

Содержание

Введение.....	4
Требования к оформлению курсовой работы.....	4
Литература.....	4
1 Содержание курсовой работы.....	5
1.1 Определение геометрических и аэродинамических характеристик профиля крыла и самолета в целом	5
1.2. Методические указания к первому разделу курсовой работы.....	7
2. Расчет основных летно-технических характеристик самолета в нормальных условиях полета.....	7
2.1 Методические указания ко второму разделу курсовой работы.....	7
2.2 Результаты выполнения второго раздела курсовой работы	8
2.3 Порядок выполнения второго раздела курсовой работы	8
2.3.1 Определение полетной массы самолета.....	8
2.3.2 Расчет и построение полетных поляр.....	9
2.3.3 Построение кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей	10
2.3.4 Определение диапазона горизонтальных скоростей полета	12
2.3.5 Определение вертикальной скорости набора высоты, теоретического и практического потолков самолета	15
2.3.6 Определение характеристик взлета самолета в стандартных условиях.....	16
2.3.7 Определение посадочных характеристик самолета в стандартных условиях.....	18
Приложения.....	20

ВВЕДЕНИЕ

В процессе изучения курса «Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов» студент должен не только глубоко усвоить теоретический материал, но и приобрести определенные практические навыки по расчетам аэродинамических и летно-технических характеристик ЛА. Это необходимо для формирования высококвалифицированного специалиста гражданской авиации. Работая над материалом курса, студент должен также самостоятельно контролировать свои знания и закреплять их в течение семестра. Выполнение курсовой работы позволяет студенту наиболее успешно решить перечисленные задачи.

Требования к оформлению курсовой работы

1. Курсовая работа выполняется на листах формата А4 и должна быть написана «от руки».
2. При проведении расчетов должны быть представлены не только результаты расчетов, но и формулы в буквенном виде и с подстановкой в них исходных данных.
3. При выборе каких-либо значений по графикам, таблицам или иным источникам на них должна быть дана ссылка.
4. Графики и расчетные схемы выполняются на листах миллиметровой бумаги формата А4.
5. Пояснительная записка, содержащая результаты курсовой работы вместе с графическим материалом, брошюруется. Титульный лист оформляется по принятому образцу (см. сайт www.mstuca.ru). В конце пояснительной записки приводится перечень условных обозначений, используемых в тексте, формулах и таблицах, и список использованных источников, которыми студент пользовался при выполнении данной курсовой работы.
6. Работы, оформленные небрежно, с нарушением указанных требований, приниматься не будут.
7. По результатам защиты курсовой работы в зачетную книжку студента выставляется оценка.

Литература

1. Ципенко В.Г., Ефимова М.Г. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики ВС: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2009. – Ч. 1.
2. Ципенко В.Г., Ефимова М.Г. Основы аэродинамики и летно-технические характеристики ВС: учеб. пособие. - М.: МГТУ ГА, 2010. – Ч. 2.

1. Содержание курсовой работы

Курсовая работа по дисциплине «Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов» заключается в определении расчетным путем основных аэродинамических и летно-технических характеристик самолета гражданской авиации на базе данных, указанных в исходном варианте.

Курсовая работа включает в себя два раздела:

1. Определение геометрических и аэродинамических характеристик профиля крыла и самолета в целом.

2. Расчет основных летно-технических характеристик самолета в нормальных условиях полета при всех работающих двигателях.

1.1. Определение геометрических и аэродинамических характеристик профиля крыла и самолета в целом

В первом разделе курсовой работы студент, пользуясь таблицами координат профиля и аэродинамических коэффициентов профиля и самолета в целом при малых числах Маха, должен:

1) определить геометрические характеристики профиля, для чего
 - вычертить контур профиля крыла (рис. 1) по заданным его координатам (табл. 1, прил. 1), определив хорду профиля по последней цифре номера зачетной книжки (табл. 2, прил. 1);

- провести среднюю линию профиля;

- определить его основные геометрические характеристики, как показано на рис. 1: относительную кривизну \bar{f} и относительную толщину \bar{c} профиля, а также положения максимальной кривизны $\bar{x}_{f_{\max}}$ и максимальной толщины $\bar{x}_{c_{\max}}$ профиля;

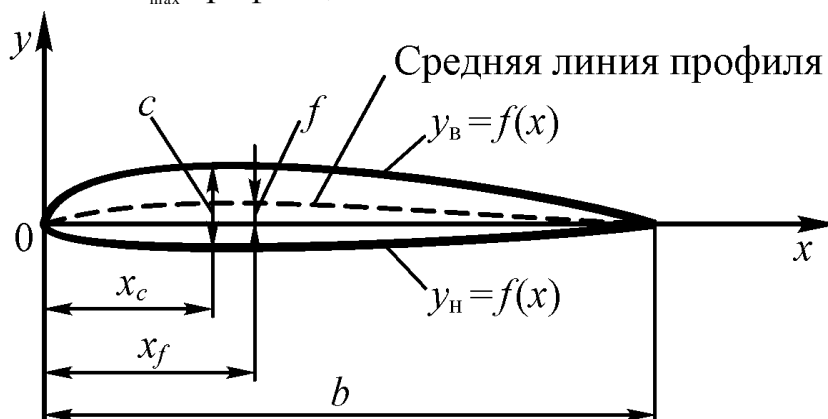


Рис. 1. Геометрические характеристики профиля крыла

2) по данным таблицы аэродинамических коэффициентов профиля (табл. 1, прил. 2) построить на листе миллиметровой бумаги графики $c_y(\alpha)$, $c_m(\alpha)$, $K(\alpha)$ и поляру $c_y(c_x)$ (рис. 2);

3) из поляры и графиков $c_y(\alpha)$, $K(\alpha)$ определить значения $c_{x0}(c_{x\min})$, K_{\max} , $c_{y\max}$, угол атаки нулевой подъемной силы α_0 , наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{\text{нв}}$

и частную производную $c_y^\alpha = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}$. Частную производную c_y^α определяют как отношение приращений Δc_y к $\Delta \alpha$ на линейном участке кривой $c_y(\alpha)$, при этом для большей точности необходимо выбирать величину $\Delta \alpha$ как можно большей. Далее необходимо составить уравнение $c_y(\alpha)$ на линейном участке, пользуясь формулой

$$c_y = c_y^\alpha (\alpha - \alpha_0); \quad (1)$$

4) по кривой моментов профиля крыла $c_m(\alpha)$ определить коэффициент момента при нулевой подъемной силе c_{m0} , производную $\frac{\partial c_m}{\partial c_y}$ и составить уравнение зависимости $c_m(c_y)$ на линейном участке согласно формуле

$$c_m = c_{m0} + \frac{\partial c_m}{\partial c_y} c_y; \quad (2)$$

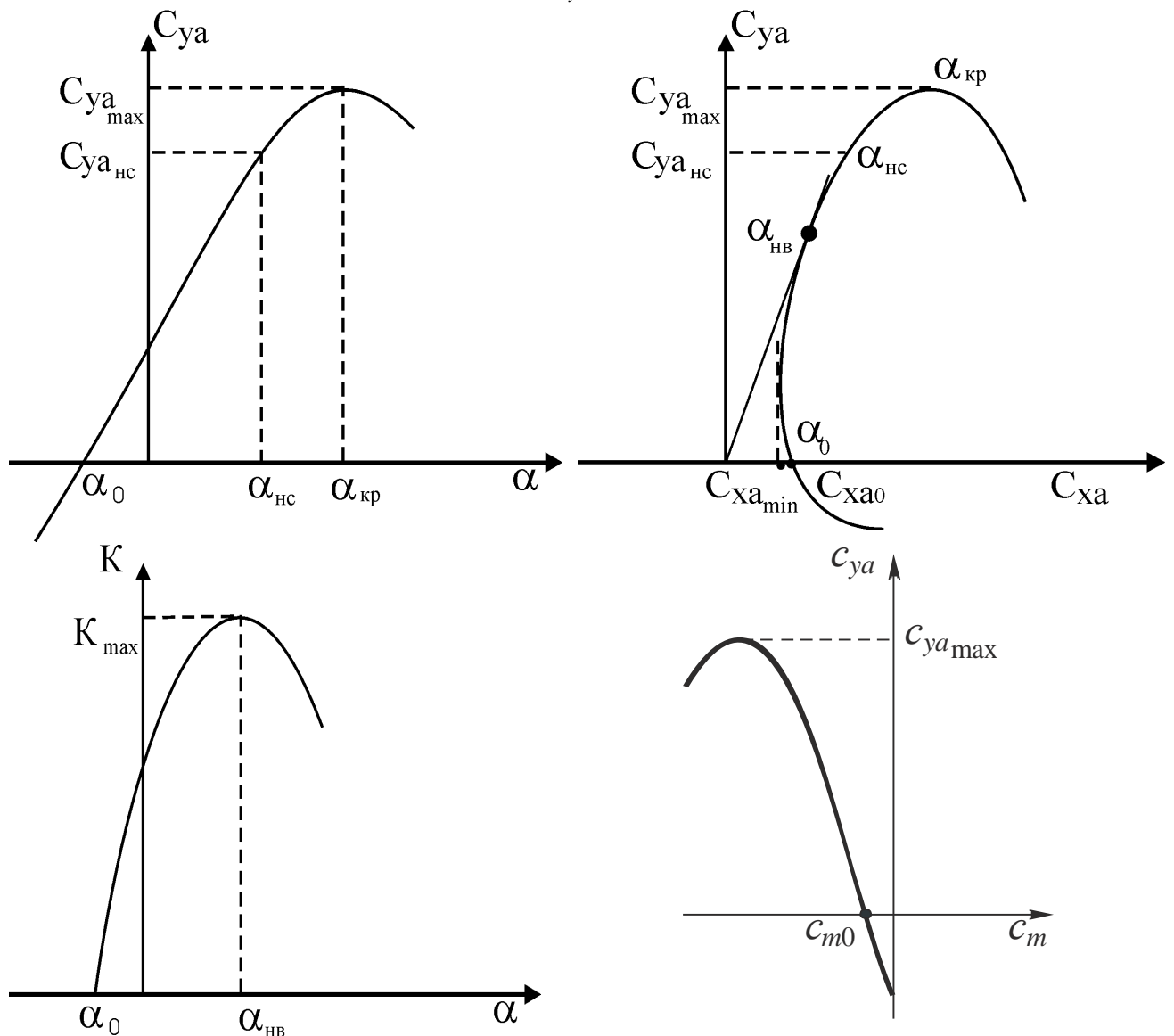


Рис. 2. Графики аэродинамических характеристик

5) на листе миллиметровой бумаги по данным таблицы аэродинамических коэффициентов самолета (табл. 2, прил. 2) построить кривые $c_y(\alpha)$ и поляру самолета в целом для малых чисел Маха $M \leq 0,4$ (т.е. без учета сжимаемости потока для взлетно-посадочных скоростей).

1.2. Методические указания к первому разделу курсовой работы

1. Вариант задания определяется последней цифрой номера зачетной книжки.

2. Исходные данные представлены в соответствующих таблицах для вариантов 1-10 (прил. 1).

3. Расчетные графики и чертеж профиля крыла вычерчиваются карандашом на миллиметровой бумаге формата А4. Все графики рекомендуется выполнять в следующих масштабах: 100 мм миллиметровой бумаги соответствуют $\alpha=20^\circ$; $c_y=1,0$; $c_x=0,2$; $m_z=0,5$; $K=20$.

2. Расчет основных летно-технических характеристик самолета в нормальных условиях полета

Во втором разделе курсовой работы необходимо провести расчет основных летно-технических характеристик самолета в нормальных условиях полета при всех работающих двигателях, который включает в себя:

- расчет и построение кривых потребных и располагаемых тяг Н.Е. Жуковского;
- определение характерных скоростей полета и построение диаграммы диапазона скоростей;
- расчет набора высоты, определение вертикальной скорости набора, теоретического и практического потолков самолета;
- определение характеристик взлета самолета в стандартных условиях;
- определение посадочных характеристик самолета в стандартных условиях.

2.1. Методические указания ко второму разделу курсовой работы

1. Исходные данные для выполнения второго раздела курсовой работы определяются из прил. 2:

- табл. 2 прил. 2 содержит значения c_y на различных углах атаки при малых числах M ;
- табл. 3 прил. 2 включает в себя данные для построения поляры самолета при различных числах M (звездочкой * обозначены $\alpha_{кр}$ и c_{ymax});
- табл. 4 прил. 2 содержит основные геометрические данные самолета, характеристики его силовой установки и основные летные ограничения;
- табл. 5 прил. 2 включает 10 номеров заданий (см. п. 2), для каждого из которых указана расчетная масса самолета;

- табл. 6 прил. 2 содержит также 10 номеров заданий (см. п. 2) с указанием расчетных высот полета, для которых необходимо построить кривые потребных и располагаемых тяг Н.Е. Жуковского.

2. Номер варианта (тип самолета) и задания определяется номером зачетной книжки студента: последняя цифра номера определяет номер варианта, предпоследняя – номер задания по взлетной массе (табл. 5, прил. 2), а третья цифра от конца – номер задания по расчетным высотам (табл. 6, прил. 2).

Например: студент Иванов имеет зачетную книжку с номером УВД-091017. Следовательно, он выполняет вариант 7, значение взлетной массы находит в задании 1 (табл. 5) и проводит расчеты для высот, указанных в задании 0 (табл. 6).

Дополнительные исходные данные для выполнения этого раздела курсовой работы также содержатся в прил. 2. Для каждого варианта приведены кривые располагаемых тяг (мощностей) двигателя и основные аэродинамические характеристики самолета во взлетной и посадочной конфигурациях, необходимые для расчета взлетных и посадочных характеристик.

