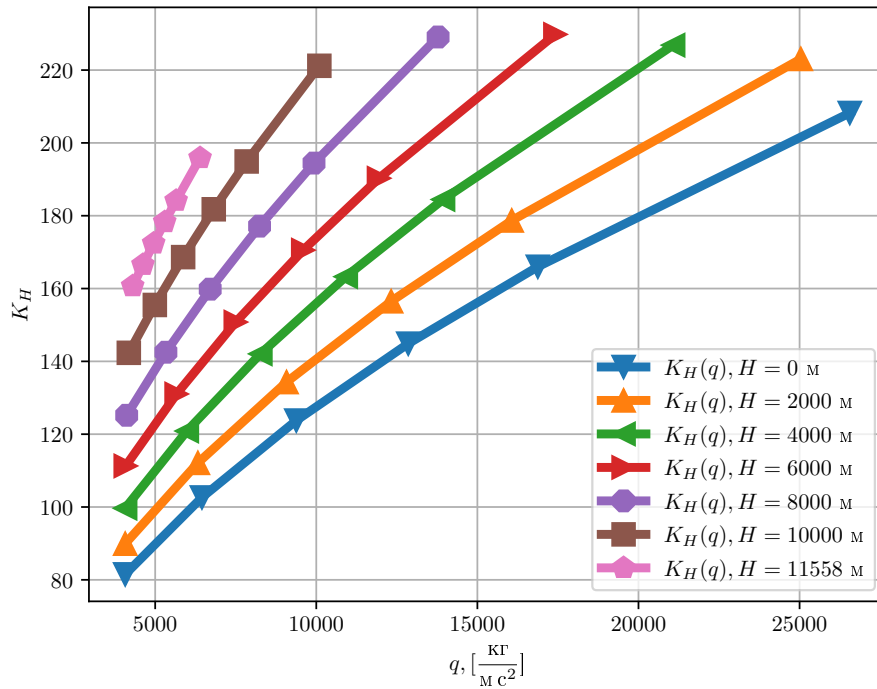


Рисунок 2.5 — Значения K_H для всех расчетных точек

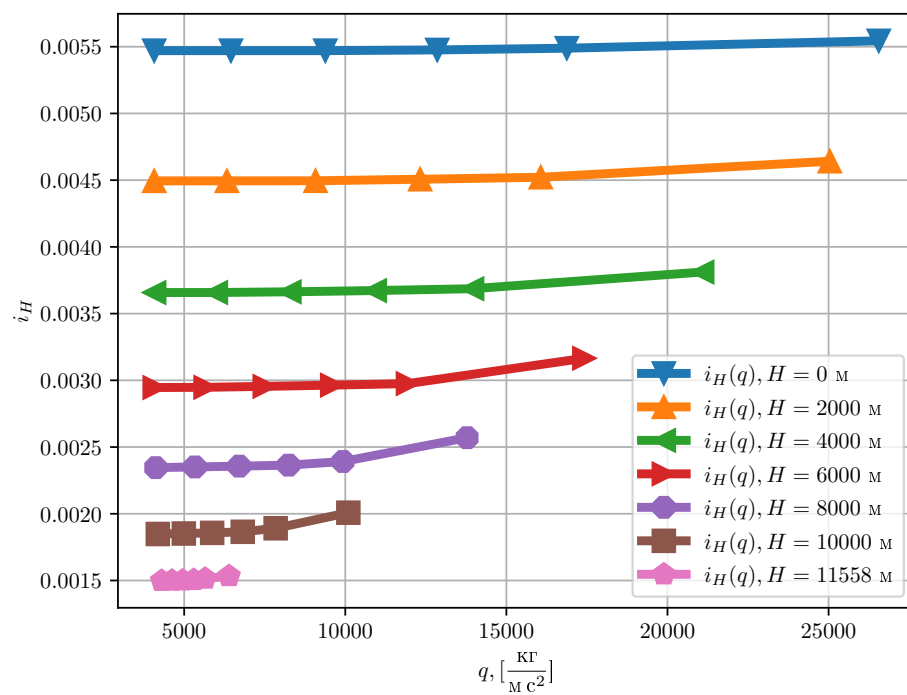


Рисунок 2.6 — Значения i_H для всех расчетных точек

Таблица 2.5 — Значения коэффициентов передачи

$H, \text{ м}$							
0	M	0.240	0.302	0.364	0.426	0.488	0.612
	K_{ϑ}	7.78	4.91	3.38	2.46	1.88	1.19
	K_{ω_z}	3.46	2.18	1.50	1.09	0.83	0.53
	K_H	82	103	124	145	166	208
	i_H	0.005470	0.005470	0.005470	0.005476	0.005489	0.005544
2000	M	0.270	0.337	0.404	0.471	0.537	0.671
	K_{ϑ}	7.78	5.01	3.49	2.57	1.97	1.26
	K_{ω_z}	3.46	2.22	1.55	1.14	0.88	0.56
	K_H	90	112	134	156	179	223
	i_H	0.004495	0.004495	0.004495	0.004507	0.004522	0.004642
4000	M	0.307	0.372	0.438	0.503	0.568	0.699
	K_{ϑ}	7.78	5.29	3.83	2.90	2.27	1.50
	K_{ω_z}	3.46	2.35	1.70	1.29	1.01	0.67
	K_H	100	121	142	163	184	227
	i_H	0.003658	0.003658	0.003663	0.003673	0.003686	0.003811
6000	M	0.352	0.414	0.477	0.539	0.601	0.726
	K_{ϑ}	7.75	5.59	4.22	3.30	2.65	1.82
	K_{ω_z}	3.44	2.48	1.87	1.47	1.18	0.81
	K_H	111	131	151	171	190	230
	i_H	0.002946	0.002948	0.002955	0.002964	0.002976	0.003165
8000	M	0.406	0.463	0.519	0.575	0.631	0.744
	K_{ϑ}	7.69	5.94	4.72	3.84	3.19	2.30
	K_{ω_z}	3.42	2.64	2.10	1.71	1.42	1.02
	K_H	125	143	160	177	194	229
	i_H	0.002346	0.002351	0.002357	0.002364	0.002392	0.002570
10000	M	0.475	0.519	0.563	0.607	0.651	0.739
	K_{ϑ}	7.57	6.35	5.40	4.64	4.04	3.14
	K_{ω_z}	3.36	2.82	2.40	2.06	1.79	1.39
	K_H	142	155	169	182	195	221
	i_H	0.001848	0.001852	0.001857	0.001865	0.001891	0.002008
11558	M	0.544	0.564	0.584	0.604	0.624	0.664
	K_{ϑ}	7.36	6.85	6.39	5.98	5.60	4.95
	K_{ω_z}	3.27	3.04	2.84	2.66	2.49	2.20
	K_H	161	167	172	178	184	196
	i_H	0.001498	0.001499	0.001501	0.001505	0.001514	0.001533

2.2.3. Вывод

В данном разделе были определены все коэффициенты обратных связей для всех контуров, обеспечивающие устойчивость системы.

2.3. Частотный анализ

Частотный анализ будет проводится для трех режимов:

1. Минимального скоростного напора $q_{min} = 4069 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$ соответствующий $H = 4000 \text{ м}$ и $M = 0.307$;
2. Максимального скоростного напора $q_{max} = 26558 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$ соответствующий $H = 0 \text{ м}$ и $M = 0.612$;
3. Крейсерский режим соответствующий $q_{кр} = 6886 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$ соответствующий $H = 10000 \text{ м}$ и $M = 0.610$;

Также данные значения приведены в таблице 2.6.

