

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 требуемого 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 ²]		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 полярке 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 ρ [$\text{кг}/\text{м}^3$] 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	$V [км/ч]$			Задаются			
$H=0 км$	2	$\bar{F}_p [-]$	Снимаются с соответствующей типовой характеристики на $H=0 км$						
	3	$F_p [н]$			Вычисляются				
$H=3 км$	2	$\bar{F}_p [-]$	Снимаются с соответствующей типовой характеристики на $H=3 км$						
	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;

η_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 ρ [кг/м³], N_B [Вт], D [м].

6. При вычисленных значениях относительной поступи винта λ и коэффициента мощности винта β по соответствующей аэродинамической характеристике винта (рис.3, см. Приложение) найти коэффициент полезного действия винта η_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 - ...; типовая характеристика – рис

Высота	№№ п/п	Величина		Полученные или принятые данные		
	1		V	км/ч		Задаются
			м/с			
2		λ	[-]	Вычисляются		
$H=0$; $\rho=[\text{кг/м}^3]$; $H-H_{\text{гор}}=$	3	\bar{N}	[-]	Снимаются с типовой характеристики		
	4	N_3	[Вт]		Вычисляются	
	5	N_B	[Вт]		Вычисляются	
	6	β	[-]		Вычисляются	
	7	η_B	[-]	Снимаются с аэродинамической		
				характеристики винта		
	8	N_p	[Вт]		Вычисляются	
$H=3$; $\rho=[\text{кг/м}^3]$; $H-H_{\text{гор}}=$	3	\bar{N}	[-]	Снимаются с типовой характеристики		
	4	N_3	[Вт]		Вычисляются	
	5	N_B	[Вт]		Вычисляются	
	6	β	[-]		Вычисляются	
	7	η_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: $V_{\text{т.мин}}$ - теоретическую минимальную; $V_{\text{эк}}$ - экономическую; $V_{\text{наиб}}$ - наивыгоднейшую; V_{max} - максимальную; $V_{\text{пр.мин}}$ — 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 ($V = \text{const}$) 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
H=0	1	V [км/ч]	Задаются
		[м/с]	Вычисляются
	2	N_p [кВт]	Снимаются с кривой $N_p = f(V)$
	3	N_п [кВт]	Снимаются с кривой $N_{\text{п}} = f(V)$
4	N_{изб} [кВт]	Вычисляются	
H=3	1	V [км/ч]	Задаются
		[м/с]	Вычисляются
	2	N_p [кВт]	Снимаются с кривой $N_p = f(V)$
	3	N_п [кВт]	Снимаются с кривой $N_{\text{п}} = f(V)$
4	N_{изб} [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 $N_{\text{изб.маж}}$ самолёта с ТРД

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

Высота	№№ п/п	Величина		Принятые или полученные данные			
H=0	1	V	[км/ч]		Задаются		
	2		[м/с]		Вычисляются		
	3	F_p[н]			Снимаются с кривой F_p=f(V)		
	4	F_n[н]			Снимаются с кривой F_n=f(V)		
	5	F_{изб}[н]			Вычисляются		
	6	N_{изб}[Вт]			Вычисляются		
H=3	1	V	[км/ч]		Задаются		
	2		[м/с]		Вычисляются		
	3	F_p[н]			Снимаются с кривой F_p=f(V)		
	4	F_n[н]			Снимаются с кривой F_n=f(V)		
	5	F_{изб}[н]			Вычисляются		
	6	N_{изб}[Вт]			Вычисляются		
и т.д.							

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

9. По кривой $V_{y^*_{\text{маж}}} = f(H)$ 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

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

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 ΔH 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	H [м]	0	3000
2	$V_{y \max}^*$ [м/с]	Снимаются с кривой $V_{y \max}^* = f(h)$				
3	$1/V_{y \max}^*$ [с/м]	Вычисляются				
4	ΔH [м]	-	3000	
5	$(1/V_{y \max}^*)_{\text{ср}}$ [с/м]	-				
6	$\Delta t_{\text{наб}}$ [мин]	-				
7	$t_{\text{наб}}$ [мин]	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 поляр 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

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

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 полярную скорость 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 полярной скорости планирования. Чтобы исключить дробные значения углов α , необходимо по результатам расчёта предварительно построить зависимость $V_x = f(\alpha)$ и затем воспользоваться ею для разметки углов атаки на полярной скорости планирования.

11. Пользуясь полученной полярной, определить режимы наибольшей дальности планирования (путём проведения к полярной 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 полярной скорости планирования

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

№№ п/п	Величина	Принятые или полученные данные				
1	C_{ya}	$0,5 C_{v \text{ наив}}$		$C_{v \text{ max}}$
2	C_{xa}		Снимаются с полярной самолёта			
3	K		Вычисляются			
4	$tg\Theta$		Вычисляются			
5	Θ [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°), 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 ΔH .

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 $V_{наб.ср}$.

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

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

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

$$\text{ТРД: } F_p^H = \overline{F_p} i P_0, [Н];$$

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

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

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

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 $\overline{C_p}, (\overline{C_e})$.

11. Вычислить удельный расход топлива при задресселированном двигателе

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

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

12. Определить средний часовой расход топлива в горизонтальном полете

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

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

13. Найти продолжительность горизонтального полета

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

14. Определить дальность горизонтального полета

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

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_{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_{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_{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. Приближенно 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° и даже 12° .

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

Приближенно α_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^x -3^x двигателях) или на 15% (при 4^x 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

Приближенно 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 α_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° или 11°). 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:

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

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);

$\alpha_{\text{гп}}[\text{рад}]$ - 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 α_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:

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

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

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

7. По данным расчета построить кривую $W_{\text{и.эф}} = f(V)$ (на $H=0$, $\Delta=1$), и по этой кривой при индикаторном порыве вертикального ветра, указанном в задании [1], прочесть минимально допустимую скорость $V_{\text{min.доп}}$ 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 $V_{\text{min.доп}}$ только на $H=0$ ($\Delta=1$). На остальных высотах её величина может быть получена путем пересчета по формуле

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

Расчеты свести в табл. 10.