2.2. Результаты выполнения второго раздела курсовой работы

Второй раздел курсовой работы, представленной к защите, должен содержать следующее:

1) перечень исходных данных в соответствии с выбранным вариантом и номером задания;

2) пояснительную записку с расчетными формулами, таблицами результатов и пояснительным текстом;

3) расчетные графики, выполненные на миллиметровой бумаге формата А4. Размерность скорости на графиках в км/ч или м/с;

4) все расчеты производятся в системе СИ:

1 кН = 1000 Н = 98 кгс

1 кВ = 1000 Вт = 1,36 л.с.;

5) таблицу данных МСА (прил. 3).

2.3. Порядок выполнения второго раздела курсовой работы

2.3.1. Определение полетной массы самолета

Расчет характеристик самолета производится для средней полетной массы:

$$m_{\text{ср}} = m_0 - 0,5 m_{\text{т}}, \quad (3)$$

где m_0 – взлетная масса [кг], указанная в табл. 5 прил. 2;

$m_{\text{т}}$ - полный запас топлива [кг].

Ориентировочно величину полного запаса топлива можно принять:

- для самолетов с поршневыми двигателями (ПД)

$$m_{\text{т}} = (0,2 \dots 0,3) m_0;$$

- для самолетов с турбовинтовыми двигателями (ТВД)

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

- для самолетов с турбореактивными двигателями (ТРД)

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

Тогда при полных запасах топлива можно принять:

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

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

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

Вес самолета определяется по формуле

$$G_{cp} = m_{cp} g \text{ [Н]}, \quad (4)$$

где $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения.

2.3.2. Расчет и построение полетных поляр

Для расчета летных характеристик скоростного самолета задаются поляры самолета. Используя табл. 4 (прил. 2), табл. 3 (прил. 2) и рис. 4, необходимо построить полетные поляры.

Совершая горизонтальный полет с различными скоростями на одной и той же высоте, самолет как бы переходит с одной поляры на другую. Это и будут полетные поляры для разных высот полета самолета.

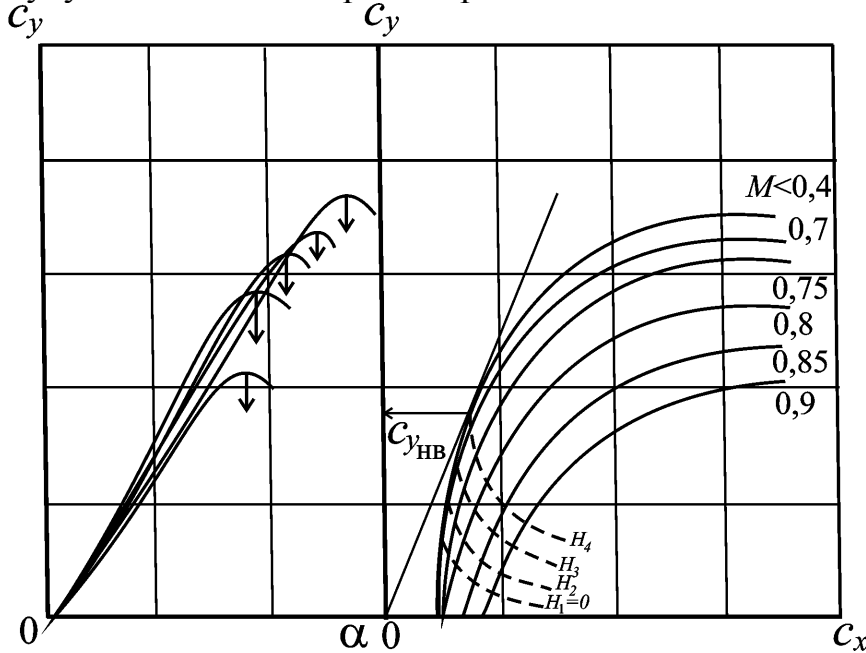


Рис. 3. Полётные поляры

Из условия равенства в горизонтальном полете подъемной силы и силы тяжести:

$$c_y = \frac{2G_{cp}}{\rho S V^2} = \frac{2G_{cp}}{\rho S a^2 M^2} = \frac{A}{M^2}, \quad (5)$$

где $A = \frac{2G_{cp}}{\rho S a^2}$ – величина постоянная на данной высоте и при неизменном весе самолета.

Из приведенной формулы следует, что в установившемся горизонтальном полете каждому числу M соответствует определенное значение коэффициента подъемной силы c_y .

Зная высоту H для числа M каждой имеющейся поляры, следует найти соответствующее значение коэффициента c_y .

По точкам на всех полярах, соответствующим этим c_y и M , получим полетную поляру для данной высоты H . Таким же образом строятся расчетные поляры для других высот и заполняется табл. 2.1.

Таблица 2.1

Расчетные значения для построения полетных поляр

H , м		H_1	H_2	H_3	H_4
ρ , кг/м ³					
a , м/с					
A					
c_y	$M =$				
	$M =$				
	$M =$				

Полетные поляры дозвуковых самолетов следует строить для расчетных высот в соответствии с заданием по табл. 6 (прил. 2).

2.3.3. Построение кривых потребных и располагаемых тяг и мощностей

Построение данных кривых является основой аэродинамического расчета, так как с помощью этих кривых определяются основные ЛТХ самолета.

Для самолета с ТРД целесообразно использовать кривые тяг, а для самолетов с ТВД – кривые мощностей, поэтому ниже приведены указания по использованию обоих способов.

Расчет и построение кривых потребных тяг $P_{\text{п}}$ и мощностей $N_{\text{п}}$ производится по формулам:

$$P_{\text{п}} = \frac{G}{K}; \quad (6)$$

$$N_{\text{п}} = P_{\text{п}} V, \quad (7)$$

где $K = \frac{c_y}{c_x}$ - коэффициент аэродинамического качества самолета.

Сначала строятся кривые потребных и располагаемых тяг (мощностей) для высоты $H = 0$.

Находятся и наносятся наиболее характерные скорости полета самолета. При этом величина c_y изменяется от $c_{y\text{max}}$ до c_y , соответствующего $1,05 \dots 1,2 M_{\text{max}}$.

Каждому значению соответствует определенная скорость горизонтального полета на выбранной высоте

$$V = \sqrt{\frac{2G_{\text{ср}}}{c_y \rho S}} \quad (8)$$

и определенное значение c_x , снимаемое с полетной поляры (рис. 4).

В качестве одного из расчетных значений c_y следует взять $c_{\text{унв}}$, определив его по поляре (рис. 4). Между значениями c_{ymax} и $c_{\text{унв}}$ необходимо взять 2-3 промежуточных значения c_y для самолетов с ТРД (с интервалом 0,2) и для самолетов с ТВД (с интервалом 0,1) с точностью до 0,1.

Располагаемые тяги для самолетов с ТРД и мощности для самолетов с ТВД определяются с помощью типовых характеристик двигателей $P=f(V, H)$ и $N=f(V, H)$, приведенных в прил. 2 для каждого типа самолета. При их отсутствии для какой-либо высоты можно их найти с помощью интерполяции.

Результаты расчета потребных тяг при $H=0$ сводим в табл. 2.2.

1. Задаемся рядом скоростей от $V_{\text{св}}$, зависящей от c_{ymax} , до 900 км/ч.
2. По исходной формуле (5) вычисляем значения c_y , потребные для горизонтального полета на заданной скорости (не забывая перевести скорость из км/ч в м/с!).

3. На поляре горизонтального полета ($H=0$) находим значение коэффициента c_x для каждого значения потребного c_y .

4. По значениям c_y и c_x находим аэродинамическое качество K .

5. Вычисляем тягу или мощность, потребные для горизонтального полета на заданной скорости по формулам (6) и (7). Строим потребные и располагаемые тяги (мощности) для заданных высот полета самолета (рис. 5, 6).

При выполнении горизонтального полета на любой высоте необходимо обеспечить равенство подъемной силы силе тяжести самолета $Y = G$. Для выполнения этого условия при постоянных массе и угле атаки на большей высоте, где плотность меньше, истинная скорость горизонтального полета должна быть больше, но приборная скорость не изменяется (рис. 5, 6). Поэтому

$$V_H = V_{H=0} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}, \text{ [м/с]}. \quad (9)$$

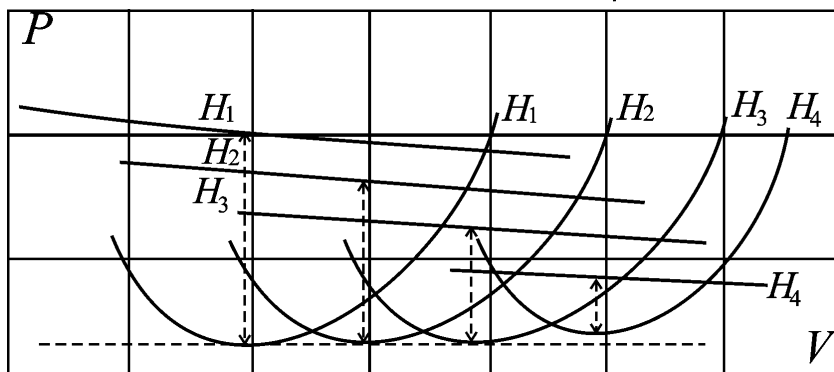


Рис. 4. Потребные и располагаемые тяги горизонтального полета

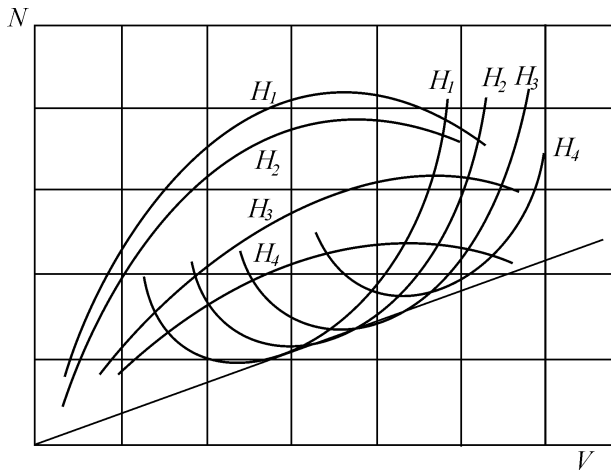


Рис. 5. Потребные и располагаемые мощности горизонтального полета

2.3.4. Определение диапазона горизонтальных скоростей полета

По кривым потребных и располагаемых тяг (мощностей) Н.Е. Жуковского можно определить на заданных высотах характерные скорости горизонтального полета.

У самолета с ТВД в качестве характерных скоростей в горизонтальном полете принимают скорости: $V_{T \min}$ – теоретическую минимальную; $V_{\text{эк}}$ – экономическую, $V_{\text{нв}}$ – наивыгоднейшую, V_{max} – максимальную, $V_{\text{пр min}}$ – практически минимальную (минимального газа).

У самолета с ТРД в качестве характерных скоростей в горизонтальном полете принимают скорости: $V_{T \min}$ теоретическую минимальную, $V_{\text{нв}}$ – наивыгоднейшую, $V_{\text{кр}}$ – крейсерскую, V_{max} – максимальную, $V_{\text{пр min}}$ – практически минимальную (малого газа).

Все характерные скорости в горизонтальном полете у самолетов с ТРД и ТВД, кроме $V_{\text{пр min}}$, определяются для каждой заданной высоты после построения кривых тяг и мощностей (рис. 7).

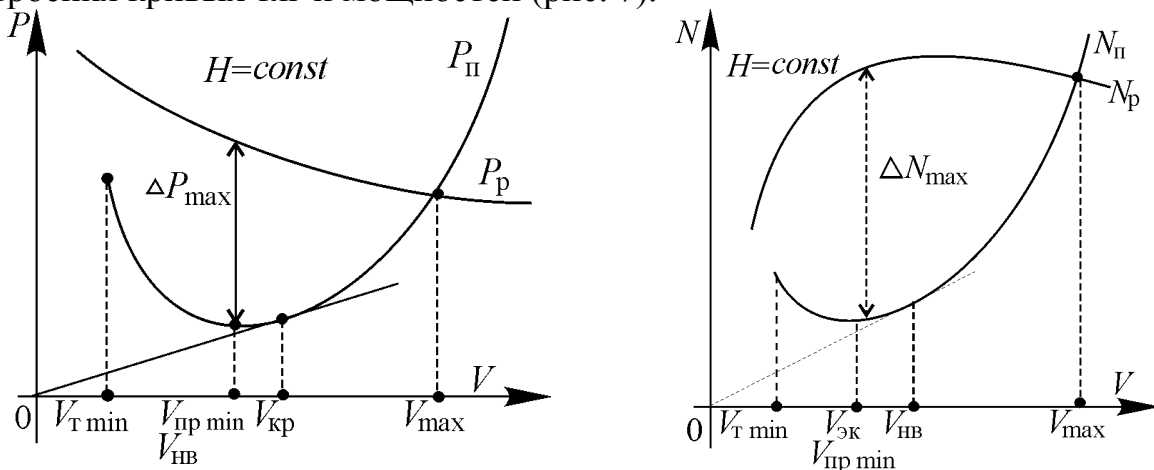


Рис. 6. Характерные скорости горизонтального полета самолета с ТВД и ТРД

Таблица 2.2

Расчетная таблица для построения потребных тяг (мощностей)

Параметры	$c_{y1} = c_{y \max}$	c_{y2}	c_{y3}	$c_{y4} = c_{y \min}$	c_{y5}	c_{y6}	c_{y7}	c_{y8}	c_{y9}	c_{y10}	c_{y11}	c_{y12}	c_{y13}
$V, \text{ м/с}$	72	83	97	111	125	139	153	167	180	194	208	222	236
$V, \text{ км/ч}$	260	300	350	400	450	500	550	600	650	700	750	800	850
M	0,21	0,25	0,29	0,33	0,37	0,41	0,45	0,49	0,53	0,57	0,61	0,65	0,69
c_y													
c_x													
$K = c_y/c_x$													
P_{Π}													
N_{Π}													

Практически минимальная скорость $V_{\text{пр min}}$ – это скорость горизонтального полета, при которой допустима минимальная подача топлива. Приблизительно скорость $V_{\text{пр min}}$ у самолетов с ТВД можно принять равной скорости экономической ($V_{\text{пр min}} \approx V_{\text{эк}}$), а у самолетов с ТРД – наивыгоднейшей ($V_{\text{пр min}} \approx V_{\text{нв}}$).

