

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

---

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности летательных  
аппаратов**

**А.Л. Ермаков, В.Г. Ципенко**

## **ДИНАМИКА ПОЛЕТА**

**ПОСОБИЕ**

**к выполнению курсовой работы**

*для студентов III курса  
направления 162300  
всех форм обучения*

**Москва - 2012**

## ВВЕДЕНИЕ

В процессе изучения дисциплины "Динамика полёта" студент должен не только глубоко усвоить материал, но и приобрести определённые навыки по расчёту лётно-технических характеристик летательных аппаратов. Это необходимо для формирования высококвалифицированного инженера гражданской авиации. Работая над материалом дисциплины, студент должен также самостоятельно контролировать свои знания и закреплять их. Выполнение курсовой работы позволяет студенту наиболее успешно решить перечисленные выше задачи.

При выполнении курсовой работы студент обязан:

- ознакомиться с содержанием курсовой работы;
- проработать по лекциям или учебникам разделы дисциплины, на которых основано выполнение курсовой работы;
- правильно произвести выбор варианта задания курсовой работы по своему шифру;
- ознакомиться с требованиями, предъявляемыми к оформлению пояснительной записки;
- проработать методические указания по расчёту, убедиться в наличии необходимых исходных данных для проведения расчётов;
- проанализировать полученные результаты и сделать выводы.

### Содержание курсовой работы

Курсовая работа по динамике полёта заключается в определении расчётным путем основных лётно-технических характеристик самолёта гражданской авиации с учётом эксплуатационных ограничений на базе исходных данных, указанных в заданном варианте.

Работа включает в себя:

1. Расчёт основных лётно-технических характеристик самолёта в нормальных условиях полёта:
  - а) расчёт и построение кривых тяг (или мощностей) Жуковского;
  - б) определение характерных скоростей полёта и построение диаграммы диапазона скоростей;
  - в) расчёт набора высоты, определение потолка и построение барограммы набора высоты;
  - г) расчёт планирования и построение поляры скоростей планирования;
  - д) расчёт дальности и продолжительности полёта на заданном режиме;
  - е) расчет взлетно-посадочных характеристик самолета.

2. Расчёт лётно-технических характеристик самолёта с учётом эксплуатационных ограничений:

а) расчёт диапазона скоростей с учётом эксплуатационных ограничений.

### Основные исходные данные

Основными исходными данными для выполнения курсовой работы по динамике полёта являются:

1. Данные, указанные в соответствующем варианте задания [1].
2. Типовые аэродинамические характеристики самолётов [2].

### Литература

1. Гарбузов В.М. Методические указания по оформлению курсовых работ и выбору варианта задания по аэромеханике и динамике полёта. – М.: МГТУ ГА, 1995. - 36 с. (и последующие годы издания).

2. Ермаков А.Л., Ципенко В.Г. Пособие по выполнению курсовой работы “Аэродинамические характеристики самолета”. – М.: МГТУ ГА, 2010. -72 с.

3. Динамика полёта транспортных ЛА: учебник / А.Я. Жуков, А.Л. Ермаков, В.Г. Ципенко, и др. - М.: Транспорт, 1996. - 322 с.

4. Ермаков А.Л., Жуков А.Я., Ципенко В.Г. Динамика полёта. Полёт самолёта по траектории: учебное пособие. - М.: МИИГА, 1992. - 107 с.

5. Ермаков А.Л., Жуков А.Я., Ципенко В.Г. Устойчивость и управляемость самолёта: учебное пособие. - М.: МИИГА, 1990. - 92 с.

## МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

В самом начале курсовой работы должны быть приведены:

- 1) основные исходные данные [1];
- 2) таблицы аэродинамических характеристик [2];
- 3) построенные графики аэродинамических характеристик  $C_{ya} = f(\alpha)$ ,

$C_{ya} = f(C_{xa})$  для полётной, взлётной и посадочной конфигураций самолёта.

# 1. РАСЧЁТ ОСНОВНЫХ ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА В НОРМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЁТА

## 1.1. Определение полётной массы самолёта

В целях сокращения объёма работы расчёт свойств самолёта производится для средней полётной массы

$$m_{cp} = m_0 - 0,5m_T,$$

где  $m_0$  - взлетная масса [кг], указанная в [1];

$m_T$  - полный запас топлива [кг].

Ориентировочно величину полного запаса топлива  $m_T$  можно принять: для самолетов с поршневыми двигателями (ПД) –

$$m_T = (0,2 \div 0,3)m_0;$$

для самолетов с турбовинтовыми двигателями (ТВД) –

$$m_T = (0,25 \div 0,35)m_0;$$

для самолётов с турбореактивными двигателями (ТРД) –

$$m_T = (0,3 \div 0,5)m_0.$$

Тогда при полных запасах топлива можно принять:

$$m_{cp} \cong 0,875m_0 \text{ - для самолетов с ПД;}$$

$$m_{cp} \cong 0,85m_0 \text{ - для самолетов с ТВД;}$$

$$m_{cp} \cong 0,80m_0 \text{ - для самолетов с ТРД.}$$

Вес самолета связан с массой следующим образом

$$G = mg, G[\text{Н}], m[\text{кг}], g = 9,81[\text{м/с}^2].$$

Поэтому

$$G_{cp} = m_{cp}g.$$

## 1.2. Расчёт и построение полётных поляр

Указание: проработать теоретический материал [3, с. 41 – 42].

Полётные поляры (поляры режимов горизонтального полёта) рассчитываются для следующих высот:  $H = 0,3, 6, 9, 12$  км.

### Порядок расчёта

1. На каждой принятой высоте взять по таблице стандартной атмосферы (СА) [1] величину давления  $p[\text{н/м}^2]$  и вычислить расчётный коэффициент  $k$ , равный

$$k = \frac{G_{cp}}{0,7pS}.$$

2. При каждом числе  $M$ , при котором построена зависимость  $C_{xa} = f(C_{ya})$ , определить на каждой принятой высоте величину потребного коэффициента подъемной силы

$$C_{ya} = \frac{G_{cp}}{0,7\rho SM^2} = \frac{k}{M^2}.$$

3. Для каждой высоты точки, соответствующие полученным значениям  $C_{ya}$ , отметить на каждой кривой  $C_{xa} = f(C_{ya}, M)$ , а затем соединить их плавной кривой. В результате получаются полётные поляры [3, рис.3.9].

Таблица 1

Расчётная таблица для построения полётных поляр

Дано: Поляра самолета [семейство кривых  $C_{xa} = f(C_{ya}, M)$ ],  $G_{cp} = [н]$ ;  $S = [м^2]$ ;  $H = 0,3,6,9,12$  км.

Величина		Принятые или полученные данные				
Высота $H$ [км]		0	3	6	9	12
Давление $P$ [н/м <sup>2</sup> ]		берутся	из	таблицы	СА	
$k$			Вычисляются			
$M$	$M^2$		Потребный $C_y$			
Берутся числа $M$ , при которых построены поляры	Вычисляются					
			вычисляются			

### 1.3. Расчёт и построение кривых потребных тяг и мощностей Жуковского

Указание: проработать теоретический материал [3, с.36 – 46] или [4, с. 26 – 32].

Расчёт свойств самолётов с ТРД производится методом тяг, а самолётов с ТВД - методом мощностей.

Кривые потребных тяг и мощностей рассчитываются для следующих высот:  $H = 0, 3, 6, 9, 12$  км (независимо от типа самолёта и значения расчётной высоты полёта  $H_p$ ).

#### Порядок расчёта

1. Ориентируясь на полётную поляру на принятой высоте, задаться рядом значений коэффициента подъемной силы, начиная с  $C_{ya \max}$  и включая  $C_{ya \min}$ . В диапазоне изменения коэффициента подъемной силы от

$C_{y_{\max}}$  до  $C_{y_{\text{наив}}}$  целесообразно задаваться его значениями с интервалом 0.1 (для самолётов с ТВД) или 0,2 (для самолётов с ТРД) и с точностью до десятых величин (одного знака после запятой). Например, 1.44; 1.2; 1.0; 0.8 и т.д. При  $C_{y_a} < C_{y_{\text{наив}}}$  следует задаваться величиной коэффициента подъёмной силы с интервалом 0,1 и менее. Наименьшее значение коэффициента  $C_{y_a}$  берётся из условия обеспечения пересечения кривых потребных и располагаемых тяг (мощностей), что контролируется последующим построением на графике этих кривых.

Переходя к последующей большей высоте полёта, нет смысла задаваться всеми новыми значениями коэффициента  $C_{y_a}$ . В первую очередь нужно отбросить те значения  $C_{y_a}$ , при которых горизонтальный полёт становится невозможным, и ввести дополнительно в расчёт только те значения, которые диктуются условиями расчёта (т.е. изменениями  $C_{y_{\max}}$  и наименьшего значения  $C_{y_a}$ , которое может быть принято).

Примечание. Влиянием волнового сопротивления допустимо пренебречь для самолётов с ТВД, имеющих нестреловидное крыло.

2. При принятых значениях  $C_{y_a}$  по соответствующей полётной поляре снять соответствующие им значения коэффициента лобового сопротивления  $C_{x_a}$ .

3. Определить аэродинамическое качество

$$K = \frac{C_{y_a}}{C_{x_a}}.$$

4. Подсчитать потребную тягу

$$F_{\text{п}} = \frac{G_{\text{ср}}}{K}, [\text{Н}].$$

5. Вычислить величину  $A_1 = 2G_{\text{ср}} / \rho S$  на каждой принятой высоте, взяв плотность  $\rho$  [ $\text{кг}/\text{м}^3$ ] по таблице СА.

6. Определить скорость, потребную для горизонтального полёта на каждой принятой высоте и при каждом принятом значении коэффициента  $C_{y_a}$ ,

$$V = \sqrt{\frac{2G_{\text{ср}}}{\rho S C_{y_a}}} = \sqrt{\frac{A_1}{C_{y_a}}}, [\text{м}/\text{с}].$$

7. Подсчитать потребную мощность (для самолётов с ТВД)

$$N_{\text{п}} = F_{\text{п}} V, [\text{Вт}].$$

8. Кривые тяг (мощностей) обычно строятся в зависимости от скорости, взятой в " $\text{км}/\text{ч}$ ". Поэтому скорость, полученную в п.6, необходимо

перевести в "км/ч" путём умножения на переводной коэффициент 3,6.

9. По результатам расчёта построить кривые потребных тяг или мощностей [3, рис.3.19] или [4, рис.2.11, 2.12].

Расчёты рекомендуется сводить в таблицы.

Таблица 2а

Расчётная таблица для построения кривых потребных тяг (мощностей) с учётом волнового сопротивления

Дано:  $H = [м]$ ;  $\rho = [кг/м^3]$ ;  $G_{ср} = [н]$ ,  $S = [м^2]$ .

№п/п	Величина	Принятые или полученные данные			
1	$C_{ya}$		Задаётся		
2	$C_{xa}$	Берутся по полётной поляре для принятой высоты			
3	$K$		Вычисляются		
4	$F_{п} [н]$		Вычисляются		
5	$A_1$		Вычисляются		
6	$V [м/с]$		Вычисляются		
7	$N_{п} [Вт]$	Вычисляются только для самолёта с ТВД			
8	$3,6V [км/ч]$		Вычисляются		

#### Примечание

1. Количество таблиц соответствует количеству принятых высот.

2. Для самолётов, поляра которых представляет собой для всех чисел  $M$  одну кривую, т.е. у которых влиянием волнового сопротивления допустимо пренебречь ( $M_{полёт} \leq M_{кр}$ ), целесообразно расчёт потребной тяги и мощности свести в одну таблицу. Это связано с тем, что при заданном  $C_{ya}$  аэродинамическое качество  $K$  и потребная тяга  $F_{п}$  от высоты не зависят, а скорость и мощность, потребные для горизонтального полёта, изменяются с высотой по закону [3, с.54-55]:

$$V = V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}}; N_{п} = N_{п0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}},$$

где  $V_0$  и  $N_{п0}$  - потребные скорость и мощность на высоте  $H=0$ ;

$\Delta = \rho/\rho_0$  - относительная плотность (см. таблицу СА).

В этом случае расчёты сводятся в табл.2б.

Расчётная таблица для построения кривых потребных мощностей  
(без учёта волнового сопротивления)

Дано:  $S = [м^2]$ ;  $\rho_0 = [кг/м^3]$ ;  $G_{cp} = [н]$ .

№№ п/п	Величина		Принятые или полученные данные			
1	$C_{ya}$			Задаётся		
2	$C_{xa}$		Берутся по поляре самолёта			
3	$K$			Вычисляются		
4	$F_{п} [н]$			Вычисляются		
5	$A_1 = 2G_{cp}/\rho_0 S$		Вычисляются			
6	$V_0 = \sqrt{\frac{A_1}{C_{ya}}} [м/с]$			Вычисляются		
7	$H=0$	$N_{п0} = F_{п} V_0 [Вт]$		Вычисляются		
8	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}} = 1$	$3,6V_0 [км/ч]$		Вычисляются		
9	$H=3000м$	$N_{п} = N_{п0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}} [Вт]$		Вычисляются		
10	$\sqrt{\frac{1}{\Delta}} = 1,16$	$3,6V_0 \sqrt{\frac{1}{\Delta}} [км/ч]$		Вычисляются		
	и т.д.					

#### 1.4. Расчёт и построение кривых располагаемых тяг самолёта с ТРД

Указание: проработать теоретический материал [3, с.42] или [4, с.30].

Располагаемая тяга  $F_p$  самолёта с ТРД равна

$$F_p = i P_0 \bar{F}_p [н],$$

где  $i$  - число двигателей;

$P_0$  - статическая тяга одного двигателя, указанная в задании ( $H=0, V=0$ ), [Н];

$\bar{F}_p$  - относительная тяга ТРД (выраженная в долях от статической тяги) определяется по типовой характеристике (рис.1, см. Приложение), соответственно заданной степени двухконтурности  $m$ .

Кривые располагаемых тяг рассчитываются для тех же высот, для которых рассчитывались кривые потребных тяг, т.е. для  $H = 0, 3, 6, 9, 12$  км.



### Порядок расчёта

1. На принятых высотах задаться рядом скоростей и на каждой принятой высоте и скорости по соответствующей варианту задания типовой характеристике ТРД (рис.1, см. Приложение) определить относительную тягу  $\bar{F}_p$ . Задаваясь скоростями, целесообразно брать интервал порядка 200 км/ч, т.е. задаваться скоростями: 0; 200; 400; 600; 800 и т.д. км/ч.

2. Подсчитать располагаемую тягу по формуле

$$F_p = iP_0 \bar{F}_p, [н].$$

3. Построить кривые располагаемых тяг  $F_p = f(V, H)$  на том же рисунке, на котором построены кривые потребных тяг  $F_n = f(V, H)$  [3, рис.3.19] или [4, рис.2.11].

Примечание. Если после построения кривых потребных и располагаемых тяг окажется, что на высоте  $H = 12$  км самолёт обладает большим избытком тяги  $F_{изб} = F_p - F_n$ , то в расчёт вводится дополнительная высота  $H = 15$  км. Для неё рассчитываются дополнительно кривые  $F_n = f(V)$  и  $F_p = f(V)$ , которые также наносятся на общий график.

Расчёты рекомендуется свести в табл.3а.

Таблица 3а

Расчётная таблица для построения кривых располагаемых тяг самолёта с ТРД

Дано:  $P_0 = \dots [н]$ ;  $i = \dots$ ; типовая характеристика - рис. ....