Таблица 10

Расчетная таблица для определения минимально допустимой скорости

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

№№ 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_{y_a}			Вычисляются	
4	$\alpha_{\text{доп}} [\text{рад}]$	Определяются по кривой $C_{y_a}=f(\alpha)$			
5	$\alpha_{\text{г.п.}} [\text{рад}]$			Вычисляются	
6	$\alpha_{\text{доп}} - \alpha_{\text{г.п.}} [\text{рад}]$			Вычисляются	
7	$W_{\text{и.эф}}$			Вычисляются	

б) Расчет максимально допустимой скорости $V_{\text{max.доп}}^{\text{ну}}$
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 $H=0$; $n_{y.\text{max}}$, W_i [м/с] - значения максимальной эксплуатационной перегрузки и вертикального порыва ветра (указаны в задании [1]);

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

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

Расчеты сводятся в табл.11.

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

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 $V_{\max.\text{доп.Н=0}}^q = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho_0}}$, [м/с] - значение максимально допустимой

скорости по допустимому скоростному напору на высоте $H=0$;

$q_{\text{доп}}$ [н/м²] - значение допустимого скоростного напора в длительном полете (дано в задании [1]).

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

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

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

где $M_{\text{доп}}$ - допустимое число 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];
 $S =$ [м²]; $W_i =$ [м/с]; $C_y^{\alpha} =$ [1/рад].

№№ п/п	Величина		Принятые или полученные данные				
			0	3	6	9	12
1	H[км]						
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.

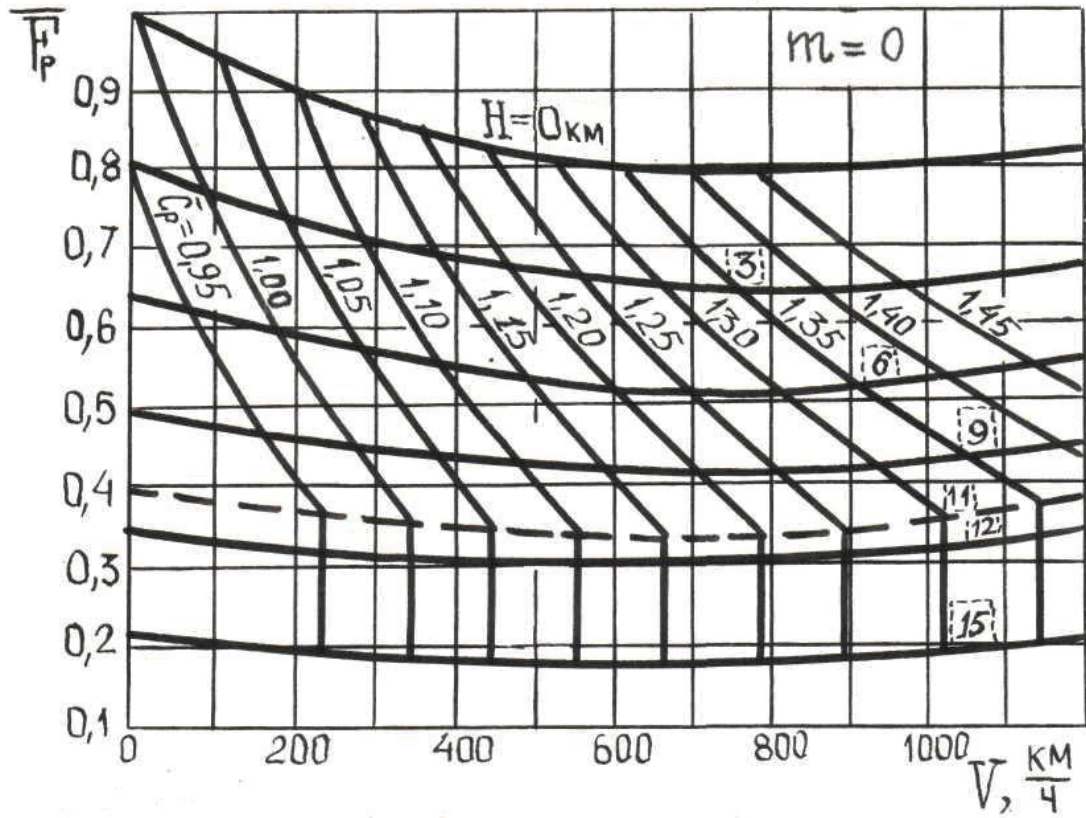
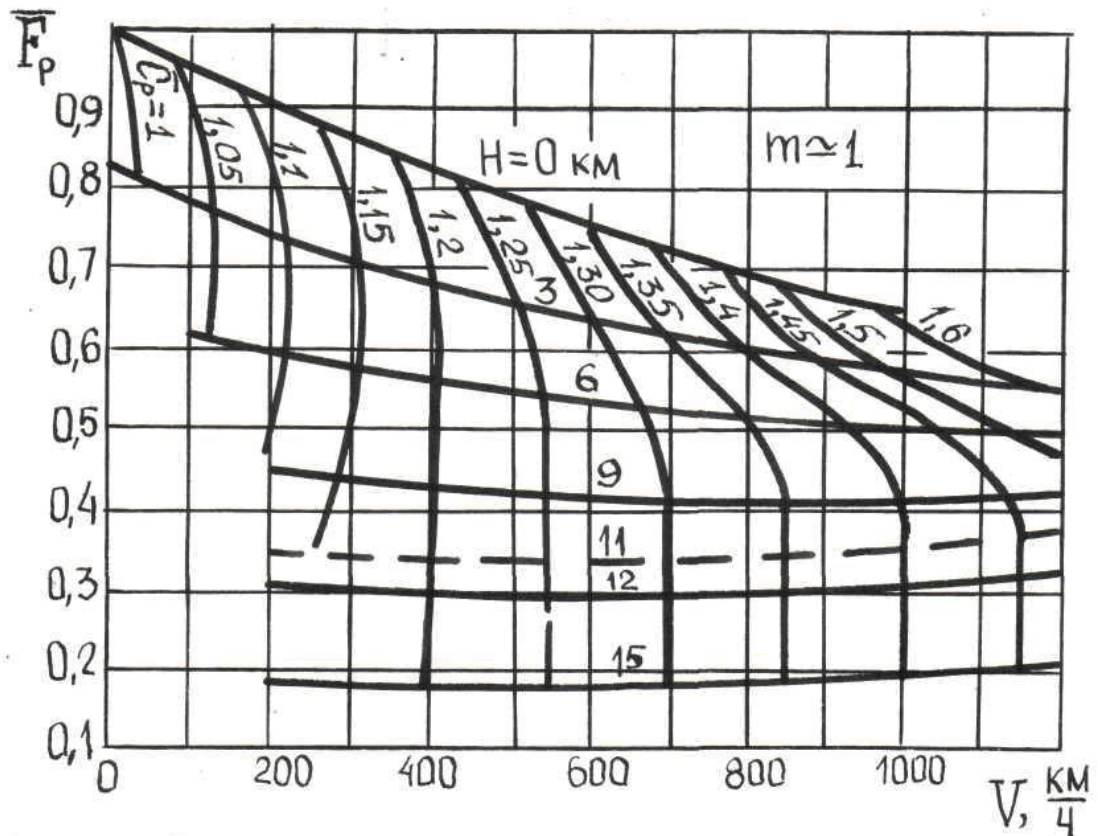