Полученные значения всех характерных скоростей горизонтального полета самолетов с ТВД и ТРД свести в итоговые табл. 2.3 и 2.4.

Таблица 2.3

Характерные скорости горизонтального полета самолета с ТВД

Высота H , км	Характерная скорость V , км/ч						$N_{\text{изб max}}$, кВт	$V_{y^* \text{ max}}$, м/с
	$V_{\text{T min}}$	$V_{\text{эк}}$	$V_{\text{пр min}}$	$V_{\text{нв}}$	V_{max}	$V_{\text{наб}}$		
0								
3								
6								
и т.д.								

Таблица 2.4

Характерные скорости горизонтального полета самолета с ТРД

Высота H , км	Характерная скорость V , км/ч						$N_{\text{изб max}}$, кВт	$V_{y^* \text{ max}}$, м/с
	$V_{\text{T min}}$	$V_{\text{пр min}}$	$V_{\text{нв}}$	V_{max}	$V_{\text{кр}}$	$V_{\text{наб}}$		
0								
3								
6								
и т.д.								

По данным итоговых табл. 2.3 и 2.4 необходимо построить диаграмму диапазона характерных скоростей горизонтального полета самолета с ТВД и ТРД (изменение характерных скоростей по высотам полета).

Примечание.

1. Диаграмма диапазона характерных скоростей на больших высотах (близких к потолку) достраивается окончательно после определения теоретического потолка H_{T} (см. следующий раздел).

2. При построении диаграммы необходимо иметь в виду, что на теоретическом потолке

$$V_{\text{T min}} = V_{\text{пр min}} = V_{\text{нв наб}} = V_{\text{max}} \text{ (сходятся в одной точке).}$$

На полученные диаграммы диапазона характерных скоростей горизонтального полета необходимо нанести ограничения максимальной скорости по максимальному (предельному) скоростному напору и по предельному числу M полета ($q_{\text{пред}}$ и $M_{\text{max доп}}$ – заданы в исходных данных).

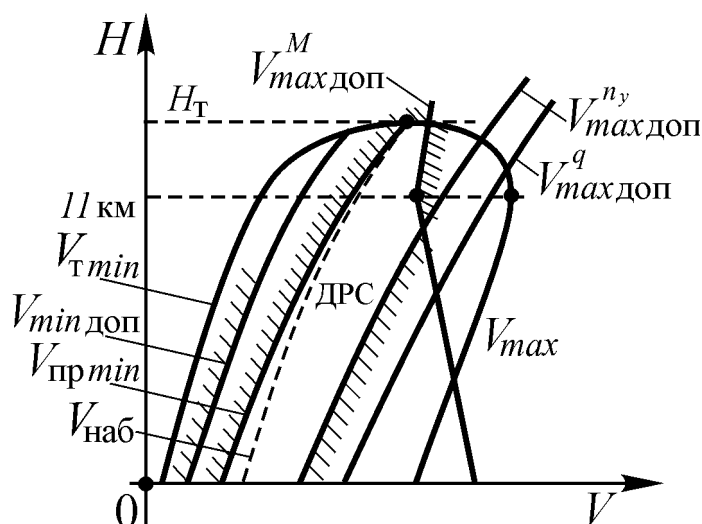


Рис. 7. Эксплуатационные ограничения скоростей в горизонтальном полете

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

Расчет максимально допустимой скорости проводится по формуле

$$V_{\max \text{ доп}}^q = \sqrt{\frac{2q_{\text{доп}}}{\rho}} = V_{\max \text{ доп } H=0}^q \sqrt{\frac{1}{\Delta}}, \quad [\text{м/с}] \quad (10)$$

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

Здесь сначала рассчитывается скорость $V_{\max \text{ доп } H=0}^q$, а затем производится пересчет на другие заданные высоты.

2.3.4.2. Расчет максимально допустимой скорости $V_{\max \text{ доп}}^M$

Расчет максимально допустимой скорости проводится по формуле:

$$V_{\max \text{ доп}}^M = aM_{\text{доп}}, \quad [\text{м/с}]. \quad (11)$$

2.3.5. Определение вертикальной скорости набора высоты, теоретического и практического потолков самолета

Вертикальная скорость самолета равна

$$V_y = \frac{\Delta PV}{G_{\text{ср}}} \quad \text{или} \quad V_y = \frac{\Delta N}{G_{\text{ср}}}, \quad (12)$$

где $\Delta P = P_p - P_n$ при данной скорости полета самолета V .

Для нахождения наибольшей (на данной высоте) вертикальной скорости $V_{y\text{max}}$ необходимо определить наибольший запас мощности ΔN или $(\Delta PV)_{\text{max}}$. При использовании кривых мощностей ΔN_{max} можно найти непосредственно из рис. 5, 6.

При использовании кривых тяг следует для каждой высоты найти ΔP , для нескольких скоростей V (не менее 4) и подсчитать ΔPV . Затем построить

вспомогательную кривую $\Delta PV=f(V)$, определить по ней $(\Delta PV)_{\max}$ и соответствующую скорость $V_{\text{нв набора}}$ (рис. 9).

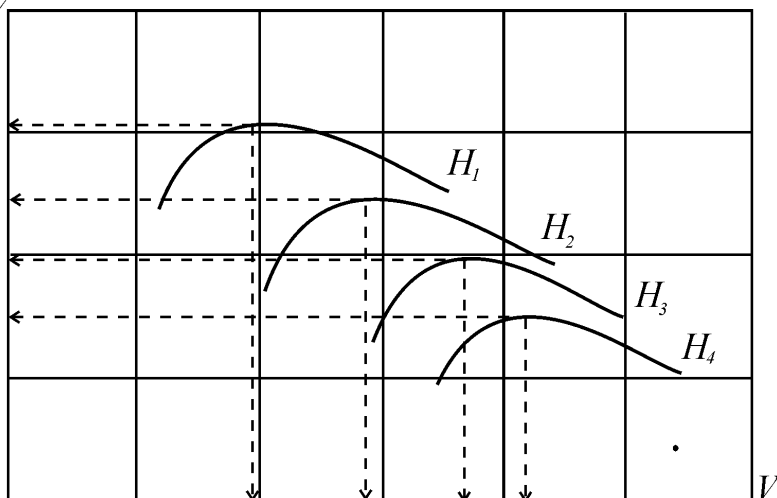


Рис. 8. График для определения скороподъемности самолета и наивыгоднейшей скорости набора

Определив $V_{y\max}$ для выбранных ранее высот полета, построить кривую $\Delta V_{y\max}=f(H)$ (рис. 10) и определить теоретический и практический ($V_y=0,5$ м/с) потолки самолета. На рис. 8 нанести кривую $V_{\text{нв набора}}=f(H)$.

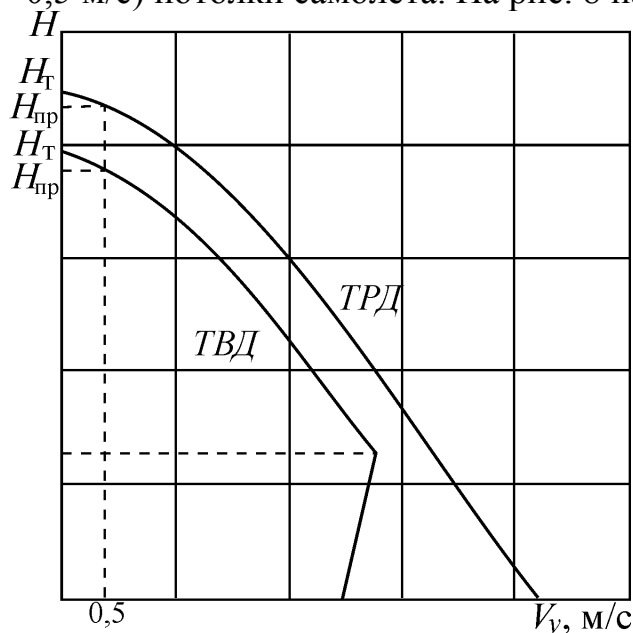


Рис. 9. Изменение скороподъемности по высоте полета самолета

2.3.6. Определение характеристик взлета самолета в стандартных условиях

Расчет ведется для заданной взлетной массы самолета. Требуется определить: скорость отрыва, длину разбега и длину взлетной дистанции, которая складывается из длины разбега и длины разгона с набором высоты 10,7 над уровнем ВПП (рис. 11).

Для расчетов необходимо вычертить зависимости $c_{ya}(\alpha)$ и $c_{ya}(c_{xa})$ для взлетной и посадочной конфигурации самолета, взяв их из прил. 2:

а) скорость отрыва определяется по формуле

- $V_{\text{отр}} = 1,15 V_{\text{min T}}$ – для самолета с тремя и более двигателями;

- $V_{отр} = 1,2 V_{мин\tau}$ – для самолета с двумя двигателями, а также с турбовинтовыми двигателями,

где $V_{мин\tau} = \sqrt{\frac{2G_{ср}}{c_{у\max}\rho S}}$ – минимальная теоретическая скорость при механизации, установленной во взлетное положение;

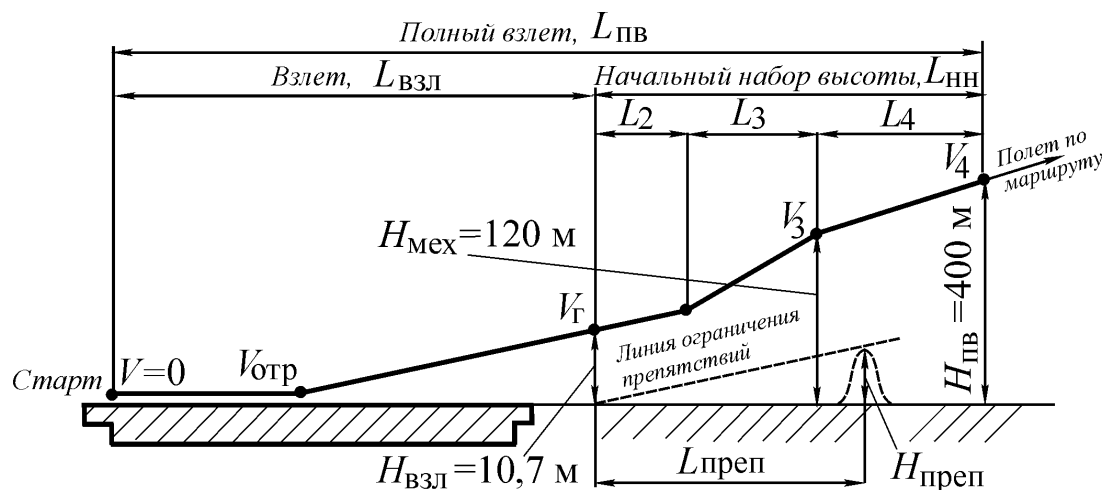


Рис. 10. Схема полного взлета самолета

б) длина разбега вычисляется по приближенной формуле

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g \left(\frac{P_{ср}}{G_{ср}} - f_{пр} \right)}. \quad (13)$$

Среднее значение тяги силовых установок при работе их на взлетном режиме равно

$$P_{ср} = \frac{P_{0\text{взл}} + P_{отр}}{2}, \quad (14)$$

где $(P_{0\text{взл}} + P_{отр})$ – суммарная тяга силовых установок на исполнительном старте и при скорости отрыва;

$f_{пр}$ – приведенный коэффициент трения на разбеге, который при разбеге по бетонной ВПП равен 0,03;

в) длина разгона с набором $L_{рн}$ может быть вычислена по приближенной формуле

$$L_{рн} = \frac{G_{ср}}{\Delta P_{ср}} \left(\frac{V_{10}^2 - V_{отр}^2}{2g} + 10,7 \right), \quad (15)$$

где V_{10} – скорость самолета в конце взлетной дистанции (на высоте 10,7 м).

$V_{10} = 1,2 V_{мин\tau} = V_2$ – для самолетов как с ТВД, так и с ТРД,

$$\Delta P_{ср} = \frac{\Delta P_1 + \Delta P_2}{2},$$

где $\Delta P_1 = (P-X)_{отр}$ – избыток тяги в момент отрыва;

$\Delta P_2 = (P-X)_{10}$ – избыток тяги в конце взлетной дистанции.

Величина лобового сопротивления самолета X на указанных скоростях определяется по полярам, построенным для взлетной конфигурации самолета.

