

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

| $M_{\text{доп}}$ | 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 | 0.26 | 0.39 | 0.46 | 0.276 | 0.048 | 4/2 | 457 | 6.436 | 3.10 | 300 |

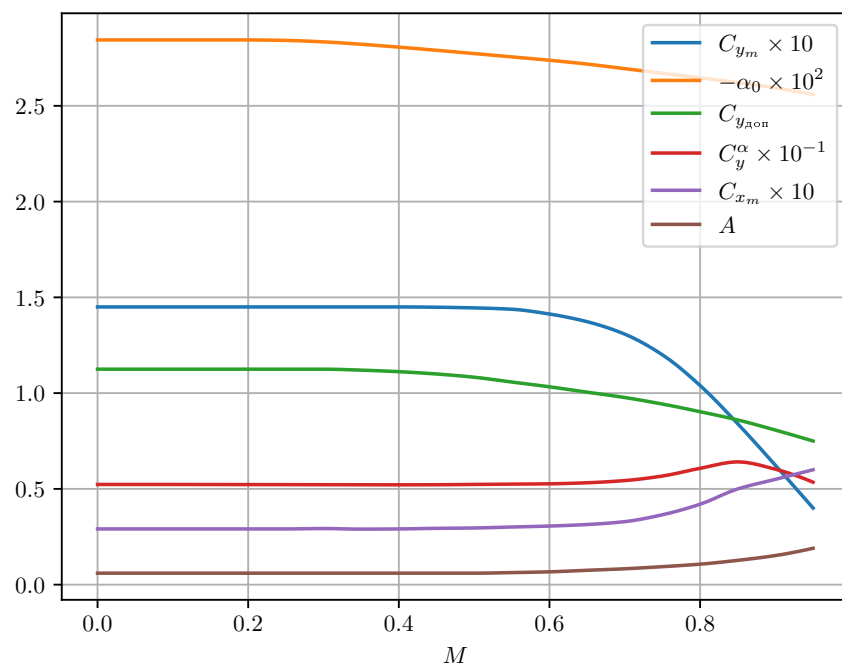


Рисунок 1.1 — Аэродинамические характеристики самолета

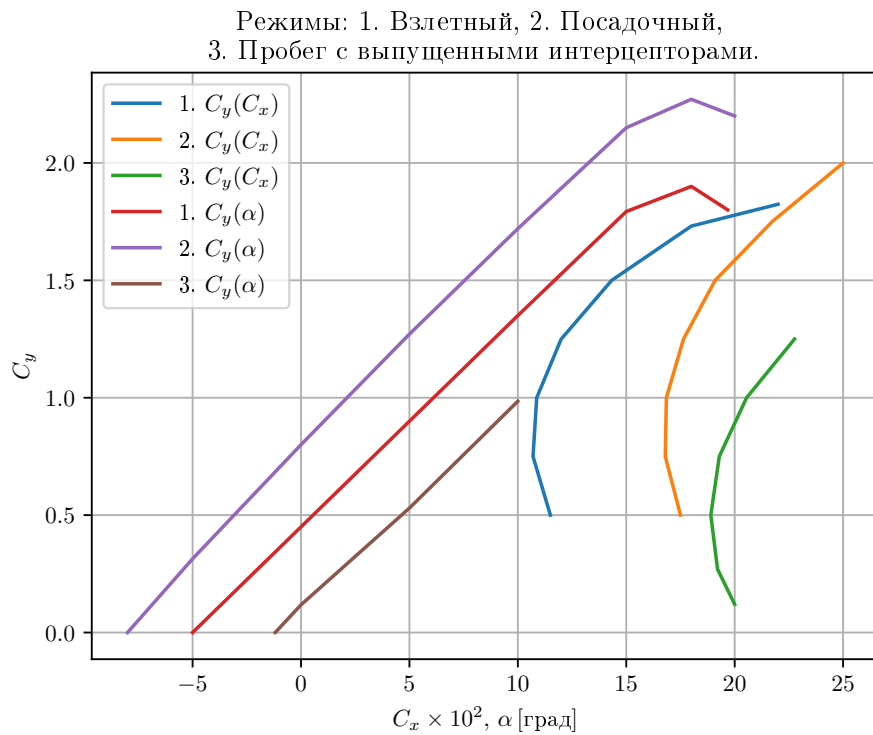


Рисунок 1.2 — Аэродинамические характеристики самолета на взлётно-посадочных режимах

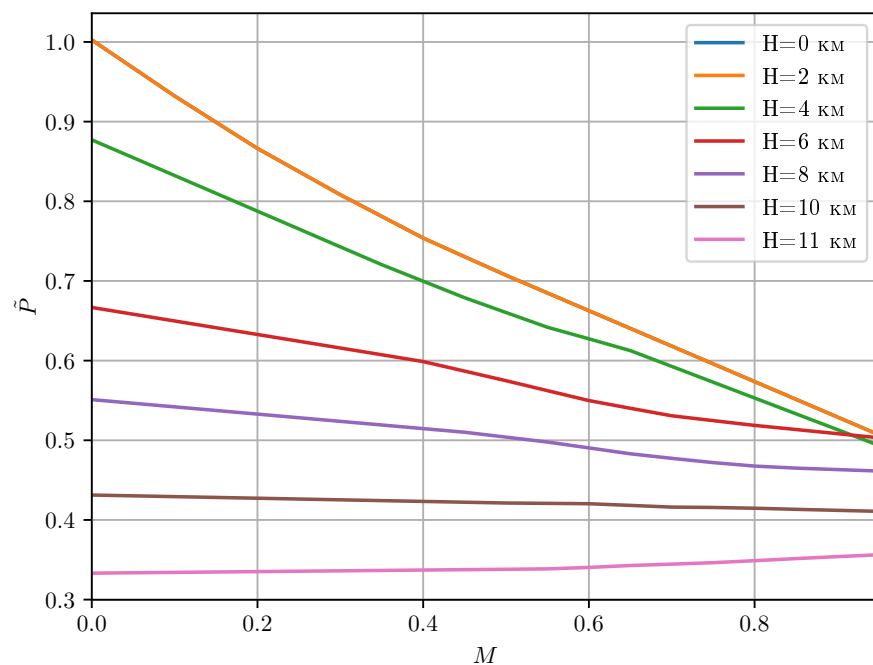


Рисунок 1.3 — Высотно-скоростные характеристики ТРДД на режиме «номинал»

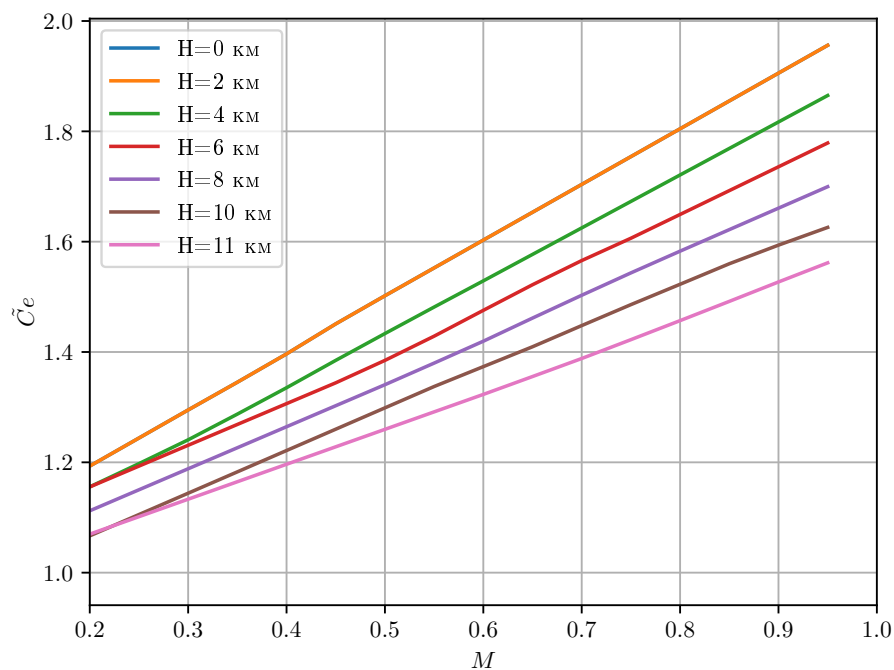


Рисунок 1.4 — Относительный удельный часовой расход топлива для ТРДД на режиме «номинал»

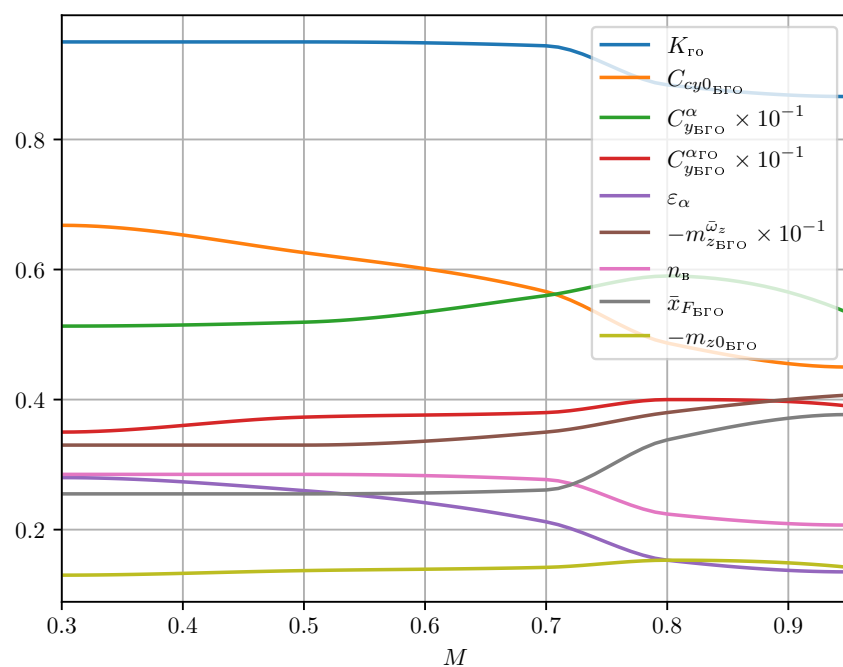


Рисунок 1.5 — Аэродинамические характеристики для отдельных компоновочных групп самолета

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:

