

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» 10 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

<b>1. Исходные данные</b>	<b>4</b>
<b>2. Расчет лётно – технических характеристик самолета</b>	<b>5</b>
<b>3. Расчет траектории полета</b>	<b>8</b>
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

## 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  $\rho_H$  — 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:

$$\rho_{H_{кр}} = \frac{2\bar{m}_{кр} P s 10}{C_{yГП} V_k^2} \quad (3.15)$$

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  $m_{цн}(L)$  (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 (  $m_{цн} = 0$  ) с максимальным запасом топлива.

Режим 1.

Для данного режима определили в разделах 3.1, 3.2,3.3

$$m_{цн} = \frac{m_{цн}}{m_0}$$

Режим 2.

$$L = L_{наб} + L_{кр} + L_{сн}$$

Для упрощения для дальности полета и расход топлива при наб