Порядок расчета $X_{отр}$ и X_{10}

Для заданной скорости ($V_{отр}$, V_2) определяется значение c_y ($c_{yотр}$, c_{y2}). По поляре определяется величина c_x ($c_{xотр}$, c_{x2}) и рассчитывается величина лобового сопротивления

$$X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (16)$$

Длина взлетной дистанции определяется по формуле

$$L_{взл} = L_p + L_{pн}. \quad (17)$$

2.3.7. Определение посадочных характеристик самолета в стандартных условиях

Расчет ведется для посадочной массы самолета

$$m_{пос} = m_{взл} - 0,8m_T, \quad (18)$$

где m_T – масса топлива, (30...40)% от $m_{взл}$.

Требуется определить: посадочную скорость, длину пробега, длину воздушного участка (которая складывается из длины предпосадочного снижения, длины выравнивания и выдерживания) и посадочную дистанцию (рис. 12).

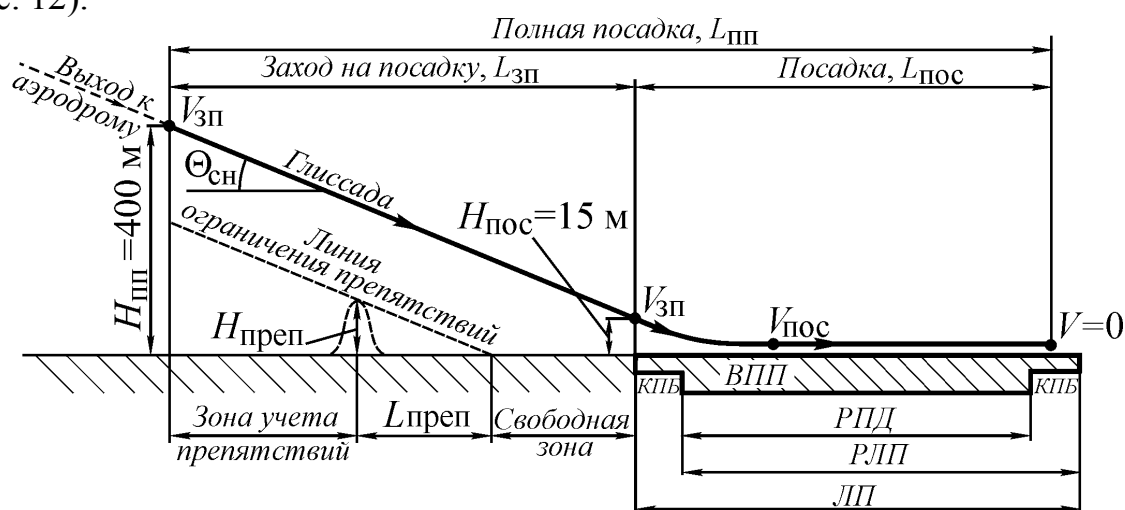


Рис. 11. Полная посадка

а) Величина посадочной скорости для всех типов самолетов принимается как

$$V_{\min T} = \sqrt{\frac{2G_{cp}}{c_{y\max}\rho S}}, \quad (19)$$

где G_{cp} – посадочный вес самолета ($m_{пос} = G_{cp}/g$);

$c_{y\max}$ – максимальное значение c_y при посадочной конфигурации самолета.

б) Длина пробега может быть определена по приближенной формуле

$$L_{\text{пр}} = \frac{1}{2g} \frac{V_{\text{пос}}^2}{\frac{1}{3} K_{\text{ст}} + \frac{2}{3} f_{\text{пр}}}, \quad (20)$$

где $K_{\text{ст}}$ – аэродинамическое качество самолета на стояночном угле атаки $\alpha_{\text{ст}}$, в расчете следует принимать $\alpha_{\text{ст}} = 1 \dots 3^\circ$;

$f_{\text{пр}}$ – приведенный коэффициент трения на пробеге, для сухой бетонной ВПП $f_{\text{пр}} = 0,25$.

Величину $K_{\text{ст}} = \frac{c_{y\text{ст}}}{c_{x\text{ст}}}$ определять для самолетов с ТРД из соответствующей таблицы.

ющей таблицы.

Для учета сопротивления винтов на пробеге величину $K_{\text{ст}}$ для самолета с ТВД определяют по формуле

$$K_{\text{ст}} = \frac{c_{y\text{ст}}}{c_{x\text{ст}} + \Delta c_x}. \quad (21)$$

Величину Δc_x принять равной 0,1.

в) Длина участка выравнивания и выдерживания может быть определена приближенно по формуле

$$L_{\text{вв}} = K_{\text{ср}} \left(\frac{V_{\text{нвыпр}}^2 - V_{\text{пос}}^2}{2g} + h \right) \quad (22)$$

где h – высота начала выравнивания (в расчетах принимают $h = 10 \dots 6$ м);

$V_{\text{нвыпр}}$ – скорость в начале выравнивания $V_{\text{нвыпр}} = 1,3 V_{\text{минт}}$;

$K_{\text{ср}}$ – среднее качество на выравнивании и выдерживании $K_{\text{ср}} = 6 \dots 8$.

г) Длину предпосадочного снижения $L_{\text{сн}}$ можно приближенно определить по формуле

$$L_{\text{сн}} = (15 - h) \text{ctg } \theta,$$

где $\theta = 2^\circ 40'$ – угол залегания глиссады.

Геометрические характеристики профиля NASA23011

Таблица 1

Координаты точек профиля

Геометрические характеристики в % от хорды		
\bar{x}	\bar{y}_e	\bar{y}_n
5	4,91	-2,26
10	6,48	-2,92
20	7,50	-3,97
30	7,55	-4,46
40	7,14	-4,48
50	6,41	-4,17
60	5,47	-3,67
70	4,36	-3,00
90	1,68	-1,23
100	0	0

Таблица 2

Величина хорды профиля

	Последняя цифра номера зачетной книжки									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	0
Хорда b , мм	120	140	160	180	200	220	240	260	280	300

Приложение 2

Исходные значения аэродинамических коэффициентов профиля крыла и самолёта

Вариант 1

(последняя цифра номера зачетной книжки – 1)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля В-8

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16
c_{ya}	-0,104	0,026	0,290	0,552	0,676	0,760	0,790	0,792
c_{xa}	0,0083	0,0062	0,0113	0,0306	0,0470	0,0795	0,1235	0,1828
c_m	+0,025	-0,002	-0,065	-0,125	-0,155	-0,182	-0,207	-0,225

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ил-62

α°	0	2,4	3,5	5,8	8	10,4	12,7	17,6	20	22	24
c_{ya}	-0,105	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,24	1,26	1,27

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,27*
$M \leq 0,6$	c_{xa}	0,017	0,017	0,019	0,025	0,038	0,054	0,076	0,114	0,155
$M=0,7$	c_{xa}	0,019	0,019	0,020	0,028	0,044	0,073			
$M=0,8$	c_{xa}	0,023	0,024	0,026	0,037	0,059				
$M=0,9$	c_{xa}	0,042	0,042	0,046	0,064					
$M=0,93$	c_{xa}	0,070	0,071	0,075	0,096					

Таблица 4

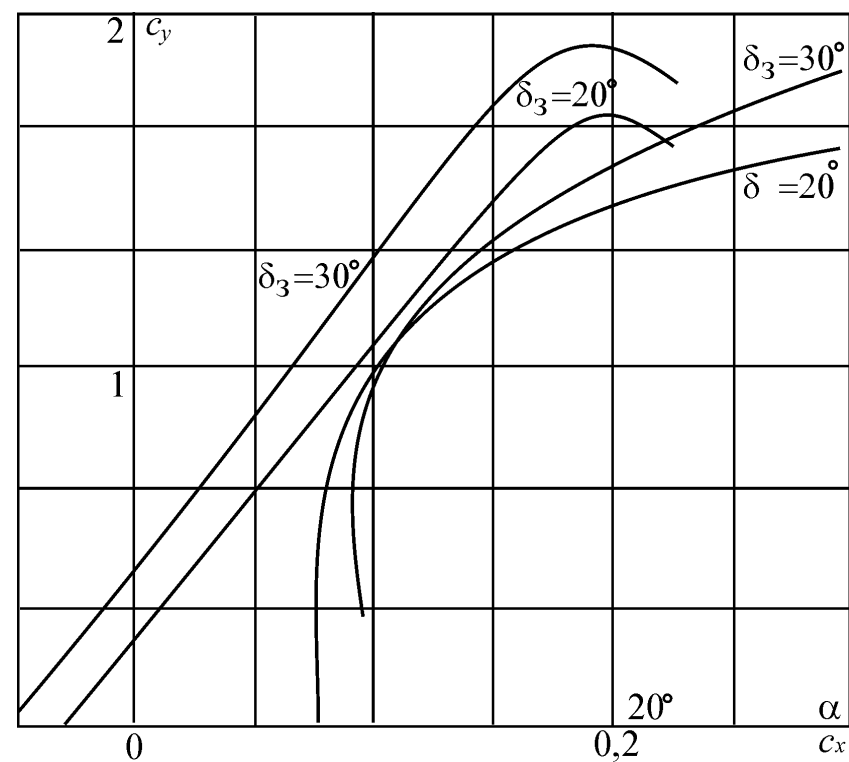
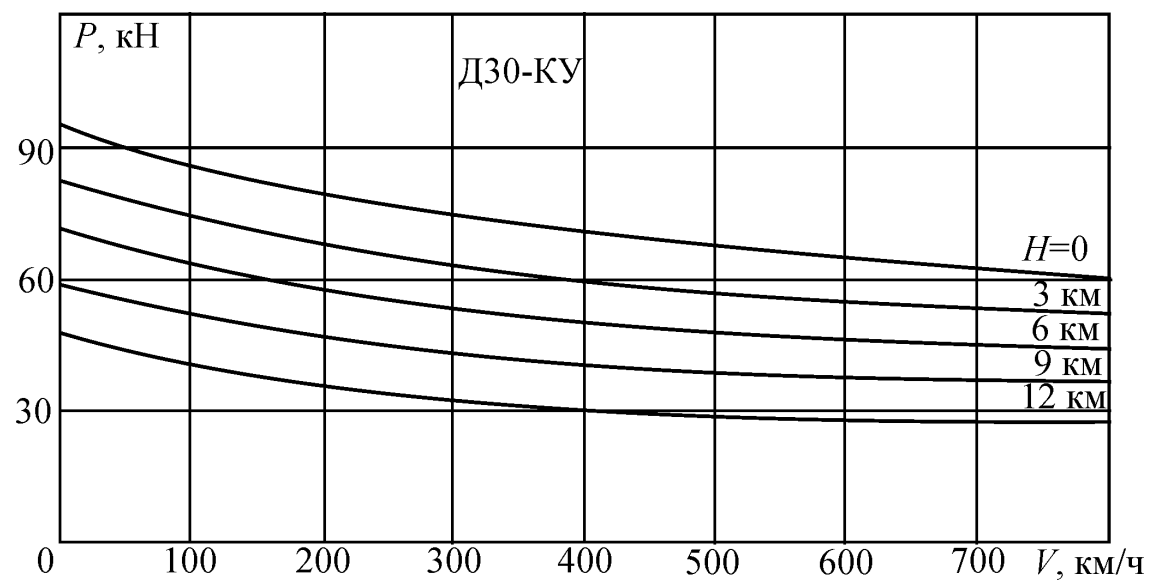
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{ном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{max доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
279,55	43,3	113	96	17000	0,82	30	0,3

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	165	158	151	144	137	130	123	116	109	102
$n_{\text{max доп}}^{\text{э}}$	1,70	1,75	1,80	1,85	1,90	1,95	2,00	2,05	2,10	2,15

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}, км$	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 2, 6, 11	0, 3, 6, 11	0, 2, 5, 10	0, 4, 8, 12	0, 3, 8, 11	0, 2, 7, 12	0, 3, 7, 12	0, 4, 7, 12
$H_{расч} \text{ крена}, м$	0	1000	2000	1000	2000	2000	1000	3000	1000	2000



Вариант 2
(последняя цифра номера зачетной книжки – 2)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля В-12

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16	18	20
c_{ya}	-0,066	0,063	0,320	0,571	0,691	0,805	0,912	0,952	0,940	0,860
c_{xa}	0,0085	0,0075	0,0132	0,0313	0,0449	0,0611	0,0785	0,1015	0,136	0,200
c_m	+0,010	-0,017	-0,072	-0,128	-0,155	-0,181	-0,207	-0,220	-0,230	-0,240

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ту-154

α°	0	2	4	4,3	6,3	8,3	10,8	15,2	16	18	20
c_{ya}	-0,23	-0,03	0,17	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,02	1,07	1,09

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,09
$M \leq 0,55$	c_{xa}	0,019	0,019	0,020	0,027	0,038	0,055	0,089	0,123
$M=0,7$	c_{xa}	0,021	0,021	0,022	0,029	0,043	0,066		
$M=0,8$	c_{xa}	0,022	0,022	0,023	0,031	0,047			
$M=0,9$	c_{xa}	0,026	0,026	0,028	0,042				
$M=0,94$	c_{xa}	0,036	0,036	0,039	0,059				