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

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

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 |

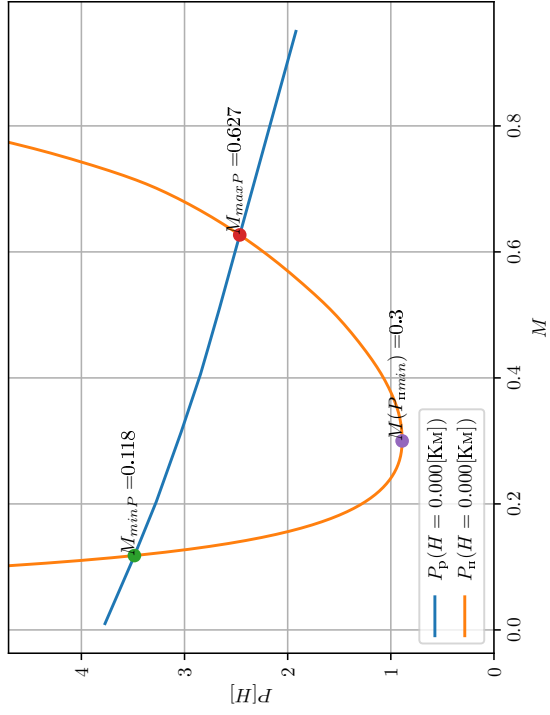


Рисунок 2.1 — График располагаемой и потребляемой тяги

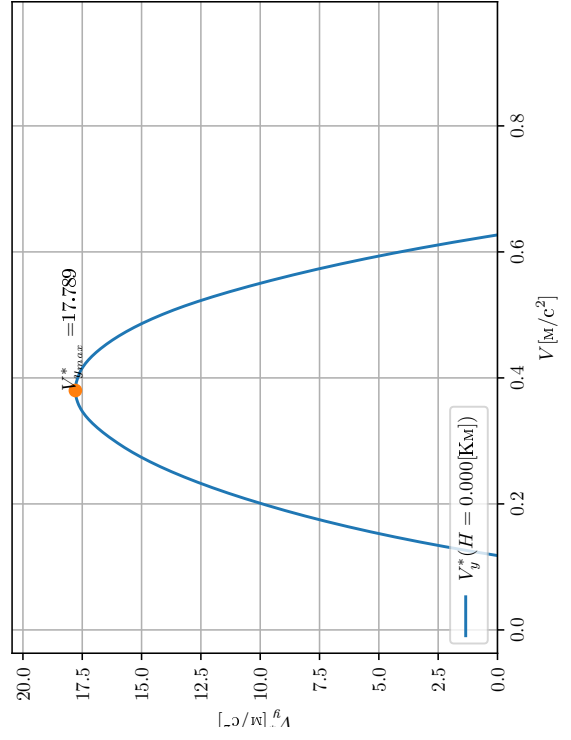


Рисунок 2.3 — График $V_y^*(M, H)$

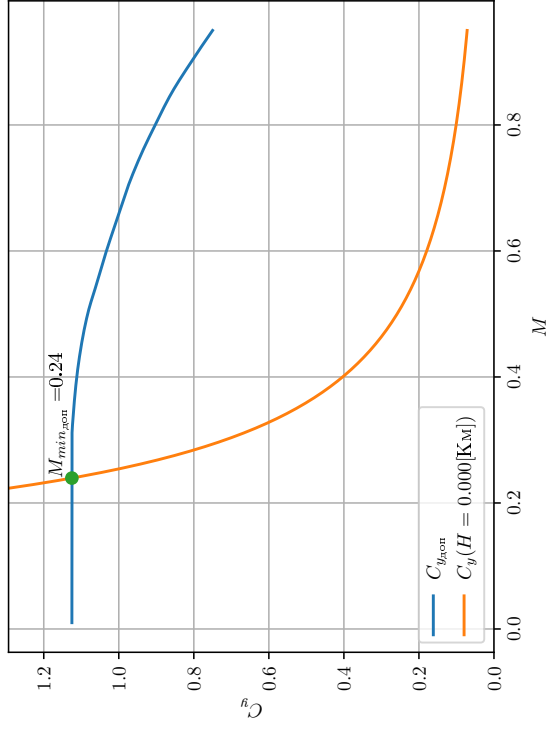


Рисунок 2.2 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

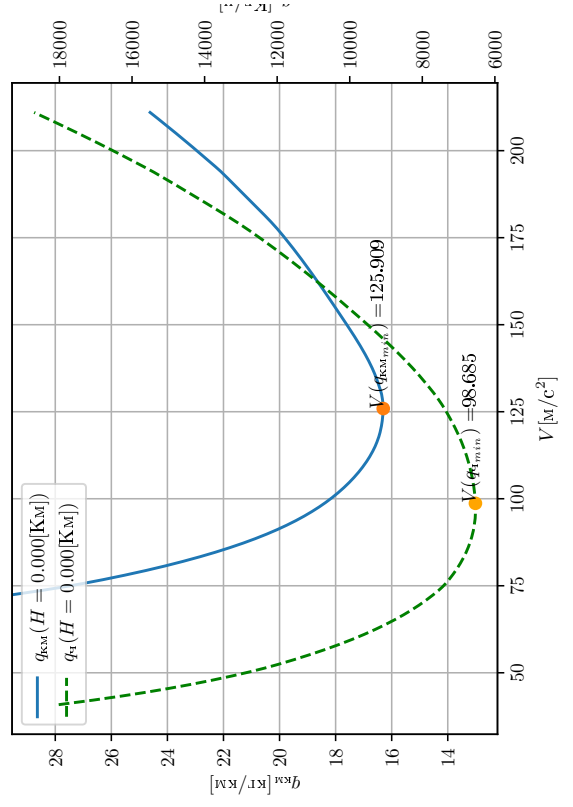


Рисунок 2.4 — График $q_{\text{ка}}$, q_t

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 |

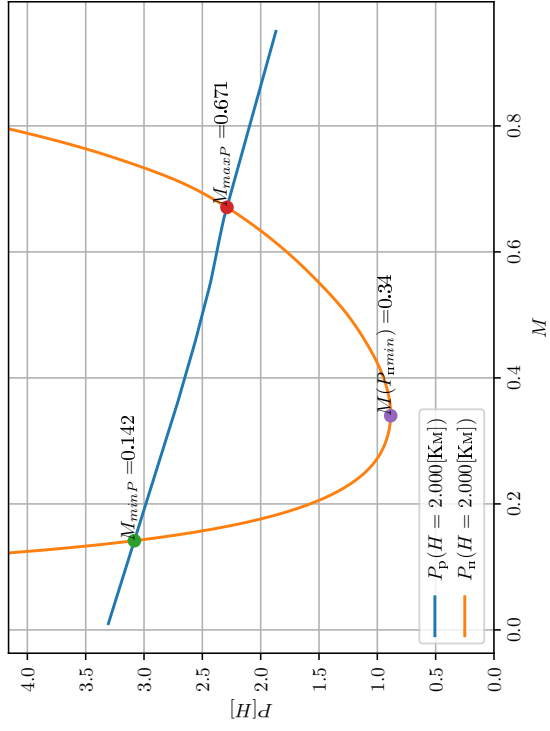


Рисунок 2.5 — График располагаемой и потребляемой тяги

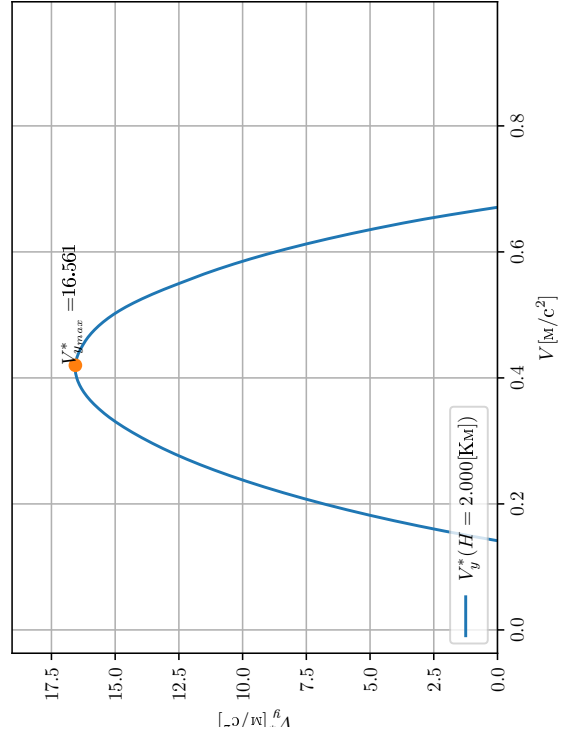


Рисунок 2.7 — График $V_y^*(M, H)$

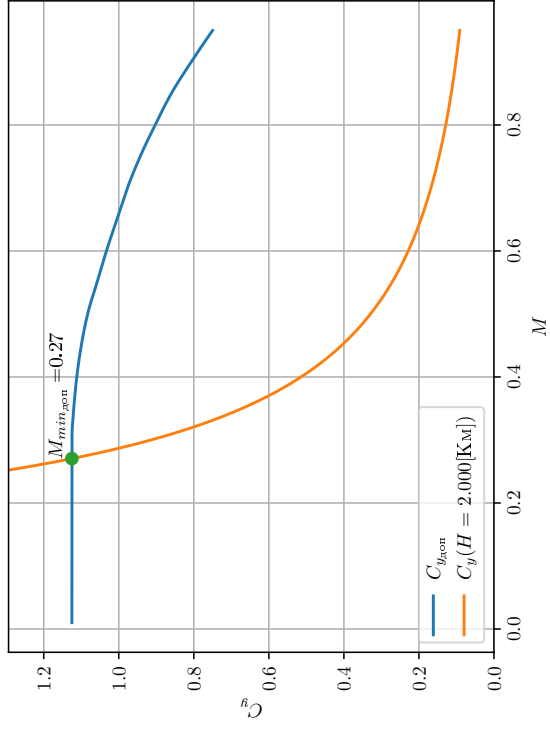


Рисунок 2.6 — График $C_{y_{дон}}, C_{y_n}$

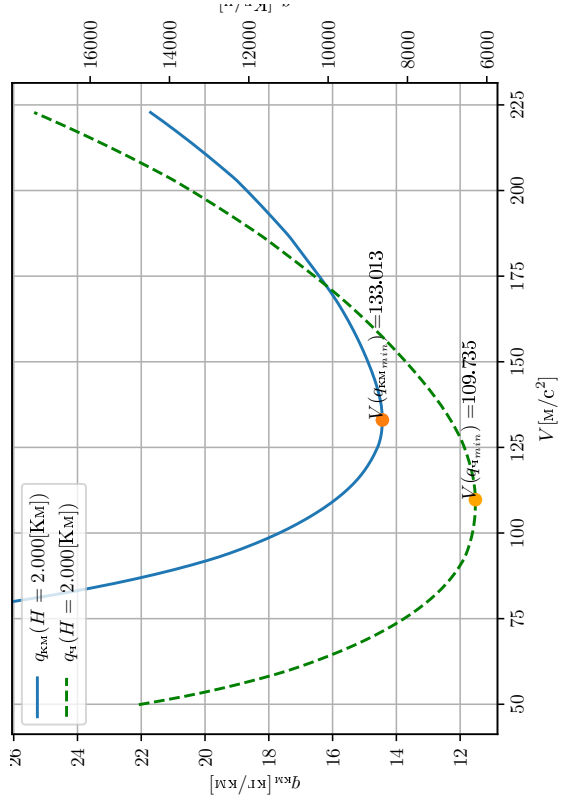


Рисунок 2.8 — График $q_{кз}, q_{ч}$

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 |

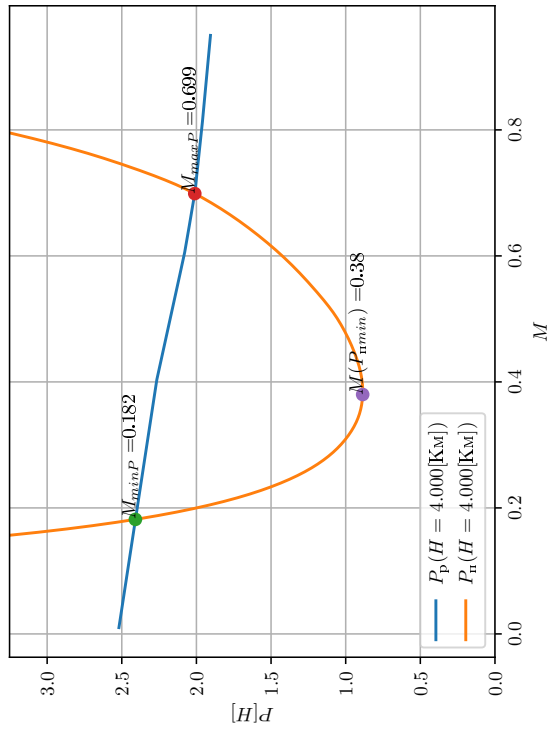


Рисунок 2.9 — График располагаемой и потребляемой тяги

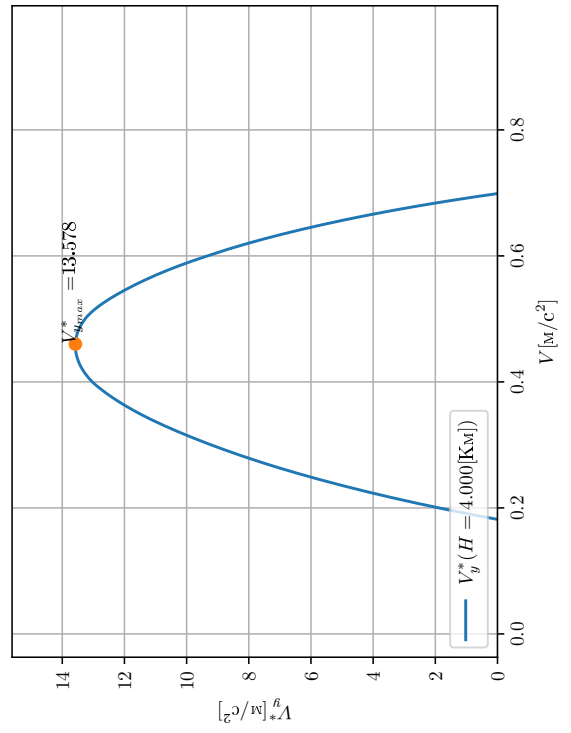


Рисунок 2.11 — График $V_y^*(M, H)$

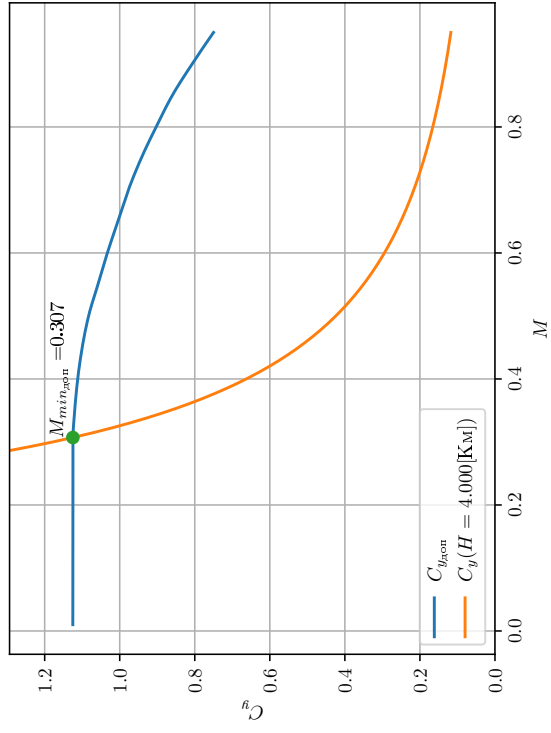