Высота	№№ п/п	Величина	Принятые или полученные данные						
	1	1	$V [км/ч]$			Задаются			
<b>H=0 км</b>	2	$\bar{F}_p [-]$	Снимаются с соответствующей типовой характеристики на <b>H=0 км</b>						
	3	$F_p [н]$			Вычисляются				
<b>H=3 км</b>	2	$\bar{F}_p [-]$	Снимаются с соответствующей типовой характеристики на <b>H=3 км</b>						
	3	$F_p [н]$			Вычисляются				
		и т.д.							

## 1.5. Расчёт и построение кривых располагаемых мощностей самолёта с ТВД

Указание: проработать теоретический материал [3, с.42- 44] или [4, с.30].

Располагаемая мощность самолёта с ТВД равна

$$N_p = i N_s \eta_v = \overline{N}_s \cdot N_{s0} \cdot \eta_v \cdot i, [\text{Вт}],$$

где  $i$  - число двигателей;

$N_s$  - эквивалентная мощность одного двигателя в конкретных условиях полёта, [Вт];

$N_{s0}$  - статическая эквивалентная мощность одного двигателя ( $H=0$ ,  $V=0$ ), указанная в задании, [Вт];

$\overline{N}_s = N_s / N_{s0}$  - относительная эквивалентная мощность (выраженная в долях от статической мощности) определяется по типовой характеристике (рис.2) соответственно варианту задания;

$\eta_v$  - коэффициент полезного действия винта в конкретных условиях полёта рассчитывается по аэродинамической характеристике винта (рис.3, см. Приложение).

Кривые располагаемых мощностей рассчитываются для тех же высот, для которых рассчитывались кривые потребных мощностей, т.е. для  $H = 0, 3, 6, 9, 12$  км.

### Порядок расчёта

1. Задаться рядом скоростей и для каждой принятой скорости подсчитать относительную поступь винта по формуле:

$$\lambda = \frac{V}{n_s D} = A_2 V, [-], \left( A_2 = \text{const} = \frac{1}{n_s D} \right),$$

где  $V$  - скорость полёта, [м/с];

$n_s = 17,5$  об/с - число оборотов винта;

$D$  - диаметр винта, [м] (указан в [2]).

Задаваясь скоростями, целесообразно брать интервал порядка 150 км/ч, т.е. задаваться скоростями: 100; 250; 400; 550; 700; 850 км/ч. Скоростью  $V=0$  задаваться не имеет смысла, т.к. на всех высотах при этой скорости  $N_p=0$ , т.к.  $\eta_v = 0$ .

2. На каждой принятой высоте и скорости по соответствующей типовой характеристике двигателя (рис.2, см. Приложение) определить относительную эквивалентную мощность двигателя  $\overline{N}_s$ .

Примечание. В вариантах заданий даны два типа ТВД: невысотные (без регулирования подачи топлива) и высотные (с регулированием подачи

топлива), имеющие высоту ограничения мощности  $H_{огр}$ .

Необходимо иметь в виду, что для высотного ТВД в диапазоне высот  $H = 0 \div H_{огр}$  относительная мощность  $\bar{N}_s = 1$ , а при  $H > H_{огр}$  -  $\bar{N}_s < 1$ . При пользовании типовой характеристикой высотного ТВД (рис.2б, см. Приложение) необходимо предварительно на каждой высоте определить разность  $(H - H_{огр})$  (рис.4, см. Приложение). Так следует поступать только до высоты  $H = 11000$  м.

3. Подсчитать эквивалентную мощность двигателя на всех принятых высотах и скоростях по формуле

$$N_s = \bar{N}_s \cdot N_{s0}, [Вт].$$

При расчёте  $N_s$  высотного ТВД на  $H > 11$ км следует пользоваться формулой

$$N_{э_{H>11}} = N_{э_{H=11}} \cdot \frac{\rho_{H>11}}{\rho_{H=11}},$$

где  $N_{э_{H=11}}$ ,  $\rho_{H=11}$  - эквивалентная мощность и плотность воздуха на  $H = 11$ км;

$N_{э_{H>11}}$ ,  $\rho_{H>11}$  - эквивалентная мощность и плотность воздуха на  $H > 11$ км.

Значения плотности воздуха берутся из таблицы СА [ 1 ].

4. Вычислить мощность на валу винта (идущую на вращение винта)

$$N_B = 0,88N_s, [Вт].$$

5. Определить коэффициент мощности винта

$$\beta = \frac{N_B}{\rho n_s^3 D^5} = A_3 \frac{N_B}{\rho}, \left( A_3 = \frac{1}{n_s^3 D^5} = \text{const} \right),$$

где  $\rho$  [кг/м<sup>3</sup>],  $N_B$  [Вт],  $D$  [м].

6. При вычисленных значениях относительной поступи винта  $\lambda$  и коэффициента мощности винта  $\beta$  по соответствующей аэродинамической характеристике винта (рис.3, см. Приложение) найти коэффициент полезного действия винта  $\eta_B$  (количество лопастей винта выбирается по аналогу).

7. Рассчитать располагаемую мощность

$$N_p = iN_s \eta_B, [Вт].$$

8. Построить кривые располагаемых мощностей  $N_p = f(V, H)$  на том же рисунке, на котором построены кривые потребных мощностей  $N_n = f(V, H)$  [3, рис.3.12] или [4, рис.2.7].

Расчёты рекомендуется свести в табл.3б.

Расчётная таблица для построения кривых располагаемых мощностей самолёта с ТВД

Дано:  $N_{30} = \dots$  [Вт];  $i = \dots$ ;  $n_s =$  [об/с];  $D = \dots$  [м]; количество лопастей винта -  $\dots$ ; типовая характеристика – рис  $\dots$

Высота	№№ п/п	Величина		Полученные или принятые данные		
	1		<b>V</b>	км/ч		Задаются
			м/с			
2		$\lambda$	[-]		Вычисляются	
Н=0; $\rho =$ [кг/м <sup>3</sup> ]; Н-Н <sub>отр</sub> =	3	$\bar{N}$	[-]	Снимаются с типовой характеристики		
	4	$N_3$	[Вт]		Вычисляются	
	5	$N_B$	[Вт]		Вычисляются	
	6	$\beta$	[-]		Вычисляются	
	7	$\eta_B$	[-]	Снимаются с аэродинамической		
				характеристики винта		
	8	$N_p$	[Вт]		Вычисляются	
Н=3; $\rho =$ [кг/м <sup>3</sup> ]; Н-Н <sub>отр</sub> =	3	$\bar{N}$	[-]	Снимаются с типовой характеристики		
	4	$N_3$	[Вт]		Вычисляются	
	5	$N_B$	[Вт]		Вычисляются	
	6	$\beta$	[-]		Вычисляются	
	7	$\eta_B$	[-]	Снимаются с аэродинамической		
				характеристики винта		
8	$N_p$	[Вт]		Вычисляются		
		и т.д.				

### 1.6. Определение характерных скоростей горизонтального полёта методом мощностей и построение диаграммы диапазона скоростей самолёта с ТВД

Указание: проработать теоретический материал [3, с.46 – 58] или [4, с.26 – 37].

У самолёта с ТВД в качестве характерных скоростей в горизонтальном полёте принимают скорости:  $V_{т.мин}$  - теоретическую минимальную;  $V_{эж}$  - экономическую;  $V_{наив}$  - наиболее выгодную;  $V_{max}$  - максимальную;  $V_{пр.мин}$  — практически

минимальную (минимального газа). Характерные скорости  $V_{т.мин}$ ,  $V_{эк}$ ,  $V_{наив}$ ,  $V_{max}$  определяют после построения кривых мощностей Жуковского графическим методом [3, рис.3.15] или [4, рис.2.5].

Ввиду того, что практически минимальная скорость  $V_{пр.мин}$  близка к экономической скорости  $V_{эк}$  в курсовой работе  $V_{пр.мин}$  не определяется.

Полученные значения всех характерных скоростей на всех принятых высотах необходимо свести в итоговую табл. 4а.

Таблица 4а

Итоговая таблица характерных скоростей горизонтального полёта самолёта с ТВД

$V$ [км/ч] $H$ [км]	$V_{т.мин}$	$V_{эк}$	$V_{наив}$	$V_{max}$	$V_{наб}$	$N_{изб.мах}$ [кВт]	$V_y^*_{max}$ [м/с]
0							
3							
6							
и т.д.							

По данным итоговой таблицы построить диаграмму диапазона истинных скоростей [3, рис.3.23] или [4, рис.2.16].

#### Примечание

1. Диаграмма диапазона истинных скоростей на больших высотах (близких к потолку) достраивается окончательно после определения теоретического потолка  $H_T$  (см. следующий параграф).

2. При достроении диаграммы необходимо иметь в виду, что на теоретическом потолке  $V_{т.мин} = V_{наб} = V_{max}$  (сходятся в одной точке).

#### 1.7. Определение максимальной вертикальной скорости, скорости набора высоты и потолка самолёта с ТВД

Указание: проработать теоретический материал [3, с.69 – 83] или [4, с.47 – 56].

Максимальная вертикальная скорость  $V_y^*_{max}$  определяется для установившегося ( $V = const$ ) набора высоты. При этом допущении расчёт  $V_y^*_{max}$  и  $V_{наб}$  сводится к определению  $N_{изб.мах}$  и скорости при нём.

#### Порядок расчёта

1. Ориентируясь на кривые мощностей Жуковского, в зоне наибольшего избытка мощности, на каждой принятой высоте (т.е. на  $H = 0, 3, 6, 9, 12$  км) задаться четырьмя - пятью значениями скоростей.

2. На каждой скорости определить по кривым мощностей значения

располагаемой и потребной мощностей.

3. Вычислить на каждой из них избыток мощности

$$N_{\text{изб}} = N_p - N_{\text{п}}, [\text{Вт}].$$

4. Построить на каждой принятой высоте кривую избытка мощности по скорости  $N_{\text{изб}} = f(V)$  ([3, рис.4.5] или [4, рис.3.4]).

5. По максимумам кривых  $N_{\text{изб}} = f(V)$  определить скорость  $V_{\text{наб}}$ .

6. Вычислить максимальную вертикальную скорость на каждой принятой высоте по формуле

$$V_{y \text{ max}}^* = \frac{N_{\text{изб. max}}}{G_{\text{cp}}} \text{ [м/с]; } G_{\text{cp}} \text{ [Н]}.$$

Результаты расчёта  $V_{\text{наб}}$ ,  $N_{\text{изб. max}}$ ,  $V_{y \text{ max}}^*$  записать в итоговую табл.4а, а сам расчёт оформить в табл. 5а.

Таблица 5а

Расчётная таблица для определения  $V_{\text{наб}}$ ,  $N_{\text{изб. max}}$  самолёта с ТВД

Дано:  $G_{\text{cp}} = \dots$  [Н]; кривые мощностей Жуковского

Высота	№№ п/п	Величина	Принятые или полученные данные
<b>H=0</b>	1	<b>V</b> [км/ч]	Задаются
		[м/с]	Вычисляются
	2	<b>N<sub>p</sub></b> [кВт]	Снимаются с кривой $N_p = f(V)$
	3	<b>N<sub>п</sub></b> [кВт]	Снимаются с кривой $N_{\text{п}} = f(V)$
4	<b>N<sub>изб</sub></b> [кВт]	Вычисляются	
<b>H=3</b>	1	<b>V</b> [км/ч]	Задаются
		[м/с]	Вычисляются
	2	<b>N<sub>p</sub></b> [кВт]	Снимаются с кривой $N_p = f(V)$
	3	<b>N<sub>п</sub></b> [кВт]	Снимаются с кривой $N_{\text{п}} = f(V)$
4	<b>N<sub>изб</sub></b> [кВт]	Вычисляются	
и т.д.			

7. По данным расчёта, занесённым в итоговую табл.4а, построить кривые изменения  $V_{\text{наб}}$  и  $V_{y \text{ max}}^*$  по высоте полёта. Кривая  $V_{\text{наб}} = f(H)$  строится на рисунке, на котором построена диаграмма диапазона истинных скоростей, а кривая  $V_{y \text{ max}}^* = f(H)$  - на отдельном рисунке [3, рис.4.8] или [4, рис.3.7].

8. По кривой  $V_y^*_{\max} = f(H)$  определяются теоретический  $H_T$  и практический  $H_{пр}$  потолка самолёта [3, рис.4.7] или [4, рис.3.6].

### 1.8. Определение характерных скоростей горизонтального полёта методом тяг и построение диаграммы диапазона скоростей самолёта с ТРД

Указание: проработать теоретический материал [3, с.46 — 58] или [4, с.26 — 37].

У самолёта с ТРД в качестве характерных скоростей в горизонтальном полёте принимают скорости:  $V_{т.мин}$  - теоретическую минимальную,  $V_{наив}$  - наивыгоднейшую,  $V_{крс}$  - крейсерскую,  $V_{max}$  - максимальную,  $V_{пр.мин}$  - практически минимальную (минимального газа). Характерные скорости  $V_{т.мин}$ ,  $V_{наив}$ ,  $V_{крс}$ ,  $V_{max}$  определяются после построения кривых тяг Жуковского графическим методом [3, рис.3.15] или [4, рис.2.4].

Ввиду того, что практически минимальная скорость  $V_{пр.мин}$  близка к наивыгоднейшей скорости  $V_{наив}$  в курсовой работе  $V_{пр.мин}$  не определяется.

Полученные значения всех характерных скоростей на всех принятых высотах необходимо свести в итоговую табл. 4б.

Таблица 4б

Итоговая таблица характерных скоростей горизонтального полёта самолёта с ТРД

$V$ [км/ч] $H$ [км]	$V_{т.мин}$	$V_{наив}$	$V_{крс}$	$V_{max}$	$V_{наб}$	$N_{изб.маx}$ [кВт]	$V_y^*_{max}$ [м/с]
0							
3							
6							
и т.д.							

По данным итоговой таблицы построить диаграмму диапазона истинных скоростей [3, рис.3.23] или [4, рис.2.16].

#### Примечание

1. Диаграмма диапазона истинных скоростей на больших высотах (близких к потолку) достраивается окончательно после определения теоретического потолка  $H_T$  (см. следующий раздел).

2. При достроении диаграммы необходимо иметь в виду, что на теоретическом потолке  $V_{т.мин} = V_{наб} = V_{max}$  (сходятся в одной точке).

### 1.9. Определение максимальной вертикальной скорости, скорости набора высоты и потолка самолёта с ТРД

Указание: проработать теоретический материал [3, с.69 – 83] или [4, с.47 – 56].

Максимальная вертикальная скорость  $V_{y^*max}$  определяется для установившегося ( $V = \text{const}$ ) набора высоты. При этом допущении расчёт  $V_{y^*max}$  и  $V_{наб}$  сводится к определению  $N_{изб.max}$  и скорости при нём.

#### Порядок расчёта

1. Ориентируясь на кривые тяг Жуковского, в зоне наибольшего избытка тяги, на каждой принятой высоте (т.е. на  $H = 0, 3, 6, 9, 12$  км) задаться четырьмя - пятью значениями скоростей (наименьшее значение скорости должно быть примерно равно или чуть больше значения скорости при минимальной потребной тяге).

2. На каждой скорости определить по кривым Жуковского значения располагаемой и потребной тяг.