Таблица 4

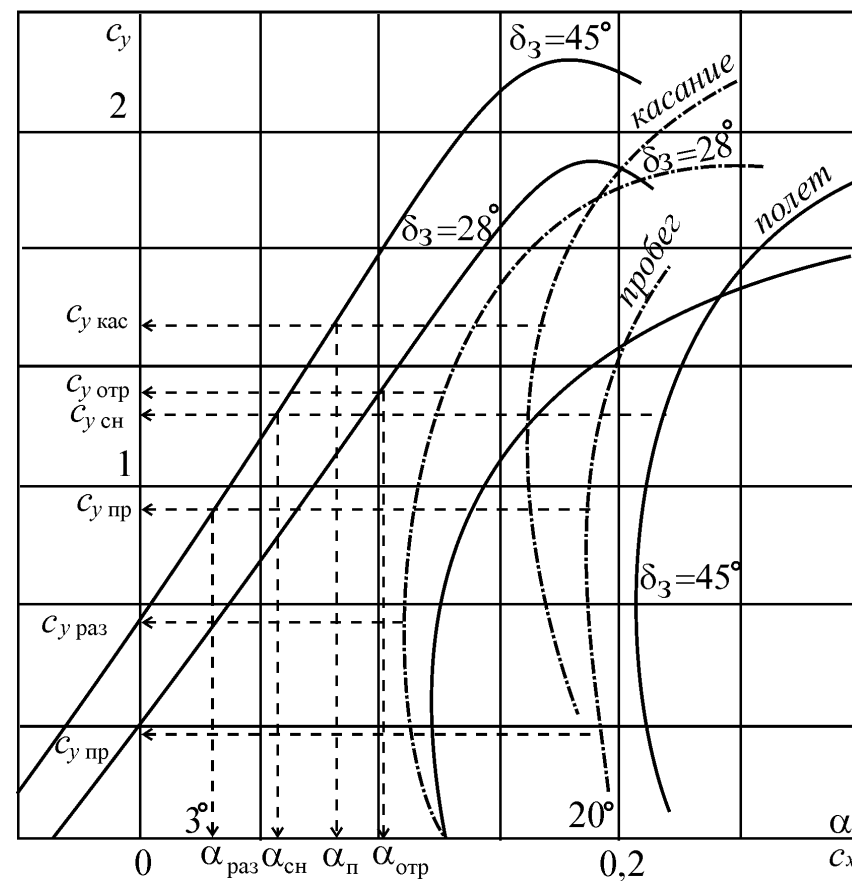
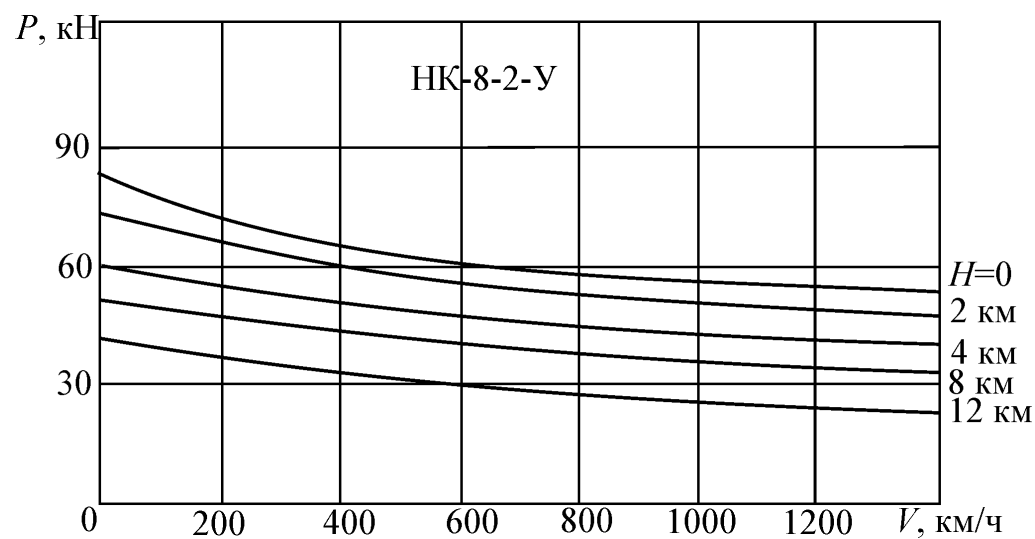
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{взл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{ном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{тах доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
201,5	37,5	93	78,5	15700	0,9	30	0,2

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	93	90	87	84	81	78	75	72	62	65
$n_{\text{тах доп}}^{\text{э}}$	1,80	1,85	1,90	1,95	2,0	2,05	2,10	2,15	2,20	2,25

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 2, 6, 11	0, 3, 7, 10	0, 3, 5, 10	0, 4, 8, 12	0, 3, 8, 12	0, 2, 7, 12	0, 3, 7, 12	0, 4, 8, 12
$H_{расч}$ крена, м	0	3000	2000	1000	2000	0	3000	2000	1000	0



Вариант 3
(последняя цифра номера зачетной книжки – 3)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля NASA-2211

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16
c_{ya}	-0,0005	0,126	0,390	0,652	0,775	0,900	1,017	1,130
c_{xa}	0,0083	0,008	0,0175	0,0381	0,0520	0,0595	0,0875	0,1085
c_m	-0,026	-0,057	-0,117	-0,130	-0,208	-0,237	-0,265	-0,292

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ан-12

α°	0	2	4	6	10	14	16	18	20*
c_{ya}	0	0,174	0,355	0,538	0,910	1,295	1,465	1,628	1,720*

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1,6	1,72
$M \leq 0,5$	c_{xa}	0,025	0,025	0,025	0,030	0,038	0,051	0,070	0,095	0,131	0,184	0,246
$M=0,7$	c_{xa}	0,025	0,025	0,025	0,030	0,038	0,052	0,075	0,110	0,173		
$M=0,7$	c_{xa}	0,026	0,026	0,029	0,040	0,058	0,086	0,127				
$M=0,75$	c_{xa}	0,037	0,048	0,057	0,114							
$M=0,85$	c_{xa}	0,078	0,103	0,165								

Таблица 4

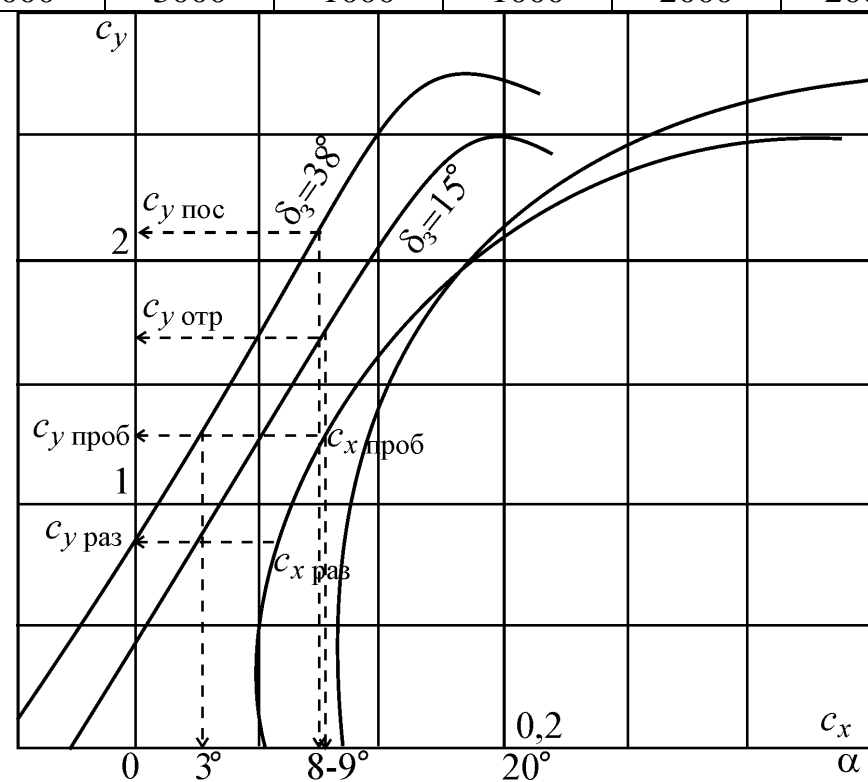
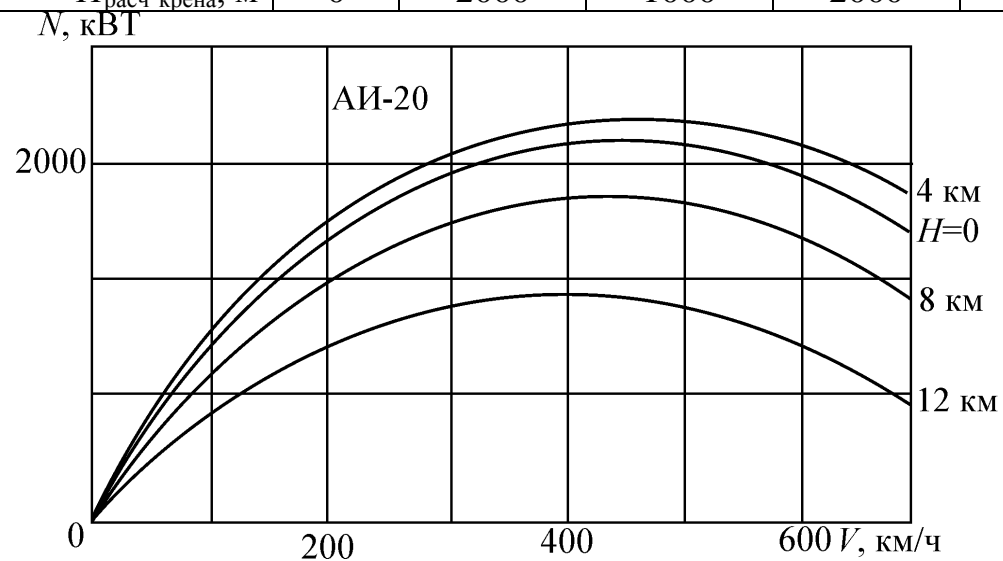
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$D_{в}, \text{ м}$	$N_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$N_{\text{ном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{тах доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
121,7	38	4,5	2950	2500	12200	0,68	30	0,2

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	61	59	57	55	53	51	49	47	45	43
$n_{\text{тах доп}}^{\text{э}}$	2,30	2,32	2,34	2,37	2,39	2,41	2,44	2,47	2,53	2,60

Таблица 6

Номер вариан- та	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 3, 6, 9	0, 3, 7, 10	0, 3, 8, 10	0, 2, 6, 10	0, 3, 8, 11	0, 2, 7, 11	0, 3, 8, 11	0, 4, 8, 11	0, 3, 7, 11	0, 4, 8, 11
$H_{расч}$ крена, м	0	2000	1000	2000	3000	3000	1000	1000	2000	2000



Вариант 4
(последняя цифра номера зачетной книжки – 4)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля В-12

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16
c_{ya}	-0,05	0,075	0,320	0,556	0,666	0,762	0,820	0,805
c_{xa}	0,0094	0,0071	0,0138	0,0352	0,0510	0,0690	0,100	0,149
c_m	+0,005	-0,022	-0,075	-0,126	-0,152	-0,177	-0,200	-0,190

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ту-134

α°	0	2	4	6	8	12	16	18	19*
c_{ya}	-0,070	0,110	0,284	0,460	0,635	0,995	1,278	1,345	1,350*

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,09
$M \leq 0,50$	c_{xa}	0,019	0,019	0,020	0,027	0,038	0,055	0,089	0,123
$M=0,6$	c_{xa}	0,021	0,021	0,022	0,029	0,043	0,066		
$M=0,75$	c_{xa}	0,022	0,022	0,023	0,031	0,047			
$M=0,8$	c_{xa}	0,026	0,026	0,028	0,042				
$M=0,88$	c_{xa}	0,036	0,036	0,039	0,059				

Таблица 4

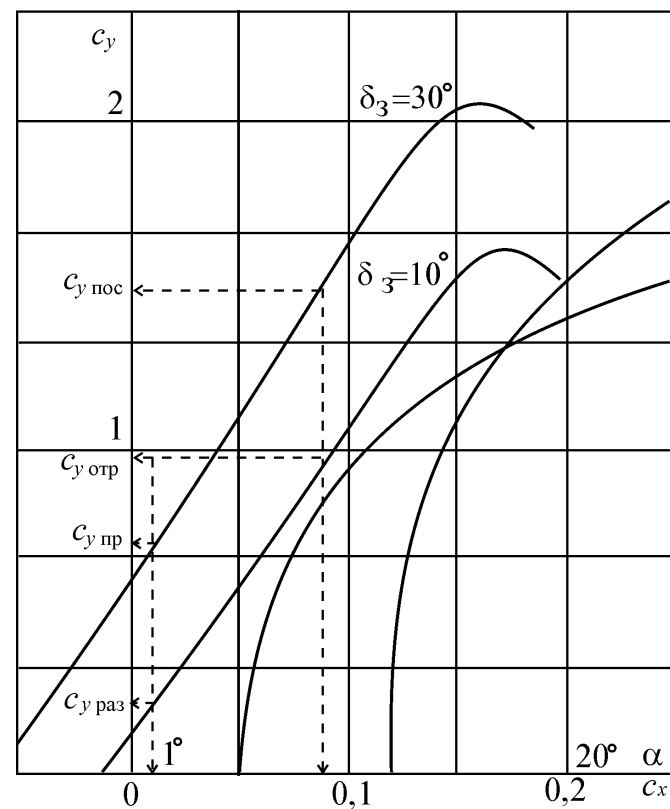
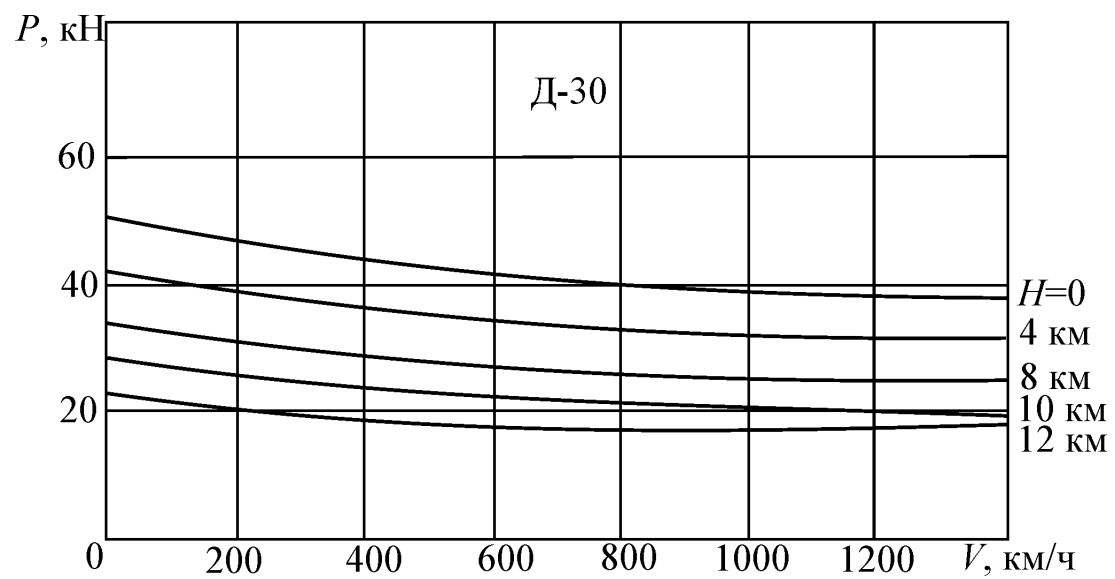
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{оном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{мах доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
201,5	37,5	93	78,5	15700	0,9	30	0,2