Рис. 1а. Типовая характеристика обычного ТРД

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

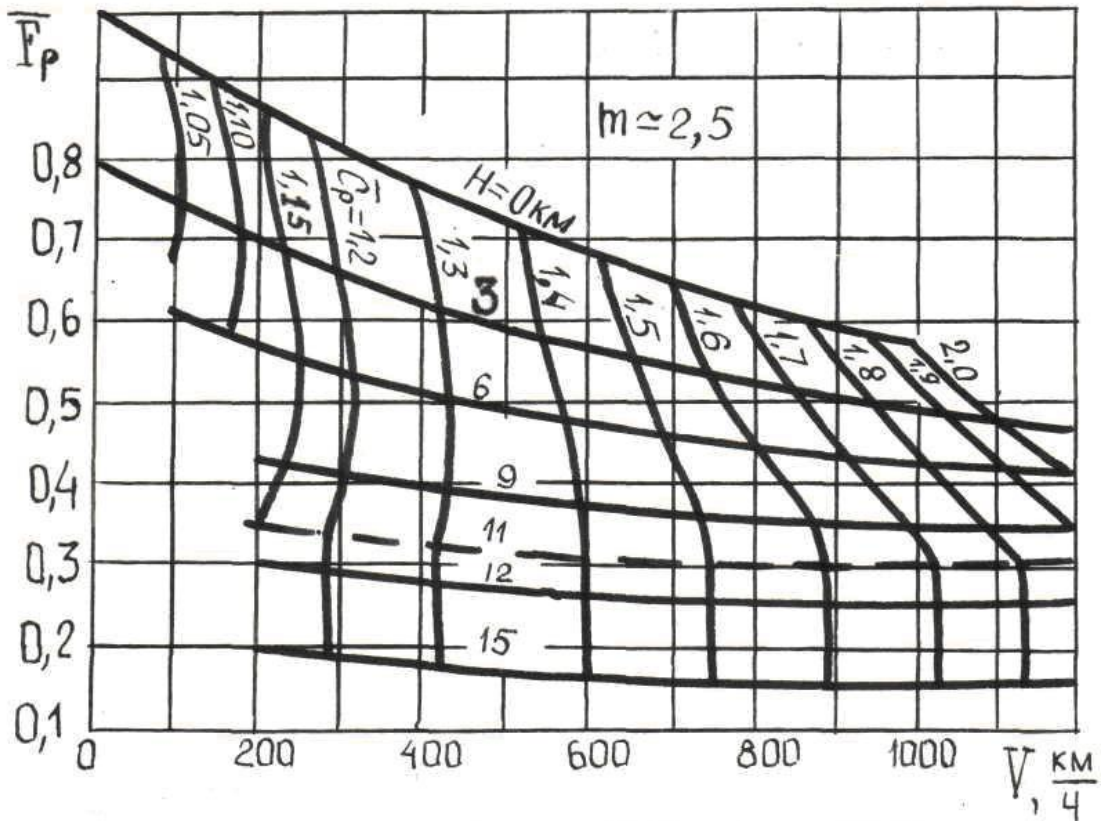


Рис. 1в. Типовая характеристика ДТРД со степенью двухконтурности $m=2,5$

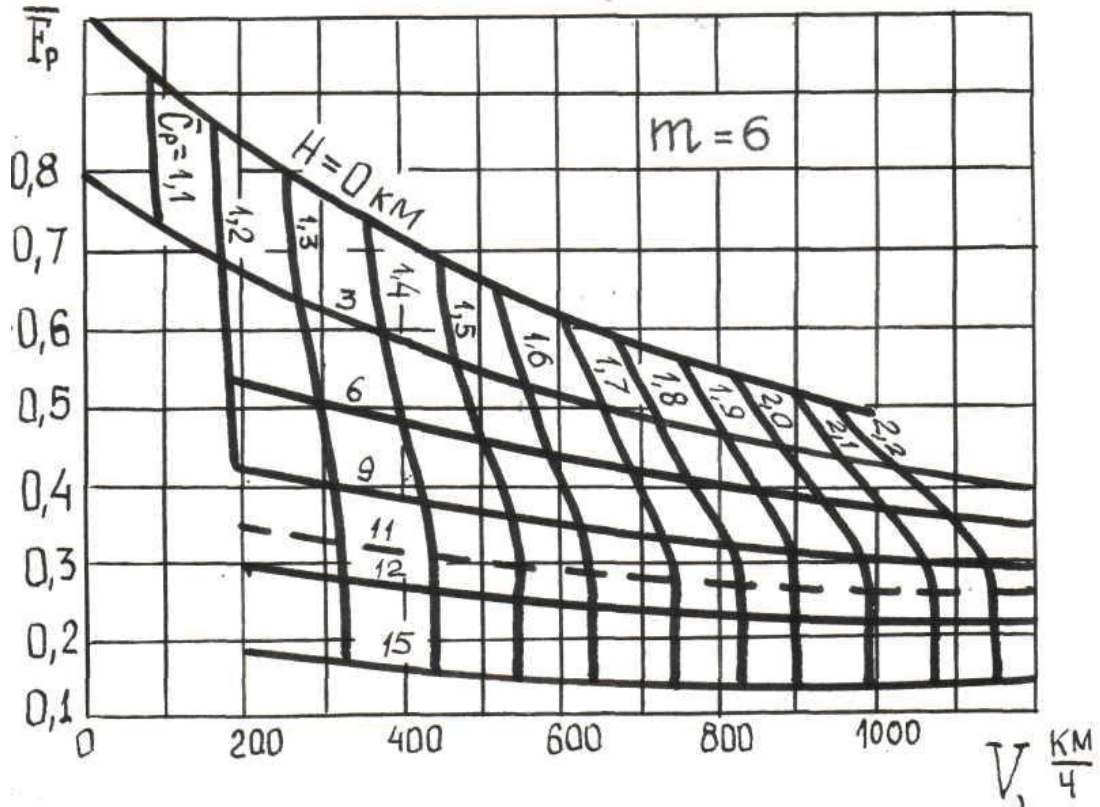


Рис. 1г. Типовая характеристика ДТРД со степенью двухконтурности $m=6$