Рисунок 2.10 — График $C_{y_{\text{доп}}}, C_{y_n}$

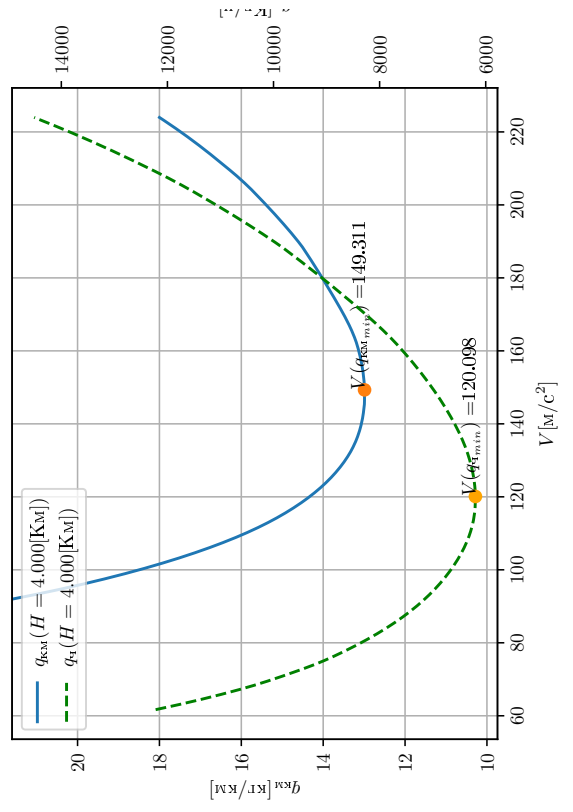


Рисунок 2.12 — График q_{kM}, q_t

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 |

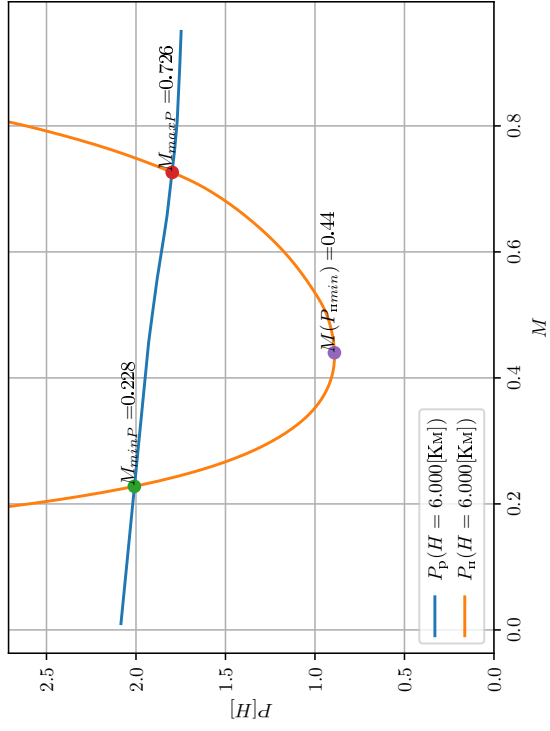


Рисунок 2.13 — График располагаемой и потребляемой тяги

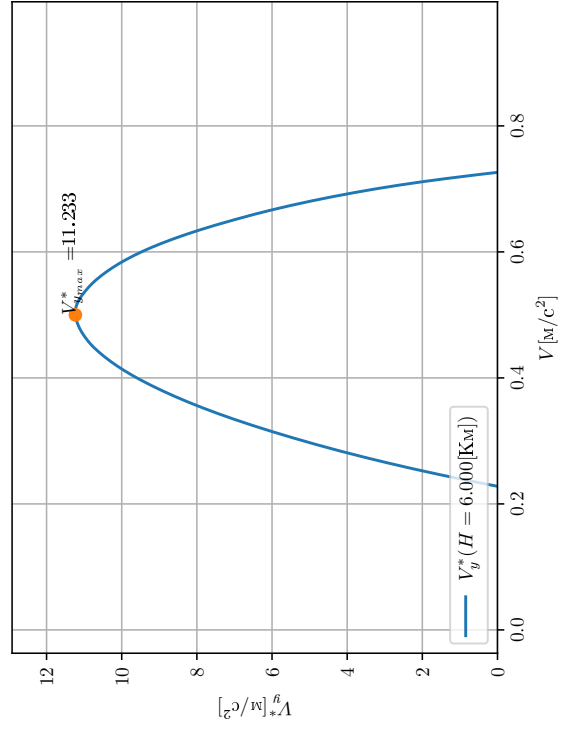


Рисунок 2.15 — График $V_y^*(M, H)$

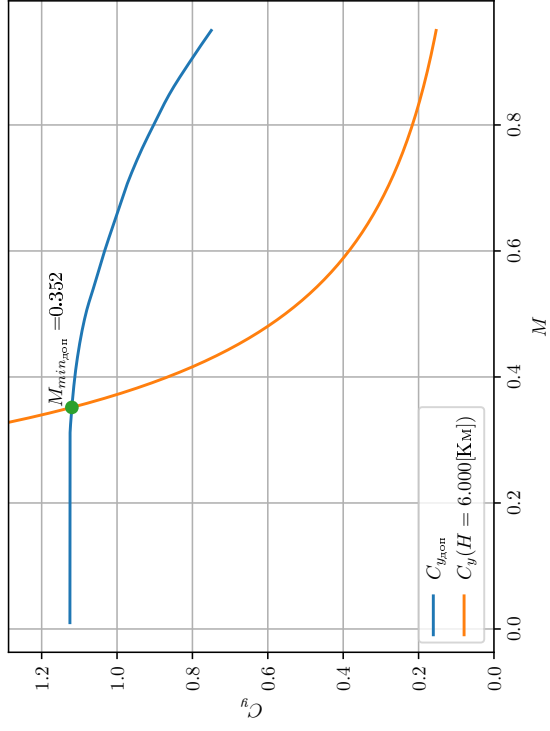


Рисунок 2.14 — График $C_{y_{\text{доп}}}, C_{y_n}$

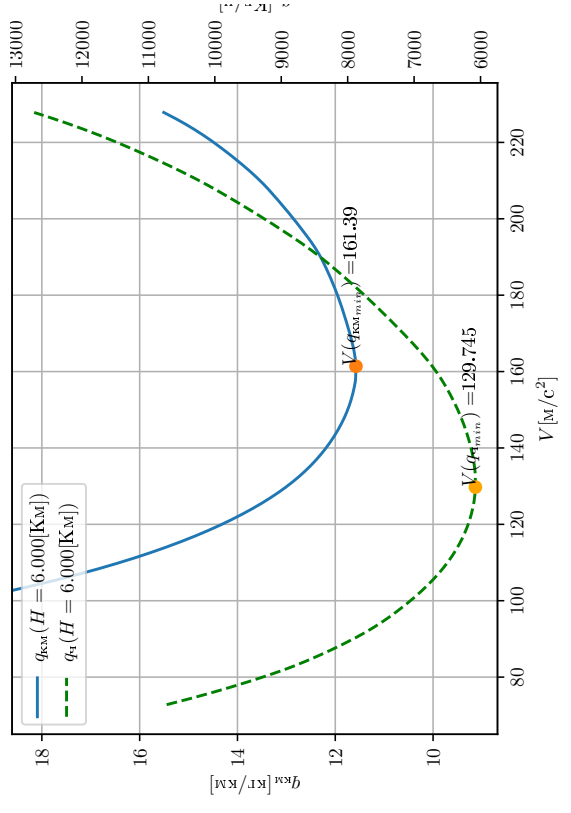


Рисунок 2.16 — График $q_{\text{км}}, q_t$

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^* | $\bar{R}_{кр}$ | $q_{\text{ч}}$ | $q_{\text{км}}$ |
|------|-----------------------------|------------------------------|------------------------|-----------|-------|-----------------|-----------------|-----------------------|-----------------------------|----------------|------------------------------|-------------------------------|
| — | $\frac{\text{м}}{\text{с}}$ | $\frac{\text{км}}{\text{ч}}$ | $\frac{H}{\text{м}^2}$ | — | — | H | H | — | $\frac{\text{м}}{\text{с}}$ | — | $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$ | $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$ |
| 0.10 | 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 |