3. Вычислить на каждой из них избыток тяги

$$F_{изб} = F_p - F_n, [Н].$$

4. Подсчитать избыток мощности, умножив  $F_{изб}$  на скорость  $V$ [м/с].

$$N_{изб} = F_{изб} \cdot V, [Вт].$$

5. Построить на каждой принятой высоте кривую избытка мощности  $N_{изб}=f(V)$ .

6. По максимумам кривых  $N_{изб}=f(V)$  определить скорость  $V_{наб}$  [3, рис.4.5] или [4, рис.3.4].

7. Вычислить максимальную вертикальную скорость на каждой принятой высоте по формуле

$$V_{y^*max} = \frac{N_{изб.max}}{G_{cp}}, [м/с]; G_{cp}[Н].$$

Результаты расчета  $V_{наб}$ ,  $N_{изб.max}$ ,  $V_{y^*max}$  записать в итоговую табл. 4б, а сам расчет оформить в табл. 5б.



Расчётная таблица для определения  $V_{\text{наб}}$  и  $N_{\text{изб.мах}}$  самолёта с ТРД

Дано:  $G_{\text{ср}} = \dots [н]$ ; кривые тяг Жуковского.

Высота	№№ п/п	Величина		Принятые или полученные данные		
<b>H=0</b>	1	<b>V</b>	[км/ч]		Задаются	
	2		[м/с]		Вычисляются	
	3	<b>F<sub>p</sub>[н]</b>			Снимаются с кривой <b>F<sub>p</sub>=f(V)</b>	
	4	<b>F<sub>n</sub>[н]</b>			Снимаются с кривой <b>F<sub>n</sub>=f(V)</b>	
	5	<b>F<sub>изб</sub>[н]</b>			Вычисляются	
	6	<b>N<sub>изб</sub>[Вт]</b>			Вычисляются	
<b>H=3</b>	1	<b>V</b>	[км/ч]		Задаются	
	2		[м/с]		Вычисляются	
	3	<b>F<sub>p</sub>[н]</b>			Снимаются с кривой <b>F<sub>p</sub>=f(V)</b>	
	4	<b>F<sub>n</sub>[н]</b>			Снимаются с кривой <b>F<sub>n</sub>=f(V)</b>	
	5	<b>F<sub>изб</sub>[н]</b>			Вычисляются	
	6	<b>N<sub>изб</sub>[Вт]</b>			Вычисляются	
и т.д.						

8. По данным расчёта, занесённым в итоговую табл.4б, построить кривые изменения  $V_{\text{наб}}$  и  $V_{y^*_{\text{мах}}}$  по высоте полёта. Кривая  $V_{\text{наб}} = f(H)$  строится на рисунке, на котором построена диаграмма диапазона истинных скоростей, а кривая  $V_{y^*_{\text{мах}}} = f(H)$  - на отдельном рисунке [3, рис.4.7] или [4, рис.3.6].

9. По кривой  $V_{y^*_{\text{мах}}} = f(H)$  определяются теоретический  $H_T$  и практический  $H_{\text{пр}}$  потолка самолёта [3, рис.4.7] или [4, рис.3.6].

#### 1.10. Расчёт и построение барограммы набора высоты (барограммы подъёма) самолётов с ТВД и ТРД

Указание: проработать теоретический материал [3, с.80 – 83] или [4, с.54].

Расчёт минимального времени набора заданной высоты сводится к определению интеграла

$$t_{\text{наб}} = \int_0^H \frac{dH}{V_{y^*_{\text{мах}}}}$$

Задача решается численными методами.

### Порядок расчёта

1. Используя график  $V_{y \max}^* = f(h)$ , построить подынтегральную функцию  $1/V_{y \max}^* = f(h)$  на отдельном рисунке в диапазоне высот  $H = 0 \div H_{\text{пр}}$ .

2. Руководствуясь этим рисунком, разбить высоту (от  $H = 0$  до  $H = H_{\text{пр}}$ ) на ряд элементарных участков, выбрав интервал высоты  $\Delta H$  из условия, чтобы подынтегральная функция  $1/V_{y \max}^*$  изменялась на интервале не более чем в 1,5 раза.

3. Определить среднее значение подынтегральной функции в каждом выбранном интервале

$$\left( \frac{1}{V_{y \max}^*} \right)_{\text{ср}} = 0,5 \left[ \left( \frac{1}{V_{y \max}^*} \right)_{\text{ни}} + \left( \frac{1}{V_{y \max}^*} \right)_{\text{ни} + \Delta H} \right], \left[ \frac{\text{с}}{\text{м}} \right].$$

4. Вычислить время набора каждого выбранного интервала высоты

$$\Delta t_{\text{наб}} = \left( \frac{1}{V_{y \max}^*} \right)_{\text{ср}} \cdot \frac{\Delta H}{60}, [\text{мин}]; \Delta H [\text{м}].$$

5. Последовательным суммированием времени набора высоты всех предыдущих участков определить время набора принятой высоты

$$t_{\text{наб}} = \sum_{H=0}^{H_{\text{пр}}} \Delta t, [\text{мин}].$$

Расчёт свести в табл. 6.

Таблица 6

Расчётная таблица для построения барограммы подъёма

Дано: зависимость  $V_{y \max}^* = f(h)$ .

№№ п/п	Величина	Принятые или полученные данные				
		1	<b>H [м]</b>	0	3000	....
2	<b><math>V_{y \max}^*</math> [м/с]</b>	Снимаются с кривой $V_{y \max}^* = f(h)$				
3	<b><math>1/V_{y \max}^*</math> [с/м]</b>	Вычисляются				
4	<b><math>\Delta H</math> [м]</b>	-	3000	.	....	
5	<b><math>(1/V_{y \max}^*)_{\text{ср}}</math> [с/м]</b>	-				
6	<b><math>\Delta t_{\text{наб}}</math> [мин]</b>	-				
7	<b><math>t_{\text{наб}}</math> [мин]</b>	0				

По данным расчёта построить барограмму подъёма на рисунке, на

котором была построена подынтегральная функция  $1/V_y^*_{\max} = f(h)$ .

### 1.11. Расчёт и построение поляры скоростей планирования самолётов с ТВД и ТРД

Указание: проработать теоретический материал [3, с. 94 – 96] или [4, с.61 – 63]. Расчёт планирования сводится к расчёту и построению поляры скоростей планирования и определению режимов наибольшей дальности планирования и наибольшей продолжительности планирования. Расчёт проводится на средней высоте  $H_{cp} = H_p/2$  и при посадочной массе самолёта

$$m_{пл} = m_{пос} = m_0 - 0,9m_T, \text{ [кг]}.$$

Необходимую для расчётов поляру планирования можно принять совпадающей с полярой самолёта  $C_{ya} = f(C_{xa})$ , взятой без учёта волнового сопротивления (т.е. при  $M < 0,3$ ).

#### Порядок расчёта

1. Задаться рядом значений коэффициента подъёмной силы с интервалом  $0,1 \div 0,2$ , начиная с  $C_{ya} = 0,5C_{ya \text{ наиб}}$  и кончая  $C_{ya \text{ макс}}$ . Задаваться коэффициентом  $C_y$  следует с точностью до одного знака после запятой, кроме  $C_{ya \text{ наиб}}$  и  $C_{ya \text{ макс}}$ , которые берутся такими, какие они есть.

2. По поляре самолёта при принятых значениях  $C_{ya}$  определить соответствующие им значения коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$ .

3. Вычислить при каждом принятом значении коэффициента  $C_{ya}$  аэродинамическое качество

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}.$$

4. Определить тангенс угла планирования  $\Theta_{пл}$

$$\text{tg}\Theta_{пл} = \frac{1}{K}.$$

5. Определить по значению  $\text{tg}\Theta_{пл}$  угол планирования  $\Theta_{пл}$ , воспользовавшись таблицами тригонометрических функций.

6. По найденному углу  $\Theta_{пл}$  определить значения  $\cos\Theta_{пл}$ ,  $\sin\Theta_{пл}$ .

7. Подсчитать скорость планирования по формуле

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G_{пл} \cos\Theta_{пл}}{\rho_{H_{cp}} S C_{ya}}}, \text{ [м/с]; } G_{пл} = m_{пл} \cdot g.$$

8. Вычислить горизонтальную и вертикальную составляющие скорости планирования

$$V_x = V_{пл} \cos\Theta_{пл}, \text{ [м/с]},$$

$$V_y = V_{пл} \sin\Theta_{пл}, \text{ [м/с]}.$$

9. Руководствуясь полученными значениями скоростей  $V_x$  и  $V_y$ , построить полярю скоростей планирования (масштаб для  $V_x$  берётся в 5 — 10 раз меньше, чем для  $V_y$ ) [3, рис.5.5] или [4, рис.4.2].

10. Сделать разметку углов атаки на поляре скоростей планирования. Чтобы исключить дробные значения углов  $\alpha$ , необходимо по результатам расчёта предварительно построить зависимость  $V_x = f(\alpha)$  и затем воспользоваться ею для разметки углов атаки на поляре скоростей планирования.

11. Пользуясь полученной поляррой, определить режимы наибольшей дальности планирования (путём проведения к поляре касательной из начала координат) и наибольшего времени планирования (путём проведения касательной к ней, параллельной оси абсцисс).

Расчёты оформить в табл.7.

Таблица 7

Расчётная таблица для построения поляры скоростей планирования

Дано:  $G_{пл} = \dots [н]$ ;  $S = \dots [м^2]$ ;  $H_{ср} = \dots [м]$ ;  $\rho_{ср} = \dots [кг/м^3]$ ; поляра самолёта  $C_{ya} = f(C_{xa})$ .

№№ п/п	Величина	Принятые или полученные данные				
		$0,5 C_{v \text{ наив}}$	....	....		$C_{v \text{ max}}$
1	$C_{ya}$					
2	$C_{xa}$		Снимаются с поляры самолета			
3	$K$		Вычисляются			
4	$tg\Theta$		Вычисляются			
5	$\Theta$ [град]		Определяются			
6	$\sin\Theta$		Определяются			
7	$\cos\Theta$		Определяются			
8	$V_{пл}$ [м/с]		Вычисляются			
9	$V_{хпл}$ [м/с]		Вычисляются			
10	$V_{впл}$ [м/с]		Вычисляются			
11	$A$ [град]		Определяются по зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$			

После таблицы привести значения углов атаки и скоростей, соответствующих наибольшей дальности и продолжительности планирования.

## 2. РАСЧЁТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА

Указание: проработать теоретический материал [3, с.98 – 112] или [4, с.63 – 75]. Дальность полёта самолёта  $L$  складывается из пути, пройденного самолётом по горизонтали в процессе набора высоты  $L_{\text{наб}}$ , горизонтального полёта  $L_{\text{г.п}}$  и снижения  $L_{\text{сн}}$  (планирования  $L_{\text{пл}}$ )

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{г.п}} + L_{\text{сн}}, \text{ [км]}.$$

Аналогично определяется продолжительность полёта

$$t = t_{\text{наб}} + t_{\text{г.п}} + t_{\text{сн}}, \text{ [км]}.$$

В курсовой работе расчёт дальности и продолжительности полёта сводится к определению дальности и продолжительности при заданном крейсерском режиме горизонтального полёта, который указан в задании ( $V_{\text{крс}}, H_p$ ).

### 2.1. Расчет дальности и продолжительности набора высоты

При заданной высоте полета  $H_p$  продолжительность набора высоты  $t_{\text{наб}}$  находится по барограмме самолета. Определение дальности набора высоты сводится к нахождению интеграла вида:

$$L_{\text{наб}} = \int_0^{t_{\text{наб}}} V_x dt = \int_0^{t_{\text{наб}}} V_{\text{наб}} \cdot \cos\Theta \cdot dt.$$

Задача может решаться численными методами. Однако для дозвуковых гражданских самолетов угол наклона траектории на режиме наиболее быстрого набора высоты мал (менее  $10^\circ$ ), поэтому допустимо принять  $\cos\Theta \cong 1$ . Если при этом скорость  $V_{\text{наб}}$  от  $H=0$  до  $H=H_p$  изменяется не более чем в 1,5 раза, то дальность набора высоты можно определить по формуле:

$$L_{\text{наб}} = V_{\text{наб.ср}} \cdot t_{\text{наб}}, \text{ [км]},$$

$$\text{где } V_{\text{наб.ср}} = \frac{1}{2} \left( V_{\text{наб.}H=0} + V_{\text{наб.}H=H_p} \right) \left[ \frac{\text{км}}{\text{ч}} \right].$$

#### Примечание:

Если окажется, что в диапазоне высот  $H=0-H_p$   $V_{\text{наб}}$  изменяется более чем в 1,5 раза, то необходимо провести дробление диапазона (на 2 или 3 части) и определить  $V_{\text{наб.ср}}$  в каждом интервале высот  $\Delta H$ .

### 2.2. Расчет дальности и продолжительности горизонтального полета

Указание: проработать теоретический материал [3, с.100-104] или [4, с. 66-67].

В общем случае дальность и продолжительность горизонтального полета определяются выражениями:

$$L_{г.п} = - \int_{m_{нач}}^{m_{кон}} \frac{dm}{q_k} = \int_0^{m_{тг.п}} \frac{dm_{тг.п}}{q_k}, [км];$$

$$t_{г.п} = - \int_{m_{нач}}^{m_{кон}} \frac{dm}{q_{ч}} = \int_0^{m_{тг.п}} \frac{dm_{тг.п}}{q_{ч}}, [ч],$$

где  $q_{ч}$  - часовой расход топлива, [кг/ч];

$q_k$  - километровый расход топлива, [кг/км];

$m_{нач}$ ,  $m_{кон}$  - масса самолета в начале и в конце горизонтального полета на крейсерском режиме, [кг];

$m_{тг.п} = (m_{нач} - m_{кон})$  - запас топлива, который может быть израсходован в горизонтальном полете, [кг].

Если во всем диапазоне изменения массы самолета от  $m_{нач}$  до  $m_{кон}$  расход топлива ( $q_{ч}$  и  $q_k$ ) изменяется менее чем в 1,5 раза (что, как правило, имеет место для дозвуковых гражданских самолетов), то дальность и продолжительность горизонтального полета приближенно можно определить по формулам:

$$L_{г.п.} = \frac{m_{тг.п.}}{q_{k,ср}}, [км],$$

$$t_{г.п.} = \frac{m_{тг.п.}}{q_{ч,ср}}, [ч],$$

где  $q_{k,ср}$ ,  $q_{ч,ср}$  - средние километровый и часовой расходы топлива вычисляются при  $m = const = m_{ср}$  и  $V_{крс}$ ,  $H_p$ .

При заданной крейсерской скорости  $V_{крс}$  [км/ч] дальность и продолжительность полета связаны между собой соотношением:

$$L_{г.п.} = V_{крс} \cdot t_{г.п.}, [км],$$

и для расчета дальности и продолжительности полета достаточно определить или  $L_{г.п}$  или  $t_{г.п.}$ , а затем воспользоваться этим соотношением.