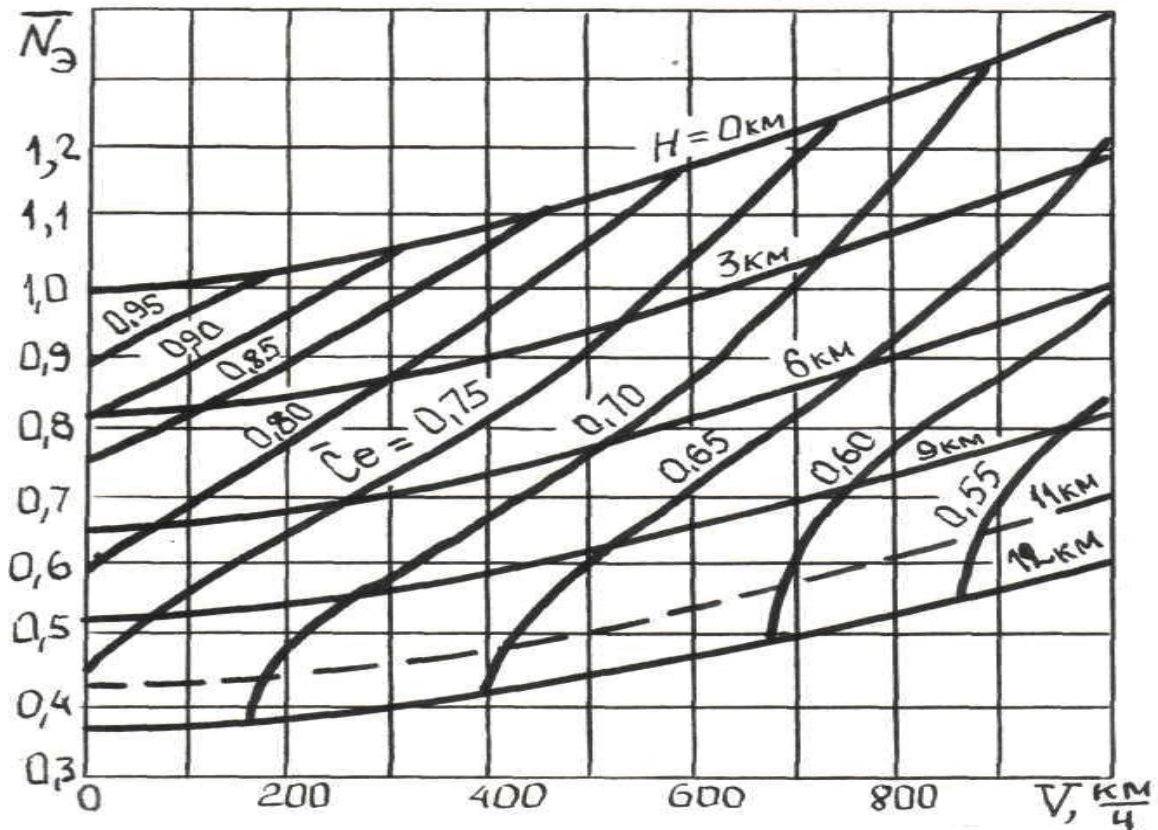


Рис. 2а. Типовая характеристика ТВД без регулирования подачи топлива

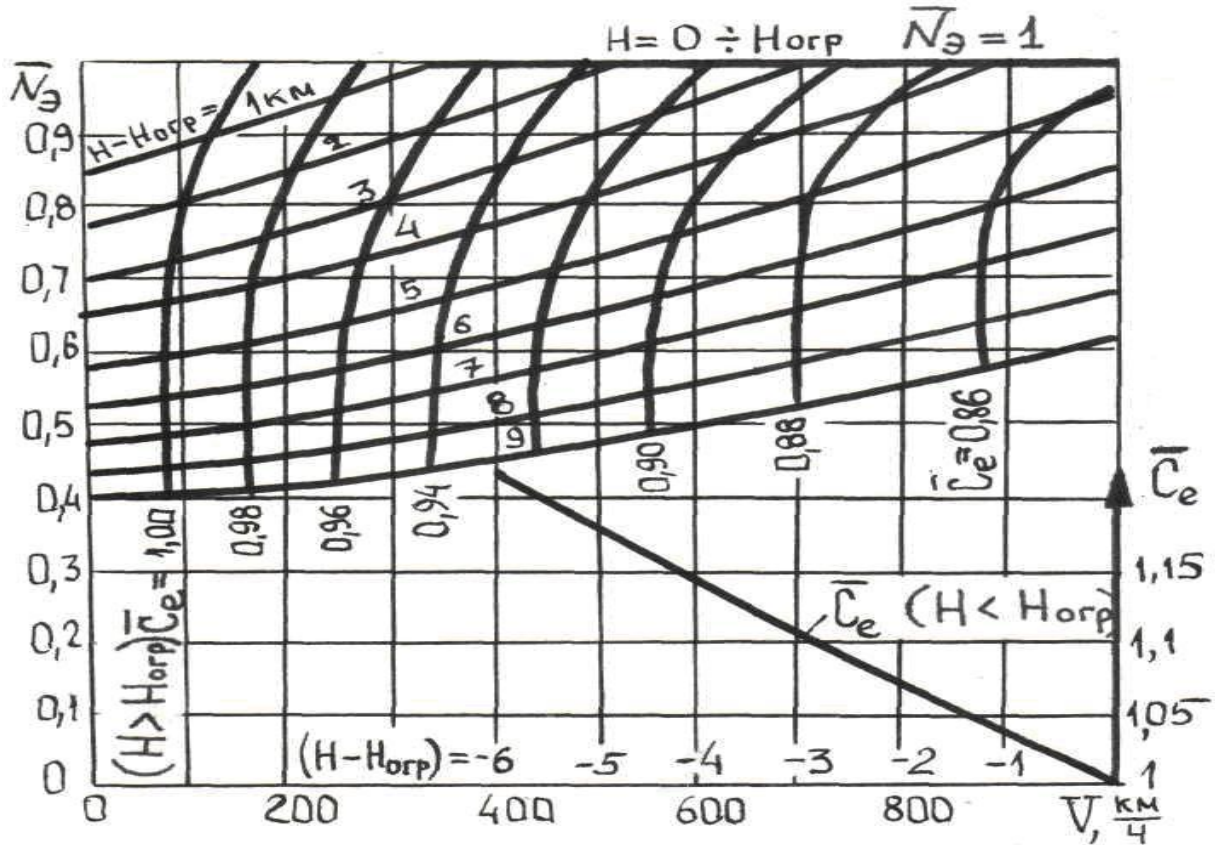


Рис. 2б. Типовая характеристика ТВД с регулированием подачи топлива (двигатель имеет высоту ограничения мощности $H_{огр}$)