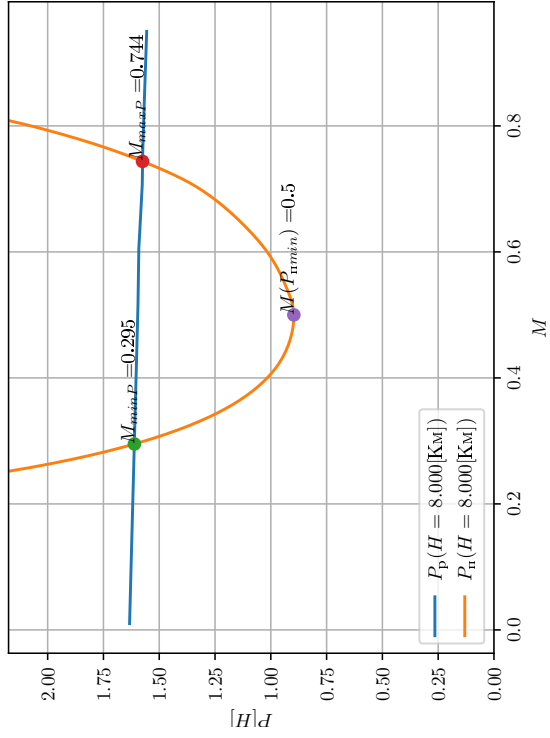


Рисунок 2.17 — График располагаемой и потребной тяги

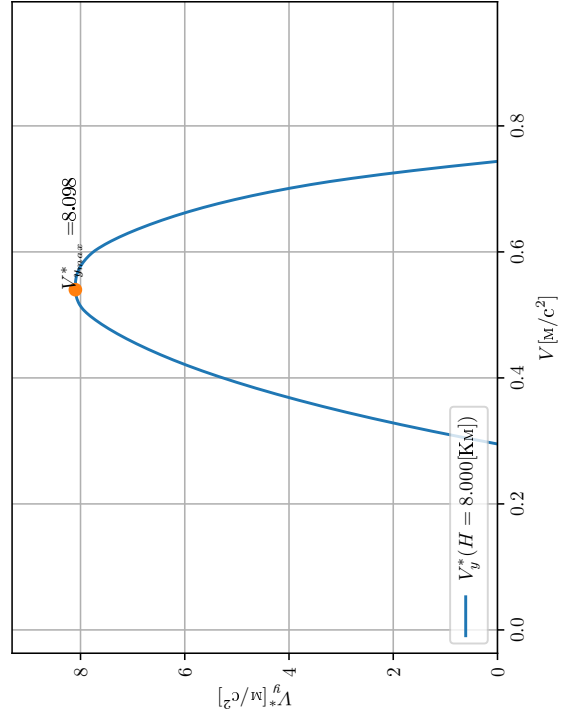


Рисунок 2.19 — График $V_y^*(M, H)$

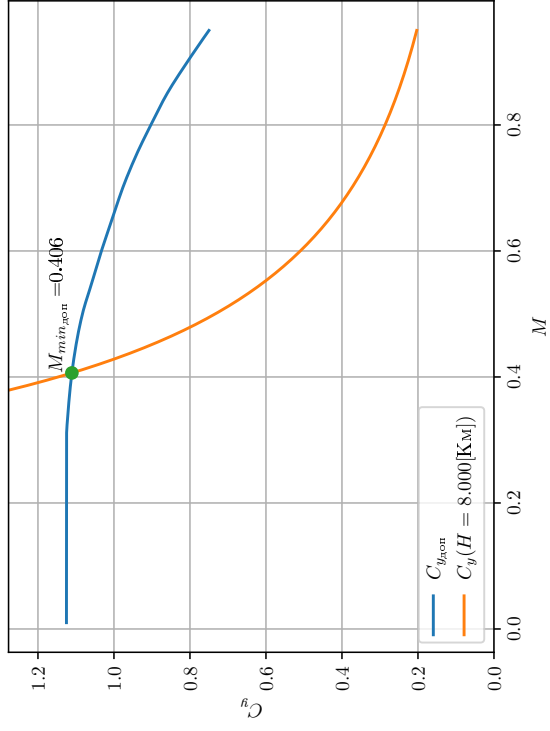


Рисунок 2.18 — График $C_{y_{доп}}, C_{y_n}$

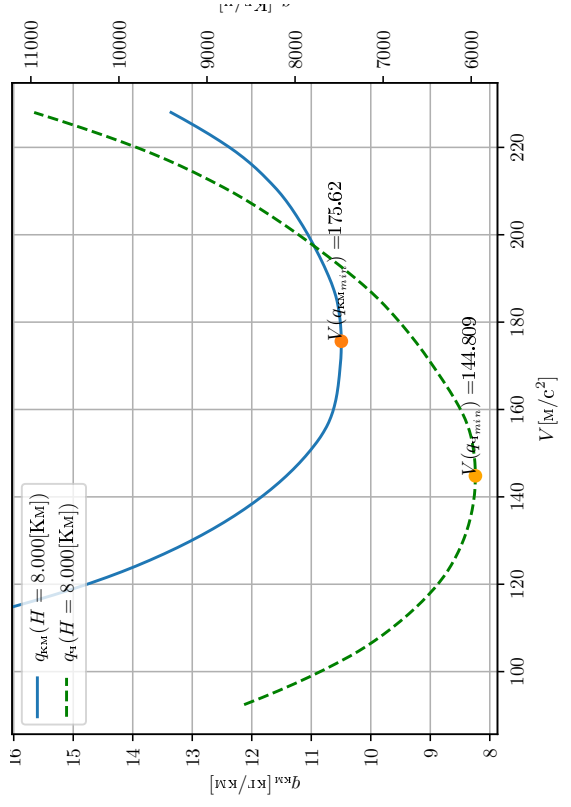


Рисунок 2.20 — График $q_{кМ}, q_n$

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 |

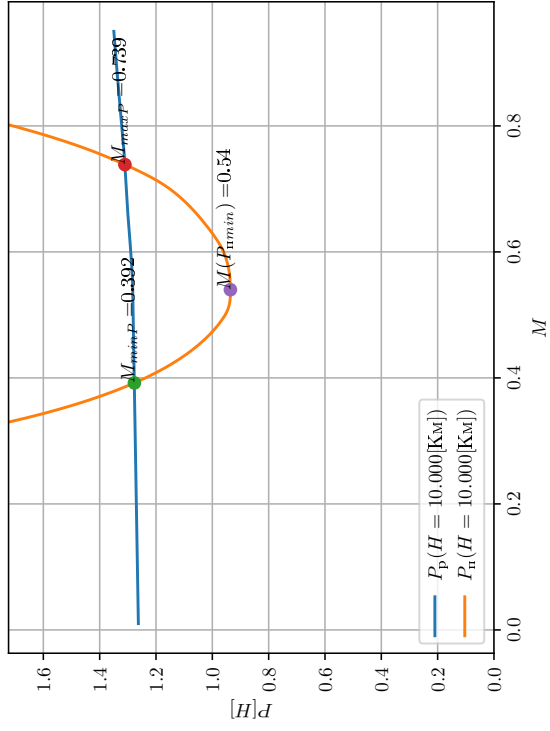


Рисунок 2.21 — График располагаемой и потребной тяги

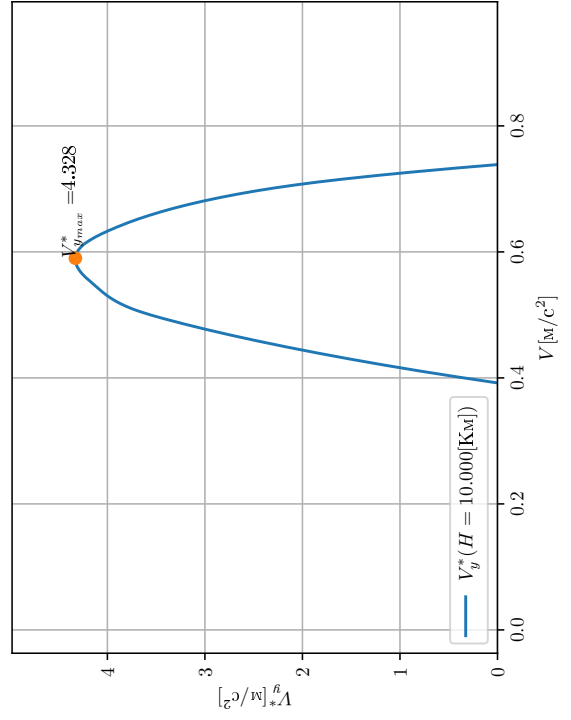


Рисунок 2.23 — График $V_g^*(M, H)$

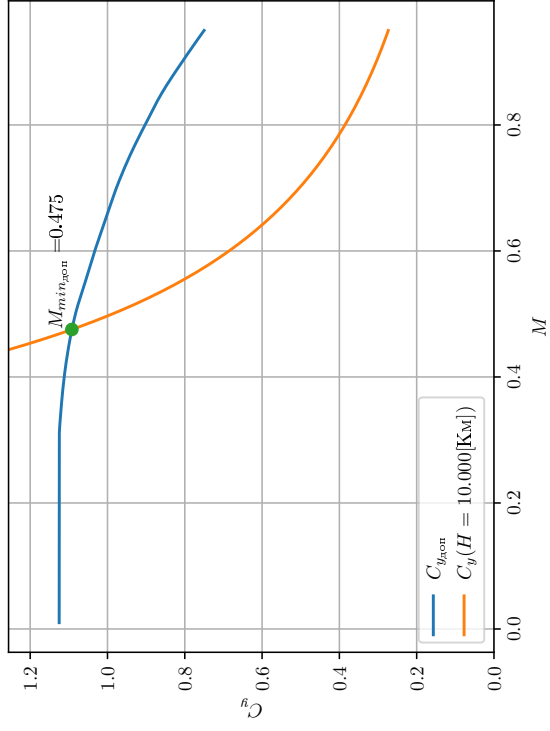


Рисунок 2.22 — График $C_{y_{\text{даон}}}$, C_{y_n}

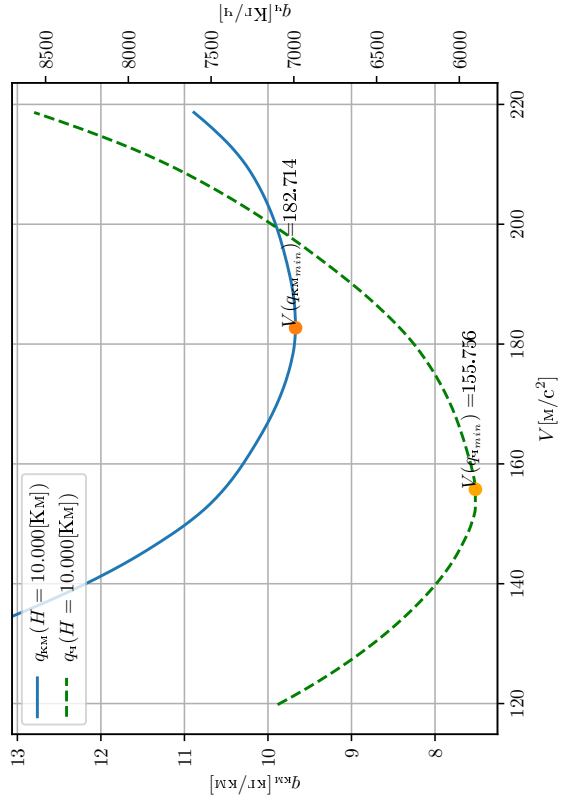


Рисунок 2.24 — График $q_{\text{км}}$, q_t

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 |

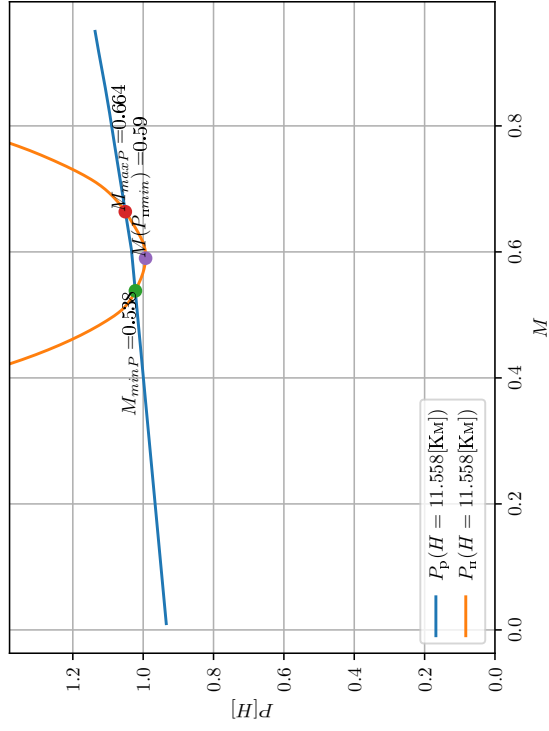


Рисунок 2.25 — График располагаемой и потребной тяги

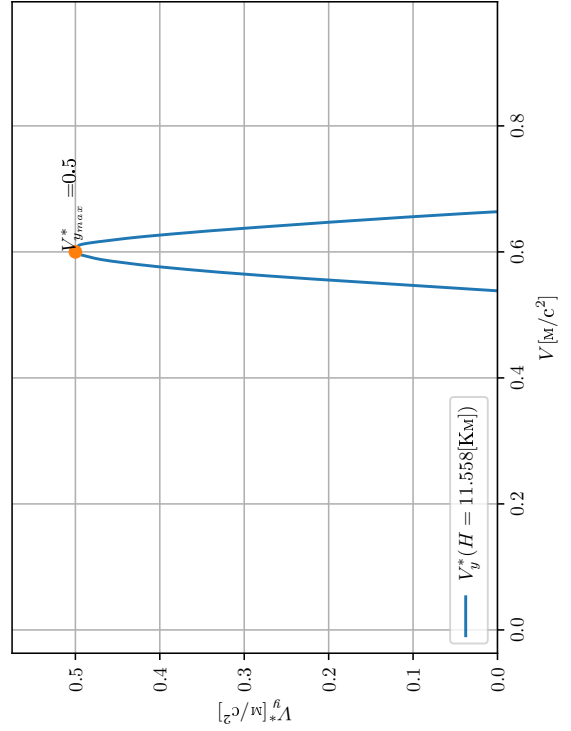