#### Порядок расчета:

1. Определить массу самолета в конце горизонтального полета

$$m_{кон} = m_0 - 0,9m_{тг.п.}, [кг].$$

2. Определить средний часовой расход топлива в процессе набора высоты (т.е., когда двигатели не задресселированы) для  $H = H_p/2$  и  $V_{наб.ср}$ .

$$\text{ТРД: } q_{ч,ср} = C_p \cdot F_p, [кг/ч];$$

$$\text{ТВД: } q_{ч,ср} = C_e \cdot i \cdot N_z, [кг/ч],$$

где  $C_p \left[ \frac{кг \cdot \text{ТОПЛ}}{н \cdot ч} \right]$ ,  $C_e \left[ \frac{кг \cdot \text{ТОПЛ}}{квт \cdot ч} \right]$  - удельные расходы топлива ТРД и ТВД,

они вычисляются по формулам

$C_p = \overline{C_p} \cdot C_{po}, C_e = \overline{C_e} \cdot C_{eo}$ . Здесь  $\overline{C_p}, \overline{C_e}$  относительные удельные расходы топлива ТРД и ТВД, определяются с помощью графиков на рис. 1 (для ТРД) и рис. 2 (для ТВД, см. Приложение) для условий  $H = H_p/2$  и

$$V = V_{\text{наб.ср}} = 0,5 \left( V_{\text{наб.н=0}} + V_{\text{наб.н=нр}} \right);$$

$C_{po}, C_{eo}$  - статические удельные расходы топлива ТРД и ТВД, берутся из задания;

$F_p[H], N_э[kВт]$  - располагаемая тяга и эквивалентная мощность, определяются с помощью графиков на рис. 1 (для ТРД) и 2 (для ТВД, см. Приложение) для условий  $H = H_p/2$  и  $V = V_{\text{наб.ср}}$ .

3. Определить расход топлива на набор расчетной высоты:

$$m_{\text{Т.наб.}} = q_{\text{ч.ср.}} \cdot \frac{t_{\text{наб}}}{60}, [кг],$$

где  $t_{\text{наб}}$  [мин] — снимается с барограммы самолета.

4. Вычислить массу самолета в начале горизонтального полета:

$$m_{\text{нач}} = (m_0 - m_{\text{Т.наб}}), [кг].$$

5. Вычислить значение коэффициента подъемной силы, потребного для горизонтального полета на заданном режиме ( $V_{\text{крс}}, H_p$ )

$$C_{ya} = \frac{2G_{\text{ср}}}{\rho_{H_p} \cdot S \cdot V_{\text{крс}}^2}.$$

6. По поляре  $C_{ya} = f(C_{xa})$ , соответствующей числу  $M_{\text{крс}} = V_{\text{крс}}/a$ , прочитав значение коэффициента лобового сопротивления  $C_{xa}$  (при вычисленном значении  $C_{ya}$ ) и подсчитать аэродинамическое качество  $K = C_{ya}/C_{xa}$ .

7. Определить тягу (мощность) при задросселированном двигателе

$$\text{ТРД: } F_n = F^D = \frac{G_{\text{ср}}}{K}, [Н];$$

$$\text{ТВД: } N_n = N^D = \frac{G_{\text{ср}}}{K} V_{\text{крс}}, [Вт];$$

$$N_n^D = \frac{N^D}{i\eta_v}, [Вт],$$

где  $\eta \cong 0,85 - 0,86$  - значение КПД винта на крейсерском режиме (здесь и далее введены обозначения: верхний индекс «д» означает, что двигатель задросселирован, индекс «н» означает, что двигатель не задросселирован).

8. На заданном крейсерском режиме горизонтального полета определить тягу (мощность) и удельный расход топлива при незадросселированном двигателе

$$\text{ТРД: } F_p^H = \overline{F_p} i P_o, [Н];$$

$$C_p^H = \overline{C_p^H} C_{p_0}, \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{ТОПЛ}}{\text{Н} \cdot \text{ч}} \right].$$

$$\text{ТВД: } N_3^H = \overline{N_3^H} N_{3_0}, [\text{Вт}];$$

$$C_e^H = \overline{C_e^H} C_{e_0}, \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{ТОПЛ}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}} \right],$$

где  $\overline{F_p^H}$ ,  $\overline{N_3^H}$ ,  $\overline{C_p^H}$ ,  $\overline{C_e^H}$  относительные значения тяги (мощности) и удельного расхода топлива (при незадресселированном двигателе) определяются по типовым характеристикам (рис. 1 или 2, см. Приложение) на заданном режиме полета ( $V_{крс}$ ,  $H_p$ ).

9. Вычислить степень дросселирования двигателя

$$\text{ТРД: } \overline{F} = \frac{F^D}{F_p^H};$$

$$\text{ТВД: } \overline{N} = \frac{N_3^D}{N_3^H}.$$

10. По графикам  $\overline{C_p} = f(\overline{F})$ ,  $\overline{C_e} = f(\overline{N})$  на рис. 5 и рис. 6 (см. Приложение) при полученном значении степени дросселирования определить относительный удельный расход топлива при задресселированном двигателе  $\overline{C_p^D}$ ,  $\overline{C_e^D}$ .

11. Вычислить удельный расход топлива при задресселированном двигателе

$$\text{ТРД: } C_p^D = \overline{C_p^D} C_p^H, \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{ТОПЛ}}{\text{Н} \cdot \text{ч}} \right];$$

$$\text{ТВД: } C_e^D = \overline{C_e^D} C_e^H, \left[ \frac{\text{кг} \cdot \text{ТОПЛ}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}} \right].$$

12. Определить средний часовой расход топлива в горизонтальном полете

$$\text{ТРД: } q_{ч.ср} = C_p^D F_n, [\text{кг/ч}];$$

$$\text{ТВД: } q_{ч.ср} = C_e^D N_3^D i, [\text{кг/ч}], N_3^D [\text{кВт}].$$

13. Найти продолжительность горизонтального полета

$$t_{г.п} = \frac{m_{г.п}}{q_{ч.ср}}, [\text{ч}].$$

14. Определить дальность горизонтального полета

$$L_{г.п} = t_{г.п} V_{крс}, [\text{км}]; V_{крс} [\text{км/ч}].$$

### 2.3. Расчет дальности и продолжительности снижения (планирования)

Указание: проработать теоретический материал [3 с. 92-94] или [4 с. 59-61]. Расчет дальности и продолжительности планирования производится при



предположении, что планирование имеет место под наивыгоднейшим углом атаки  $\alpha_{\text{наив}}$ , т.е. при максимальном аэродинамическом качестве самолета  $K_{\text{max}}$ .

В этих условиях в общем случае дальность планирования:

$$L_{\text{пл}} = \int_0^{H_p} K_{\text{max}} dH, \text{ [км]}.$$

Для дозвуковых самолетов  $K_{\text{max}}$  допустимо принять постоянным и равным его значению на  $H_{\text{ср}} = H_p/2$ , а  $V = \text{const}$  и равной скорости планирования на этой средней высоте. В этом случае

$$L_{\text{пл}} = K_{\text{max}} H_p, \text{ [км]};$$

$$t_{\text{пл}} = \frac{L_{\text{пл}}}{V_{\text{пл.ср}}}, \text{ [ч]}.$$

Значения  $K_{\text{max}}$  и  $V_{\text{пл.ср}}$  берутся по результатам расчета поляры скорости планирования на  $H_{\text{ср}} = H_p/2$ . В конце расчетов определить дальность и продолжительность полета

$$L = L_{\text{наб.}} + L_{\text{г.п}} + L_{\text{пл}}, \text{ [км]};$$

$$t = t_{\text{наб.}} + t_{\text{г.п}} + t_{\text{пл}}, \text{ [ч]}.$$

### 3. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА

Расчет взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) самолета сводится к определению фактических и потребных дистанций разбега, взлетной и посадочной дистанций самолета.

#### 3.1. Расчет фактической взлетной дистанции самолета

Указание: проработать теоретический материал [3, с. 135-143] или [4, с. 87-94]. Взлетная дистанция (собственно взлет) складывается из дистанции (длины) разбега  $L_p$  и дистанции воздушного взлетного участка  $L_1$

$$L_{\text{взл}} = L_p + L_1, \text{ [м]}.$$

а) Расчет длины разбега. Приблизительно расчет длины разбега можно провести по формуле

$$L_p = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2g \left[ \frac{F_{\text{р.ср}}}{G_o} - f_{\text{пр}}^L \right]}, \text{ [м]},$$

где  $V_{\text{отр}}$  - скорость отрыва самолета, [м/с];

$F_{\text{р.ср}}$  - значение тяги двигателей при скорости  $V = 0,7V_{\text{отр}}$ , [Н];

$f_{\text{тр}}^L \cong f + (0,02...0,035)$ , [-] - значение приведенного коэффициента трения в условиях разбега;  
 $f$  [-] - коэффициент трения при разбеге (табл. 8).

### Порядок расчета

1. Определить скорость отрыва в первом приближении (без учета влияния работы двигателей и обдувки крыла винтами ТВД)

$$V_{\text{отр}}^1 = \sqrt{\frac{2G_o}{\rho_o S C_{y.\text{отр}}}}, [\text{м/с}];$$

$C_{y.\text{отр}}$  - коэффициент подъемной силы при отрыве, определяется при угле атаки  $\alpha_{\text{отр}}$  по кривой  $C_y=f(\alpha)$ , построенной с учетом влияния механизации и близости земли в условиях взлета;

$\alpha_{\text{отр}}$  - угол атаки при отрыве берется по статистике, как правило, в пределах  $7.5^\circ$ -  $9.5^\circ$ , хотя для отдельных самолетов он может быть принят  $11^\circ$  и даже  $12^\circ$ .

2. По кривым располагаемых тяг (мощностей) Жуковского определить по значению скорости  $V = V_{\text{отр}}^1$  тягу двигателей при отрыве самолета  $F_{\text{р.отр}}$  [Н].

Для самолета с ТВД 
$$F_{\text{р.отр}} = \frac{N_{\text{р.отр}}}{V_{\text{отр}}^1}.$$

3. Для самолета с ТВД определить приращение коэффициента подъемной силы  $\Delta C_{y.\text{обд}}$ , обусловленное обдувкой крыла винтами. Величина  $\Delta C_{y.\text{обд}}$  определяется по графику (рис.7, см. Приложение) в зависимости от относительной площади крыла, обдуваемой винтами

$$\bar{S}_{\text{обд}} = \frac{S_{\text{обд}}}{S}, \text{ и коэффициента нагрузки на винт } B.$$

Площадь крыла, обдуваемая винтами, подсчитывается по формуле:

$$S_{\text{обд}} = \sum D b_i, [\text{м}],$$

где  $D$  - диаметр винта, [м];

$b_i$  - хорда крыла по оси винта  $i$ -го двигателя, [м].

Коэффициент нагрузки на винт определяется по формуле:

$$B = \frac{F_{\text{р.отр}}}{i \rho_o (V_{\text{отр}}^1)^2 F}, [-], \text{ где } F = \frac{\pi D^2}{4} \text{ площадь, ометаемая винтом, } [\text{м}^2];$$

$$F_{\text{р.отр}} [\text{Н}]; \rho_o [\text{кг/м}^3]; V_{\text{отр}} [\text{м/с}].$$

4. Определить скорость отрыва (с учетом влияния работы двигателей и обдувки крыла винтами ТВД)

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2G_o}{\rho_o S C_{y.отр}} \left(1 - \frac{F_{p.отр} \alpha_{отр}}{G_o}\right)}, \text{ [м/с]},$$

где  $\alpha_{отр}$  [рад];

$$C_{y.отр} = C_{y.отр\alpha_{отр}} + \Delta C_{y.обд} \text{ (для самолета с ТВД).}$$

5. Подобрать по табл. 8 коэффициент трения  $f$  при разбеге (принимается постоянным).

Таблица 8

Значение коэффициента трения  $f$  при разбеге

Состояние поверхности	Коэффициент трения	
	качения	скольжения
1	2	3
<ul style="list-style-type: none"> <li>Сухое бетонное покрытие с заделкой швов или асфальтированное покрытие в хорошем состоянии</li> </ul>	0,02	
<ul style="list-style-type: none"> <li>Сухое бетонное покрытие с незаделанными швами и местными неровностями</li> </ul>	0,03-0,04	0,3-0,35
<ul style="list-style-type: none"> <li>Мокрое бетонное покрытие, ровное грунтовое поле с утопанным травяным покровом, хорошо укатанный снег</li> </ul>	0,04-0,05	
<ul style="list-style-type: none"> <li>Грунтовое поле с небольшой травой, талый снег толщиной 10-12 мм на твердом основании</li> </ul>	0,05-0,06	
<ul style="list-style-type: none"> <li>Грунтовое поле с высокой травой, плохо укатанный снег</li> </ul>	0,06-0,07	0,27-0,32
<ul style="list-style-type: none"> <li>Грунтовое поле с сухими кочками и невысокой травой</li> </ul>	0,07-0,09	0,18-0,25
<ul style="list-style-type: none"> <li>Грунтовой поле с мокрой травой</li> </ul>	0,09-0,12	0,10-0,15
<ul style="list-style-type: none"> <li>Поле, покрытое снегом или обледеневшее</li> </ul>	0,08-0,15	0,06-0,1
<ul style="list-style-type: none"> <li>Поле, покрытое рыхлым песком, грязь</li> </ul>	0,15-0,3	

6. Вычислить значение приведенного коэффициента трения в условиях разбега  $f_{пр}^L$

7. Определить среднее значение тяги двигателей при разбеге  $F_{p.cр}$  [Н].

Определяется по кривым располагаемых тяг (мощностей) Жуковского при скорости  $V=0,7V_{отр}$ .

$$\text{Для самолета с ТВД } F_{p.cр} = \frac{N_{p0,7V_{отр}}}{0,7V_{отр}}.$$

8. Рассчитать длину разбега

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g \left[ \frac{F_{p,ср}}{G_o} - f_{пр}^L \right]}, [м].$$

б) Расчет дистанции воздушного взлетного участка

Приближенно расчет дистанции  $L_1$  можно провести по формуле:

$$L_1 = \frac{G_o}{F_{изб.ср}} \left( \frac{V_2^2 - V_{отр}^2}{2g} + H_{взл} \right), [м],$$

где  $H_{взл} = 10,7$  м - высота условного (стандартного) препятствия на взлете (над уровнем ВПП в точке отрыва самолета);

$V_2$  - безопасная скорость взлета (на высоте  $H_{взл}$ );

$F_{изб.ср}$  - среднее значение избытка тяги в процессе разгона от  $V_{отр}$  до  $V_2$  с одновременным набором высоты  $H_{взл} = 10,7$  м.

Порядок расчета

1. Определить безопасную скорость взлета:

Приближенно скорость  $V_2$  находится в диапазоне

$$V_2 = (1,05 - 1,25) V_{отр}.$$

В среднем она равна:

$$V_2 = (1,10 - 1,15) V_{отр}.$$

2. Провести проверку, удовлетворяют ли нормам летной годности самолетов (НЛГС) найденные по рекомендованной методике скорости  $V_{отр}$  и  $V_2$ .

По НЛГС скорость отрыва самолета должна не менее чем на 10% превышать скорость сваливания  $V_c$  во взлетной конфигурации

$$V_{отр} \geq 1,1 V_c.$$

Скорость сваливания можно рассчитать по формуле:

$$V_c = \sqrt{\frac{2G_o}{\rho S C_{yc}}}, [м/с],$$

где  $C_{yc}$  - коэффициент подъемной силы сваливания, определяемый по зависимости  $C_{ya} = f(\alpha)$  с учетом влияния близости земли при угле атаки сваливания  $\alpha_c$ .

Приближенно  $\alpha_c$  можно принять  $\alpha_c = \alpha_{кр.взл} - (1^\circ \div 3^\circ)$ .

По НЛГС безопасная скорость взлета самолета  $V_2$  должна не менее чем на 20% (при 2<sup>x</sup> -3<sup>x</sup> двигателях) или на 15% (при 4<sup>x</sup> двигателях) превышать скорость сваливания  $V_c$  при взлетной конфигурации.

