

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» 14 с., 0 рис., 0 источн., 1 табл.

РАСЧЕТ ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК.

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

1. Исходные данные	4
2. Расчет лётно – технических характеристик самолета	5
3. Расчет траектории полета	8
3.1. Расчет характеристик набора высоты	8
3.2. Расчет характеристик крейсерского полета	9
3.3. Расчет характеристик участка снижения	9
3.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей	10
3.5. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета	10
3.6. Расчет характеристик маневренности самолета	12
3.7. Расчет характеристик продольной статической устойчивости и управляемости	13

1. Исходные данные

Таблица 1.1 — Исходные данные для самолета ИЛ-76

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

2. Расчет лётно – технических характеристик самолета

Определим следующие характеристики самолета:

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

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

2. Зависимости от высоты:

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

3. Статический и практический потолки самолета.

Соотношения для расчета: Узловые точки по числу Маха:

$$M = [0.20.30.40.50.60.70.80.90.95]$$

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

где a_H — скорость звука на высоте H .

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

где ρ_H — плотность воздуха на высоте H .

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Для построение таблицы (TODO: стр 40 в курсовой)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

3. Расчет траектории полета

3.1. Расчет характеристик набора высоты

Начальные условия:

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

Конечные условия:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

3.2. Расчет характеристик крейсерского полета

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

3.3. Расчет характеристик участка снижения

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

Начальные условия:

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

$$M_0 = 0.6; H_0 = 10 \text{ км}$$

Конечные условия:

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

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

3.4. Расчет диаграммы транспортных возможностей

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

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

Режим 1.

Для данного режима определили в разделах 3.1, 3.2, 3.3

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

Режим 2.

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

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

$$\bar{m}_{\text{взл}} = 1$$

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

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

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

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

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

Режим 3.

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

3.5. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета

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

Предполагается что:

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

Соотношения для расчета:

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

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

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

где $f_p = 0.02$

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

$$V_2 = 1.1V_{отр} \quad (3.20)$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Результаты расчетов на таблице № 3.5.1

3.6. Расчет характеристик маневренности самолета

В данном разделе определим характеристики правильного виража.

Расчеты ведутся для высоты $H = 6$ км.

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

Для расчета таблицы №3.6.1:

1. Максимальная допустимая нормальная перегрузка:

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

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

2. Нормальная перегрузка предельного правильного виража

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

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

3. Кинематические параметры виража:

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

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

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

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

3.7. Расчет характеристик продольной статической устойчивости и управляемости

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Затем графически определяется необходимая площадь ГО из условия:

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

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

Далее расчеты характеристик устойчивости и управляемости производятся для средней центровки:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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