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	93	90	87	84	81	78	75	72	62	65
$n_{\text{мах доп}}^{\text{э}}$	1,80	1,85	1,90	1,95	2,0	2,05	2,10	2,15	2,20	2,25

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 2, 6, 11	0, 3, 7, 10	0, 3, 5, 10	0, 4, 8, 12	0, 3, 8, 12	0, 2, 7, 12	0, 3, 7, 12	0, 4, 8, 12
$H_{расч}$ крена, м	0	3000	2000	1000	2000	0	3000	2000	1000	0



Вариант 5
(последняя цифра номера зачетной книжки – 5)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля Д-5-10

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16	18
c_{ya}	-0,035	0,109	0,380	0,645	0,776	0,910	1,012	1,155	1,145
c_{xa}	0,0074	0,0073	0,0150	0,0350	0,0490	0,0560	0,0737	0,1011	0,137
c_m	+0,007	-0,022	-0,082	-0,146	-0,178	-0,212	-0,244	-0,276	-0,320

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Як-42

α°	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18
c_{ya}	-0,08	0,10	0,28	0,46	0,62	0,81	0,99	1,16	1,34	1,47

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1,47
$M \leq 0,50$	c_{xa}	0,022	0,026	0,032	0,041	0,055	0,077	0,103	0,144	0,18
$M=0,6$	c_{xa}	0,022	0,026	0,032	0,043	0,061	0,093	0,136		
$M=0,7$	c_{xa}	0,022	0,026	0,032	0,045	0,070	0,115			
$M=0,8$	c_{xa}	0,027	0,028	0,038	0,055	0,095				
$M=0,9$	c_{xa}	0,047	0,060	0,089	0,148					

Таблица 4

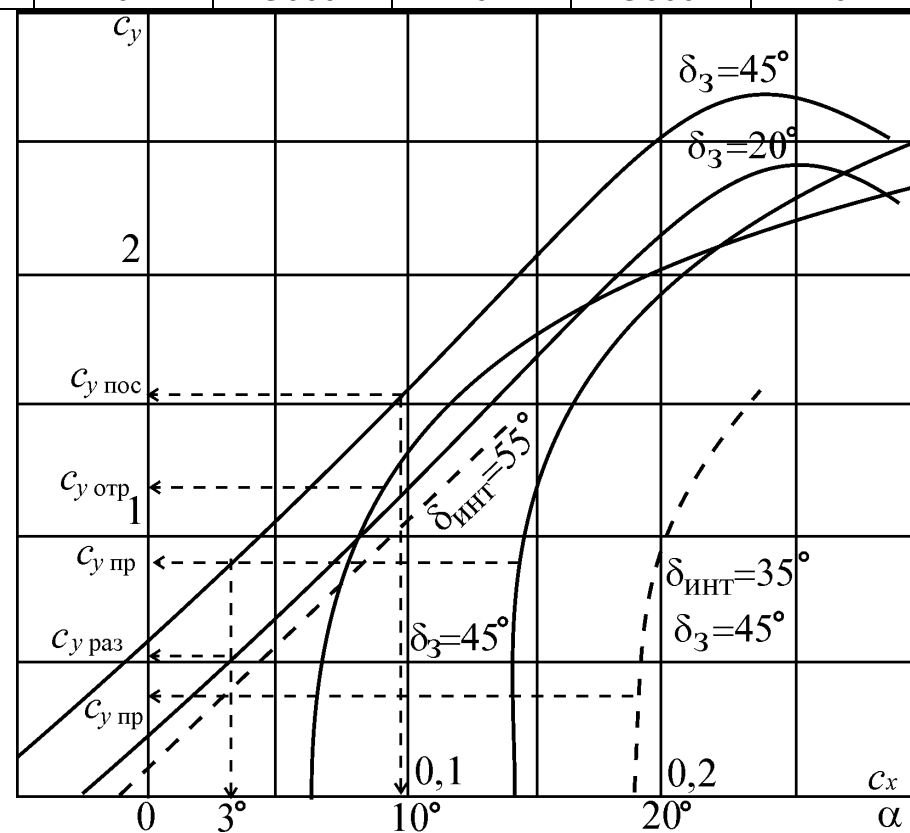
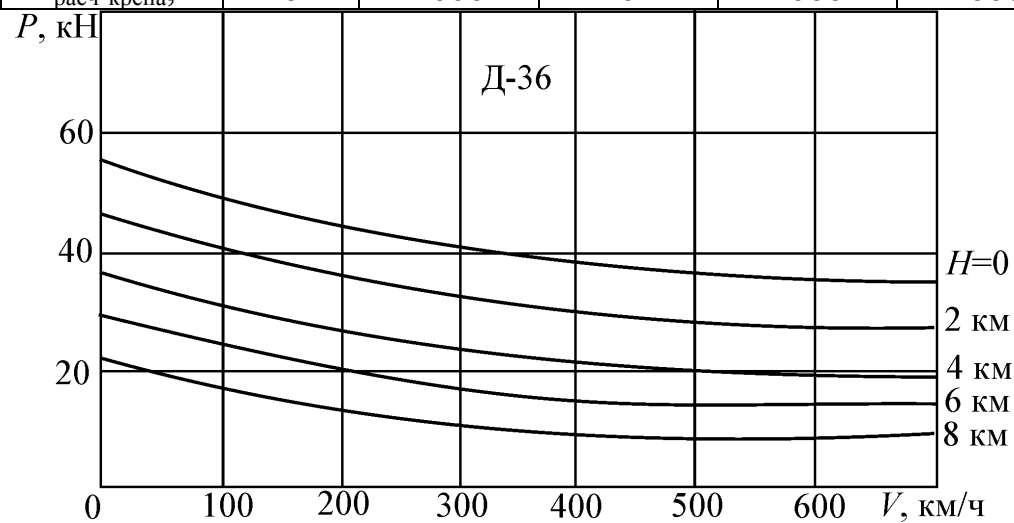
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{ном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{мах доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
142	35	63	54	23000	0,85	30	0,25

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	53	52	51	50	49	48	47	46	45	44
$n_{\text{мах доп}}^{\text{э}}$	2,32	2,32	2,32	2,32	2,37	2,41	2,45	2,51	2,57	2,65

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 3, 6, 9	0, 2, 7, 9	0, 3, 7, 10	0, 2, 6, 10	0, 4, 7, 11	0, 4, 8, 11	0, 3, 8, 11	0, 4, 8, 12	0, 3, 7, 12	0, 4, 8, 12
$H_{расч}$ крена, м	0	2000	0	2000	4000	0	3000	0	3000	0



Вариант 6
(последняя цифра номера зачетной книжки – 6)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля Д-2-11

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16	18
c_{ya}	-0,030	0,104	0,370	0,635	0,766	0,900	1,032	1,141	1,130
c_{xa}	0,0084	0,0083	0,0164	0,0365	0,0510	0,0677	0,0874	0,1162	0,147
m_{za}	+0,007	-0,022	-0,082	-0,146	-0,178	-0,212	-0,244	-0,276	-0,320

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Як-40

α°	0	2	4	6	8	10	12	14	16	17,5
c_{ya}	-0,06	0,124	0,300	0,475	0,650	0,830	1,005	1,188	1,345	1,440

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1,44*
$M \leq 0,5$	c_{xa}	0,025	0,024	0,024	0,030	0,039	0,053	0,071	0,094	0,139	0,160
$M=0,6$	c_{xa}	0,028	0,026	0,027	0,033	0,045	0,065	0,098			
$M=0,7$	c_{xa}	0,031	0,030	0,030	0,038	0,060	0,107				
$M=0,75$	c_{xa}	0,034	0,034	0,037	0,057						

Таблица 4

$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{оном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{max доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
70	25	14,7	11,1	11800	0,65	30	0,2

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	14	13,7	13,3	12,9	12,6	12,2	11,8	11,6	11,1	10,6
$n_{\text{max доп}}^{\text{э}}$	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7	3,7

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 3, 8, 10	0, 3, 7, 11	0, 2, 7, 10	0, 3, 6, 11	0, 4, 6, 10	0, 3, 9, 11	0, 2, 6, 11	0, 3, 8, 12
$H_{расч}$ крена, м	0	1000	2000	2000	3000	1000	2000	1000	3000	2000

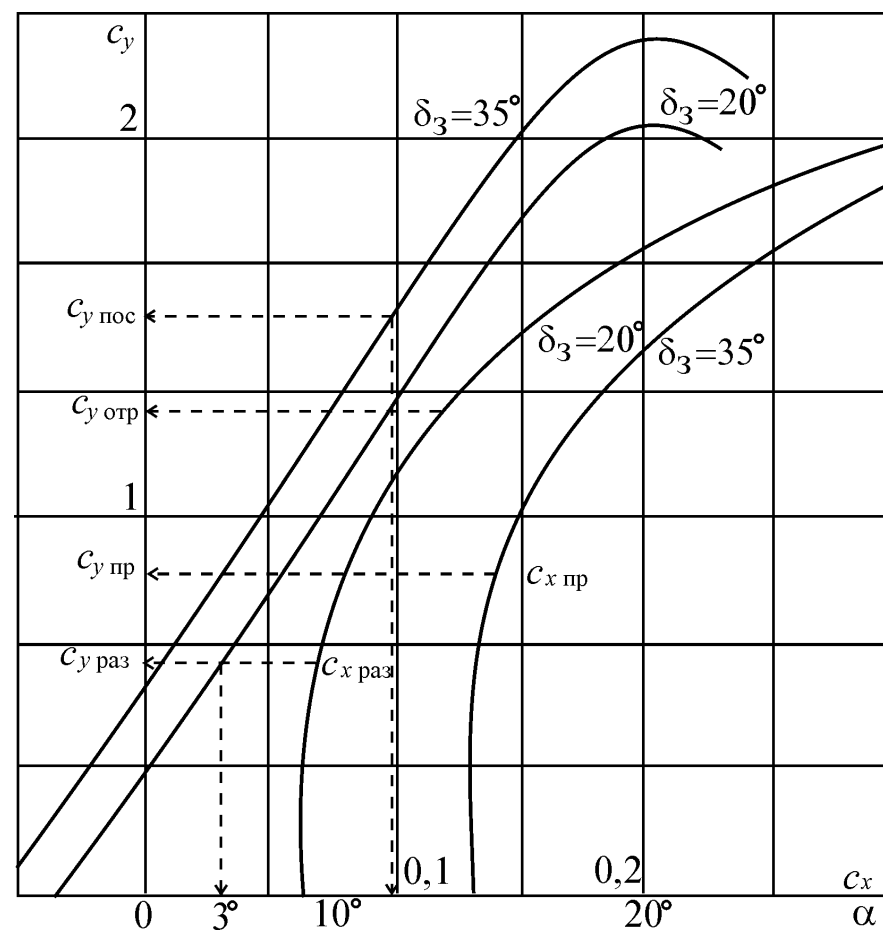
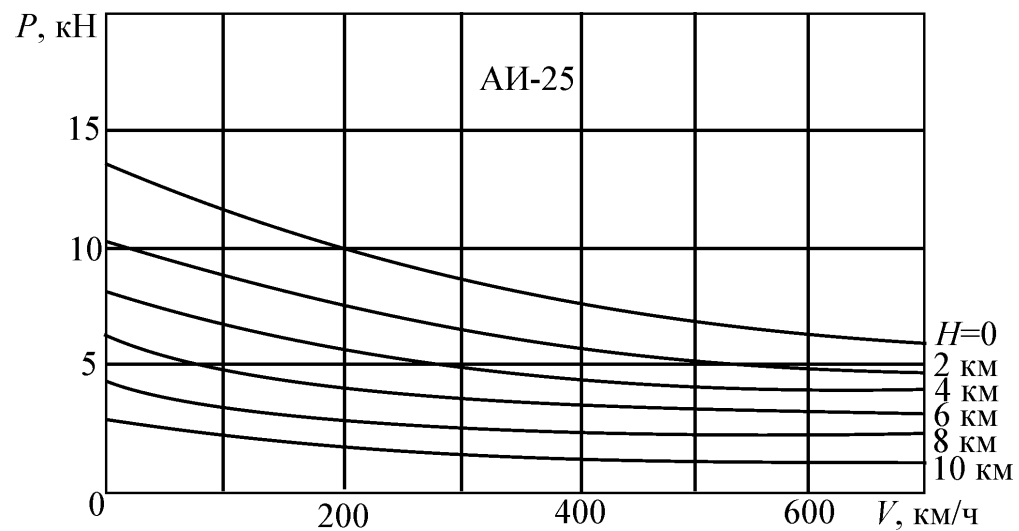


Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16
c_{ya}	-0,009	0,25	0,7	1	1,18	1,3	1,5	1,62
c_{xa}	0,02	0,025	0,04	0,065	0,083	0,118	0,175	0,221
c_m	0	-0,1	-0,18	-0,3	-0,32	-0,35	-0,358	-0,41

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ту-204

α°	0	2	4	6	8	12	16	20
c_{ya}	-0,1	0,05	0,25	0,5	0,7	1,05	1,3	1,37

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,1	1,2
$M \leq 0,5$	c_{xa}	0,018	0,017	0,018	0,021	0,030	0,050	0,090	0,12	-
$M=0,7$	c_{xa}	0,018	0,017	0,018	0,025	0,042	0,080	0,16	0,2	
$M=0,85$	c_{xa}	0,020	0,020	0,022	0,034	0,060	0,15	0,2		
$M=0,9$	c_{xa}	0,03	0,032	0,035	0,054	0,090	0,15			

Таблица 4

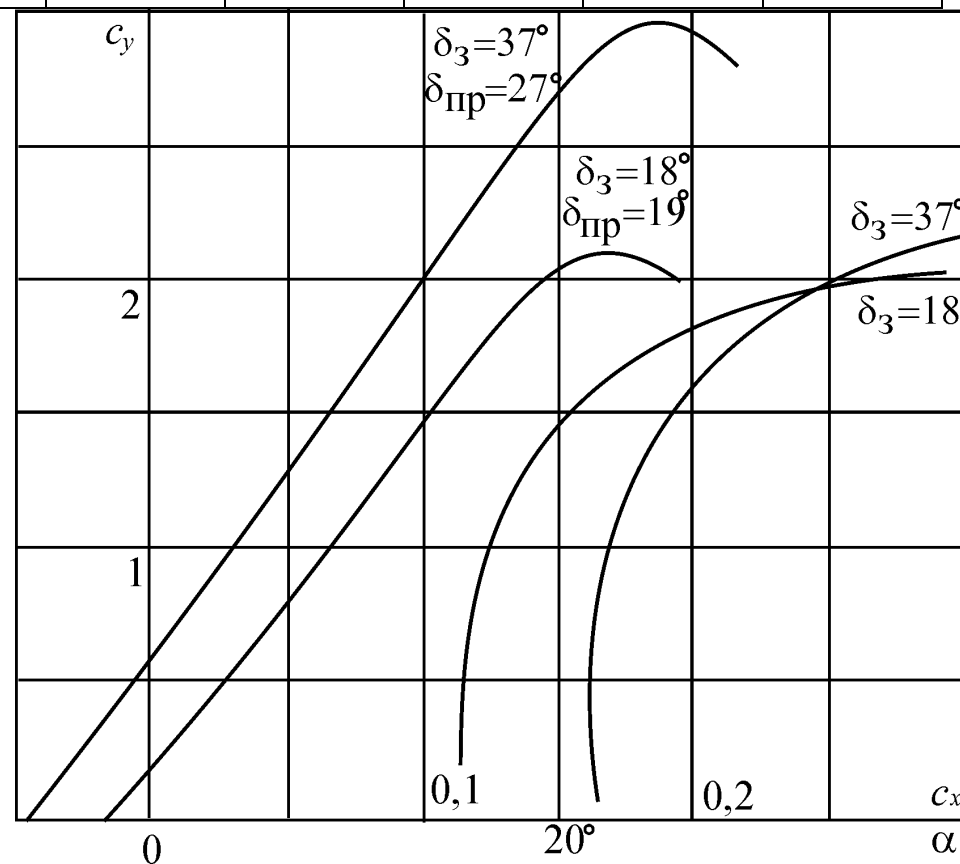
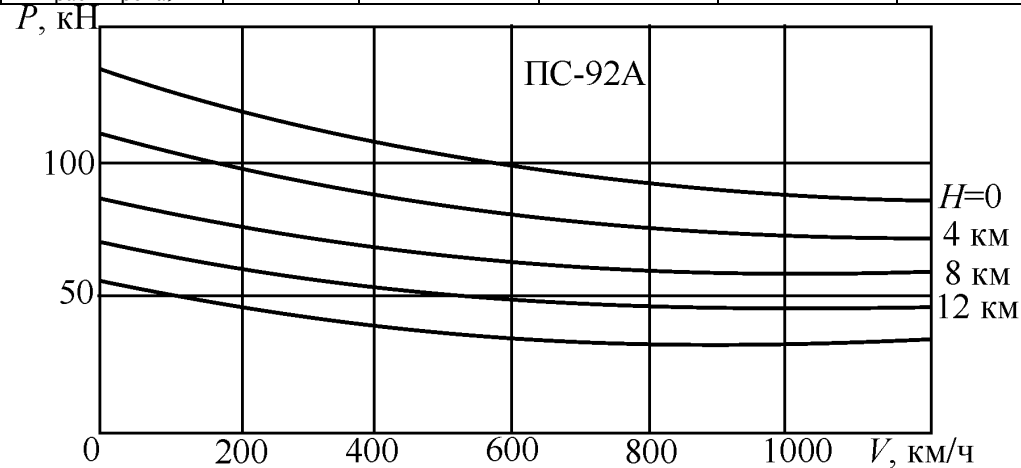
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{оном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{max доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
184	40	161	135	17000	0,83	30	0,4

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	94	90	85	80	75	70	92	90	88	86
$n_{\text{max доп}}^3$	2,0	2,1	2,2	2,3	2,4	2,5	2,0	2,1	2,15	2,2

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}, км$	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 2, 6, 10	0, 2, 6, 11	0, 3, 6, 12	0, 2, 5, 10	0, 4, 8, 12	0, 2, 7, 11	0, 3, 7, 12	0, 4, 6, 11
$H_{расч} \text{ крена}, м$	0	1000	2000	1000	2000	1000	0	1000	0	2000



Вариант 8
(последняя цифра номера зачетной книжки – 8)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля В-8

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16	18
c_{ya}	-0,030	0,104	0,370	0,635	0,766	0,900	1,032	1,141	1,130
c_{xa}	0,0084	0,0083	0,0164	0,0365	0,0510	0,0677	0,0874	0,1162	0,147
c_m	+0,007	-0,022	-0,082	-0,146	-0,178	-0,212	-0,244	-0,276	-0,320

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ил-76

α°	0	2	4	6	8	12	16	18	20
c_{ya}	-0,1	0,05	0,25	0,5	0,7	0,9	1,2	1,3	1,37

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,42
$M \leq 0,5$	c_{xa}	0,023	0,023	0,025	0,035	0,055	0,08	0,12	0,2	0,3
$M=0,7$	c_{xa}	0,023	0,023	0,027	0,040	0,060	0,090	0,15	0,25	
$M=0,77$	c_{xa}	0,023	0,023	0,035	0,05	0,075	0,13	0,25		
$M=0,8$	c_{xa}	0,03	0,035	0,04	0,06	0,1	0,2			
$M=0,9$	c_{xa}	0,04	0,045	0,05	0,08	0,12	0,3			

Таблица 4

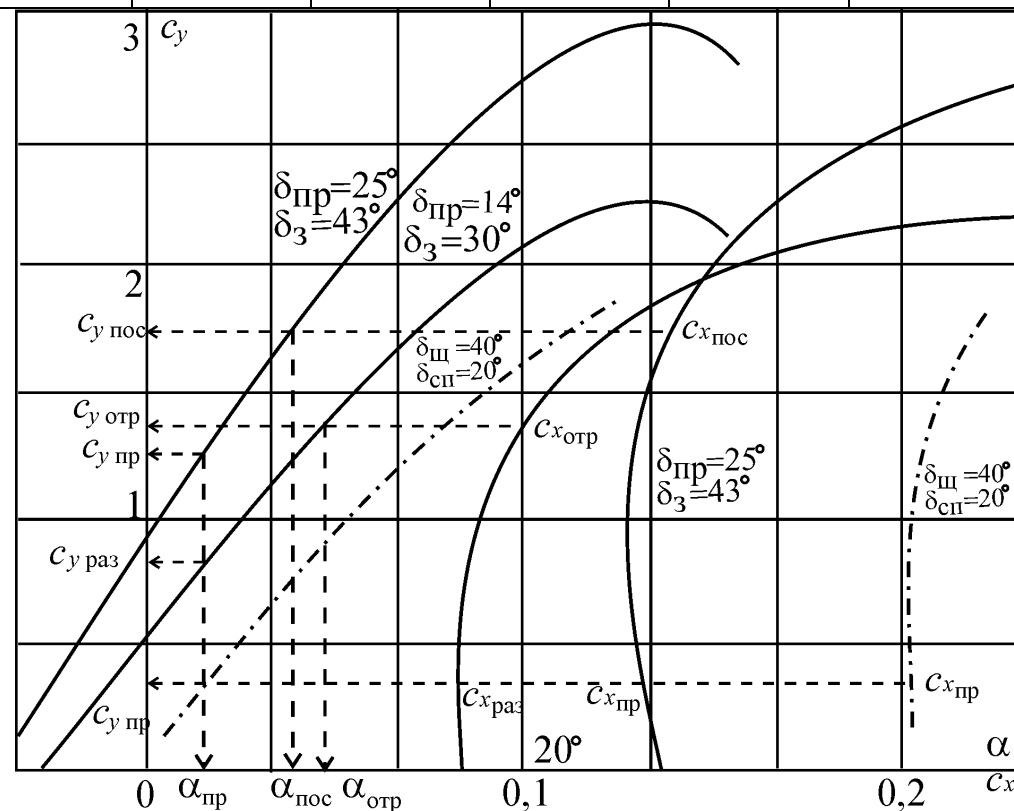
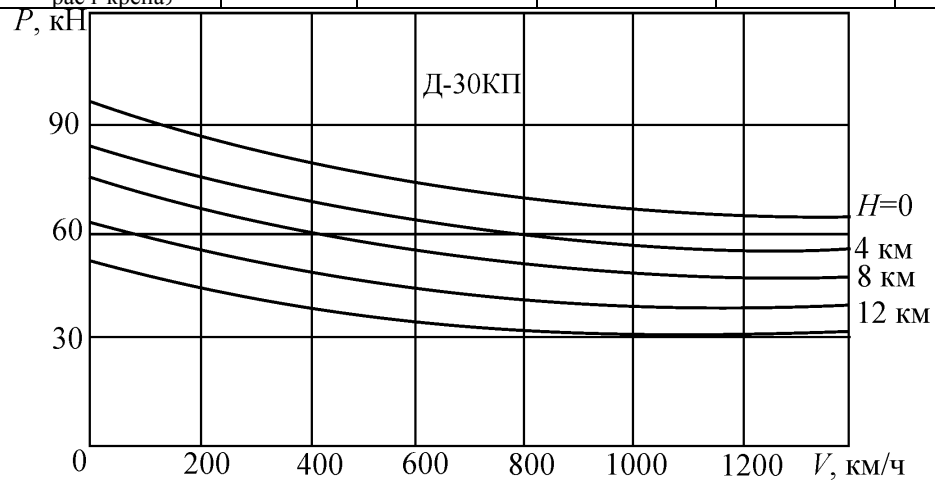
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{оном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{тах доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
300	50	120	95	174000	0,77	30	0,4

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	190	180	170	160	150	140	130	120	110	100
$n_{\text{тах доп}}^{\text{э}}$	2,0	2,1	2,2	2,3	2,4	2,5	2,6	2,7	2,8	2,9

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 2, 6, 10	0, 2, 6, 11	0, 3, 6, 11	0, 2, 5, 10	0, 4, 8, 12	0, 2, 7, 11	0, 3, 7, 12	0, 4, 6, 11
$H_{расч}$ крена, м	0	1000	2000	1000	2000	2000	1000	3000	1000	2000



Вариант 9
(последняя цифра номера зачетной книжки – 9)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля

α°	-2	0	4	8	10	12	14	16
c_{ya}	-0,009	0,25	0,7	1	1,18	1,3	1,5	1,62
c_{xa}	0,02	0,025	0,04	0,065	0,083	0,118	0,175	0,221
c_m	0	-0,1	-0,18	-0,3	-0,32	-0,35	-0,358	-0,41

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ил-96-300

α°	0	2	4	6	8	12	16	20	22*
c_{ya}	-0,2	0	0,2	0,4	0,6	0,95	1,25	1,4	1,4

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4
$M \leq 0,5$	c_{xa}	0,02	0,02	0,025	0,03	0,07	0,012	0,15	0,25	0,45
$M = 0,7$	c_{xa}	0,023	0,02	0,027	0,040	0,090	0,15	0,2	0,3	
$M = 0,84$	c_{xa}	0,05	0,052	0,07	0,08	0,1	0,17	0,22		
$M = 0,9$	c_{xa}	0,07	0,072	0,8	0,09	0,13	0,22	0,23		