Таблица 2.6 — Режимы для частотного анализа

$H, \text{ м}$	$q, \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$	M
4000	4068.5293	0.3071
0	26557.5546	0.6119
10000	6885.8565	0.6100

2.3.1. Анализ контура демпфирования

Передаточная функция разомкнутого контура демпфирования имеет вид:

$$W_{\text{раз}}^{\text{дем}} = W_{\text{п}} \left\{ \frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_{\text{в}}} \right\} \quad (2.4)$$

Таблица 2.7 — Передаточные функции разомкнутого контура демпфирования при различных скоростных напорах

q	Передаточная функция
q_{min}	$-\frac{(1.249p + 0.658)}{0.002p^4 + 0.065p^3 + 1.072p^2 + 1.162p + 0.762}$
q_{max}	$-\frac{(7.345p + 10.403)}{0.002p^4 + 0.069p^3 + 1.198p^2 + 3.301p + 4.976}$
$q_{кр}$	$-\frac{(3.034p + 1.829)}{0.002p^4 + 0.065p^3 + 1.079p^2 + 1.328p + 2.206}$

Графики ЛАФЧХ представлены на рисунке 2.7. Запасы по фазе ΔL , амплитуде ΔQ , частоты среза $\omega_{ср}$ для различных Махов представлены в таблице 2.8.

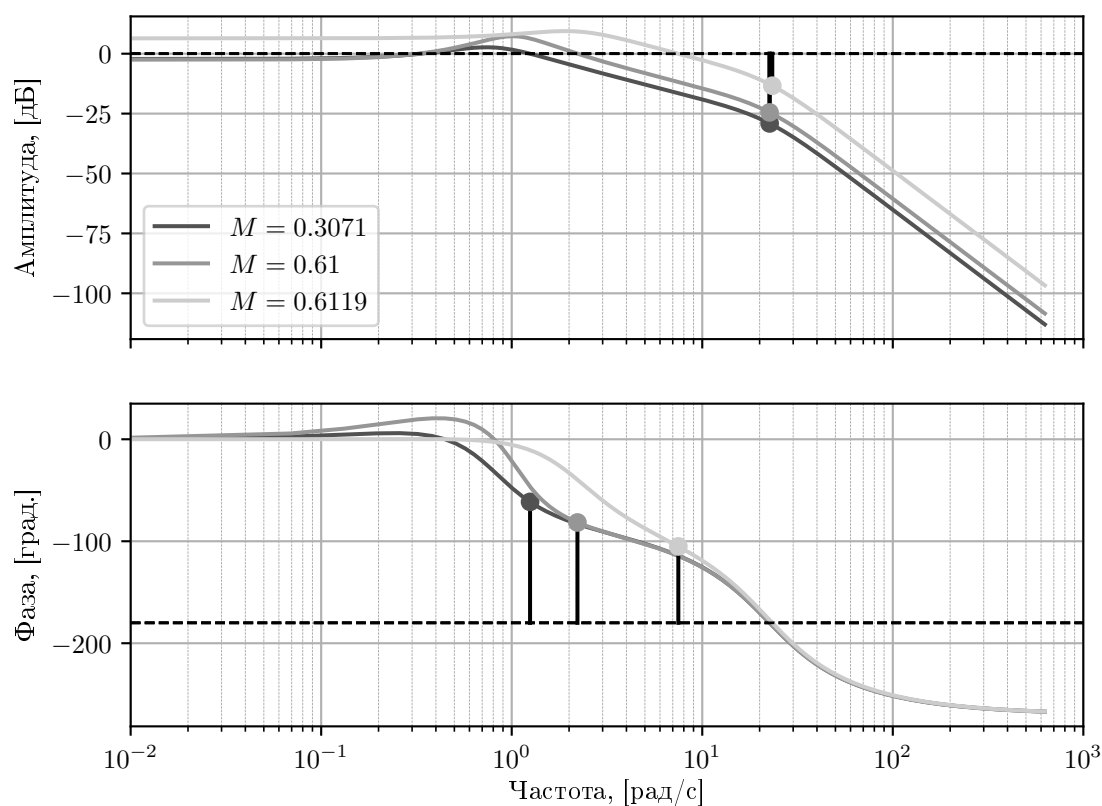


Рисунок 2.7 — ЛАФЧХ для разомкнутого контура демпфирования

Таблица 2.8 — Запасы, частоты среза для разомкнутого контура демпфирования

M	$\omega_{\text{ср}}$, рад/с	ΔQ , дБ	ΔL , град.
0.3071	0.335	29.102	118.600
0.61	0.324	24.503	98.414
0.6119	7.489	13.362	74.939

2.3.2. Анализ ядра системы

Передаточная функция разомкнутой системы ядра (рисунок 2.2) имеет вид:

$$W_{\text{раз}} = \frac{K_{\vartheta} W_{\text{п}} \left\{ \frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_{\text{в}}} \right\}}{p(1 + K_{\omega_z})} \quad (2.5)$$

Таблица 2.9 — Передаточные функции разомкнутой системы ядра при различных скоростных напорах

q	Передаточная функция
q_{\min}	$\frac{12.477 p + 6.576}{0.002 p^5 + 0.065 p^4 + 1.072 p^3 + 6.718 p^2 + 3.691 p}$
q_{\max}	$\frac{12.477 p + 17.672}{0.002 p^5 + 0.069 p^4 + 1.198 p^3 + 8.857 p^2 + 12.845 p}$
$q_{\text{кр}}$	$\frac{12.644 p + 7.619}{0.002 p^5 + 0.065 p^4 + 1.079 p^3 + 6.958 p^2 + 5.599 p}$

Графики ЛАФЧХ представлены на рисунке 2.8. Запасы по фазе, амплитуде, частоты среза для различных Махов представлены в таблице 2.10

