



*Областное государственное бюджетное
образовательное учреждение
среднего профессионального образования
«Иркутский авиационный техникум»*

УТВЕРЖДАЮ

Директор ОГБОУ СПО «ИАТ»

_____ В.Г. Семенов

**Комплект методических указаний по выполнению
практических работ по дисциплине
ОП.11 Аэродинамика**

образовательной программы (ОП)
по специальности СПО

160108 Производство летательных аппаратов
базовой подготовки

Иркутск 2013

Перечень практических работ

№ работы	Название работы (в соответствии с рабочей программой)	Объём часов на выполнение работы	Страница
1	Расчёт геометрических параметров и построение аэродинамического профиля крыла.	4	3
2	Расчёт аэродинамического качества и поляры крыла летательного аппарата.	2	5
3	Определение геометрических параметров корпусов летательных аппаратов	2	16
4	Расчёт диапазона скоростей летательного аппарата в зависимости от аэродинамической компоновки.	2	17
5	Расчёт дальности и продолжительности полёта летательного аппарата в зависимости от различных факторов.	2	20

Практическое занятие № 1 РАСЧЁТ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ И ПОСТРОЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА.

Цель работы:

1. Усвоить общую методику расчета геометрических параметров профиля несущей плоскости.
2. Построить аэродинамический профиль несущей плоскости.
3. Закрепить знания теоретических вопросов по теме занятия.

Исходные данные (задание):

1. Результатом выполнения практического занятия должна стать оформленная папка с чертежом крыла летательного аппарата в плане с обозначенными размерами, геометрический расчёт основных параметров профиля крыла и формы крыла в плане, чертёж профиля крыла в корневом среднем и концевом сечениях на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- параметры, характеризующие профиль и форму крыла в плане;
- формы профилей крыла и формы крыла в плане

Уметь:

- рассчитывать аэродинамические, геометрические и летные характеристики летательных аппаратов
- оформлять отчётную документацию на проводимые расчёты;
- пользоваться нормативной и справочной документацией;
- осуществлять поиск и использование информации, необходимой для эффективного профессионального и личностного развития;
- использовать информационно-коммуникационные технологии в профессиональной деятельности

Порядок выполнения:

Примечание:

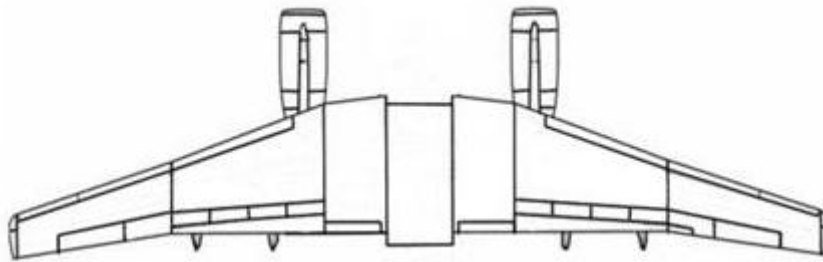
При выполнении практических занятий выбор летательного аппарата осуществляется в зависимости от календарного года (четный или нечетный) и от буквы, на которую начинается фамилия обучающегося:

	А, Б, В, Ж	Г, Д, Е, Ё	З, И, К	Л, М, Н	О, П, Р	С, Т, У	Ф, Х, Ч	Ц, Ш, Щ	Э, Ю, Я
чётный год	Су-25	Ту-154	МиГ-27	Су-30	Ан-12	Як-38	Бе-200	Ил-76	Ан-26
нечётный год	МиГ-23	Бе-200	Ан -12	Як-38	Су-25	Ил-76	Ту-154	Ан-24	Су-24

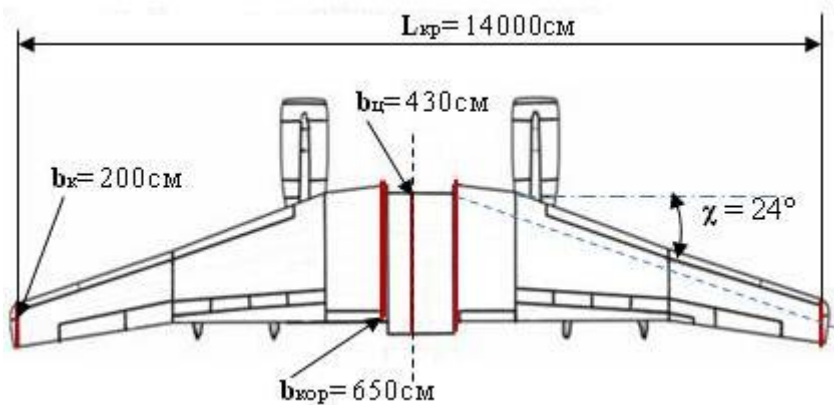
1. Выбрать масштаб чертежа.