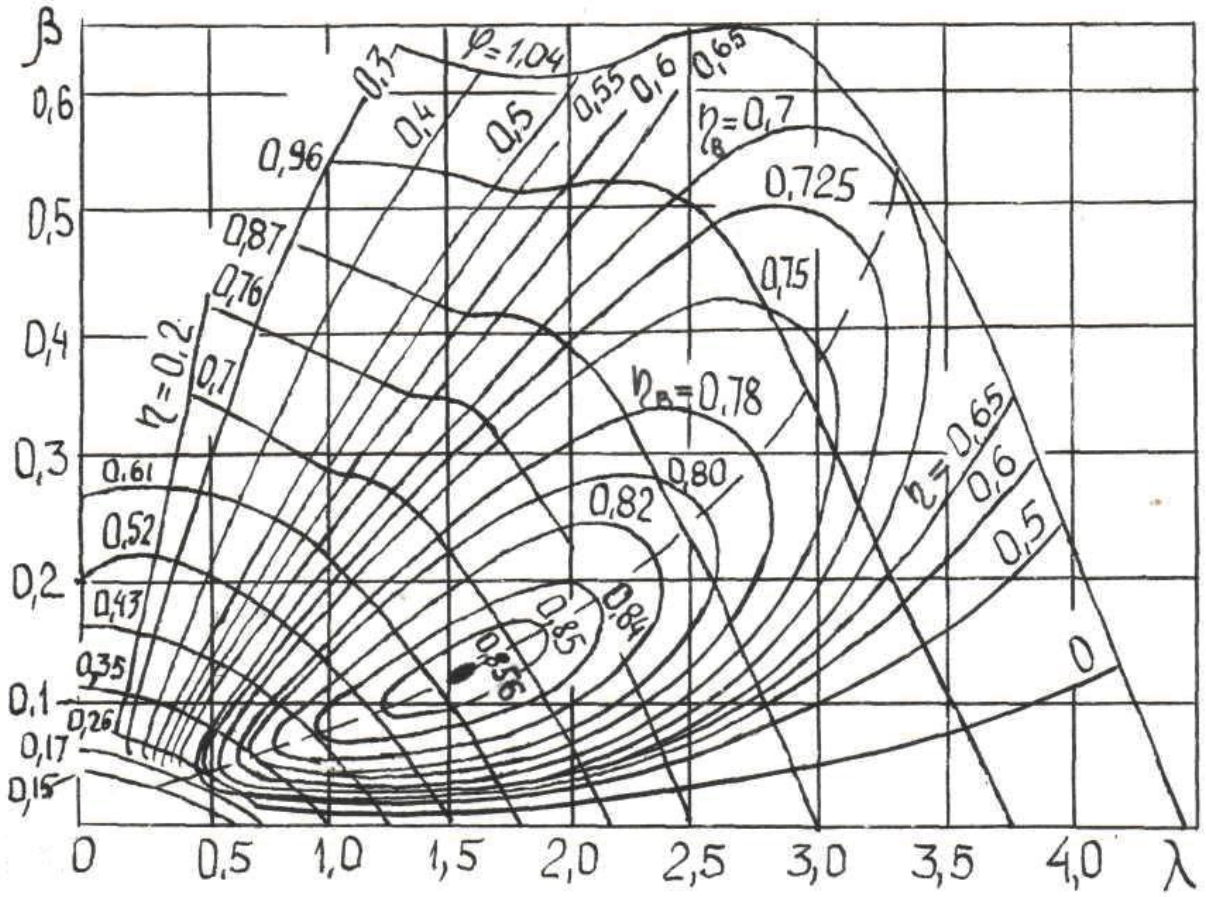


Рис. 3а. Аэродинамическая характеристика трехлопастного винта

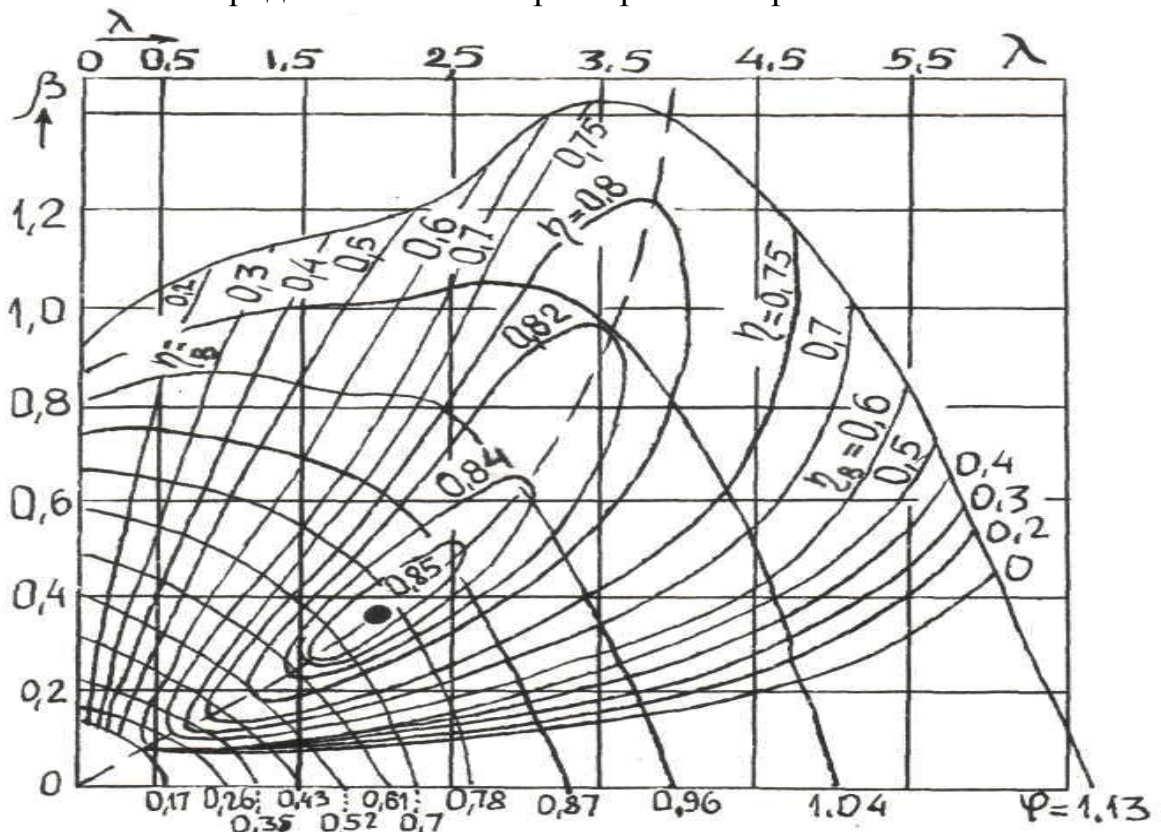