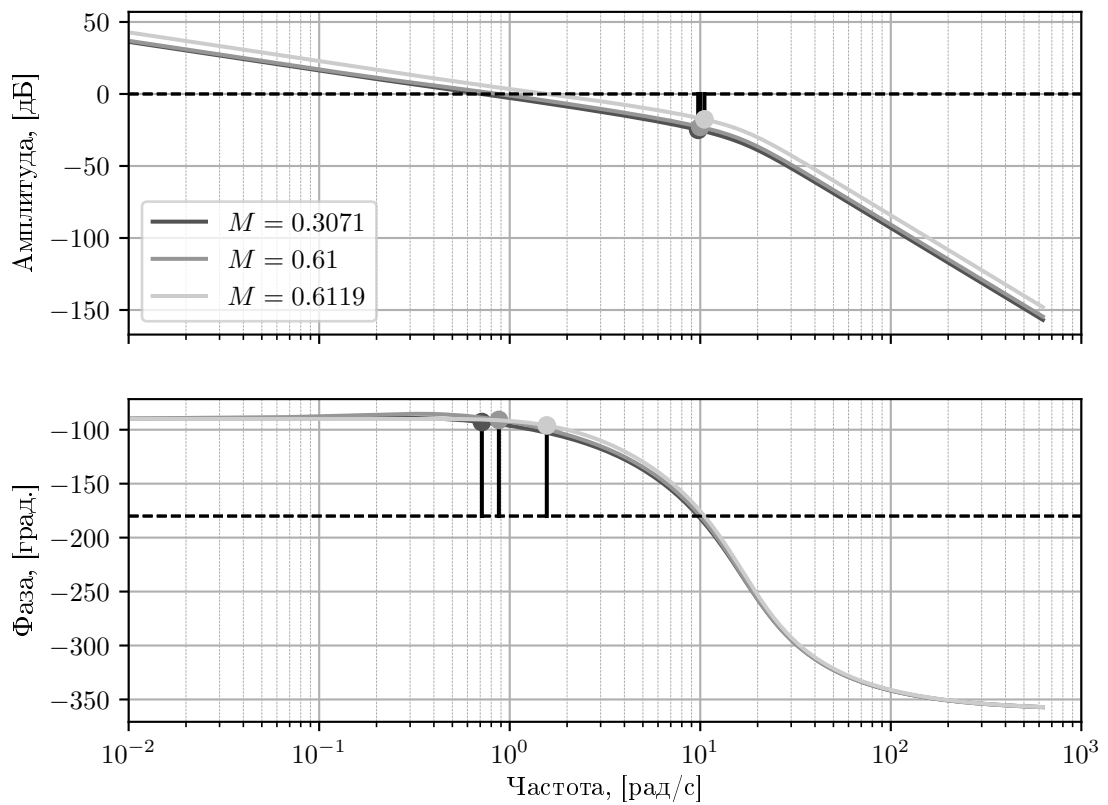


Рисунок 2.8 — ЛАФЧХ для разомкнутой системы ядра

Таблица 2.10 — Запасы, частоты среза для разомкнутого ядра

M	$\omega_{\text{ср}}, \text{ рад/с}$	$\Delta Q, \text{ дБ}$	$\Delta L, \text{ град.}$
0.3071	0.715	24.900	87.115
0.61	0.878	22.855	89.076
0.6119	1.565	17.607	83.986

Передаточная функция замкнутой системы ядра (рисунок 2.2) имеет вид:

$$\left\{ \frac{\Delta \vartheta}{\Delta \vartheta_{\text{зад}}} \right\} = \frac{-K_{\vartheta} \left\{ \frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_b} \right\} W_{\Pi}}{p - K_{\vartheta} \left\{ \frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_b} \right\} W_{\Pi} + K_{\omega_z} p} \quad (2.6)$$

Виды передаточных функций (2.6) замкнутой системы для ядра пред-

ставлены в таблице 2.11.

Таблица 2.11 — Передаточные функции ядра при различных скоростных напорах

q	Передаточная функция
q_{min}	$\frac{12.477 p + 6.576}{0.002 p^5 + 0.065 p^4 + 1.072 p^3 + 6.718 p^2 + 16.167 p + 6.576}$
q_{max}	$\frac{12.477 p + 17.672}{0.002 p^5 + 0.069 p^4 + 1.198 p^3 + 8.857 p^2 + 25.322 p + 17.672}$
$q_{кр}$	$\frac{12.644 p + 7.619}{0.002 p^5 + 0.065 p^4 + 1.079 p^3 + 6.958 p^2 + 18.243 p + 7.619}$

Графики ЛАФЧХ представлены на рисунке 2.9. Запасы по фазе, амплитуде, частоты среза для различных Махов представлены в таблице 2.12

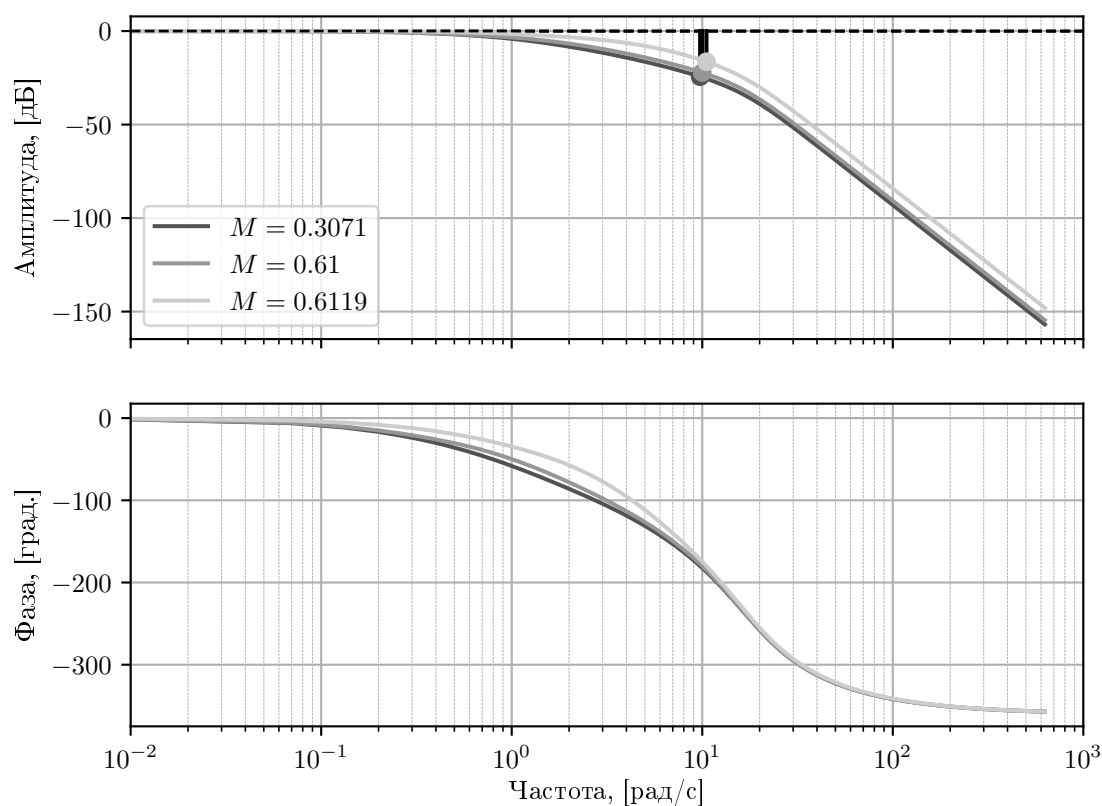


Рисунок 2.9 — ЛАФЧХ для ядра системы

Таблица 2.12 — Запасы, частоты среза для ядра системы

M	$\omega_{\text{ср}}, \text{ рад/с}$	$\Delta Q, \text{ дБ}$	$\Delta L, \text{ град.}$
0.3071	-	24.383	-
0.61	-	22.200	-
0.6119	-	16.380	-

2.3.3. Анализ внешнего контура

Передаточная функция разомкнутого внешнего контура с замкнутым ядром имеет вид:

$$W_{\text{раз}}^{\text{внеш}} = -R_H(p) \left\{ \frac{\Delta \vartheta}{\Delta \vartheta_{\text{зад}}} \right\} \left\{ \frac{\Delta H}{\Delta \vartheta} \right\} \quad (2.7)$$

Виды передаточных функций (2.7) разомкнутого внешнего контура представлены в таблице 2.13.

Таблица 2.13 — Передаточные функции разомкнутого внешнего контура при различных скоростных напорах

q	Передаточная функция
q_{\min}	$\frac{5.261 p + 2.773}{0.004 p^7 + 0.126 p^6 + 2.099 p^5 + 13.817 p^4 + 37.391 p^3 + 28.644 p^2 + 6.576 p}$
q_{\max}	$\frac{14.138 p + 20.025}{0.001 p^7 + 0.051 p^6 + 0.915 p^5 + 7.451 p^4 + 26.734 p^3 + 37.799 p^2 + 17.672 p}$
$q_{\text{кр}}$	$\frac{6.096 p + 3.673}{0.003 p^7 + 0.111 p^6 + 1.857 p^5 + 12.626 p^4 + 37.232 p^3 + 30.887 p^2 + 7.619 p}$

Графики ЛАФЧХ представлены на рисунке 2.10. Запасы по фазе, амплитуде, частоты среза для различных Махов представлены в таблице 2.14