2. Вычертить форму крыла в плане в выбранном масштабе самолета.

Пример: Форма крыла в плане с центропланом



3. Определить по чертежу b_0 , b_k , $b_{сax}$ – корневую, концевую и среднюю аэродинамические хорды (м).



4. Из основных данных самолетов выбрать следующие данные вашего самолета: $L_{кр}$ – размах крыла (м); $S_{кр}$ – площадь крыла (m^2).

Примечание: Если вы не нашли $S_{кр}$, то необходимо вычислить используя математические знания нахождения площади различных фигур.

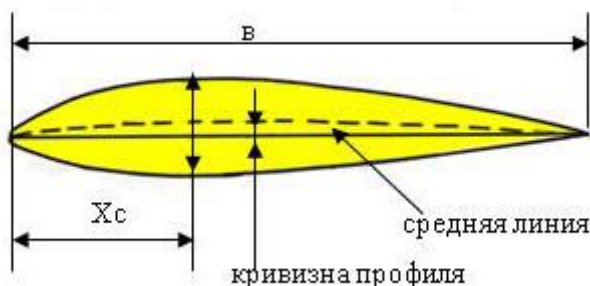
5. По чертежу определить угол стреловидности крыла – χ (град).
(см пункт 3 данного практического занятия)

6. Определить сужение крыла $\eta = b_0 / b_k$, где: b_0 - корневая хорда; b_k - концевая хорда.

7. Определить удлинение крыла: $\lambda = S/L^2$

8. Определить положение максимальной толщины для b_0 , b_k , $b_{сax}$

Примечание: для дозвуковых самолетов 25 – 30 %



9. Определить максимальную толщину профиля для b_0 , b_k , $b_{сак}$
(см пункт 8 данного практического занятия)

10. Определить к какому типу профиля крыла относится профиль крыла вашего самолёта

Примечание: тонкий профиль < 6%, средний профиль < 12%, толстый профиль > 12%

11. Построить профиль несущей поверхности для b_0 , b_k , $b_{сак}$

- задать оси координат;

- от начала координат отложить соответствующую хорду;

- отложить по хорде значение положения максимальной толщины;

- соединить максимальную точку толщины со вторым концом хорды.

12. Вывод

Практическое занятие № 2 РАСЧЁТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА И ПОЛЯРЫ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.

Цель работы:

1. Усвоить общую методику расчета аэродинамических характеристик крыла летательного аппарата.
2. Закрепить знания теоретических вопросов по теме занятия.

Исходные данные (задание):

1. Результатом выполнения практического занятия должна стать оформленная папка с расчётом аэродинамического качества и поляры крыла летательного аппарата на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- определение аэродинамического качества летательного аппарата;

- определение поляры крыла летательного аппарата

Уметь:

- рассчитывать аэродинамические характеристики летательных аппаратов;

- оформлять отчётную документацию на проводимые расчёты;

- пользоваться нормативной и справочной документацией;

- осуществлять поиск и использование информации, необходимой для эффективного профессионального и личностного развития;

- использовать информационно-коммуникационные технологии в профессиональной деятельности

Порядок выполнения:

В данной работе рассматривается самолет из таблицы №1 методических указаний, представляющий собой (дать краткую характеристику самолёта). Вычисляются аэродинамические параметры этого самолёта, на основании которых строятся теоретические зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки и от коэффициента сопротивления (поляры) для взлетного, крейсерского и посадочного режимов полёта.

1. Подготовка исходных данных

Аэродинамические характеристики самолёта зависят от его геометрических параметров. Поэтому сначала по чертежу летательного аппарата узнаём необходимые размеры и заносим их в таблицу 1. В эту же таблицу заносим основные лётно-технические характеристики самолёта. Далее на основании имеющихся данных вычисляются прочие необходимые геометрические характеристики и также включаются в таблицу вместе с формулами, по которым они были вычислены.