Рис. 3б. Аэродинамическая характеристика четырехлопастного винта

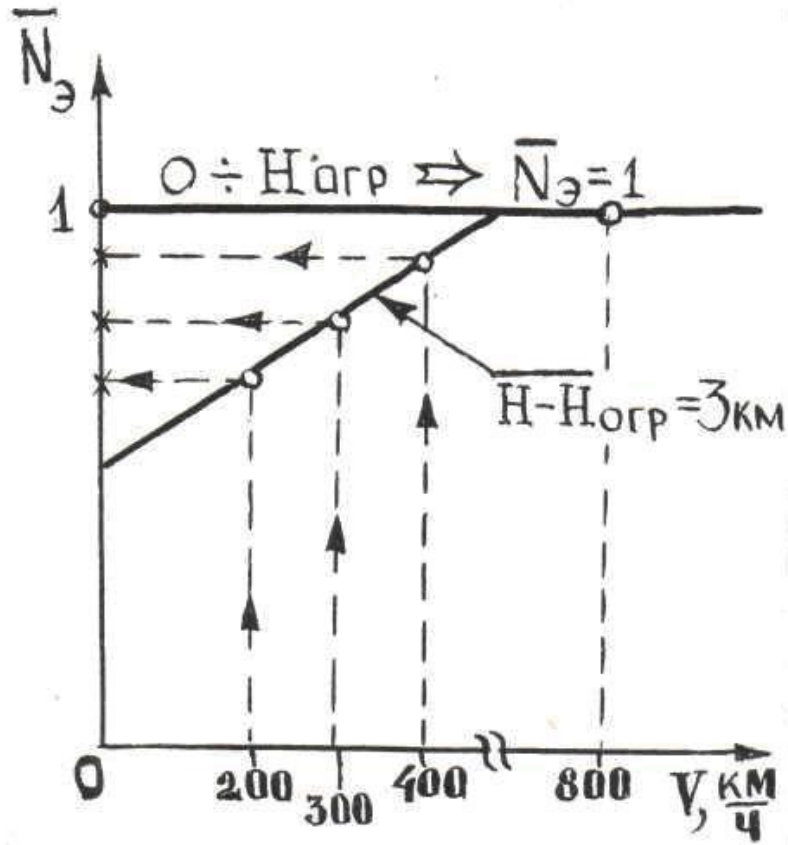
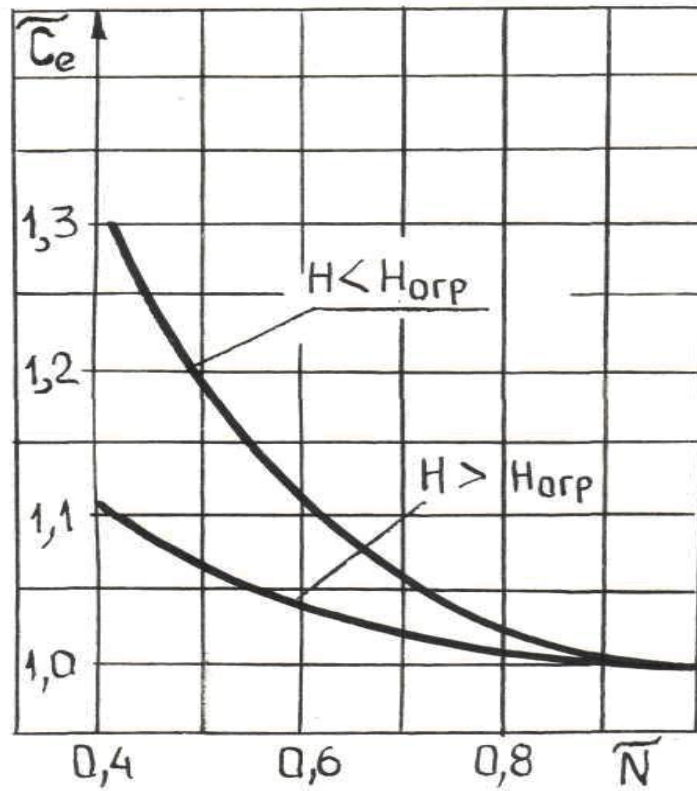