Рисунок 2.27 — График $V_g^*(M, H)$

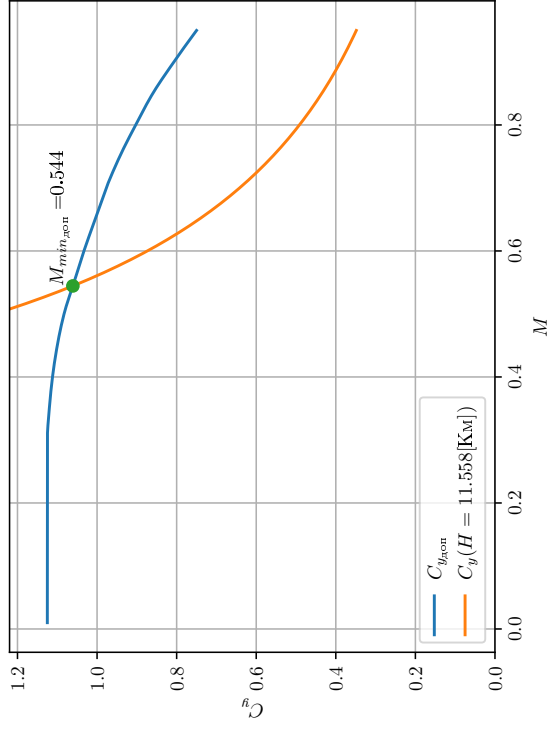


Рисунок 2.26 — График $C_{y_{\text{доп}}}$, C_{y_n}

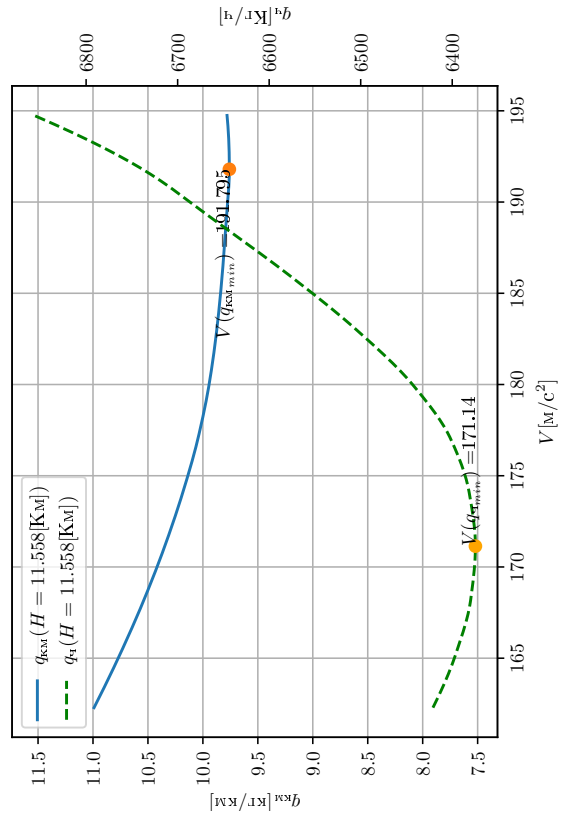


Рисунок 2.28 — График $q_{\text{км}}$, q_t

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 | $\frac{\text{м}}{\text{с}}$ | $-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$ | $-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$ | $-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$ | $-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$ | $-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$ | $-\left[\frac{\text{км}}{\text{ч}}\right]$ | $\frac{\text{км}}{\text{ч}}$ | $\frac{\text{км}}{\text{ч}}$ | — | $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$ | $\frac{\text{кг}}{\text{км}}$ |
| 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 |

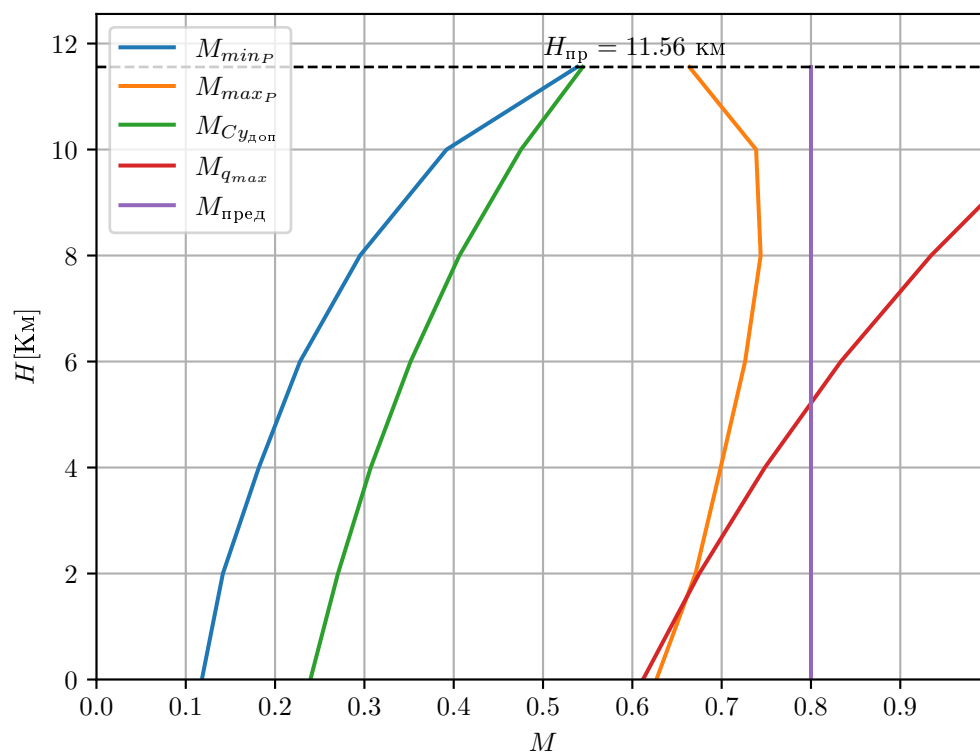


Рисунок 2.29 — График области высот и скоростей установившегося горизонтального полета