Элемент самолета, параметр	Размерность	Обозначение, формула	Значение
1	2	3	4
1. Крыло:			
1.1 Размах/ размах его консолей	мм	$l / l_k = 1 - D_\phi$	
1.2 Площадь	m^2	S	
1.3 Хорда средняя	мм	$B = S / l$	
1.4 Хорда центральная	мм	b_0	
1.5 Хорда концевая	мм	b_k	
1.6 Сужение в плане		$\eta_b = b_0 / b_k$	
1.7 Относительная толщина профиля центрального		\bar{c}_0	
1.8 Относительная толщина профиля концевого		\bar{c}_k	
1.9 Средняя относительная толщина профиля		$\bar{c} = (c_0 \cdot \eta_b + c_k) / (\eta_b + 1)$	
1.10 Относительная координата максимальной толщины		$\bar{x}_c = x_c / b$	
1.11 Стреловидность по линии max-x толщин	град.	$\chi_{\bar{c}}$	
1.12 Относительная кривизна профиля	%	\bar{f}	
1.13 Относительная координата кривизны профиля		\bar{x}_f	
1.14 Угол закрутки концевого сечения	град.	φ_k	
1.15 Угол атаки нулевой подъемной силы	град.	α_0	
1.16 Стреловидность по линии 1/4 хорд	град.	$\chi_{1/4}$	
1.17 Стреловидность по линии 1/2 хорд	град.	$\chi_{1/2}$	
1.18 Стреловидность по передней кромке	град.	$\chi_{п.к}$	
1.19 Удлинение крыла и консолей крыла геометрические		$\lambda = l^2 / S$ $\lambda_k = l_k^2 / (S - S_\phi)$	

1.20 Относительная площадь крыла, занимаемая фюзеляжем		$\bar{S}_\phi = S_\phi / S$	
1.21 Относительная площадь крыла, занимаемая гондолами двигателей.		$\bar{S}_{г.д.} = S_{г.д.} / S$	
1.22 Относительная площадь крыла, занимаемая гондолами шасси		$\bar{S}_{г.ш.} = S_{г.ш.} / S$	
1.23 Относительная площадь не участвующая в обтекании потоком		$\sum \bar{S}_i = \bar{S}_\phi + \bar{S}_{г.д.} + \bar{S}_{г.ш.}$	
1.24 Множитель		$k_{эл}$	
1.25 Удлинение эффективное		$\lambda_{эф} = \lambda * K_\chi / (1 + \sum \bar{S}_i)$	
1.26 Производная подъемной силы по углу атаки	1/град	$c_{y\alpha}^\alpha = \frac{2\pi * k_{эл} * \lambda_{эф} * \cos \chi_{1/4}}{57,3(\lambda_{эф} + 2 \cos \chi_{1/4})}$	
1.27 Относительная координата точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный		$\bar{x}_\tau = \bar{x}_c (1 - \bar{S}_{обд})$	
1.28 Расстояние от крыла до земли при взлёте и посадке	м	h	
2. Закрылок:			
2.1 Относительная хорда		$\bar{b}_{зк}$	
2.2 Размах	м	$l_{зк}$	
2.3 Относительная площадь крыла, обслуживаемая закрывками		$\bar{S}_{об.зк}$	
2.4 Угол отклонения при взлете	град.	$\delta_{вз}$	
2.5 Угол отклонения при посадке	град.	$\delta_{пос}$	
2.6 Хорда средняя крыла с выпущенными закрывками	м	$b_{ср.зк}$	
2.7 Угол стреловидности по передней кромке закрывка	град.	$\chi_{зк.п}$	
3. Предкрылок: отсутствует			
3.1 Относительная хорда		$\bar{b}_{пр}$	
3.2 Относительная площадь крыла, обслуживаемая предкрылками		$\bar{S}_{об.пр}$	
4. Горизонтальное оперение (ГО)			
4.1 Хорда средняя	м	$b_{го} = S_{го} / l_{го}$	
4.2 Относительная толщина	м	$\bar{c}_{го}$	
4.3 Размах ГО	м	$l_{го}$	
4.4 Площадь, относительная площадь	$м^2 / 1$	$S_{го} / \bar{S}_{го} = S_{го} / S$	
4.5 Удлинение		$\lambda_{го} = l_{го}^2 / S_{го}$	
4.6 Стреловидность по линии 1/4 хорд	град	$\chi_{1/4го}$	
4.7 Относительная площадь ГО, занятая фюзеляжем		$\bar{S}_{го(\phi)} = S_{го(\phi)} / S_{го}$	
5. Вертикальное оперение (ВО)			
5.1 Площадь, относительная площадь	$м^2 ; 1$	$S_{во} ; \bar{S}_{во} = S_{во} / S$	
5.2 Размах	м	$l_{во}$	