Рис. 4. Пояснение к рисунку 2б

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

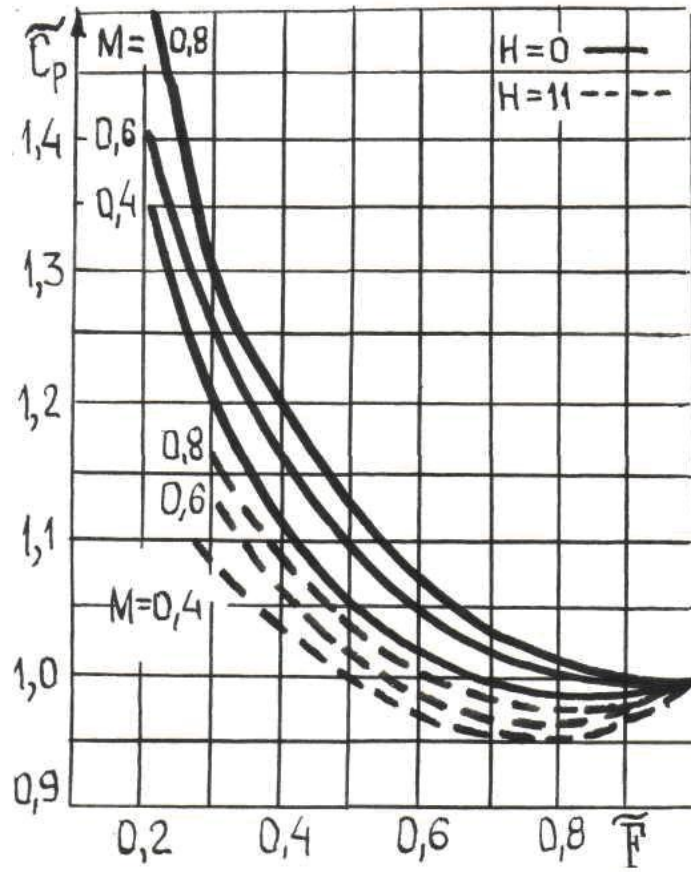


Рис. 6а. Зависимость относительного удельного расхода топлива ТРД \tilde{C}_p от степени дросселирования \tilde{F}

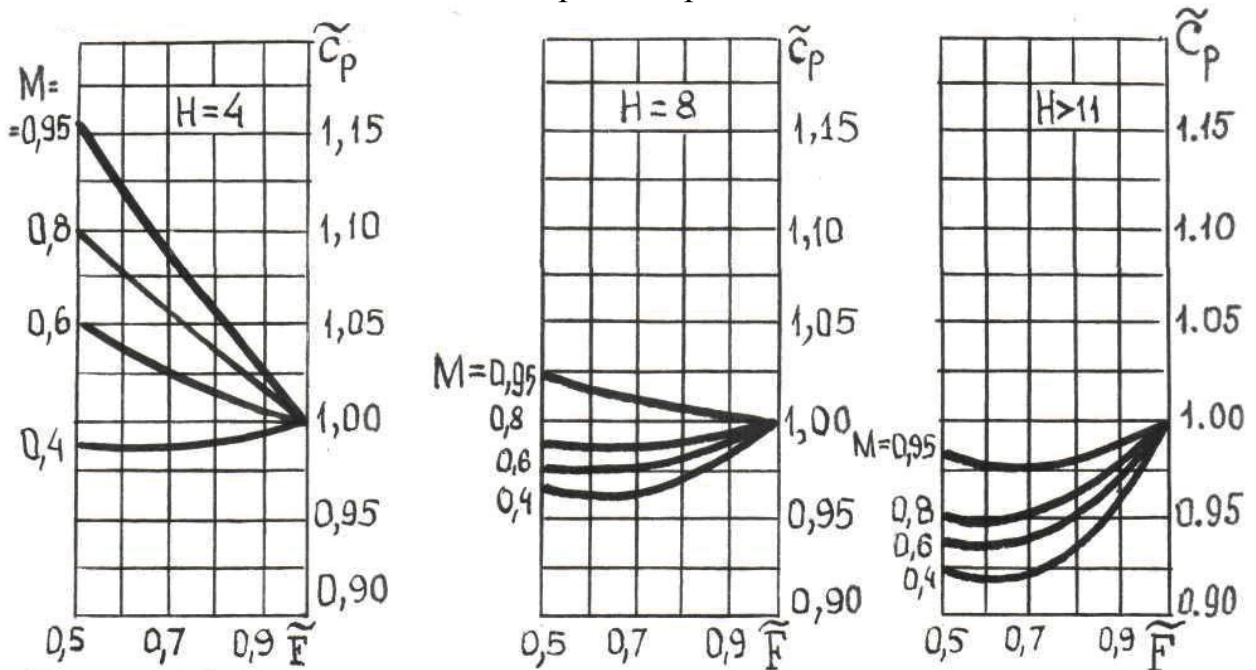


Рис. 6б. Зависимость относительного удельного расхода топлива ДТРД \tilde{C}_p от степени дросселирования \tilde{F}