Таблица 4

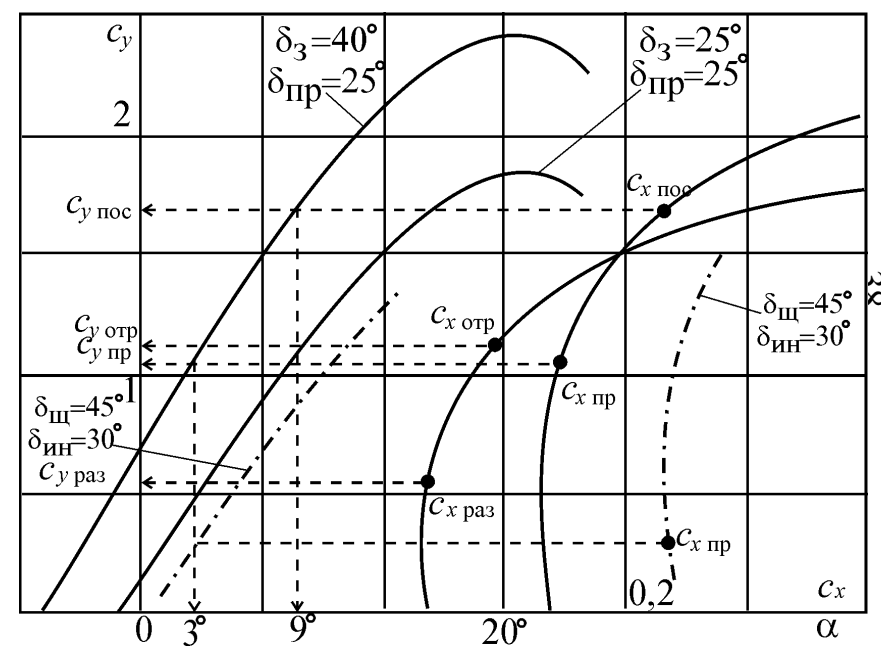
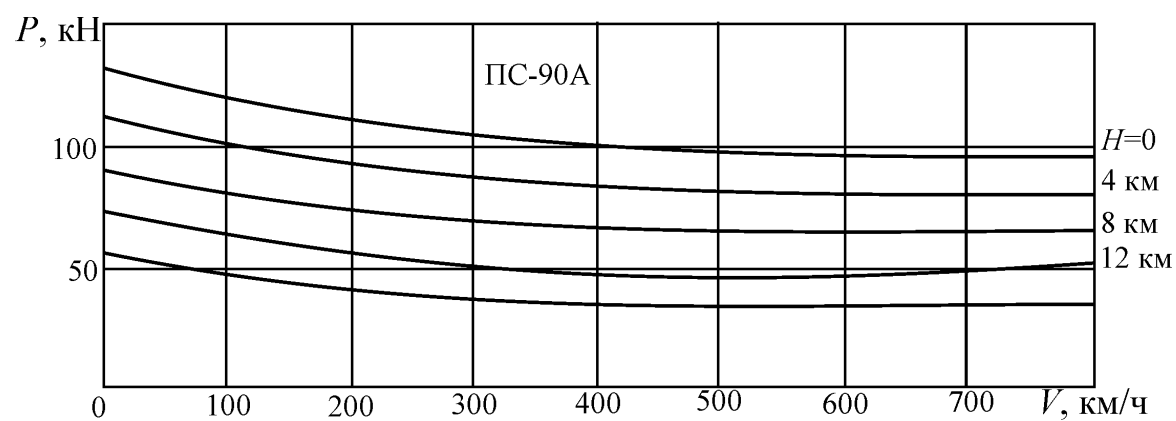
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$P_{\text{овзл}}, \text{ кН}$	$P_{\text{оном}}, \text{ кН}$	$q_{\text{пред}}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{мах доп}}$	$\gamma_{\text{доп}}, \text{ град}$	$\bar{G}_{\text{доп}}$
390	57	161	135	17000	0,84	30	0,4

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{\text{взл}}, \text{ Т}$	230	220	210	200	190	180	170	160	150	140
$n_{\text{мах доп}}^{\text{э}}$	2,0	2,1	2,2	2,3	2,4	2,5	2,6	2,7	2,8	2,9

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 2, 6, 10	0, 2, 6, 11	0, 3, 6, 11	0, 2, 5, 10	0, 4, 8, 12	0, 2, 7, 11	0, 3, 7, 12	0, 4, 6, 11
$H_{расч}$ крена, М	0	1000	2000	1000	2000	2000	1000	3000	1000	2000



Вариант 10

(последняя цифра номера зачетной книжки – 0)

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов профиля NASA-23011

α°	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	19
c_{ya}	0,080	0,257	0,432	0,612	0,785	0,965	1,140	1,295	1,425	1,525	1,560
c_{xa}	0,0250	0,0260	0,0286	0,0355	0,0490	0,0605	0,0795	0,1050	0,1330	0,1770	0,2100

Таблица 2

Аэродинамические характеристики самолета типа Ан-24

α°	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	19*
c_{ya}	0,080	0,257	0,432	0,612	0,785	0,965	1,140	1,295	1,425	1,525	1,560

Таблица 3

M	c_{ya}	0	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	1,2	1,4	1,56
$M \leq 0,5$	c_{xa}	0,025	0,025	0,025	0,27	0,035	0,046	0,063	0,087	0,126	1,210
$M=0,6$	c_{xa}	0,025	0,025	0,025	0,027	0,035	0,050	0,077	0,165		
$M=0,7$	c_{xa}	0,035	0,035	0,036	0,042	0,058	0,094				
$M=0,8$	c_{xa}	0,080	0,082	0,86	0,108	0,168					

Таблица 4

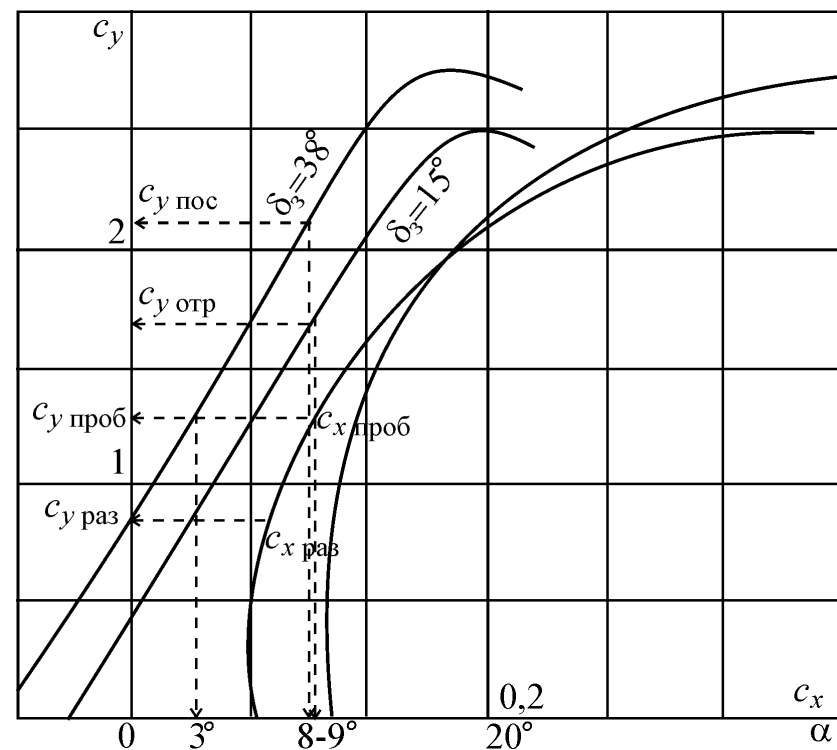
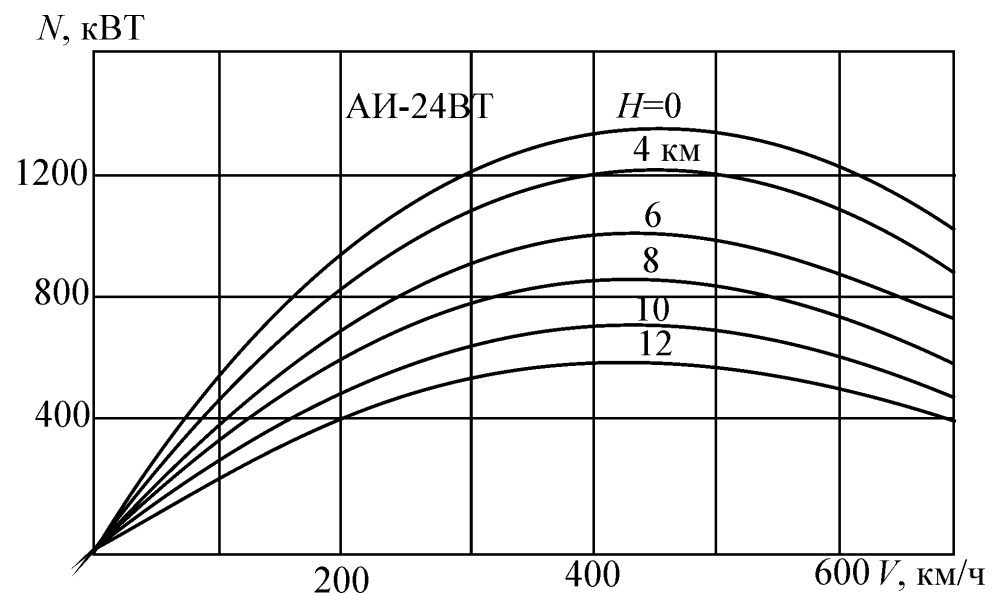
$S, \text{ м}^2$	$L, \text{ м}$	$D_{в}, \text{ м}$	$N_{0взл}, \text{ кН}$	$N_{0ном}, \text{ кН}$	$q_{пред}, \text{ Н/м}^2$	$M_{\text{тах доп}}$	$\gamma_{доп}, \text{ град}$	$\bar{G}_{доп}$
75	29,2	3,9	2080	1700	10000	0,7	30	0,2

Таблица 5

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$m_{взл}, \text{ Т}$	23,0	21,5	20,0	19,0	18,0	17,5	17,0	16,7	16,2	15,5
$n_{\text{тах доп}}^э$	2,80	2,85	2,90	2,90	2,95	3,0	3,05	3,10	3,15	3,20

Таблица 6

Номер варианта	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$H_{расч}$, км	0, 3, 6, 8	0, 3, 5, 8	0, 4, 7, 9	0, 2, 6, 9	0, 3, 7, 9	0, 2, 6, 11	0, 3, 7, 10	0, 2, 6, 10	0, 3, 7, 11	0, 3, 8, 11
$H_{расч}$ крена, м	0	2000	3000	1000	2000	2000	3000	1000	2000	2000



Международная стандартная атмосфера

Геометрическая высота H, м	Величины в функции геометрической высоты						
	Температура T, К	Давление p, Па	Плотность p/p_0 (ρ), кг/м ³		(ρ)/(ρ) ₀	Скорость звука a, м/с	Кинематическая вязкость (ν), м ² /с
0	288,150	1,01325 + 5	1,22500	1,00000	1,00000	340,294	1,4607—5
250	286,525	9,83576 + 4	1,19587	9,70714—1	9,76220—1	339,333	1,4897
500	284,900	9,54613	1,16727	9,42130	9,52876	338,370	1,5195
750	283,276	9,26346	1,13921	9,14232	9,29964	337,403	1,5500
1000	281,651	8,98763	1,11166	8,87010	9,07477	336,435	1,5813
1500	278,402	8,45597	1,05810	8,34539	8,63759	334,489	1,6463
2000	275,154	7,95014	1,00655	7,84618	8,21676	332,532	1,7147
2500	271,906	7,46917	9,56954—1	7,37150	7,81187	330,563	1,7868
3000	268,659	7,01212	9,09254	6,92042	7,42248	328,584	1,8628
3500	265,413	6,57804	8,63402	6,49202	7,04818	326,592	1,9429
4000	262,166	6,16604	8,19347	6,08541	6,68854	324,589	2,0275
4500	258,921	5,77526	7,77038	5,69973	6,34317	322,573	2,1167
5000	255,676	5,40483	7,36429	5,33415	6,01166	320,545	2,2110
5500	252,431	5,05398	6,97469	4,98784	5,69362	318,505	2,3107
6000	249,187	4,72176	6,60111	4,66002	5,38866	316,452	2,4162
6500	245,943	4,40755	6,24310	4,34991	5,09641	314,385	2,5278
7000	242,700	4,11053	5,90018	4,05677	4,81648	312,306	2,6461
7500	239,457	3,82997	5,57192	3,77988	4,54850	310,212	2,7714
8000	236,215	3,56516	5,25786	3,51854	4,29213	308,105	2,9044
8500	232,974	3,31542	4,95757	3,27206	4,04700	305,984	3,0457
9000	229,733	3,08007	4,67063	3,03979	3,81276	303,848	3,1957
9500	226,492	2,85847	4,39661	2,82109	3,58907	301,697	3,3553
10000	223,252	2,64999	4,13510	2,61533	3,37559	299,532	3,5251
10500	220,013	2,45402	3,88570	2,42193	3,17200	297,351	3,7060
11000	216,774	2,26999	3,64801	2,24031	2,97797	295,154	3,8988
11500	216,650	2,09847	3,37429	2,07103	2,75453	295,069	4,2131
12000	216,650	1,93994	3,11937	1,91457	2,54643	295,069	4,5574
12500	216,650	1,79340	2,88375	1,76995	2,35408	295,069	4,9297
13000	216,650	1,65796	2,66595	1,63628	2,17629	295,069	5,3325
13500	216,650	1,53276	2,46464	1,51272	2,01195	295,069	5,7680