Примечание. В случае, если скорость  $V_{отр}$  и  $V_2$  не удовлетворяют НЛГС, провести их корректировку (уменьшить угол атаки при отрыве  $\alpha_{отр}$ ) и пересчитать все величины, которые зависят от  $V_{отр}$ .

3. Определить среднее значение избытка тяги в процессе разгона.

$F_{\text{изб.ср}}$  определяется как среднеарифметическое избытка тяги при  $V = V_{\text{отр}}$  и  $V = V_2$  во взлетной конфигурации самолета

$$F_{\text{изб.ср}} = 0,5 (F_{\text{изб.}V_{\text{отр}}} + F_{\text{изб.}V_2}), [\text{Н}].$$

Располагаемая тяга (мощность) на этих скоростях находится по кривым располагаемых тяг (мощностей) Жуковского на  $H=0$  (для самолета с ТВД  $F_p = N_p/V$ ).

Потребная тяга при  $V=V_{\text{отр}}$  и  $V=V_2$  определяется по формуле

$$F_n = \frac{G_0}{K}, [\text{Н}],$$

где  $K = C_y/C_x$ ,  $C_y = 2G_0/\rho_0 S V^2$ , значение  $C_x$  снимается с поляры самолета при вычисленном значении  $C_y$  (взлетная конфигурация).

4. Определить дистанцию воздушного взлетного участка по формуле:

$$L_1 = \frac{G_0}{F_{\text{нбр.ср}}} \left( \frac{V_2^2 - V_{\text{отр}}^2}{2g} + H_{\text{взл}} \right), [\text{М}].$$

После этого подсчитывается взлетная дистанция  $L_{\text{взл}} = L_p + L_1$ , [М].

### 3.2. Расчет фактической посадочной дистанции самолета

Указание: проработать теоретический материал [3, с. 143-151] или [4 с. 94-101]. Посадочная дистанция (собственно посадка) складывается из дистанции воздушного посадочного участка  $L_{\text{в.пос}}$  и дистанции (длины) пробега  $L_{\text{пр}}$

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{в.пос}} + L_{\text{пр}}, [\text{М}].$$

а) Расчет дистанции воздушного посадочного участка

Приблизительно расчет дистанции  $L_{\text{в.пос}}$  можно провести по формуле:

$$L_{\text{в.пос}} = K_{\text{ср}} \left( \frac{V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} + H_{\text{пос}} \right), [\text{М}]$$

где  $H_{\text{пос}} = 15\text{м}$  - высота условного (стандартного) посадочного препятствия (над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета);

$V_{\text{пл}}$  - скорость предпосадочного планирования (на высоте  $H_{\text{пос}}$ ), [м/с];

$V_{\text{пос}}$  - посадочная скорость самолета (в момент касания основными его опорными устройствами поверхности ВПП), [м/с];

$K_{\text{ср}}$  - среднее аэродинамическое качество на участке планирования - парашютирования.

#### Порядок расчета

1. Определить коэффициент подъемной силы при планировании  $C_{y,\text{пл}}$

$$C_{y,\text{пл}} \leq 0,6 C_{y,\text{мах.пос}},$$

где значение  $C_{y, \max, \text{пос}}$  берется с учетом влияния близости земли и механизации крыла в посадочной конфигурации самолета [2].

2. Вычислить аэродинамическое качество самолета в предпосадочном планировании

$$K_{\text{пл}} = \frac{C_{y, \text{пл}}}{C_{x, \text{пл}}},$$

где значение  $C_{x, \text{пл}}$  определяется по посадочной поляре соответственно значению  $C_{y, \text{пл}}$ .

3. Вычислить скорость предпосадочного планирования

$$V_{\text{пл}} = \sqrt{\frac{2G_{\text{пл}}}{\rho_0 S C_{y, \text{пл}}}}, \text{ [м/с]; } \left( \cos \Theta_{\text{пл}} \cong 1 \right),$$

где  $G_{\text{пл}} = G_{\text{пос}} = m_{\text{пос}} g$ , [Н];  $m_{\text{пос}} = m_0 - 0,9m_T$ , [кг].

4. Провести проверку, удовлетворяет ли НЛГС найденная скорость  $V_{\text{пл}}$ .

По НЛГС скорость пересечения входной кромки ВПП при нормальной работе всех двигателей должна быть не менее чем в 1,3 раза больше скорости сваливания  $V_c$  при посадочной конфигурации самолета. Скорость сваливания можно рассчитать по формуле:

$$V_c = \sqrt{\frac{2G_{\text{пл}}}{\rho_0 S C_{y, c}}}, \text{ [м/с]},$$

где  $C_{y, c}$  - коэффициент подъемной силы сваливания, определяемый по зависимости  $C_y = f(\alpha)$  при угле атаки сваливания  $\alpha_c$ .

Приближенно  $\alpha_c \cong \alpha_{\text{кр, пос}} - (1^\circ \div 3^\circ)$ .

Примечание. В случае, если скорость  $V_{\text{пл}}$  не удовлетворяет НЛГС, провести её корректировку (изменить  $C_{y, \text{пл}}$ , см. п. 1 настоящего расчета).

5. Определить посадочную скорость самолета

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2G_{\text{пос}}}{\rho_0 S C_{y, \text{пос}}}}, \text{ [м/с]},$$

где  $C_{y, \text{пос}}$  - значение коэффициента подъемной силы при посадочном угле атаки  $\alpha_{\text{пос}}$ , который принимается обычно равным  $7^\circ - 10^\circ$  (в отдельных случаях  $6^\circ$  или  $11^\circ$ ). Величина  $C_{y, \text{пос}}$  при  $\alpha_{\text{пос}}$  снимается с кривой  $C_y = f(\alpha)$ , построенной для условий посадки (с учетом влияния земли).

6. Вычислить аэродинамическое качество самолета при посадке  $K_{\text{пос}}$  (по посадочной поляре  $C_y = f(C_x)$  соответственно значению  $C_{y, \text{пос}}$ ).

7. Определить среднее значение аэродинамического качества на участке планирования - парашютирования

$$K_{\text{ср}} = 0,5 (K_{\text{пл}} + K_{\text{пос}}).$$

8. Рассчитать дистанцию воздушного посадочного участка по

формуле

$$L_{в.пос} = K_{ср} \left( \frac{V_{пл}^2 - V_{пос}^2}{2g} + 15 \right), [м].$$

б) Расчет длины пробега. Приближенно расчет длины пробега можно провести по формуле

$$L_{пр} = \frac{V_{пос}^2}{g \left[ \frac{C_{x.пр}}{C_{y.пос}} + f_{пр} \left( 2 - \frac{C_{y.пр}}{C_{y.пос}} \right) \right]}, [м],$$

где  $V_{пос}$  - высадочная скорость, [м/с];

$f_{пр}$  - коэффициент трения при пробеге, [-];

$C_{y.пр}$ ,  $C_{x.пр}$  - значения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления в процессе пробега;

$C_{y.пос}$  - значение коэффициента подъемной силы при посадке ( $\alpha = \alpha_{пос}$ ).

#### Порядок расчета

1. По зависимости  $C_y = f(\alpha)$  и посадочной поляре самолета  $C_y = f(C_x)$  (с учетом влияния близости земли) определить  $C_{y.пр}$  и  $C_{x.пр}$  при угле атаки  $\alpha = \alpha_{пр} = \alpha_{ст}$ . Стояночный угол атаки принять равным  $\alpha_{ст} = (1^\circ \div 4^\circ)$ .

2. Задаться коэффициентом трения при пробеге  $f_{пр}$  (принимается постоянным).

Таблица 9

Значения коэффициента трения  $f_{пр}$  при пробеге

Состояние поверхности	Коэффициент трения
Сухое бетонное покрытие (наибольшие значения коэффициента трения следует принимать тогда, когда торможение возможно практически в процессе всего пробега)	0,15-0,30
Мокрое бетонное покрытие	0,1
Бетонированная ВПП, покрытая снегом	0,07
Обледенелая ВПП	0,045
Твердый травянистый грунт (не более).	0,10-0,15

3. Вычислить длину пробега

$$L_{пр} = \frac{V_{пос}^2}{g \left[ \frac{C_{x.пр.}}{C_{y.пос.}} + f_{пр} \left( 2 - \frac{C_{y.пр.}}{C_{y.пос.}} \right) \right]}, [м].$$

После этого подсчитывается посадочная дистанция

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{в.пос}} + L_{\text{пр}}, [\text{м}].$$

### 3.3. Расчет потребных взлетно-посадочных характеристик

Рассчитав длину разбега  $L_p$ , взлетную ( $L_{\text{взл}}$ ) и посадочную ( $L_{\text{пос}}$ ) дистанции, можно определить потребную длину разбега  $L_{\text{пдр}}$ , потребную дистанцию взлета  $L_{\text{пдв}}$  и потребную посадочную дистанцию для сухой ( $L_{\text{пдс}}$ ) и влажной ( $L_{\text{пдв}}$ ) ВПП.

По НЛГС потребная длина разбега при нормальном взлете определяется

$$L_{\text{пдр}} = 1,15(L_p + 0,5L_1);$$

потребная дистанция взлета

$$L_{\text{пдв}} = 1,15L_{\text{взл}};$$

потребная посадочная дистанция при сухой ВПП

$$L_{\text{пдс}} = K_{\text{впп}} L_{\text{пос}},$$

где  $K_{\text{впп}}=1/0,6=1,67$  -для посадки на основной аэродром;

$K_{\text{впп}}=1/0,7=1,43$  -для посадки на запасной аэродром;

потребная посадочная дистанция при влажной ВПП

$$L_{\text{пдв}} = 1,15L_{\text{пдс}}.$$

Требования безопасности полетов к длинам ВПП, как при взлете, так и при посадке, заключаются в том, чтобы потребные длины (разбега, взлета, посадки) на аэродроме взлете (посадки) не превышали располагаемые длины (разбега, взлета, посадки), [3, с. 136-137, 148-149] или [4 с. 89-90,98-99], т.е.

$$L_{\text{пдр}} \leq L_{\text{рдр}}$$

$$L_{\text{пдв}} \leq L_{\text{рдв}}$$

$$L_{\text{пдс}} \leq L_{\text{рпд}}$$

## 4. РАСЧЕТ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

### 4.1. Расчет диапазона скоростей с учетом эксплуатационных ограничений

Указание: проработать теоретический материал [3, с. 58-64] или [4 с. 37-44].

В курсовой работе необходимо определить:

$V_{\text{min.доп}}$  -минимально допустимую скорость горизонтального полета, гарантирующую самолет от сваливания при полете в турбулентной атмосфере



(т.е. при попадании в вертикальный порыв ветра);

$V_{\max, \text{доп}}^{\text{ny}}$  -максимально допустимую скорость горизонтального полета,

гарантирующую самолет от превышения максимальной эксплуатационной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере (т.е. при попадании в вертикальный порыв ветра);

$V_{\max, \text{доп}}^{\text{q}}$  -максимально допустимую скорость горизонтального полета, гарантирующую не превышение допустимого скоростного напора  $q_{\text{доп}}$ ;

$V_{\max, \text{доп}}^{\text{m}}$  -максимально допустимую скорость горизонтального полета, гарантирующую не превышение допустимого числа  $M_{\text{доп}}$ .

а) Расчет минимально допустимой скорости  $V_{\min, \text{доп}}$

Для определения  $V_{\min, \text{доп}}$  на принятой высоте следует воспользоваться формулой, по которой рассчитывают эффективный индикаторный порыв ветра, при котором самолет выходит на максимальный (допустимый) угол атаки:

$$W_{i, \text{эф}} = \frac{V_{\text{г.п}} \sqrt{\Delta}}{K} (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п.}}), [\text{м/с}],$$

где  $K=0,7 \div 0,95$  - поправочный коэффициент, учитывающий плавность нарастания вертикального порыва ветра и ослабление его действия, при входе в него самолета (меньшие значения соответствуют легким, а большие - тяжелым самолетам);

$\alpha_{\text{гп}}$ [рад] - угол атаки самолета, соответствующий скорости горизонтального полета  $V_{\text{г.п.}}$  [м/с];

$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$  - относительная плотность воздуха;

$\alpha_{\text{доп}}$  - допустимый угол атаки в горизонтальном полете.

За допустимый угол  $\alpha_{\text{доп}}$  можно ориентировочно принять угол сваливания  $\alpha_c$  на ( $1^\circ - 3^\circ$ ) меньший, чем  $\alpha_{\text{кр}}$  в горизонтальном полете (см. зависимость  $C_y=f(\alpha)$ , полетная конфигурация).

Примечание: Расчет скорости  $V_{\min, \text{доп}}$  производится без учета влияния сжимаемости воздуха на величину  $\alpha_{\text{кр}}$  (т.е. принимается  $\alpha_{\text{кр}} \neq f(M)=\text{const}$ ).

#### Порядок расчета

1. Задаться рядом значений скоростей горизонтального полета, начиная со скорости, большей  $V_{\text{T.min}}$  на 5%, а затем последовательно беря скорость большую на 10 %, 15 %, 20 %, 25 % и т.д.

2. Вычислить значение потребного коэффициента подъемной силы, соответствующее каждой принятой скорости по формуле:

$$C_{ya} = \frac{2G_{\text{ср}}}{\rho_0 S V^2}.$$

3. По кривой  $C_y=f(\alpha)$  определить значение допустимого угла атаки  $\alpha_{\text{доп}}$

$$\alpha_{\text{доп}} = \alpha_c = \alpha_{\text{кр}} - (1^\circ \div 3^\circ), [\text{рад}].$$

4. По кривой  $C_y=f(\alpha)$ , по полученным значениям  $C_a$ , найти угол атаки горизонтального полета на каждой принятой скорости.

5. Вычислить разность углов

$$(\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п}}), [\text{рад}].$$

6. Определить потребный индикаторный порыв ветра для изменения угла атаки на полученную величину разности углов по формуле

$$W_{\text{эф}} = \frac{V_{\text{г.п}} \sqrt{\Delta}}{K} (\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п}}), [\text{м/с}].$$

7. По данным расчета построить кривую  $W_{\text{эф}} = f(V)$  (на  $H=0$ ,  $\Delta=1$ ), и по этой кривой при индикаторном порыве вертикального ветра, указанном в задании [1], прочесть минимально допустимую скорость  $V_{\text{мин.доп}}$  на высоте  $H=0$  (рис.8, см. Приложение).

Примечание: Когда влиянием сжимаемости воздуха на кривую  $C_y=f(\alpha)$  пренебрегается, то по описанной методике достаточно определить  $V_{\text{мин.доп}}$  только на  $H=0$  ( $\Delta=1$ ). На остальных высотах её величина может быть получена путем пересчета по формуле

$$V_{\text{мин.доп}} = V_{\text{мин.доп}H=0} \sqrt{\frac{1}{\Delta}}.$$

Расчеты свести в табл. 10.

Таблица 10

Расчетная таблица для определения минимально допустимой скорости

Дано:  $H=0$ ;  $\rho_0 \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$ ;  $K=$  ;  $S=$   $[\text{м}^2]$ .