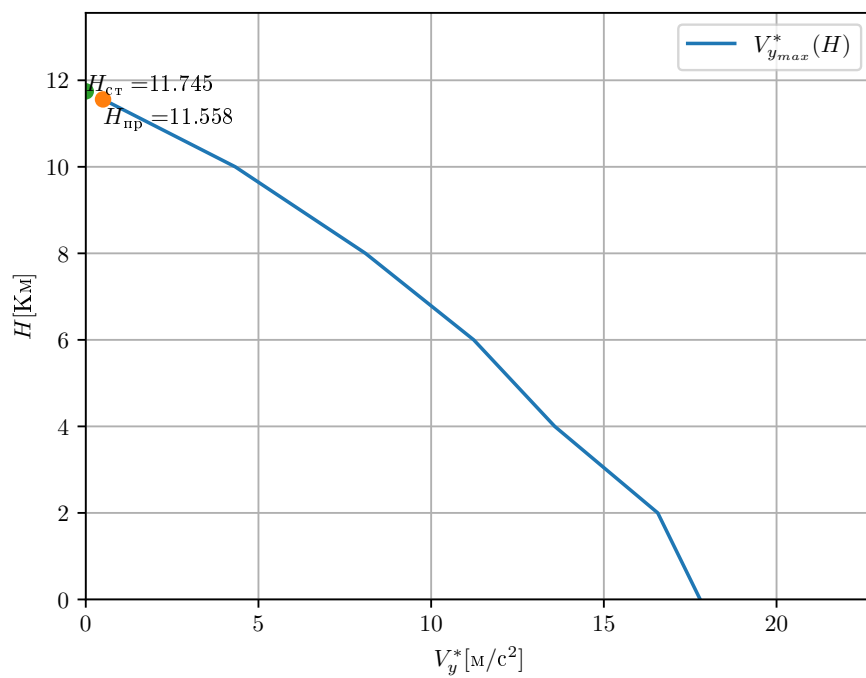


Рисунок 2.30 — График $V_{y_{max}}^*(H)$

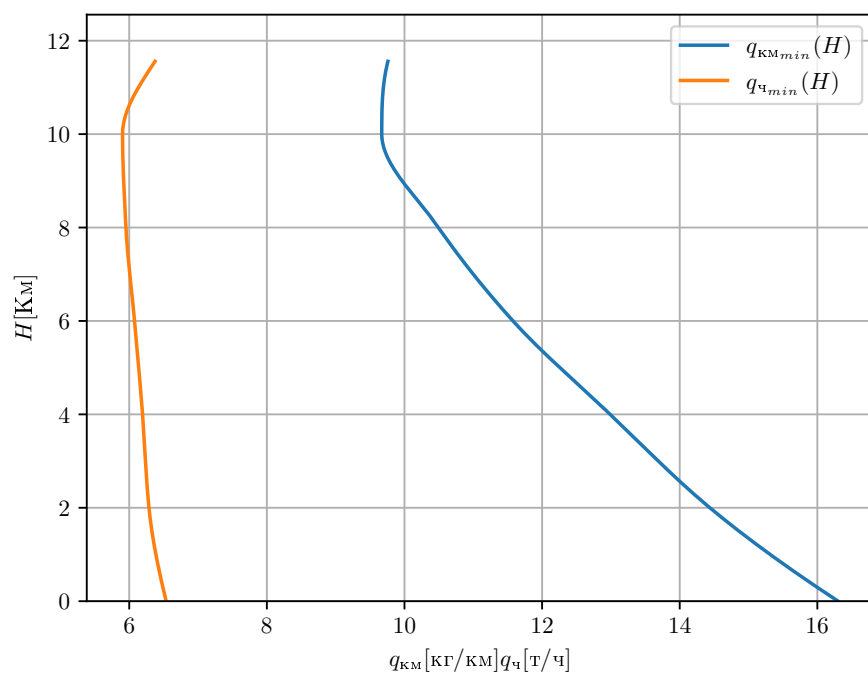


Рисунок 2.31 — График $q_{\text{Ч}_{min}}(H), q_{KM_{min}}(H)$

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 | - | - | - |

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 | - | - | - | - | - | 0.063 |

Таблица 3.2 — Основные параметры в наборе высоты

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

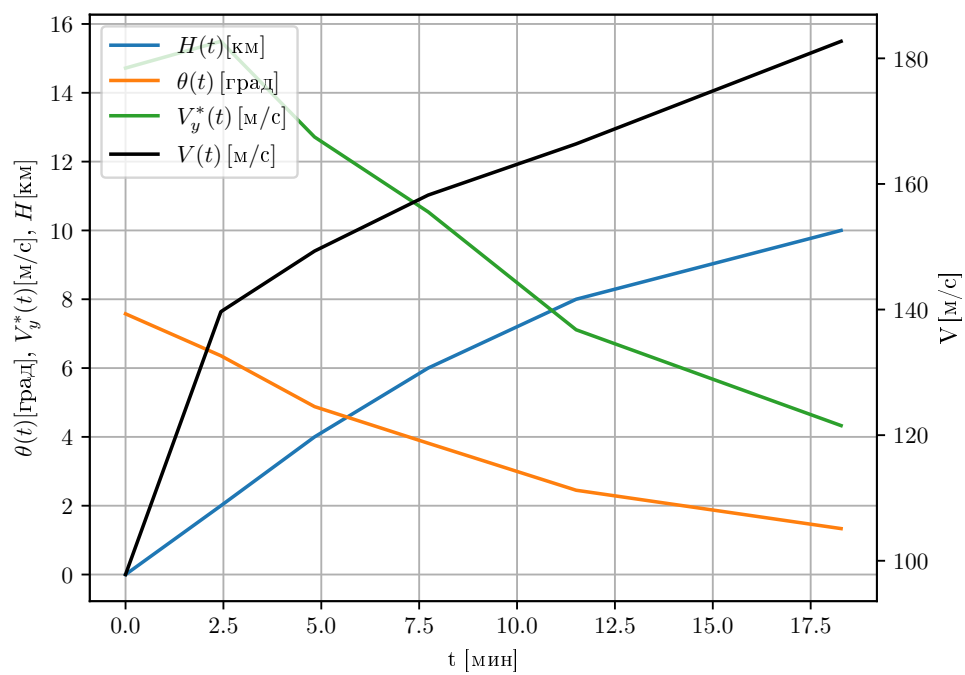


Рисунок 3.1 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

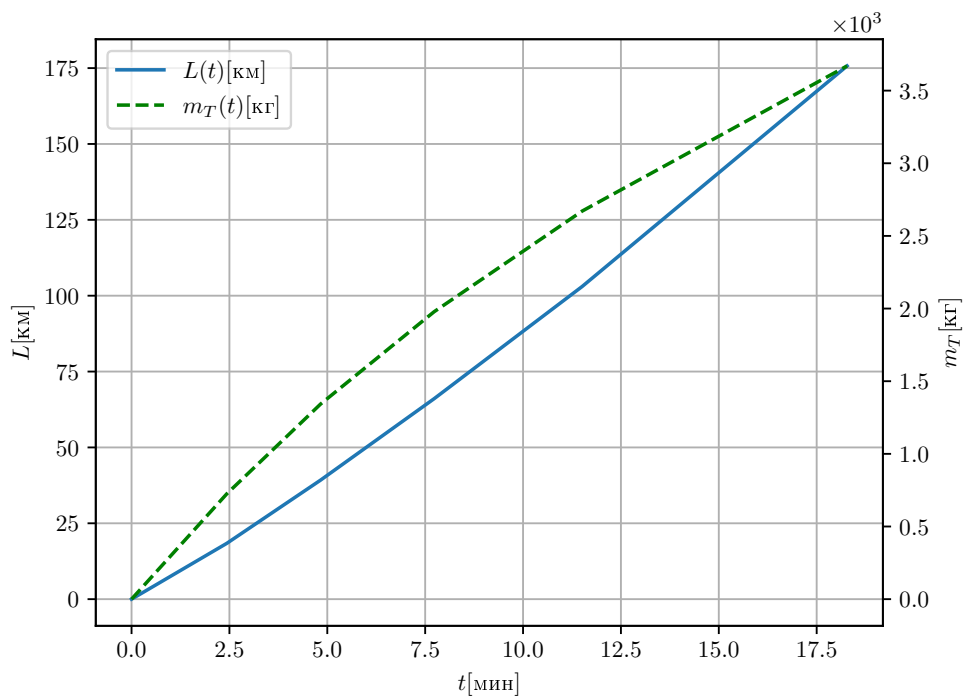


Рисунок 3.2 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

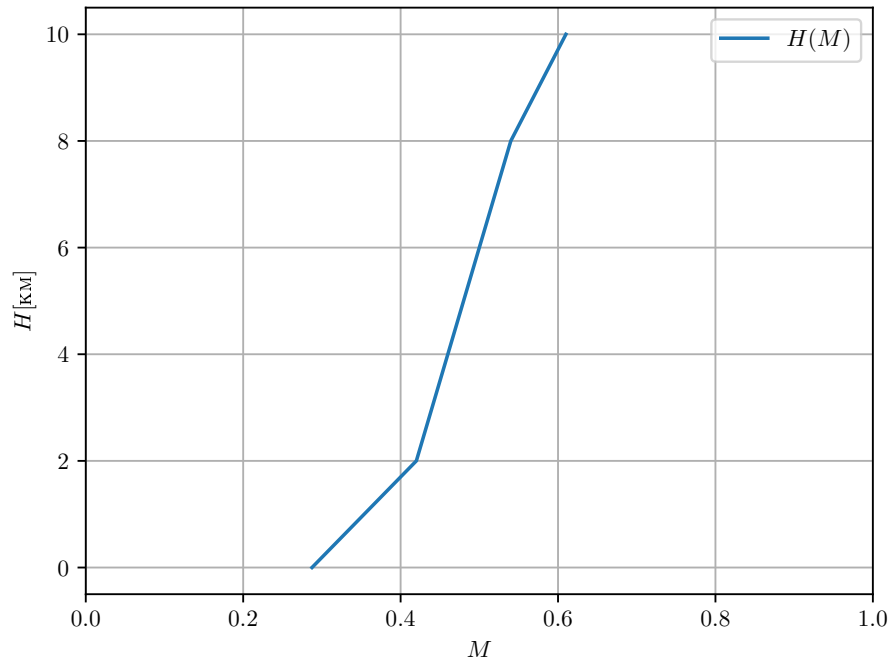


Рисунок 3.3 — Программа набора высоты

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; $K_{ГП} = 13.51 \text{ В} = 183 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$
 $Ce = 0.063 \frac{\text{кг}}{\text{Н*ч}}$ – 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

| $H_{узел}$ | $M_{сн}$ | V | $V_{км}$ | $\frac{\Delta V}{\Delta H}$ | n_x | V_y^* | θ | $V_{yсн}$ | H_3 | ΔH_3 | $n_{xср}$ | $\frac{\Delta H_3}{1000n_x}$ |
|------------|----------|---------------|----------------|-----------------------------|--------|---------------|----------|---------------|---------|--------------|-----------|------------------------------|
| М | - | $\frac{м}{с}$ | $\frac{км}{ч}$ | $\frac{1}{с}$ | - | $\frac{м}{с}$ | град. | $\frac{м}{с}$ | 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 | - | - | - |

Таблица 3.4 — (Продолжение) Результаты расчета снижения высоты

| P | $\frac{CeP}{V_y^*}$ | $(\frac{CeP}{V_y^*})_{ср}$ | $\frac{\Delta H_3 (\frac{CeP}{V_y^*})_{ср}}{3600}$ | $L_{сн}$ | $V_{yср}^*$ | $t_{сн}$ | Ce |
|---------|---------------------|----------------------------|--|----------|---------------|----------|-----------------|
| H | - | - | КГ | КМ | $\frac{м}{с}$ | МИН | $\frac{кг}{Нч}$ |
| 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 | - | - | - | - | - | 0.118 |

Таблица 3.5 — Основные параметры снижения высоты

| $m_{T_{сн}}$ | $L_{сн}$ | $t_{сн}$ |
|--------------|----------|----------|
| Кг | КМ | Мин |
| 426.7 | 197.3 | 19.7 |