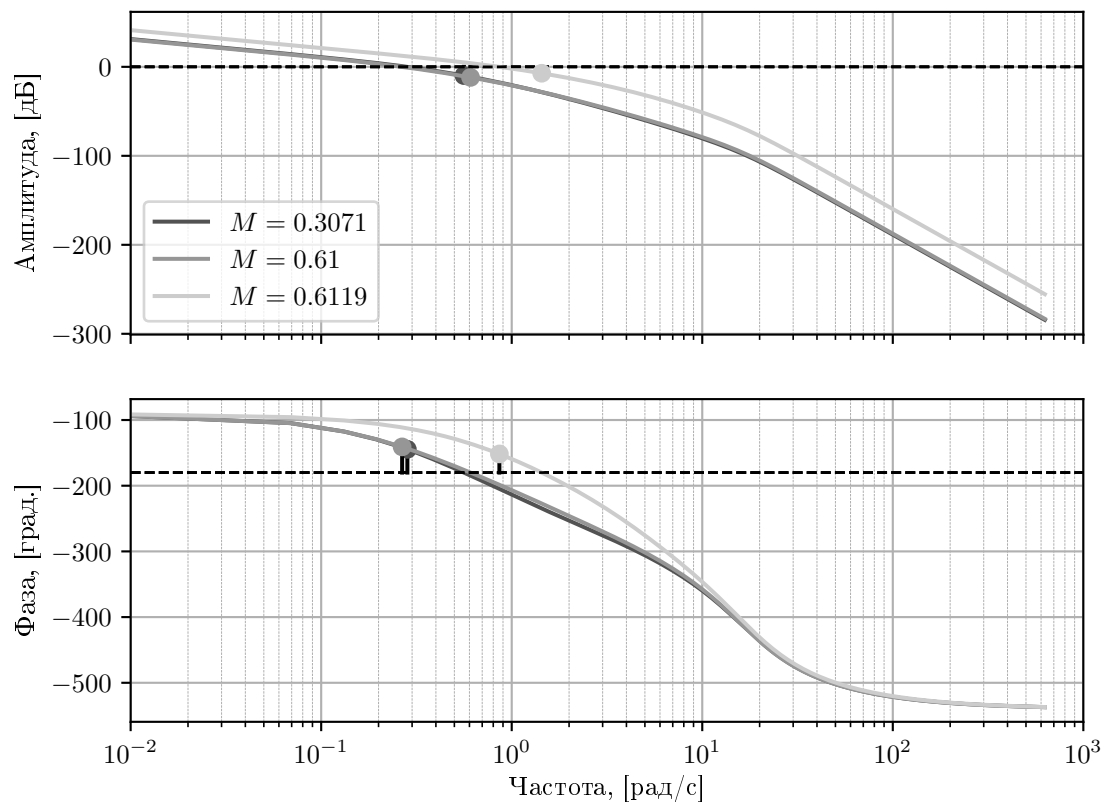


Рисунок 2.10 — ЛАФЧХ для разомкнутого траекторного контура при различных числах Маха

Таблица 2.14 — Запасы, частоты среза для разомкнутого траекторного контура

M	$\omega_{\text{ср}}, \text{ рад/с}$	$\Delta Q, \text{ дБ}$	$\Delta L, \text{ град.}$
0.3071	0.284	9.813	35.362
0.61	0.267	11.866	39.075
0.6119	0.862	7.198	28.364

Передаточная функция всей системы имеет вид:

$$\left\{ \frac{\Delta H}{\Delta H_{\text{зад}}} \right\} = \frac{R_H(p) \left\{ \frac{\Delta \vartheta}{\Delta \vartheta_{\text{зад}}} \right\} \left\{ \frac{\Delta H}{\Delta \vartheta} \right\}}{R_H(p) \left\{ \frac{\Delta H}{\Delta \vartheta} \right\} \left\{ \frac{\Delta \vartheta}{\Delta \vartheta_{\text{зад}}} \right\} - 1} \quad (2.8)$$

Виды передаточных функций (2.8) замкнутого внешнего контура представлены в таблице 2.15.

Таблица 2.15 — Передаточные функции замкнутого внешнего контура при различных скоростных напорах

q	Передаточная функция
q_{min}	$\frac{5.261 p + 2.773}{0.004 p^7 + 0.126 p^6 + 2.099 p^5 + 13.817 p^4 + 37.391 p^3 + 28.644 p^2 + 11.838 p + 2.773}$
q_{max}	$\frac{14.138 p + 20.025}{0.001 p^7 + 0.051 p^6 + 0.915 p^5 + 7.451 p^4 + 26.734 p^3 + 37.799 p^2 + 31.81 p + 20.025}$
$q_{кр}$	$\frac{6.096 p + 3.673}{0.003 p^7 + 0.111 p^6 + 1.857 p^5 + 12.626 p^4 + 37.232 p^3 + 30.887 p^2 + 13.715 p + 3.673}$

Графики ЛАФЧХ представлены на рисунке 2.11. Запасы по фазе, амплитуде, частоты среза для различных Махов представлены в таблице 2.16

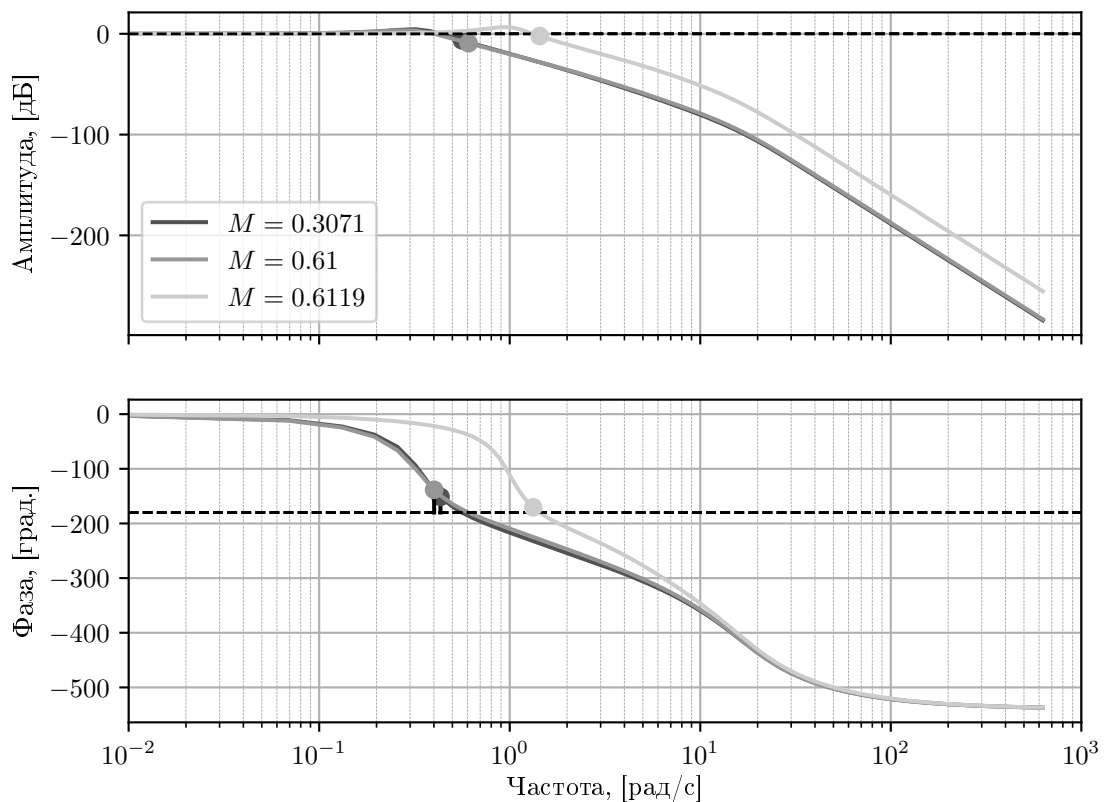


Рисунок 2.11 — ЛАФЧХ для системы автоматической стабилизации высоты

Таблица 2.16 — Запасы, частоты среза системы для автоматической стабилизации высоты

M	$\omega_{\text{ср}}$, рад/с	ΔQ , дБ	ΔL , град.
0.3071	0.433	6.442	28.683
0.61	0.401	9.308	41.570
0.6119	1.328	2.223	9.530

2.3.4. Вывод

По результатам частотного анализа ядра:

Разомкнутая система ядра имеет запас по амплитуде 22.8 дБ для крейсерского режима, 17.6 дБ для режима соответствующего максимальному q_{max} и 24.9 дБ для режим минимального q_{min} , запасы по фазе 89 град., 83 град., 87 град., соответственно. Имея положительные запасы замкнутая система будет устойчива (см. рисунок 2.9).