5.3 Хорда средняя	м	$b_{\text{ср}} = S_{\text{во}} / l_{\text{во}}$	
5.4 Относительная толщина	м	$\bar{c}_{\text{го}}$	
6. Шайбы, пилоны, гребни и т.п. - отсутствуют			
6.1 Хорда средняя пилонов	м	$b_{\text{п}} = S_{\text{п}} / l_{\text{п}}$	
6.2 Относительная толщина пилона		$\bar{c}_{\text{п}}$	
6.3 Площадь	м ²	$S_{\text{п}}$	
7. Фюзеляж			
7.1 Длина	м	$l_{\text{ф}}$	
7.2 Площадь миделя	м ²	$S_{\text{ф.м.}}$	
7.3 Диаметр миделя	м	$D_{\text{ф.м.}} = 2\sqrt{S_{\text{ф.м.}} / \pi}$	
7.4 Удлинение		$\lambda_{\text{ф}} = l_{\text{ф}} / D_{\text{ф.м.}}$	
7.5 Длина носовой части	м	$l_{\text{н.ф}}$	
7.6 Удлинение носовой части		$\lambda_{\text{н.ф}} = l_{\text{н.ф}} / D_{\text{ф.м.}}$	
7.7 Отношение $S_{\text{ф.м.}}$ к площади крыла		$\bar{S}_{\text{ф.м.}} = S_{\text{ф.м.}} / S$	
7.8 Длина кормовой части	м	$l_{\text{к.ф}}$	
7.9 Удлинение кормовой части		$\lambda_{\text{к.ф}} = l_{\text{к.ф}} / D_{\text{ф.м.}}$	
7.10 Площадь кормовой части	м ²	$S_{\text{к.ф.}}$	
7.11 Сужение кормовой части		$\eta_{\text{к.ф.}} = S_{\text{к.ф.}} / S_{\text{ф.м.}}$	
7.12 Угол возвышения кормовой части	град	$\beta_{\text{к.ф}}$	
7.13 Расстояние от оси фюзеляжа до хорды крыла	м	$y_{\text{к}}$	
8. Гондола двигателя - нет			
9. Воздушный винт			
9.1 Диаметр	м	$D_{\text{в}}$	
9.2 Расстояние от плоскости винта до 1/4 хорды крыла по оси двигателя	м	$x_{\text{в}}$	
9.3 Площадь, ометаемая винтом	м ²	$S_{\text{ом}} = \pi D_{\text{в}}^2 / 4$	
9.4 Относительная площадь крыла, обдуваемая винтом	м ²	$\bar{S}_{\text{обд}} = S_{\text{обд}} / S$	
9.5 Относительная площадь ГО, обдуваемая винтом	м ²	$\bar{S}_{\text{ГО.обд}} = S_{\text{ГО.обд}} / S$	
10. Общие данные			
10.1 Взлётная масса самолёта	кг	m_0	
10.2 Расчетная скорость полета	км/ч	V	
10.3 Расчетная высота полета	км	H	
10.4 Тип и количество двигателей		n	
10.5 Стартовая тяга (мощность) одного двигателя при $V=0, H=0$	даН (кВт)	P_{0i} (N_{0i})	
10.6 Среднее за полет аэродинамическое		K	

качество рассматриваемого самолета			
10.7 Относительная масса топлива		$\bar{m}_T = m_T / m_0$	

2. Расчёт и построение взлётных кривых $c_{ya}(\alpha)$

Пример:

1) Во взлётном режиме закрылки выпущены под углом:

$$\delta_{\text{вз}} = 20^\circ = 0,35 \text{ рад.}$$

Зная данную величину, а также относительную хорду закрылков $\bar{b}_{\text{зк}} = 0,35$, по справочным данным определяем приращение угла атаки нулевой подъёмной силы из-за выпущенных закрылков:

$$\Delta\alpha_{0,\text{взл}} \approx -0,12 \text{ рад} \approx -6,9^\circ.$$

То есть на взлёте этот угол равняется:

$$\alpha_{0,\text{взл}} = \alpha_0 + \Delta\alpha_{0,\text{взл}} \approx -9,67^\circ.$$

Теперь можно найти приращение максимального значения коэффициента подъёмной силы из-за выпущенных закрылков по формуле:

$$\Delta c_{y,\text{закл.}} = 4,83 \Delta c_{y,\text{макс зк}} \bar{S} \cdot |\Delta\alpha_{0,\text{взл}}| \cdot \cos^2 \gamma \approx 0,298,$$

где $\Delta c_{y,\text{макс}}$ - величина определяемая типом механизации крыла. Данный самолёт оснащён

простым безщелевым отклоняемым закрылком, для которого $\Delta c_{y,\text{макс}} = 0,90$. Для учёта влияния обдувки крыла винтом на подъёмную силу найдём сначала коэффициент нагрузки винта по тяге во взлётном режиме:

$$B = \frac{2P_{0i}}{\rho_0 \cdot V_{\text{мин}}^2 \cdot S_{\text{ом}}} \approx 1,43.$$

Зная данную величину, а также относительную площадь крыла, обдуваемую винтом,

$\bar{S}_{\text{обд}} = 0,1$, по справочным данным определяем изменение максимального значения

коэффициента подъёмной силы за счёт обдувки крыла винтом: $\Delta c_{y,\text{обд}} \approx 0,055$.

Теперь можно вычислить максимальное значение коэффициента подъёмной силы во взлётной конфигурации без учёта экранного эффекта земли:

$$c_{y,\text{макс.взл}} = c_{y,\text{макс}} + \Delta c_{y,\text{макс.зк}} + \Delta c_{y,\text{обд}} \approx 1,670.$$

Исходя из найденных значений $\alpha_{0,\text{взл}}$ и $c_{y,\text{макс.взл}}$ и неизменившейся величины c_{ya}^α , строим по аналогии со вспомогательной зависимостью $c_{ya}(\alpha)$ из пункта 2.2 взлётную кривую $c_{ya}(\alpha)$ без учёта экрана земли (рисунок 4, кривая 2).

2) Учтём теперь влияние экрана земли, которое вносит такую поправку в коэффициент подъёмной силы:

$$\Delta c_{y,\text{макс.з}} = -0,115 \exp(-0,5\bar{h}) \cdot c_{y,\text{макс.взл}} \approx -0,115, \text{ где } \bar{h} = h/b_{\text{ср.зк}} \approx 1,017.$$

А максимальное значение коэффициента подъёмной силы во взлётной конфигурации с учётом экранного эффекта земли равно:

$$c_{y,\text{макс.взл.з}} = c_{y,\text{макс.взл}} + \Delta c_{y,\text{макс.з}} \approx 1,554.$$

Находим фиктивное удлинение крыла, учитывающее влияние земли:

$$\lambda_3 = \lambda_{\text{ф}} \cdot (\pi \cdot l / (8h) + 2) / 2,23 \approx 10,9.$$

Тогда производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки с учётом экранного эффекта равна:

$$c_{y\beta}^{\alpha} = \frac{2\pi \cdot \lambda_3 \cdot \cos \chi_{1/4}}{57,3(\lambda_3 + 2 \cos \chi_{1/4})} \approx 0,093.$$

Используя найденные значения $\alpha_{0.взл}$, $c_{y\beta}^{\alpha}$ и $c_{y \max.взл.з}$, строим взлётную кривую $c_{ya}(\alpha)$ с учётом влияния земли (рисунок 4, кривая 3).