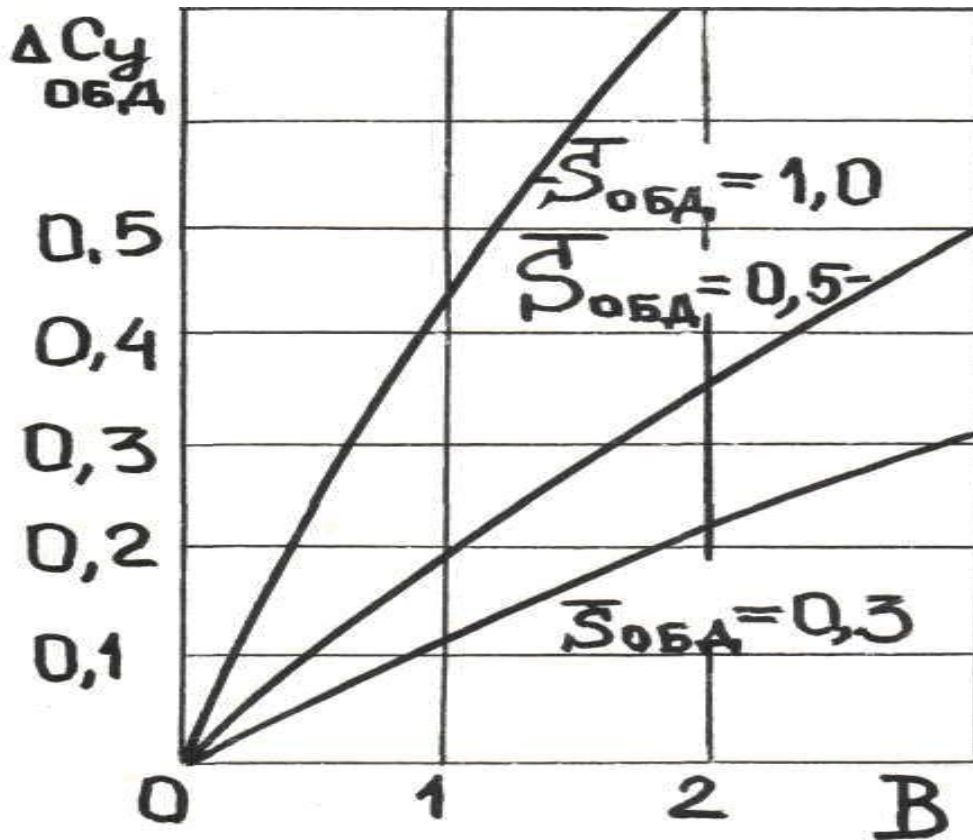


Рис. 7. Зависимость приращения коэффициента подъемной силы из-за обдувки крыла струей от винта

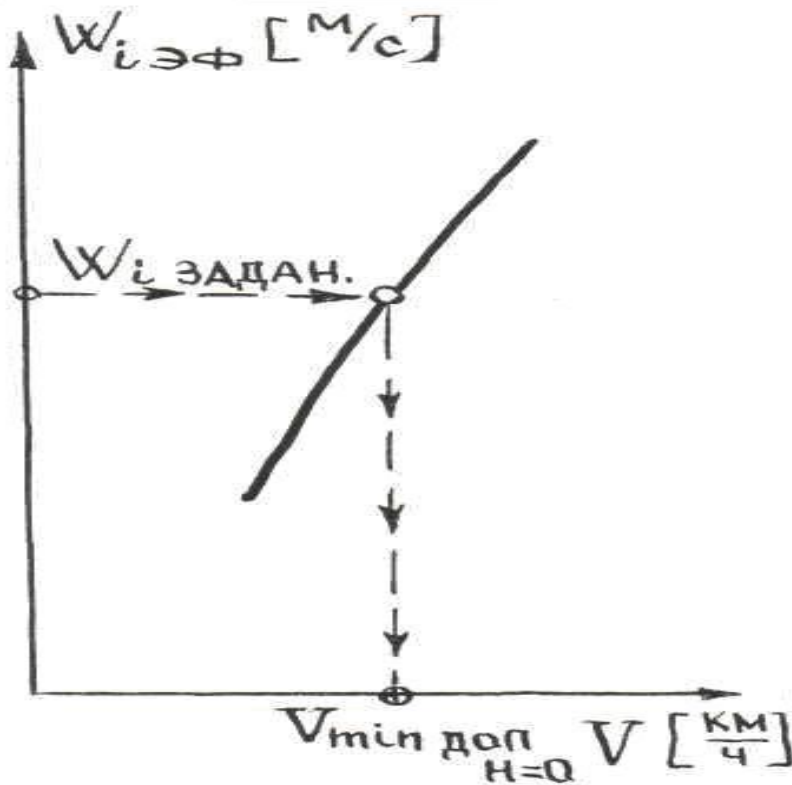


Рис. 8. Пояснение к определению минимально допустимой скорости $V_{min.доп}$.

Содержание

ВВЕДЕНИЕ	3
Содержание курсовой работы	3
Основные исходные данные	4
Литература	4
МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ КУРСОВОЙ 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 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 тяг 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