По результатам частотного анализа контура стабилизации высоты:

Разомкнутая система имеет запасы по амплитуде 11.8 дБ, 9.8 дБ, 7.1 дБ для крейсерского, q_{min} , q_{max} режимов соответственно, по фазе 39 град., 35 град., 28 град.. Замыкая контур система стала устойчива (см. рисунок 2.11).

2.4. Нелинейное моделирование САУ

Нелинейное моделирование будет проводится для скоростного режима $M_{\text{кр}}$ на крейсерской высоте $H = 10000$ м для двух максимальных скоростей отклонения руля высоты $\dot{\delta}_{\text{в max}} = 15 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$, $60 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$. Также будут введены ограничения на:

- Диапазон отклонения руля высоты $\delta_{\text{в}} = -21^\circ \dots 15^\circ$.

- Диапазон угла тангажа в наборе $\vartheta = -6.5^\circ \dots 6.5^\circ$.

Схема нелинейной модели из «Simulink» представлена на рисунке 2.12. Блок с названием «i_H» соответствует коэффициенту i_H , «K_theta_int» — K_ϑ , «W_p» — W_Π , «d_w_d_v» — $\left\{ \frac{\Delta \omega_z}{\Delta \delta_B} \right\}$, «K_omega_z_int» — K_{ω_z} , «W_H_theta» — $\left\{ \frac{\Delta H}{\Delta \vartheta} \right\}$.

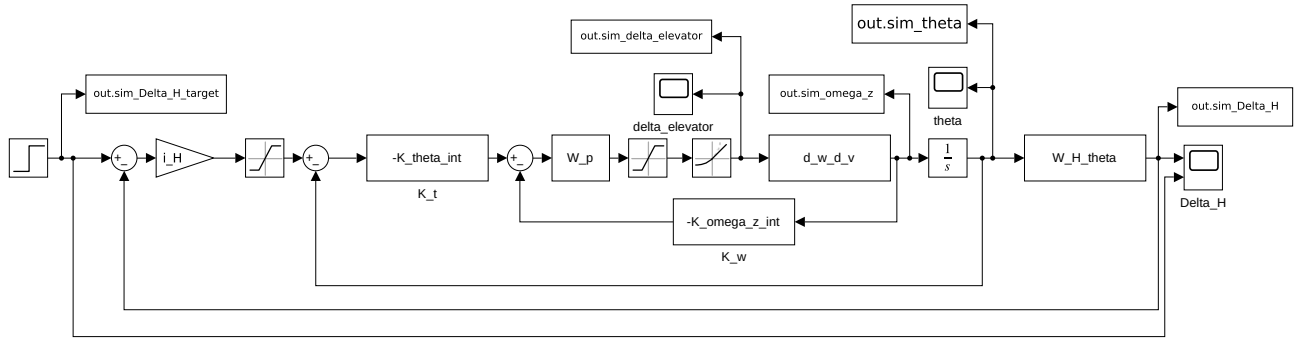


Рисунок 2.12 — Схема нелинейной модели

2.4.1. Сравнение для разных максимальных скоростей отклонения руля высоты

Графики изменения ΔH , δ_B , ω_z , ϑ для $\dot{\delta}_{B \max} = 15 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$, $60 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$ представлены на рисунках 2.13, 2.14, 2.15, 2.16.

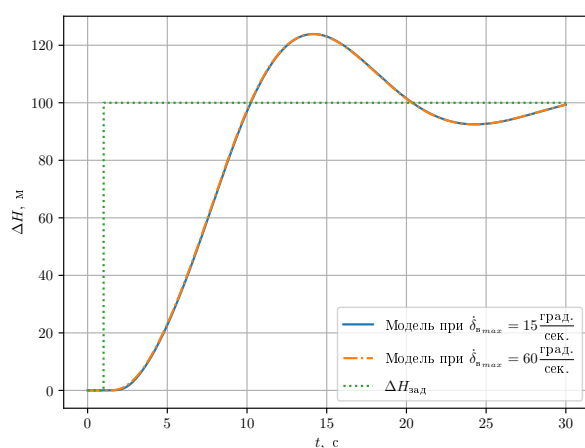


Рисунок 2.13 — Изменение высоты для различных $\dot{\delta}_{в max}$

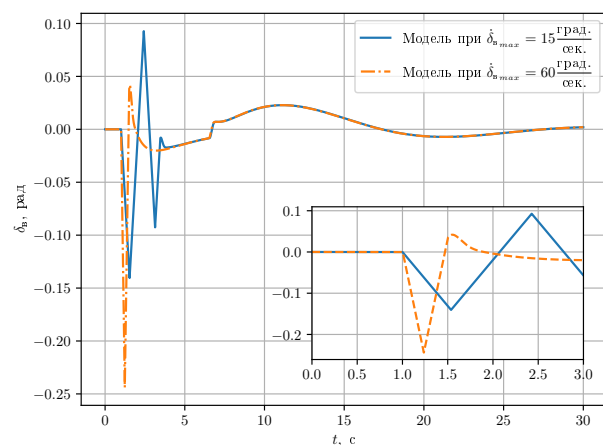


Рисунок 2.14 — Изменение положения руля высоты для различных $\dot{\delta}_{в max}$

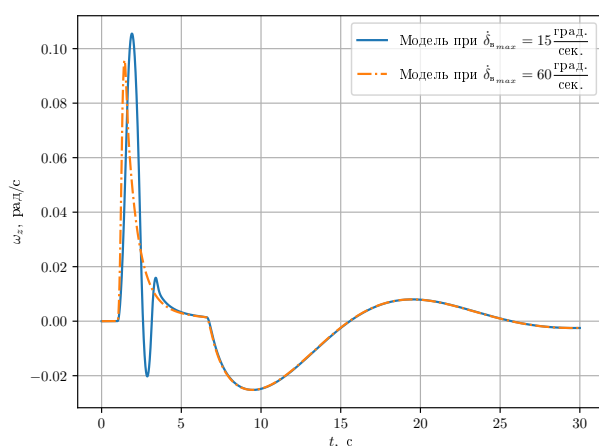


Рисунок 2.15 — Изменение угловой скорости для различных $\dot{\delta}_{в max}$

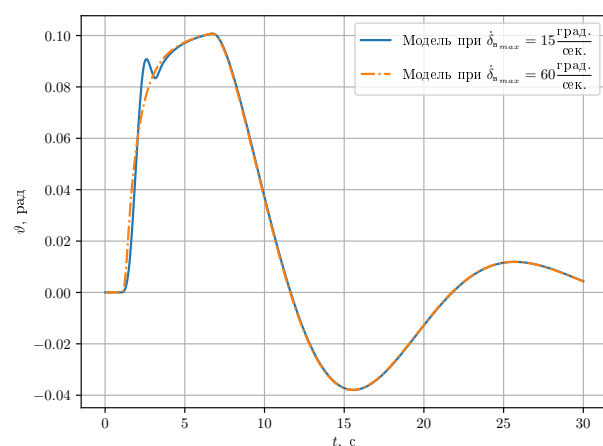


Рисунок 2.16 — Изменение угла тангажа для различных $\dot{\delta}_{в max}$

Таблица 2.17 — Сравнение параметров переходного процесса $\Delta H(t)$ при различных $\dot{\delta}_B$

	Модель при $\dot{\delta}_{Bmax} = 15 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$	Модель при $\dot{\delta}_{Bmax} = 60 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$
$t_{\text{пер}}, \text{ с}$	26.70	26.69
$\sigma, \%$	24.73	24.66

2.4.2. Сравнение линейной и нелинейной модели

Графики изменения ΔH , δ_B , ω_z , ϑ для линейной и нелинейной модели представлены на рисунках 2.17, 2.18, 2.19, 2.20. Моделирование нелинейной модели проводилось при $\dot{\delta}_{B \max} = 60 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$.