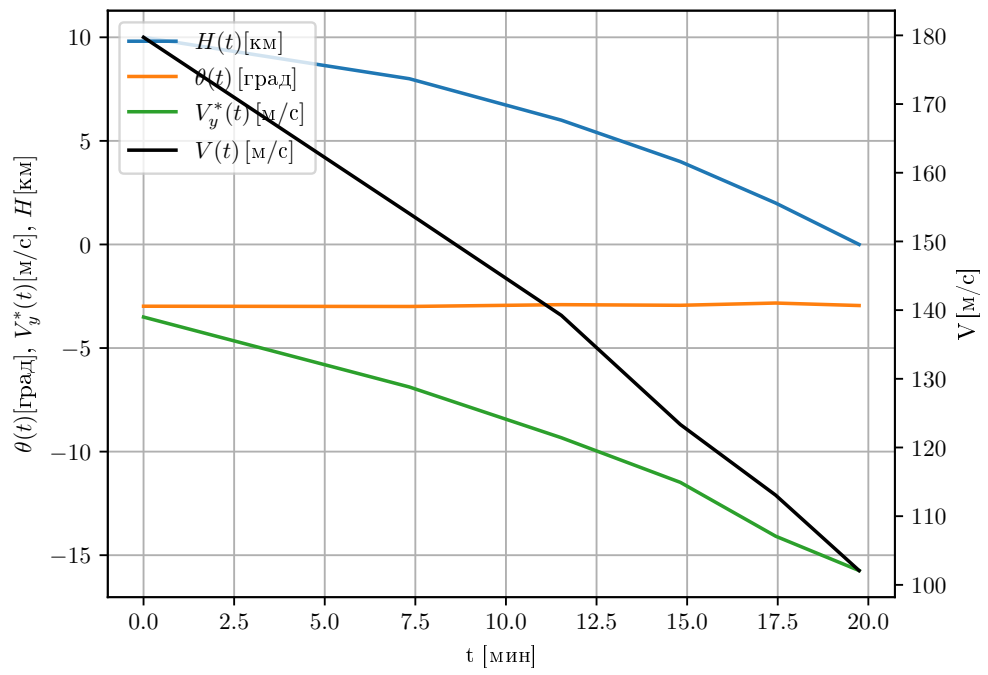


Рисунок 3.4 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

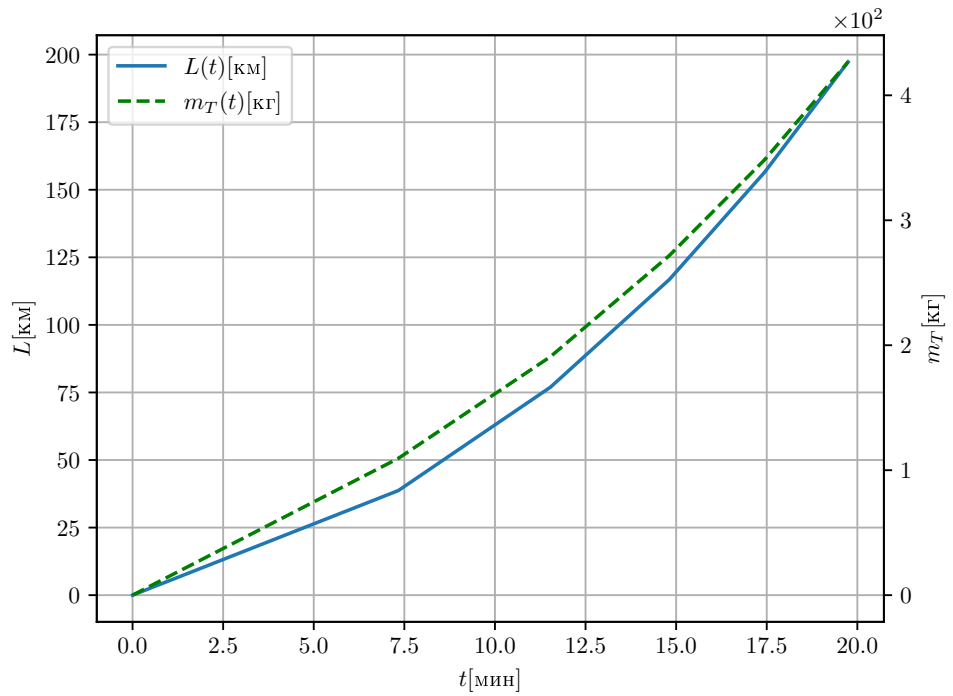


Рисунок 3.5 — График зависимости $L(t)$, $m_T(t)$

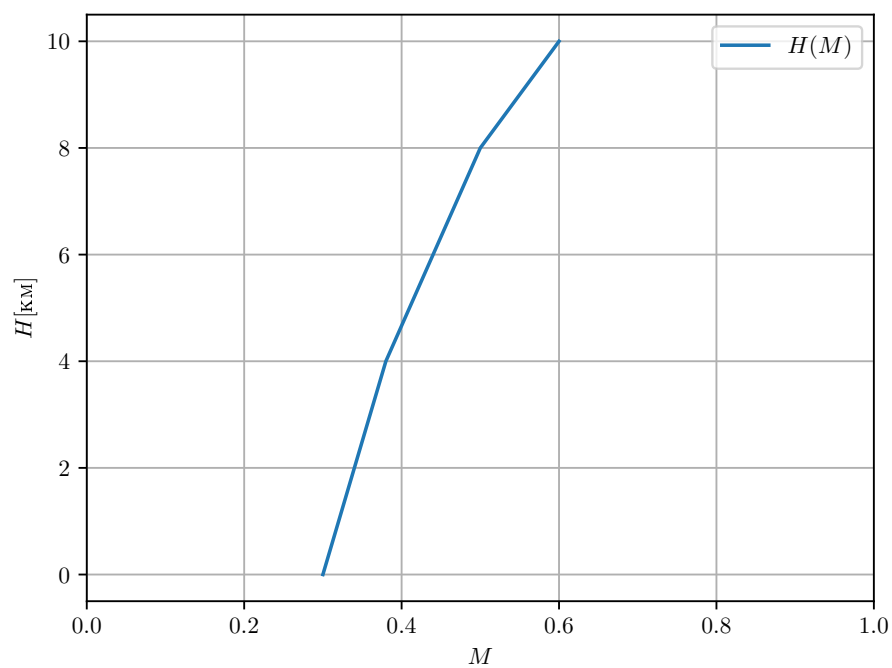


Рисунок 3.6 — Программа снижения

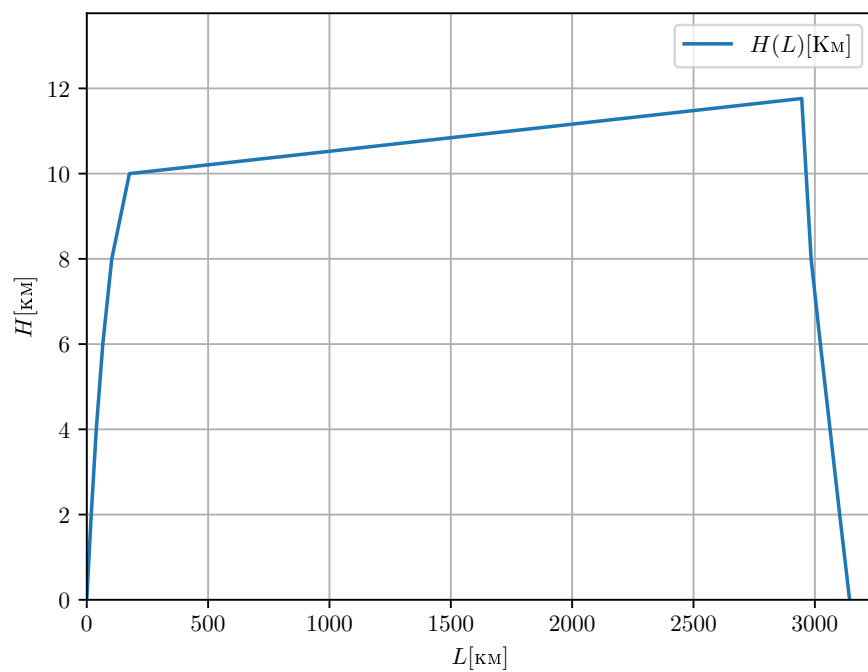


Рисунок 3.7 — Совмещенный график $H(L)$ для участков набора высоты, крейсерского полета и снижения

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 |

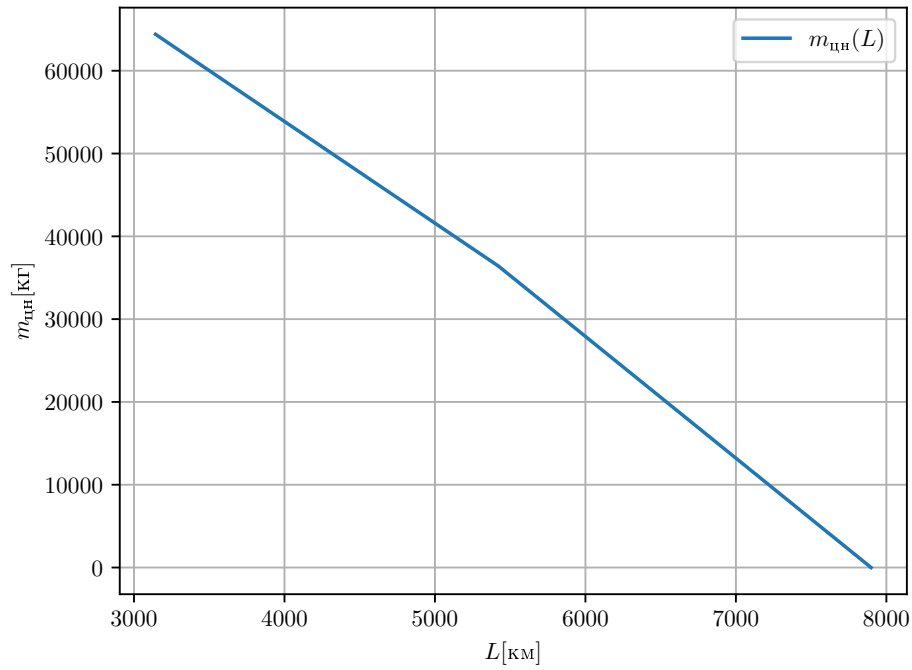


Рисунок 3.8 — График зависимости $m_{цн}(L)$

3.5. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета

Для расчета: скорости отрыва при взлете $V_{отр}$, длины разбега L_p , взлетной дистанции $L_{вд}$, скорости касания ВПП при посадке $V_{кас}$, длины пробега $L_{пр}$, посадочной дистанции $L_{пд}$, предполагается что:

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

Соотношения для расчета:

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

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

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

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 |

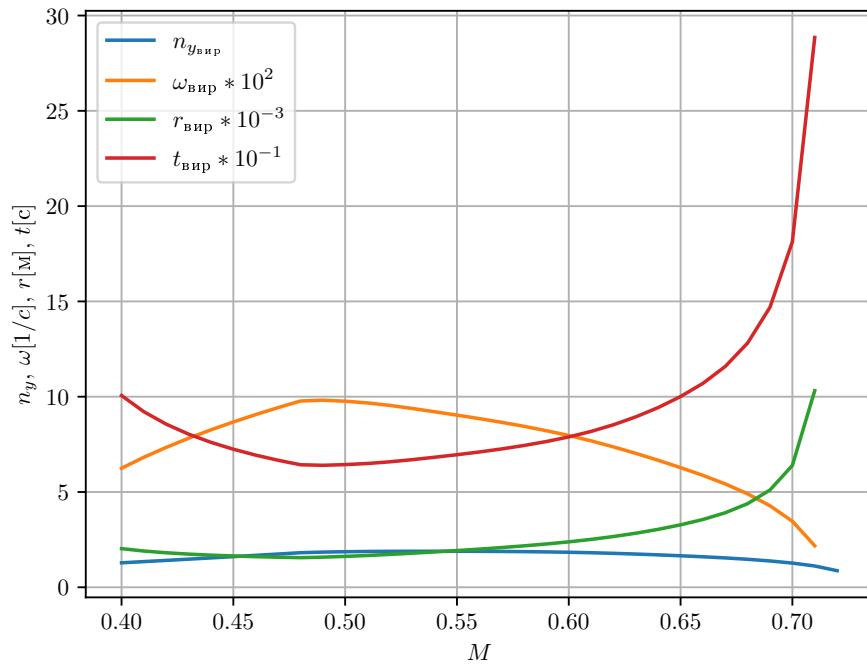


Рисунок 3.9 — График зависимости $n_{y_{\text{вир}}}(M)$, $\omega_{\text{вир}}(M)$, $r_{\text{вир}}(M)$, $t_{\text{вир}}(M)$

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:

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

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 |

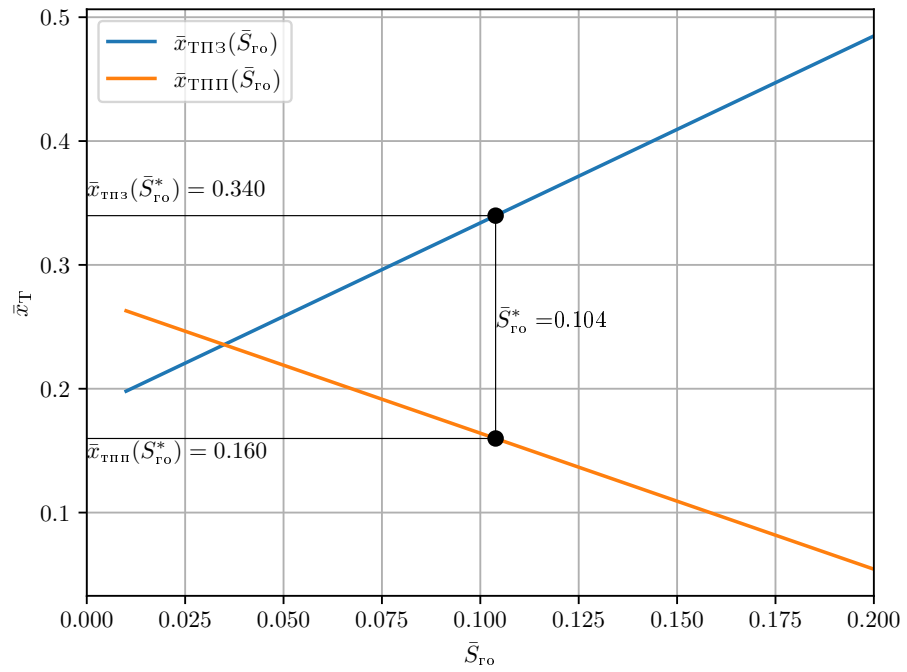


Рисунок 3.10 — График зависимости $\bar{x}_{\text{ТПП}}(\bar{S}_{\text{го}})$

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 |

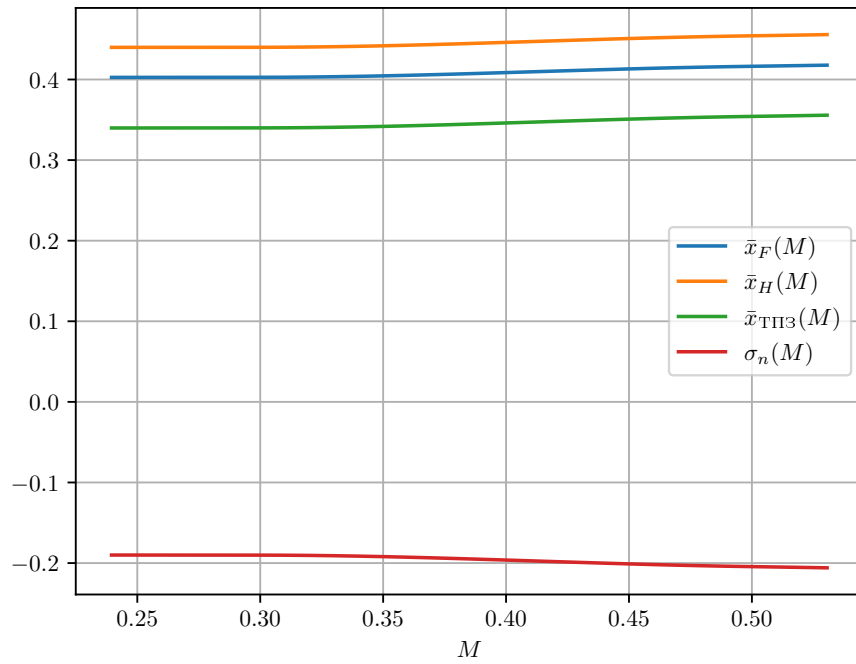


Рисунок 3.11 — График зависимости $\bar{x}_F(M)$, $\bar{x}_H(M)$, $\bar{x}_{\text{ТПЗ}}(M)$, $\sigma_n(M)$

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 |

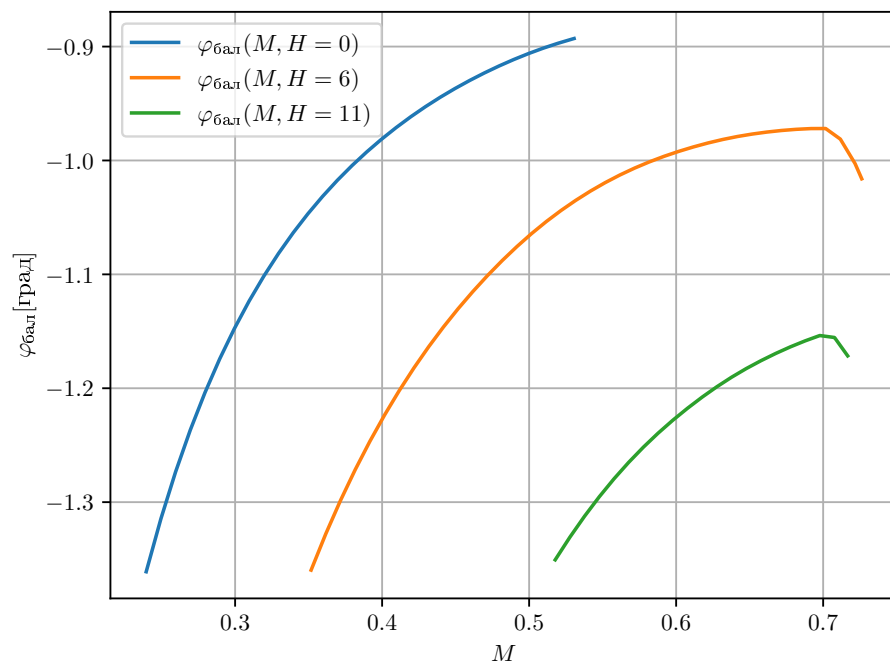


Рисунок 3.12 — График зависимости $\varphi_{\text{бал}}(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$

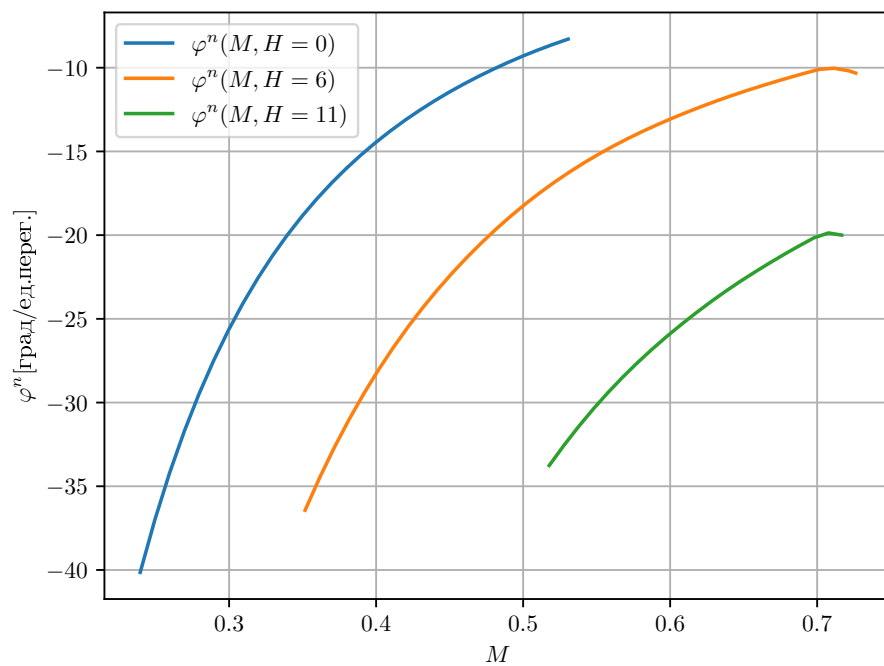


Рисунок 3.13 — График зависимости $\varphi^n(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$

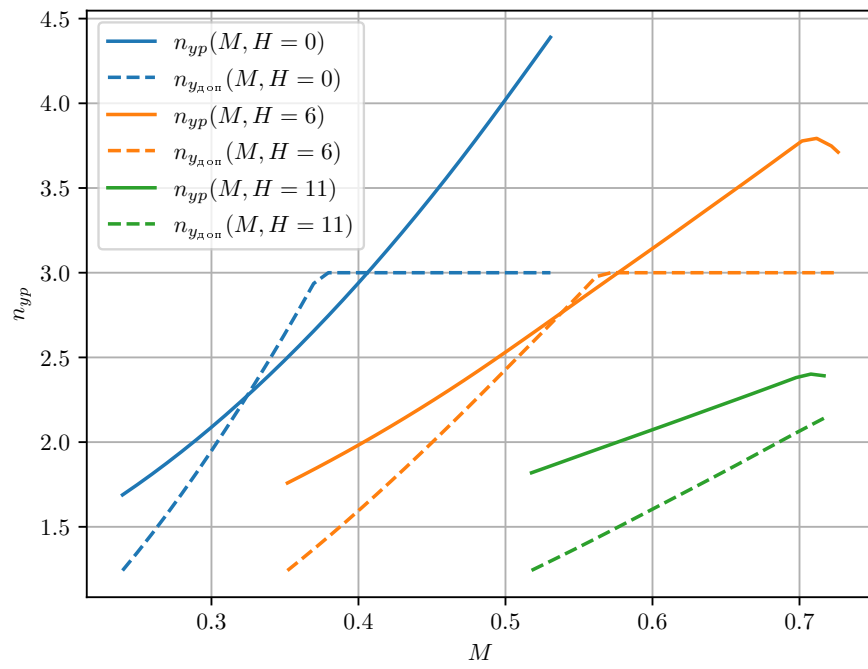


Рисунок 3.14 — График зависимости $n_{yp}(M, H = 0, 6, 11 \text{ км})$