№№ п/п	Величина	Принятые или полученные данные			
1	$V_{\text{г.п.}} [\text{м/с}]$			Задаются	
2	$V_{\text{г.п.}}^2 [\text{м}^2/\text{с}^2]$			Вычисляются	
3	$C_{ya}$			Вычисляются	
4	$\alpha_{\text{доп}} [\text{рад}]$	Определяются по кривой $C_{ya}=f(\alpha)$			
5	$\alpha_{\text{г.п.}} [\text{рад}]$			Вычисляются	
6	$\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п.}} [\text{рад}]$			Вычисляются	
7	$W_{\text{эф}}$			Вычисляются	

б) Расчет максимально допустимой скорости  $V_{\text{макс.доп}}^{\text{ну}}$

Скорость рассчитывается по формуле

$$V_{\max.\text{доп}}^{\text{ny}} = \frac{2(n_{y.\text{max}}^3 - 1)G_{\text{cp}}}{KC_y^\alpha S \rho_0 W_i} \sqrt{\frac{1}{\Delta}} = V_{\max.\text{доп.Н=0}}^{\text{ny}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\Delta}}; [\text{м/с}],$$

где

$$V_{\max.\text{доп.Н=0}}^{\text{ny}} = \frac{2(n_{y.\text{max}}^3 - 1)G_{\text{cp}}}{KC_y^\alpha S \rho_0 W_i}$$

- максимально допустимая скорость по максимальной эксплуатационной перегрузке на высоте  $\mathbf{H=0}$ ;  $\mathbf{n_{y.\text{max}}^3}$ ,  $\mathbf{W_i}$  [м/с] - значения максимальной эксплуатационной перегрузки и вертикального порыва ветра (указаны в задании [1]);

$\mathbf{K=0,7\div 0,95}$ ;  $\mathbf{C_y^\alpha}$  [1/рад] - частная производная коэффициента подъемной силы по углу атаки определяется по зависимости  $\mathbf{C_{ya} = f(\alpha)}$  (полетная конфигурация) как тангенс угла наклона кривой.

Примечание. Вначале рассчитывается скорость  $\mathbf{V_{\max.\text{доп.Н=0}}^{\text{ny}}}$ , а затем производится пересчет для других высот  $\mathbf{H = 3,6,9,12}$  км.

Расчеты сводятся в табл.11.

в) Расчет максимально допустимой скорости  $\mathbf{V_{\max.\text{доп}}^q}$

Скорость рассчитывается по формуле

$$V_{\max.\text{доп}}^q = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho}} = V_{\max.\text{доп.Н=0}}^q \cdot \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, [\text{м/с}],$$

где  $\mathbf{V_{\max.\text{доп.Н=0}}^q} = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho_0}}$ , [м/с] - значение максимально допустимой скорости по допустимому скоростному напору на высоте  $\mathbf{H=0}$ ;

$\mathbf{q_{\text{доп}}}$  [н/м<sup>2</sup>] - значение допустимого скоростного напора в длительном полете (дано в задании [1]).

Примечание. Вначале рассчитывается скорость  $\mathbf{V_{\max.\text{доп.Н=0}}^q}$  а затем производится пересчет для других высот  $\mathbf{H = 3,6,9,12}$  км. Расчеты сводятся в табл. 11.

г) Расчет максимально допустимой скорости  $\mathbf{V_{\max.\text{доп}}^M}$ . Скорость рассчитывается по формуле

$$V_{\max.\text{доп}}^M = a \cdot M_{\text{доп}}, [\text{м/с}],$$

где  $\mathbf{M_{\text{доп}}}$  - допустимое число  $\mathbf{M}$  в длительном полете (дано в задании [1]).

Расчеты сводятся в табл.11.

Таблица 11

Расчетная таблица для определения допустимых скоростей в  
установившемся горизонтальном полете

Дано  $q_{\text{доп}}=[\text{н/м}^2]$ ;  $M_{\text{доп}}=$  ;  $K=$  ;  $n_{y,\text{max}}^{\circ} =$  ;  $G_{\text{ср}}=$  [Н];  
 $S=$  [м<sup>2</sup>];  $W_i=$  [м/с];  $C_y^{\alpha} =$  [1/рад].

№№ п/п	Величина		Принятые или полученные данные				
			0	3	6	9	12
1	H[км]		0	3	6	9	12
2	A [м/с]			Берутся	из таблицы	СА	
3	$1/\sqrt{\Delta}$ [-]			Берутся	из таблицы	СА	
4	$V_{\text{min.доп}}$	[м/с]			Вычисляются		
		[км/ч]					
5	$V_{\text{max.доп}}^{\text{ну}}$	[м/с]			Вычисляются		
		[км/ч]					
6	$V_{\text{max.доп}}^{\text{ч}}$	[м/с]			Вычисляются		
		[км/ч]					
7	$V_{\text{max.доп}}^{\text{M}}$	[м/с]			Вычисляются		
		[км/ч]					

По данным табл.11, построить значения допустимых скоростей на графике диапазона истинных скоростей горизонтального полета и показать область допустимых режимов полета с эксплуатационной точки зрения. Сделать выводы.

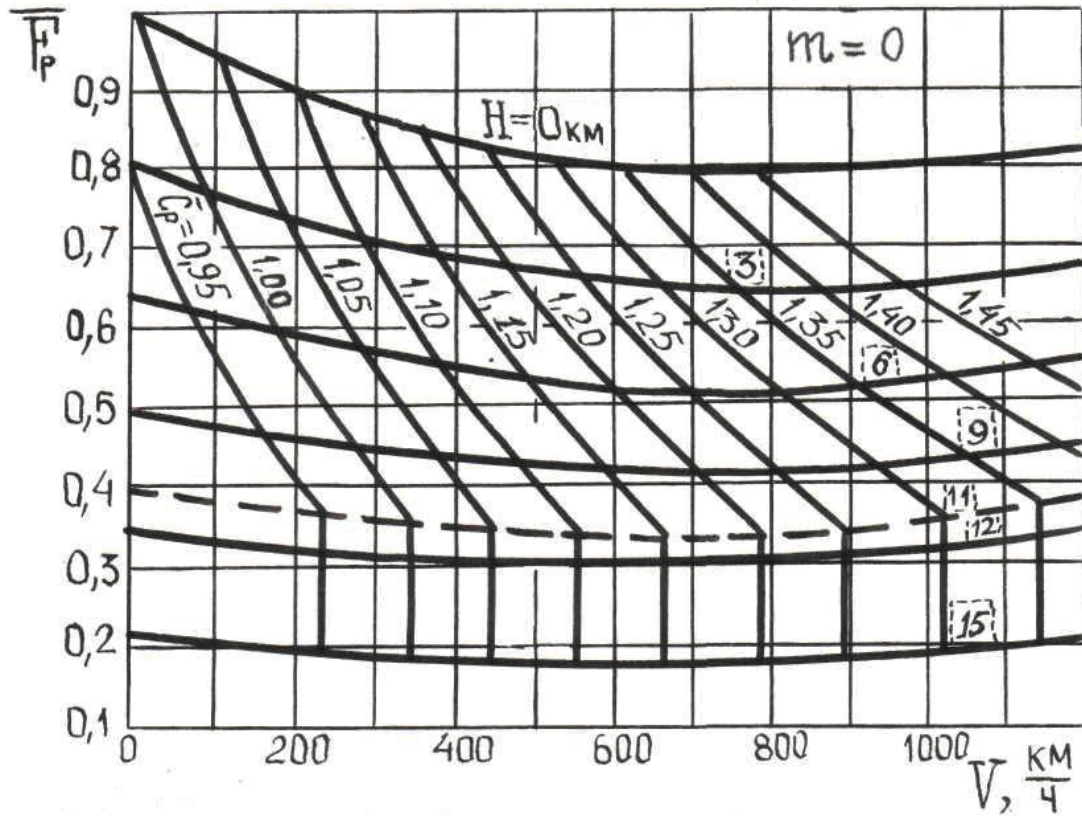
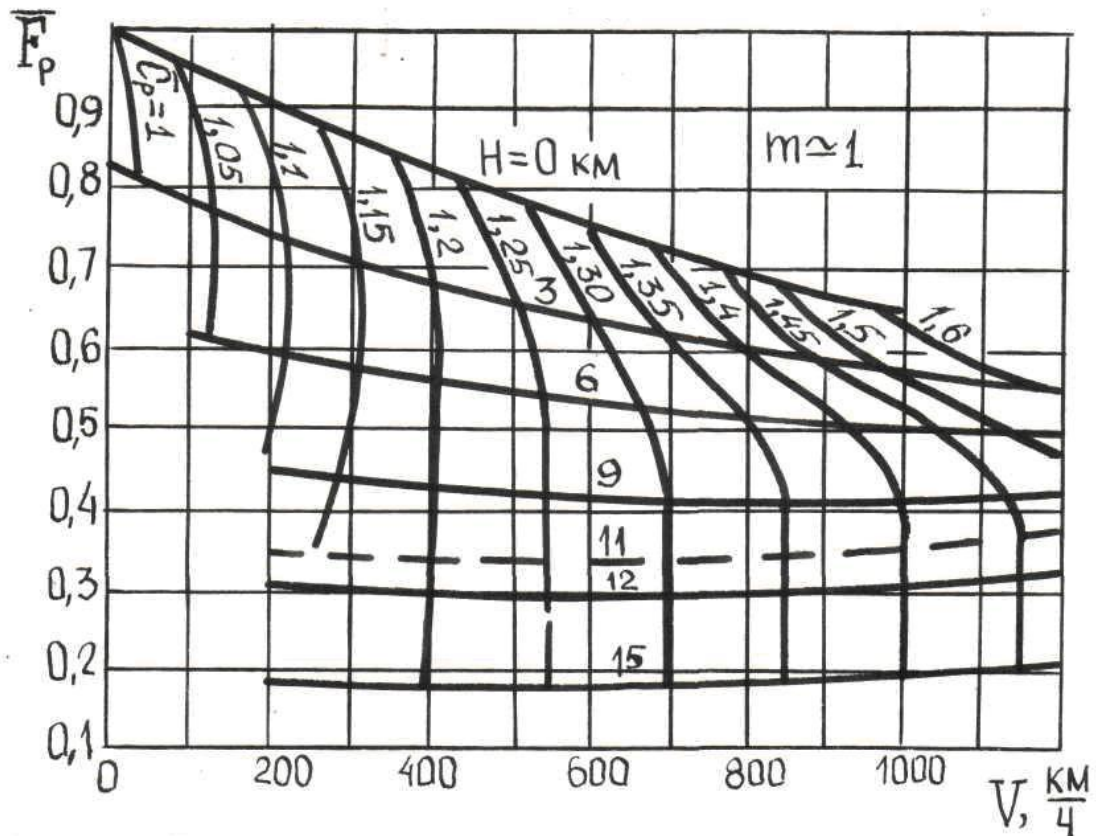