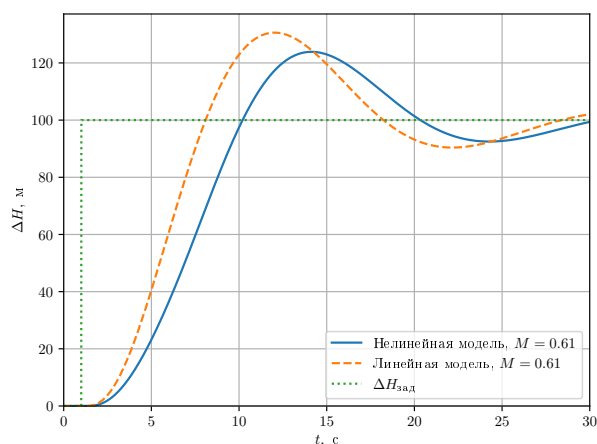


Рисунок 2.17 — Изменение высоты для линейной и нелинейной модели

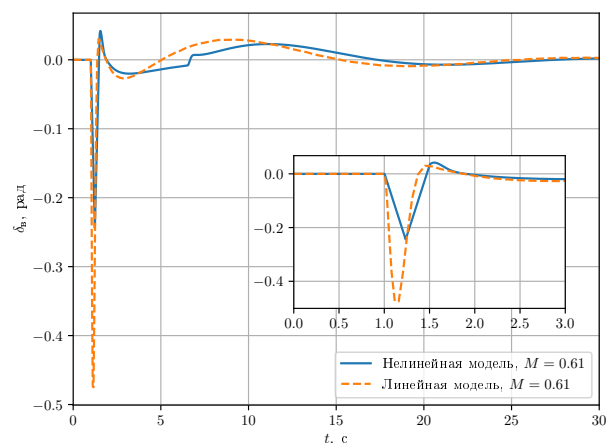


Рисунок 2.18 — Изменение положения руля высоты для линейной и нелинейной модели

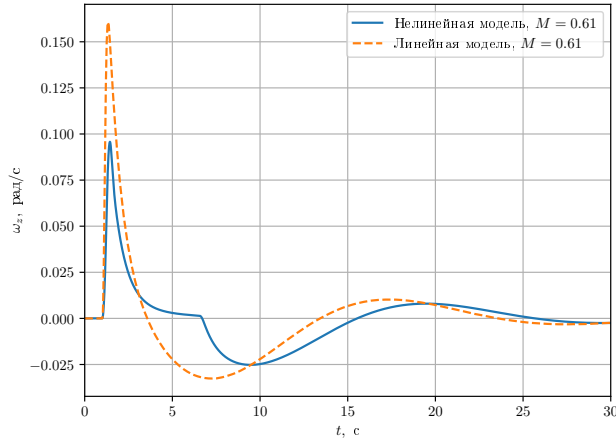


Рисунок 2.19 — Изменение угловой скорости для линейной и нелинейной модели

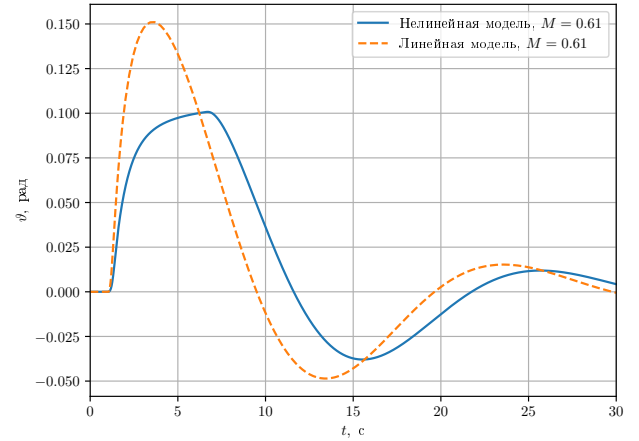


Рисунок 2.20 — Изменение угла тангажа для линейной и нелинейной модели

Таблица 2.18 — Сравнение параметров переходного процесса $\Delta H(t)$

	Линейная модель	Нелинейная модель
$t_{\text{рег}}, \text{ с}$	26.67	26.69
$\sigma, \%$	28.00	24.66

2.4.3. Вывод

При моделировании различных скоростей отклонения руля высоты, переходный процесс практически не изменился (см. рисунок 2.13), время регулирования привода с наибольшей максимальной скоростью отклонения было меньше на ≈ 0.01 с, что незначительно. Максимальное отклонение руля высоты в случае с $\dot{\delta}_{\text{вmax}} = 15 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$ было меньше на 40% (см. рисунок 2.14). Максимальная угловая скорость тангажа равна ≈ 0.115 рад/с у модели с $\dot{\delta}_{\text{вmax}} = 15 \frac{\text{град.}}{\text{сек.}}$ (см. рисунок 2.15). Характер изменения угла тангажа имеет различие до 5 секунды моделирования (см. рисунок 2.16).

Разница во времени регулирования между линейной и нелинейной моделью в ≈ 0.03 с (см. таблицу 2.18), но разница во времени срабатывания порядка ≈ 1.8 с. У линейной модели максимальное отклонение руля высоты имеет недопустимое значение $\max(\delta_v) > -21^\circ$ (см. рисунок 2.18). В следствии этого максимальная угловая скорость тангажа ≈ 0.16 рад/с (см. рисунок 2.19). Изменение угла тангажа у нелинейной модели ограничено 0.11 рад, что примерно равно 6.5° (см. рисунок 2.20).

2.5. Вывод по разделу

В ходе работы была составлена модель системы стабилизации высоты в тангажном варианте. Проведен линейный и нелинейный анализ системы, вычислены значения коэффициентов обратных связей, коэффициентов стабилизации (см. таблицу 2.5). При синтезировании данной системы были получены результаты:

1. Параметры привода:

$$\xi_{\text{пр}} = 0.7, \quad T_{\text{пр}} = 0.045.$$

2. Разомкнутый контур стабилизации высоты имеет удовлетворительные запасы.
3. Переходные процессы нелинейной и линейной модели имеют различный характер изменения.

3. Специальная часть

3.1. Исследование характеристик транспортного самолета при выполнении эшелонирования

3.1.1. Постановка задачи

В работе исследуется задача минимизации километрового расхода топлива в крейсерском полете на заданную дальность путем оптимизации вертикальной траектории и скоростного режима.