Рис. 1а. Типовая характеристика обычного ТРД

Рис. 1б. Типовая характеристика ДТРД со степенью двухконтурности  $m=1$

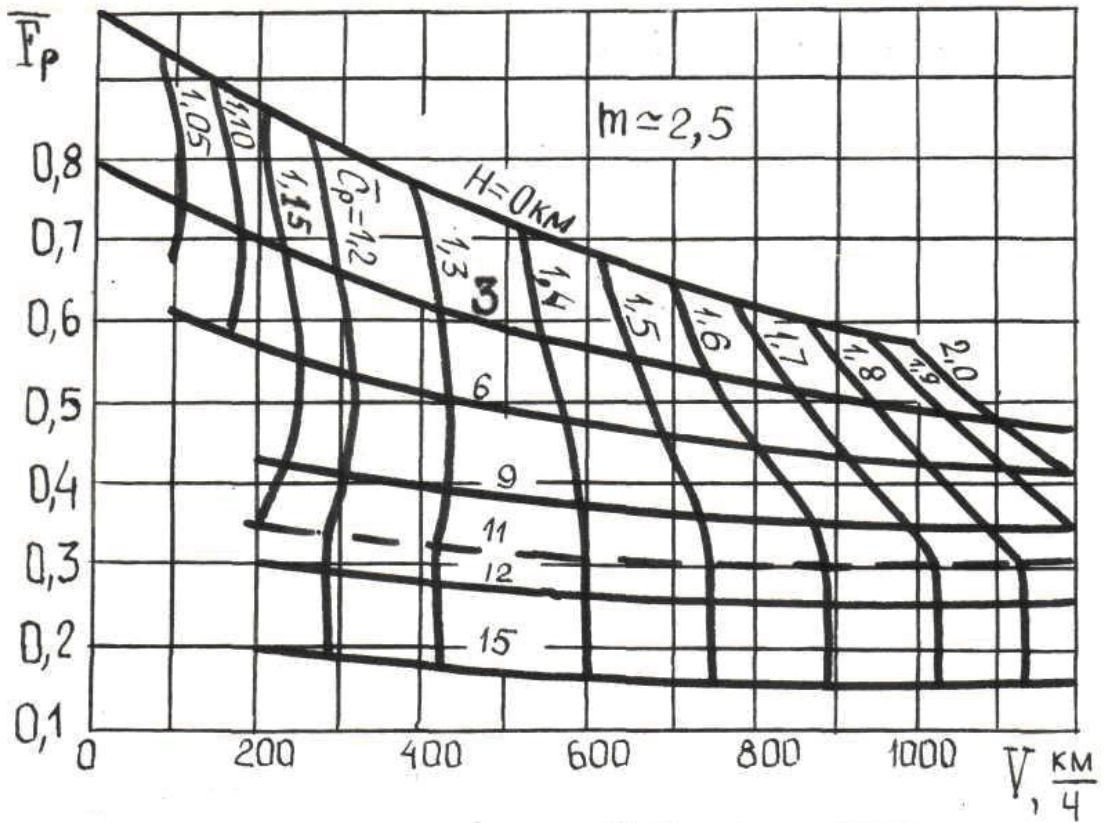


Рис. 1в. Типовая характеристика ДТРД со степенью двухконтурности  $m=2,5$

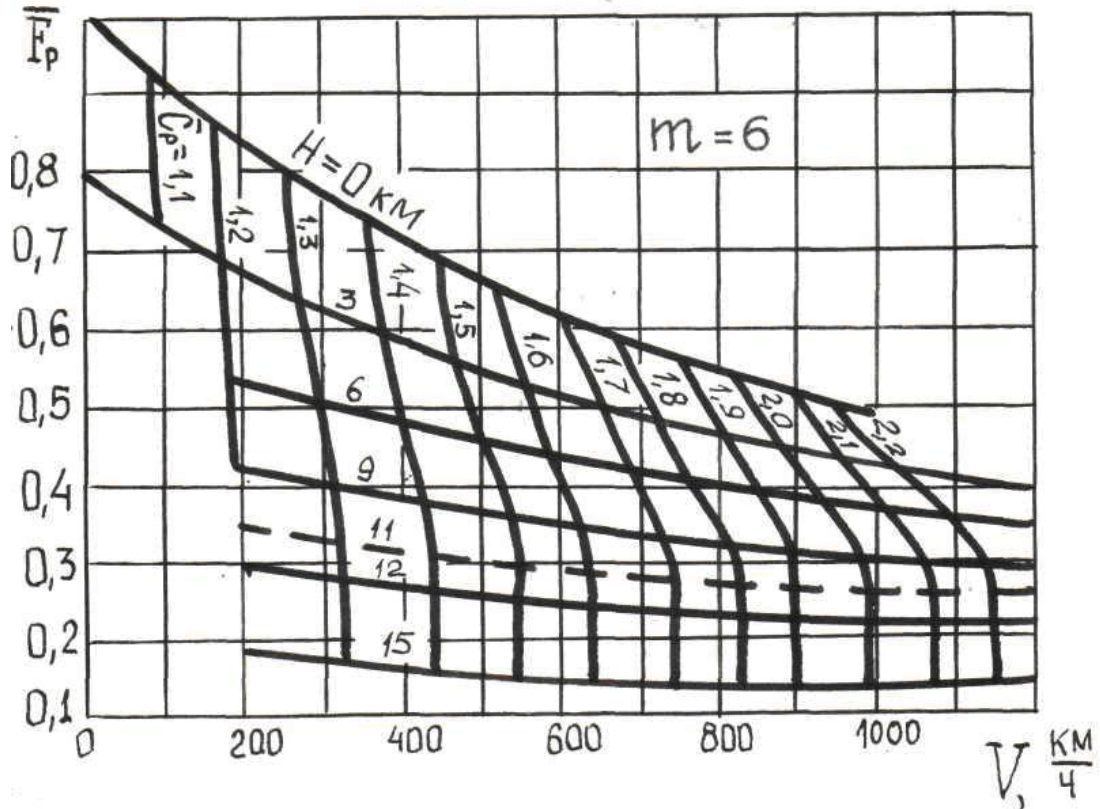


Рис. 1г. Типовая характеристика ДТРД со степенью двухконтурности  $m=6$

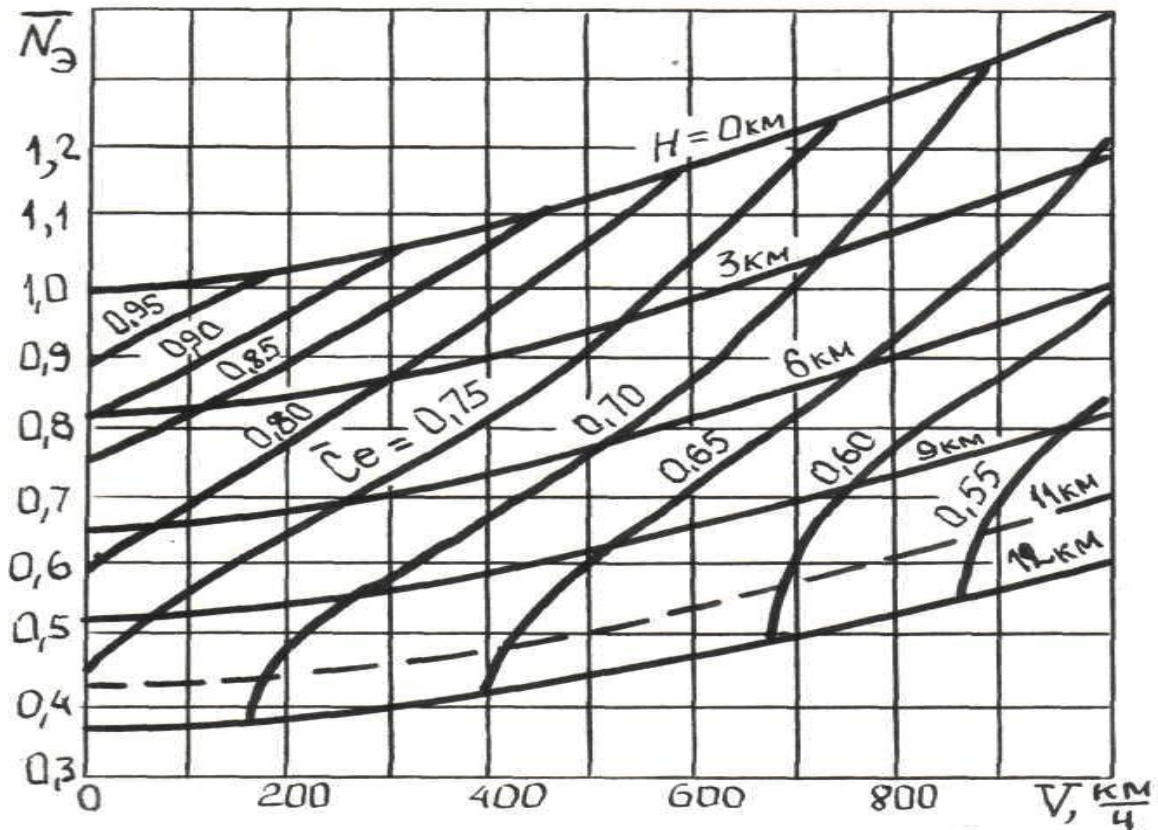


Рис. 2а. Типовая характеристика ТВД без регулирования подачи топлива

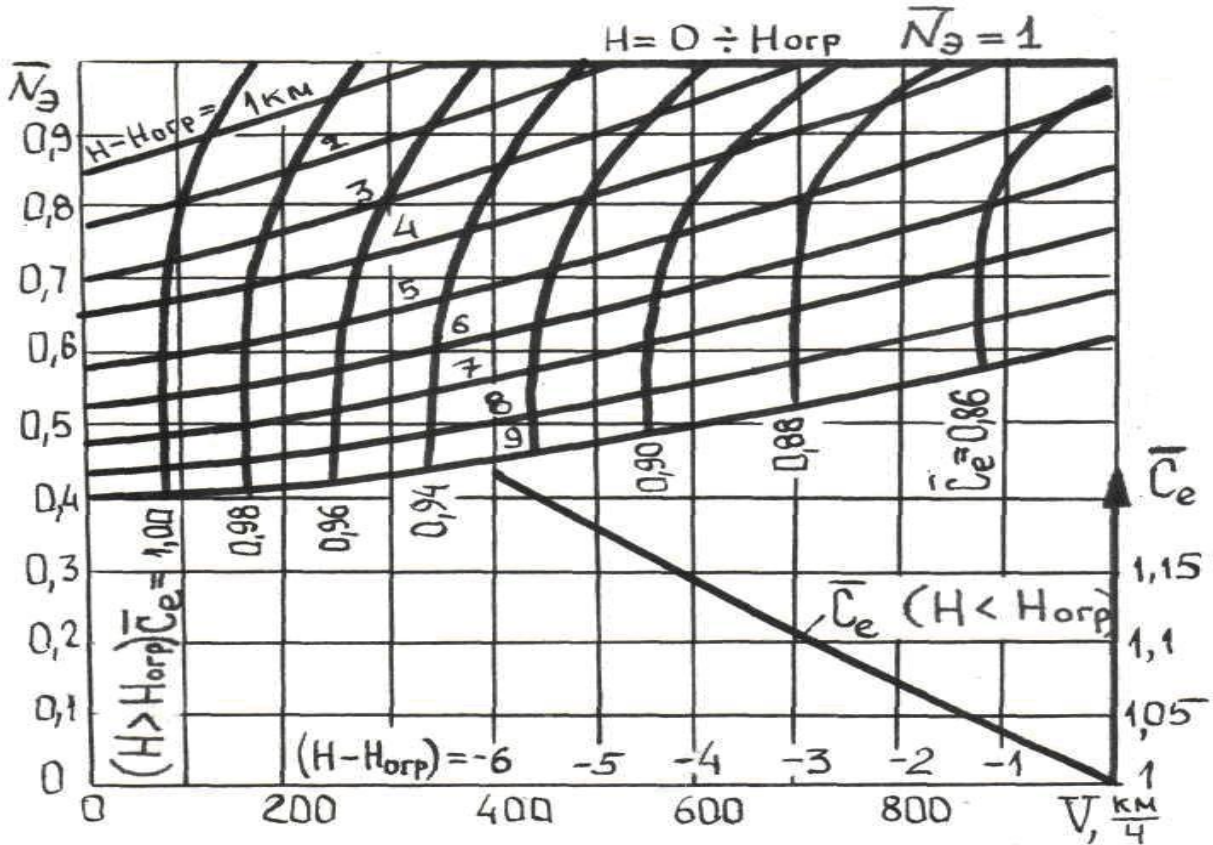


Рис. 2б. Типовая характеристика ТВД с регулированием подачи топлива (двигатель имеет высоту ограничения мощности  $H_{огр}$ )