3.1.2. Расчетные формулы

$$q_{\text{ч}} = P_{\text{p}} C_e, \quad q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{ч}}}{3.6V}, \quad L_{\text{кс}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{км}}}, \quad T_{\text{кс}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{ч}}}, \quad (3.1)$$

$$P_{\text{п}}(M, H) = \frac{mg}{K} \quad (3.2)$$

$$P_{\text{р}}(M, H) = P_{\text{р11}} \frac{p_H}{p_{H=11}}, \quad (3.3)$$

$$P_{\text{р}}(M, H) = \bar{P}_0 mg \tilde{P}(H, M), \quad (3.4)$$

$$C_e = C_{e0} \tilde{C}_e(H, M) \hat{C}_{e_{\text{др}}}(R), \quad (3.5)$$

$$L_{\text{кс}} = \frac{3.6}{\bar{P}_0 C_{e0} g} \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{V}{m \tilde{P}(H, M) \tilde{C}_e(H, M) \hat{C}_{e_{\text{др}}}(\bar{R})} dm, \quad (3.6)$$

$$T_{\text{кс}} = \frac{1}{g} \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{1}{m \tilde{P}(H, M) \tilde{C}_e(H, M) \hat{C}_{e_{\text{др}}}(\bar{R})} dm \quad (3.7)$$

3.2. Исходные данные для расчетов

$m_{\text{пуст}} = 86000$ кг, $m_{\text{топл}} = 60000$ кг, $m_{\text{цн}} = 34000$ кг. При интегрировании по формулам (3.1) $m_{\text{к}} = 120000$ кг, $m_{\text{н}} = 180000$ кг. Остальные параметры были приведены в разделе 1.1. Полет будет осуществляться на дальность $L_{\text{кр}} = 3000$ м.

3.2.1. Задачи

По мере уменьшения массы из-за выгорания топлива в крейсерском полете будет уменьшаться $P_{\text{п}}$ из формулы (3.2), что ведет к изменению расхода топлива.

Проведем такие количественные анализы:

1. Влияние массы на изменение экономической скорости.
2. Оптимальную траекторию с учетом выгорания топлива.
3. Найти моменты смены эшелона для перехода на экономически выгодный эшелон.
4. Разница в расходах топлива при полете на постоянной высоте и со сменной высоты.

3.3. Результаты

3.3.1. Результаты расчета при постоянной высоте и оптимальной скорости полета

Таблица 3.1 — Полученные параметры

$q_{\text{км ср}}, \frac{\text{кг}}{\text{км}}$	$L, \text{ м}$	$m_{\text{изр}}, \text{ кг}$	$t_{\text{кр}}, \text{ мин}$
11.364	3000	34091.62	275.00

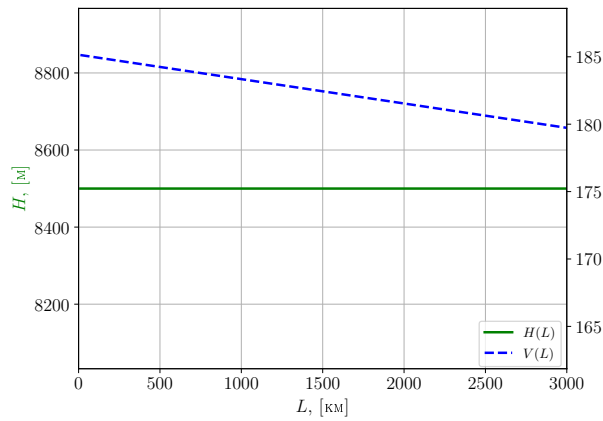


Рисунок 3.1 — График зависимости $H(L)$ и $V(L)$

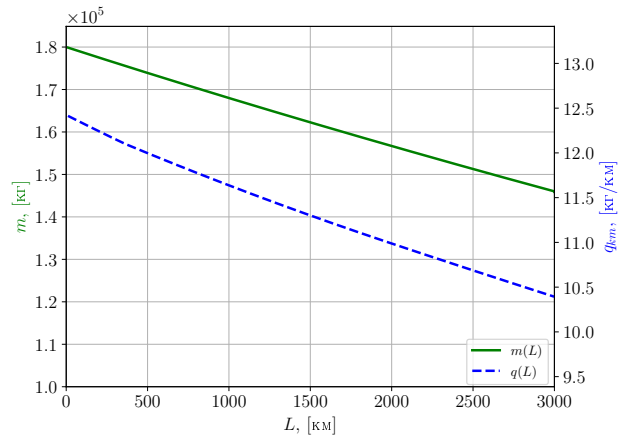


Рисунок 3.2 — График зависимости $q(L)$ и $m(L)$

3.3.2. Результаты расчета при оптимальном изменении высоты и скорости полета

Таблица 3.2 — Полученные параметры

$q_{\text{км ср}}, \frac{\text{кг}}{\text{км}}$	$L, \text{ м}$	$m_{\text{изр}}, \text{ кг}$	$t_{\text{кр}}, \text{ мин}$
11.155	3000	33464.02	275.85

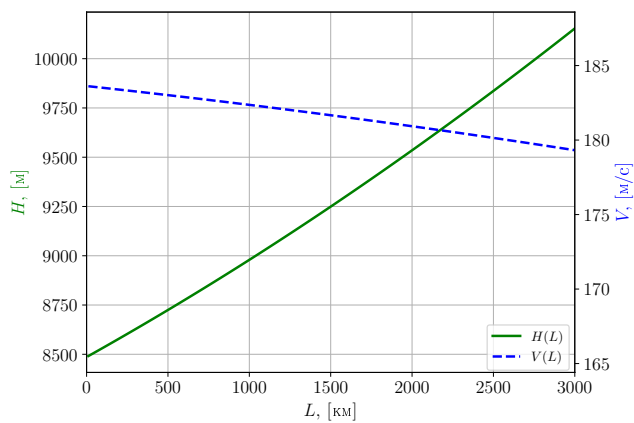


Рисунок 3.3 — График зависимости $H(L)$ и $V(L)$

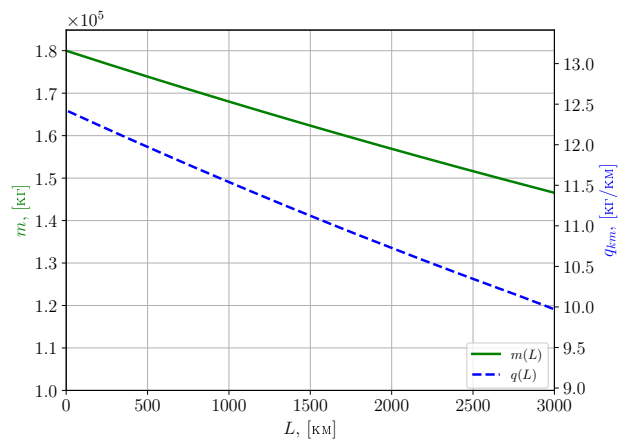


Рисунок 3.4 — График зависимости $q(L)$ и $m(L)$

3.3.3. Эшелонированный полет, высота меняется ступенчато с шагом 300 м

Таблица 3.3 — Полученные параметры

$q_{\text{км ср}}, \frac{\text{кг}}{\text{км}}$	$L, \text{ м}$	$m_{\text{изр}}, \text{ кг}$	$t_{\text{кр}}, \text{ мин}$
11.168	3000	33504.95	275.15

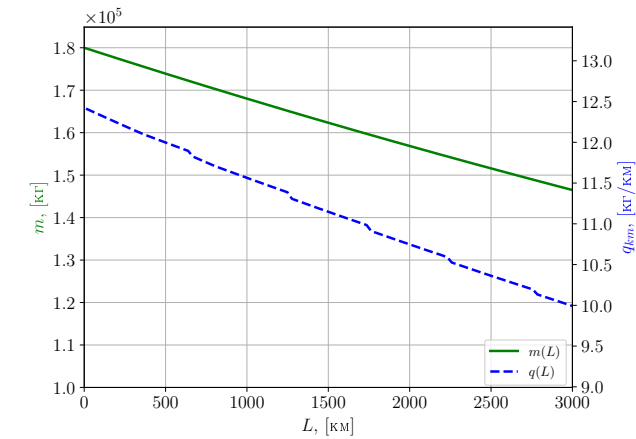
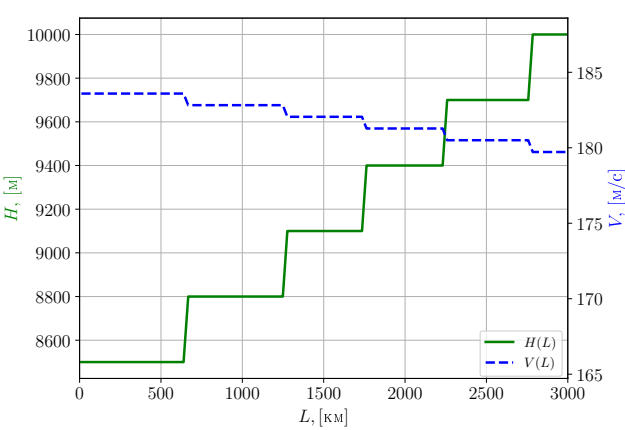