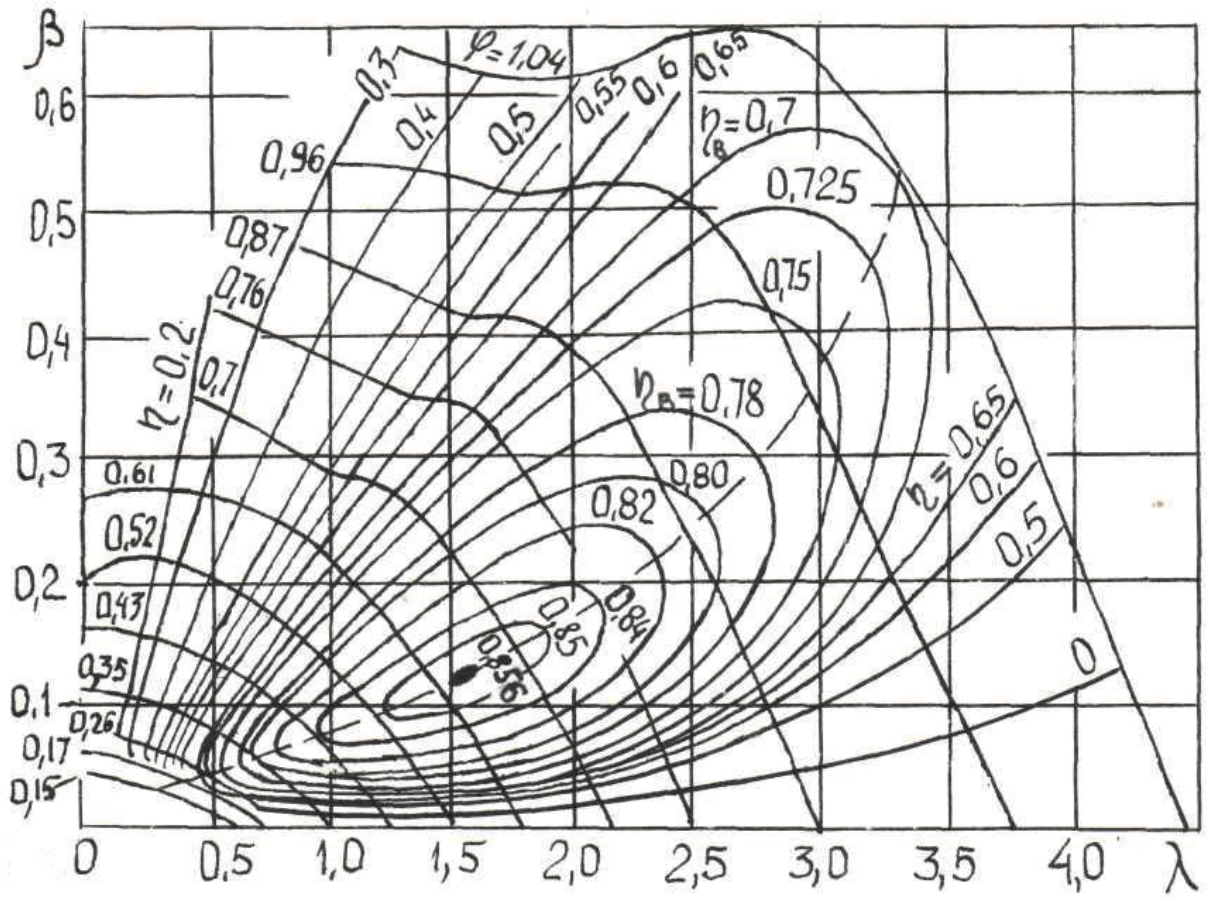


Рис. 3а. Аэродинамическая характеристика трехлопастного винта

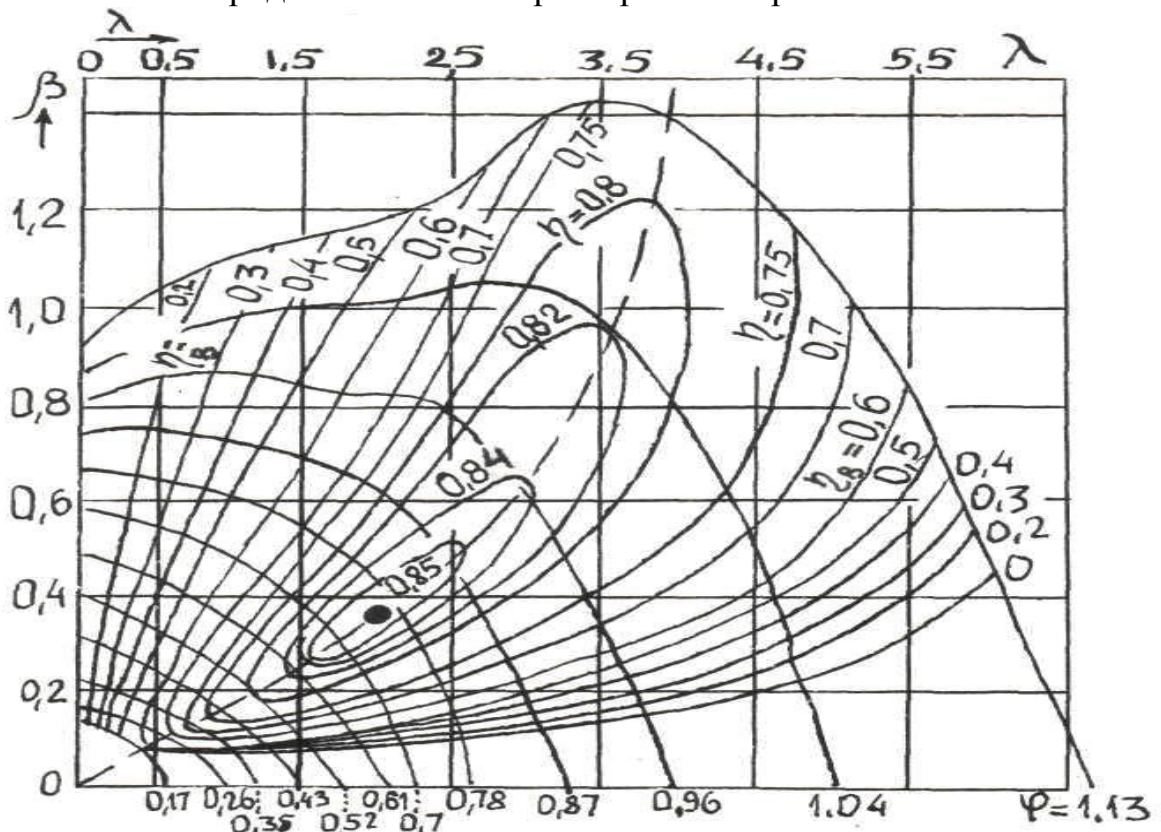


Рис. 3б. Аэродинамическая характеристика четырехлопастного винта



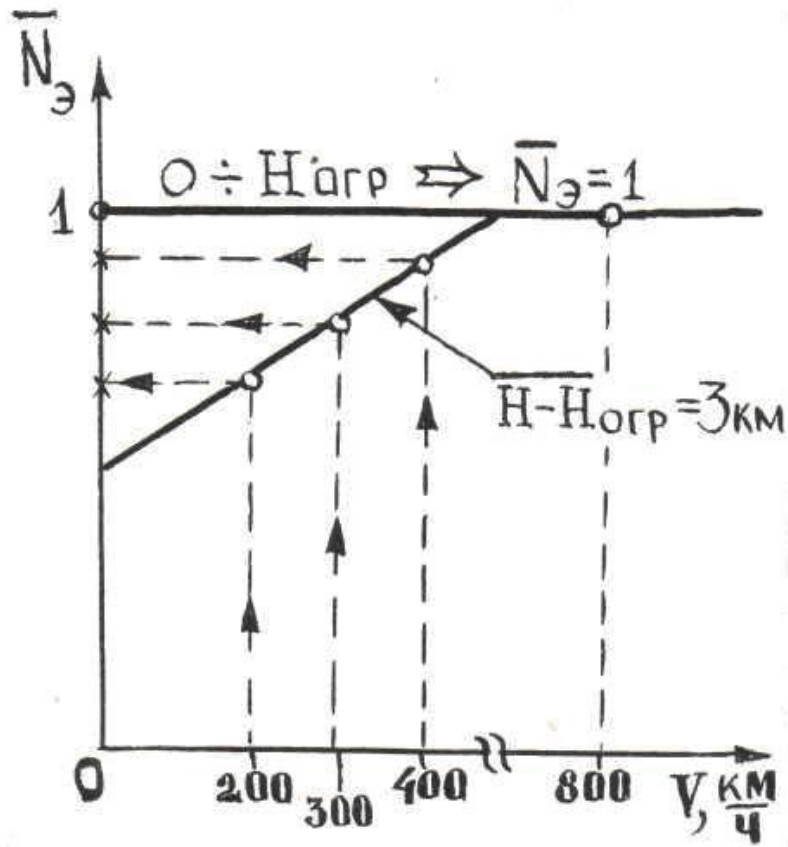
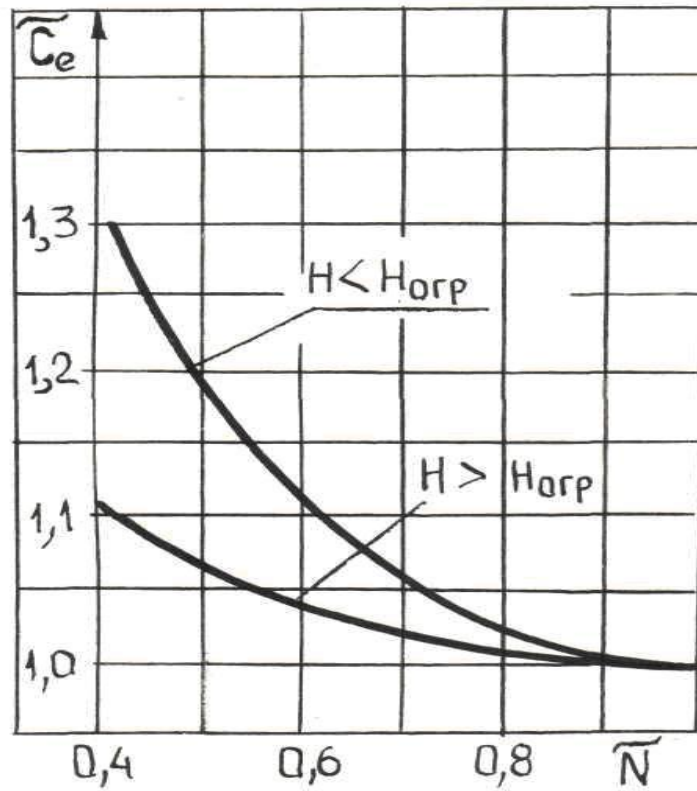


Рис. 4. Пояснение к рисунку 2б

Рис. 5. Зависимость относительного удельного расхода топлива ТВД  $\bar{C}_e$  от степени дросселирования  $\bar{N}$

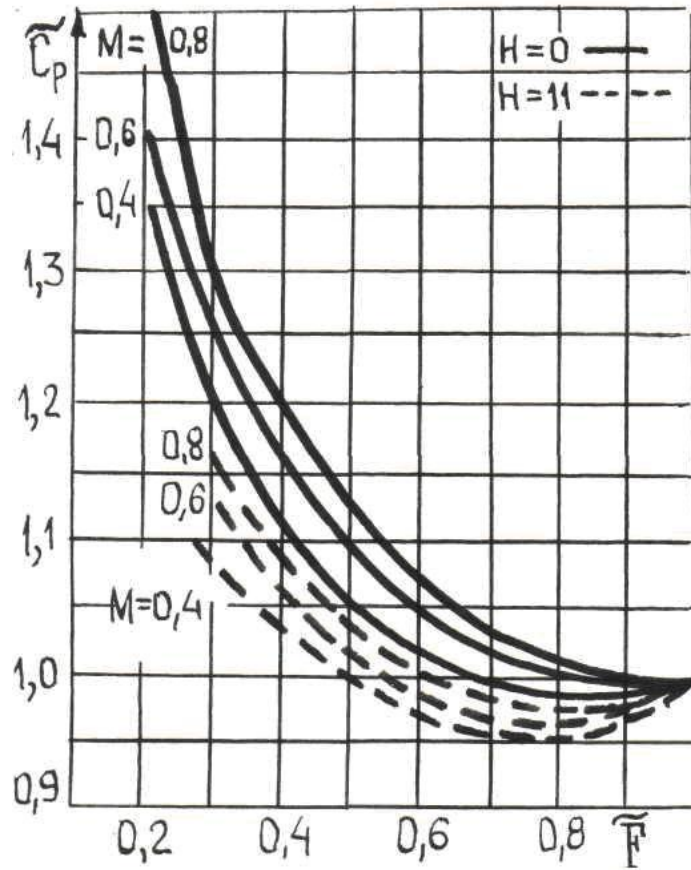


Рис. 6а. Зависимость относительного удельного расхода топлива ТРД  $\tilde{C}_p$  от степени дросселирования  $\tilde{F}$

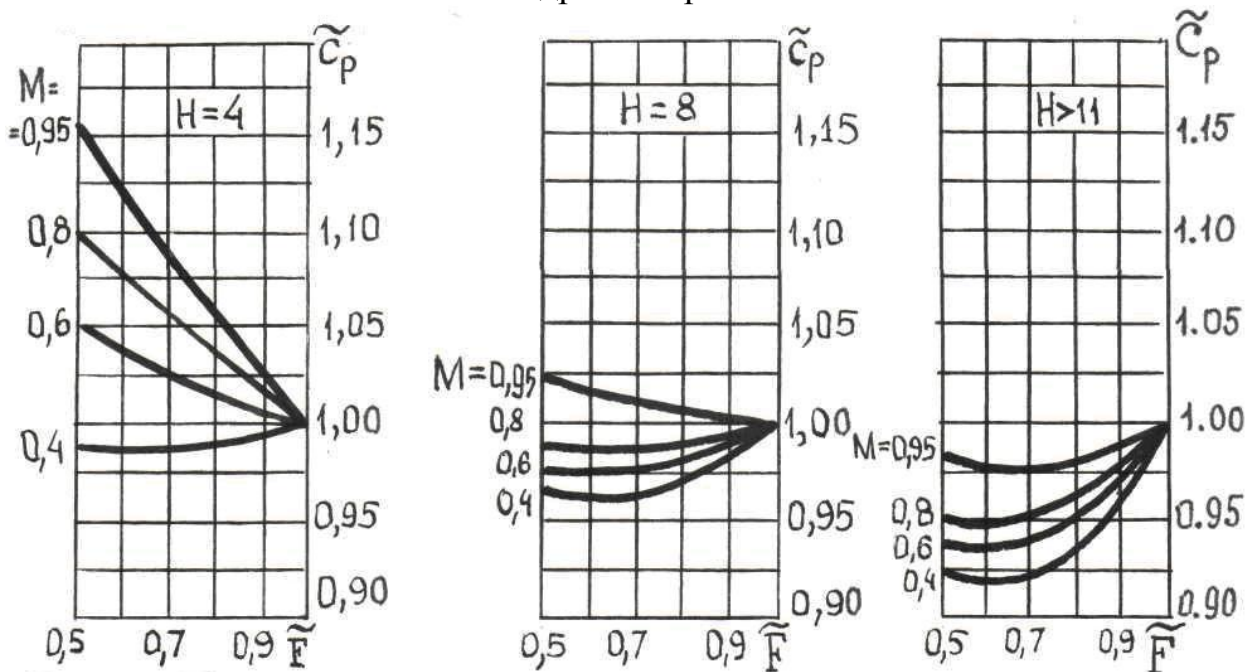


Рис. 6б. Зависимость относительного удельного расхода топлива ДТРД  $\tilde{C}_p$  от степени дросселирования  $\tilde{F}$

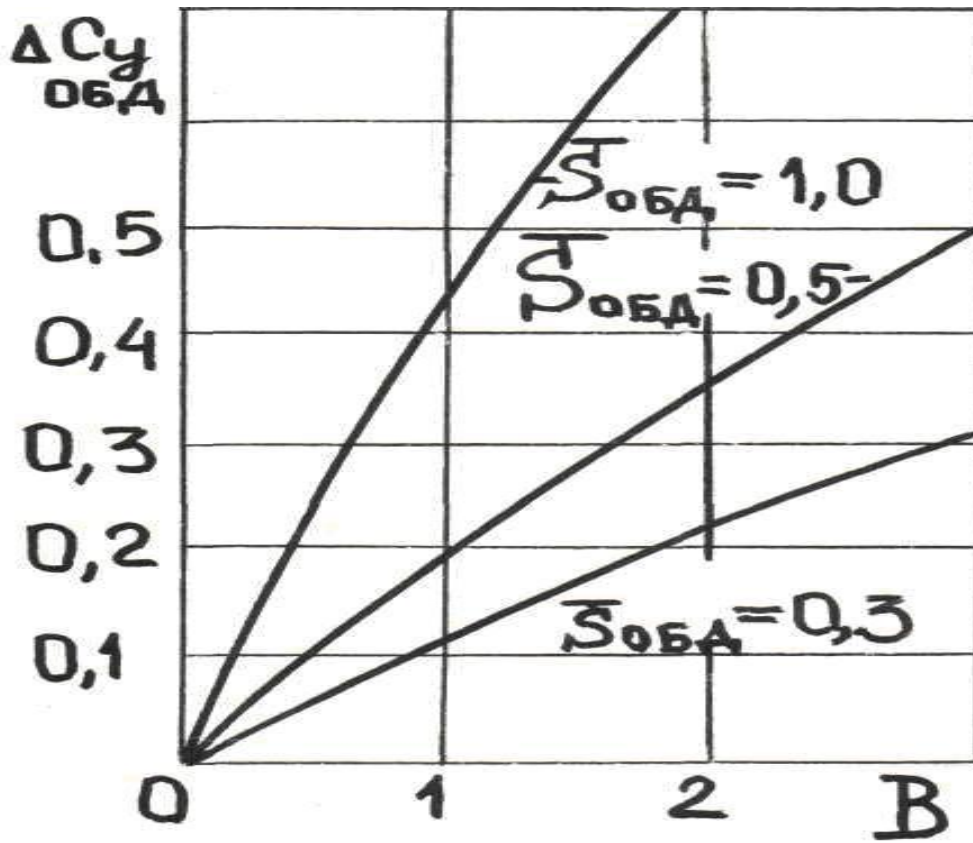


Рис. 7. Зависимость приращения коэффициента подъемной силы из-за обдувки крыла струей от винта

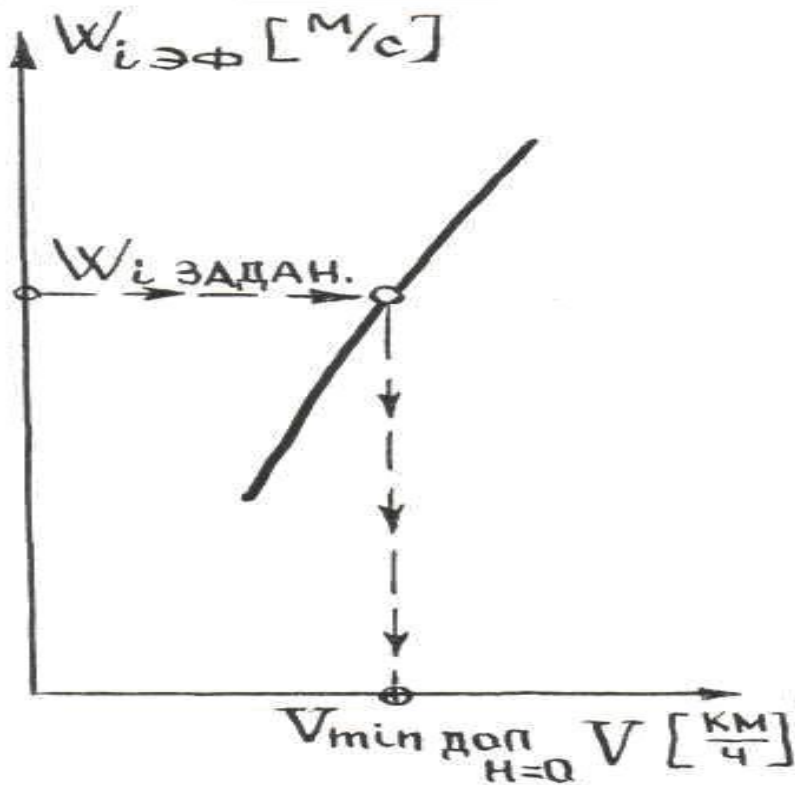


Рис. 8. Пояснение к определению минимально допустимой скорости  $V_{\text{min. доп}}$ .

## Содержание

ВВЕДЕНИЕ .....	3
Содержание курсовой работы .....	3
Основные исходные данные .....	4
Литература .....	4
МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ КУРСОВОЙ .....	4
РАБОТЫ .....	4
1. РАСЧЁТ ОСНОВНЫХ ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК	
САМОЛЁТА В НОРМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЁТА .....	5
1.1. Определение полётной массы самолёта .....	5
1.2. Расчёт и построение полётных поляр .....	5
1.3. Расчёт и построение кривых потребных тяг и мощностей .....	6
Жуковского .....	6
1.4. Расчёт и построение кривых располагаемых тяг самолёта с ТРД .....	9
1.5. Расчёт и построение кривых располагаемых мощностей самолёта с	
ТВД .....	11
1.6. Определение характерных скоростей горизонтального полёта методом	
мощностей и построение диаграммы диапазона скоростей самолёта с ТВД	
.....	13
1.7. Определение максимальной вертикальной скорости, скорости набора	
высоты и потолка самолёта с ТВД .....	14
1.8. Определение характерных скоростей горизонтального полёта методом	
тяги и построение диаграммы диапазона скоростей самолёта с ТРД ...	16
1.9. Определение максимальной вертикальной скорости, скорости набора	
высоты и потолка самолёта с ТРД .....	17
1.10. Расчёт и построение барограммы набора высоты (барограммы	
подъёма) самолётов с ТВД и ТРД .....	18
1.11. Расчёт и построение поляр скоростей планирования самолётов с ТВД	
и ТРД .....	20
2. РАСЧЁТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА .....	22
2.1. Расчет дальности и продолжительности набора высоты .....	22
2.2. Расчет дальности и продолжительности горизонтального полета .....	22
2.3. Расчет дальности и продолжительности снижения (планирования) ..	25
3. РАСЧЕТ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА	26
3.1. Расчет фактической взлетной дистанции самолета .....	26
3.2. Расчет фактической посадочной дистанции самолета .....	30
3.3. Расчет потребных взлетно-посадочных характеристик .....	33
4. РАСЧЕТ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА С	
УЧЕТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ .....	33
4.1. Расчет диапазона скоростей с учетом эксплуатационных ограничений	
.....	33
Приложение .....	38