Рисунок 3.5 — График зависимости $H(L)$ и $V(L)$

Рисунок 3.6 — График зависимости $q(L)$ и $m(L)$

m , тонн		H , м											
		7000	7500	8000	8500	9000	9500	10000	10500	11000	11500	12000	12500
100.0	M	0.464	0.478	0.489	0.5	0.506	0.522	0.538	0.552	0.559	0.585	0.6	0.6
	q_{km}	9.262	8.974	8.38	8.114	7.881	7.666	7.46	7.225	6.619	6.578	6.54	6.545
	V	144.91	148.282	150.663	152.992	153.747	157.486	161.148	164.137	164.991	172.616	177.042	177.042
110.0	M	0.487	0.5	0.5	0.516	0.532	0.549	0.562	0.583	0.581	0.6	0.6	0.6
	q_{km}	9.733	9.438	8.862	8.61	8.371	8.143	7.929	7.674	7.182	7.161	7.178	7.251
	V	152.093	155.106	154.053	157.888	161.647	165.632	168.337	173.355	171.484	177.042	177.042	177.042
120.0	M	0.5	0.511	0.524	0.54	0.554	0.573	0.571	0.591	0.6	0.6	0.602	0.635
	q_{km}	10.176	9.903	9.348	9.084	8.834	8.598	8.401	8.236	7.784	7.812	7.897	8.011
	V	156.153	158.519	161.447	165.231	168.332	172.873	171.033	175.734	177.092	177.042	177.632	187.369
130.0	M	0.518	0.536	0.547	0.563	0.56	0.578	0.596	0.6	0.6	0.6	0.602	-
	q_{km}	10.626	10.344	9.807	9.533	9.293	9.127	8.983	8.825	8.452	8.549	8.709	-
	V	161.774	166.274	168.534	172.269	170.155	174.381	178.521	178.41	177.092	177.042	177.632	-
140.0	M	0.541	0.556	0.552	0.565	0.582	0.6	0.6	0.6	0.6	0.605	-	-
	q_{km}	11.041	10.753	10.259	10.049	9.863	9.7	9.576	9.472	9.36	9.534	-	-
	V	168.957	172.478	170.074	172.881	176.84	181.018	179.719	178.41	177.092	178.517	-	-
150.0	M	0.537	0.55	0.569	0.586	0.6	0.6	0.6	0.6	0.606	-	-	-
	q_{km}	11.487	11.265	10.818	10.61	10.427	10.292	10.226	10.276	10.379	-	-	-
	V	167.708	170.617	175.312	179.307	182.309	181.018	179.719	178.41	178.863	-	-	-
160.0	M	0.55	0.568	0.588	0.6	0.6	0.6	0.6	0.619	-	-	-	-
	q_{km}	12.029	11.82	11.369	11.165	11.016	10.949	11.026	11.138	-	-	-	-
	V	171.768	176.201	181.166	183.59	182.309	181.018	179.719	184.06	-	-	-	-
170.0	M	0.564	0.587	0.6	0.6	0.6	0.6	0.619	-	-	-	-	-
	q_{km}	12.58	12.365	11.917	11.75	11.678	11.741	11.881	-	-	-	-	-
	V	176.14	182.095	184.863	183.59	182.309	181.018	185.41	-	-	-	-	-
180.0	M	0.582	0.6	0.6	0.6	0.6	0.615	-	-	-	-	-	-
	q_{km}	13.122	12.902	12.495	12.413	12.459	12.587	-	-	-	-	-	-
	V	181.762	186.127	184.863	183.59	182.309	185.544	-	-	-	-	-	-
190.0	M	0.589	0.6	0.6	0.6	0.61	-	-	-	-	-	-	-
	q_{km}	13.663	13.48	13.159	13.181	13.294	-	-	-	-	-	-	-
	V	183.948	186.127	184.863	183.59	185.347	-	-	-	-	-	-	-

Таблица 3.4 — Оптимальные параметры крейсерского полета

3.3.4. Анализ результатов

Таблица 3.5 — Результаты расчетов

Режим	$m_{\text{изр}}, \text{ км}$	T	$q_{\text{кмср}}, \frac{\text{кг}}{\text{км}}$
Полет на $H = 8500 \text{ м}$	34091.62	4 ч. 35 мин.	11.364
Полет по оптимальной траектории	33464.02	4 ч. 36 мин.	11.155
Полет эшелонированный полет $\Delta H = 300 \text{ м}$	33504.95	4 ч. 35 мин.	11.168

Результаты расчетов по нахождению $q_{\text{км}_{\min}}$ минимального километрово-го расхода топлива сведены в таблицу 3.4.

1. Исходя из расчетов по мере уменьшения массы скорость уменьшается, а высота для поддержания $q_{\text{км}_{\min}}$ увеличивается.
2. Оптимальная траектория набора представлена на рисунке 3.3.
3. Моменты смены эшелона выбрали, если между оптимальной высотой и текущей будет разница в 300 м., тогда производим набор высоты на $\Delta H = H_{\text{опт}} - H_{\text{кр}} = 300 \text{ м}$.

3.4. Вывод

В данном разделе была получена траектория эшелонированного полета для обеспечения минимального расхода топлива. Такая траектория с исходными данными самолета прототипа дает разницу в 0.12 % по сравнению с оптимальной траекторией в количестве израсходованного топлива. Что дает разницу в избытке топлива на 10 полетов равной в 409.3 кг. К сравнению при

полете на одной высоте разница составляет 1.87 %, что дает избыток топлива на 10 полетов равный 6276 кг.

Отсюда следует, что экономически выгодно выполнять крейсерский полет на эшелоне, который обеспечивает минимум километрового расхода топлива.

Заключение

В ходе выполнения выпускной квалификационной работы были определены:

1. Область располагаемых высот и скоростей;
2. Практический и статической потолок;
3. Определена траектория полета;
4. Транспортные возможности самолета;
5. Взлетно-посадочные характеристики;
6. Параметры правильного виража;
7. Характеристики продольной устойчивости и управляемости.

В разделе по расчету летно-технических характеристик.

Также была синтезирована система стабилизации высоты в тангажном варианте. Добились устойчивости системы на всем диапазоне скоростных напоров. И выполнили линейный и нелинейный анализ системы.

Проведено исследование характеристик эшелонированного полета. Были получены результаты расхода топлива на протяжении всего крейсерского полета для различных программ полета с учетом выгорания топлива.

Список литературы

1. Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2011. - 776с.
2. Управление полетом самолета: Учебное пособие для студентов высших технических учебных заведений / Ю.П. Гуськов, Г.И. Загайнов Г.И. М.: Машиностроение, 1991. - 272с.
3. Самолет Ил-76. Аэродинамика и динамика полета: Учебное пособие / Д.В. Верещиков, С.Н. Салтыков. Иркутск. ИВАИИ, 2002. - 102с.