3.Расчёт и построение посадочных кривых $c_{ya}(\alpha)$

Пример:

1) Во время посадки закрылки выпущены под углом:

$$\delta_{нос} = 40^{\circ} = 0,70 \text{ рад.}$$

Зная данную величину, а также относительную хорду закрылков $\bar{b}_{зк} = 0,35$, по справочным данным определяем приращение угла атаки нулевой подъёмной силы из-за выпущенных закрылков:

$$\Delta\alpha_{0.нос} \approx -0,21 \text{ рад} \approx -12,0^{\circ}.$$

То есть на посадке этот угол равняется:

$$\alpha_{0.нос} = \alpha_0 + \Delta\alpha_{0.нос} \approx -14,8^{\circ}.$$

Теперь можно найти приращение максимального значения коэффициента подъёмной силы из-за выпущенных закрылков по формуле:

$$\Delta c_{y \max.зк} = 4,83 \Delta c_{y \max} \cdot \bar{S}_{об.зк} \cdot |\Delta\alpha_{0.нос}| \cdot \cos^2 \chi_{зк.л} \approx 0,523.$$

На посадке винт не влияет на подъёмную силу крыла. Тогда максимальное значение коэффициента подъёмной силы во взлётной конфигурации без учёта экранного эффекта земли равно:

$$c_{y \max.нос} = c_{y \max} + \Delta c_{y \max.зк} \approx 1,839.$$

Исходя из найденных значений $\alpha_{0.нос}$ и $c_{y \max.нос}$ и неизменившейся величины $c_{y\alpha}^{\alpha}$, строим посадочную кривую $c_{ya}(\alpha)$ без учёта экрана земли (рисунок 4, кривая 4). 2) Учтём теперь влияние экрана земли, которое вносит такую поправку в коэффициент подъёмной силы:

$$\Delta c_{y \max.з} = -0,115 \exp(-0,5\bar{h}) \cdot c_{y \max.нос} \approx -0,127.$$

А максимальное значение коэффициента подъёмной силы в посадочной конфигурации с учётом экранного эффекта земли равно:

$$c_{y \max.нос.з} = c_{y \max.нос} + \Delta c_{y \max.з} \approx 1,712.$$

Используя найденные значения $\alpha_{0.нос}$, $c_{y\beta}^{\alpha}$ и $c_{y \max.нос.з}$, строим посадочную кривую $c_{ya}(\alpha)$ с учётом влияния земли

4.Расчёт и построение крейсерских зависимостей $c_{ya}(\alpha)$

Пример:

Высота полёта расчётная $H=2500$ м, скорость звука на этой высоте равна $a_H=330,6$ м/с.

Скорость полёта расчётная $V=101,4$ м/с, при этом число Маха равно:

$$M_{расч} = V/a_H = 0,31.$$

Самолёт находится в полётной конфигурации, то есть закрылки убраны. При этом для различных чисел Маха зависимость $c_{ya}(\alpha)$ задаётся формулой:

$$c_{ya}(\alpha) = \frac{c_{ya}^\alpha}{\sqrt{1-M^2}} (\alpha - \alpha_0).$$

Сводим в таблицу параметры этой зависимости для нескольких чисел Маха.
Таблица .

M	0,00	M _{расч} =0,31	0,40	0,50	0,60
$c_{ya}^\alpha / \sqrt{1-M^2}$	0,078	0,082	0,085	0,090	0,097
c_{ya} при $\alpha = 5^\circ$	0,603	0,634	0,658	0,696	0,754

И по этим данным строим крейсерские зависимости $c_{ya}(\alpha)$

5.Расчёт и построение взлётных поляр

Пример:

1) При построении данных поляр принимают, что закрылки выпущены под углом 20° , высота полёта нулевая, скорость полёта минимальна ($M=M_{\min}$). 2 — 8) Все промежуточные величины, вычисленные в пунктах 2 — 8 при построении вспомогательной поляры (раздел 3.1), вычисляются по тем же формулам и имеют то же численное значение и во взлётном режиме. 9) Для учёта вклада обдувки самолёта винтом в лобовое сопротивление найдём коэффициент нагрузки винта по тяге во взлётном режиме:

$$B = \frac{2P_{0i}}{\rho_0 \cdot V_{\min}^2 \cdot S_{ом}} \approx 1,43.$$

При этом коэффициенты торможения потока для крыла, киля и стабилизатора равны:

$$k_{т.к.взл} = 1 + B \bar{S}_{обд} \approx 1,143, \quad k_{т.ВО.взл} = 1 + \epsilon \kappa_{т.ВО.обд} \approx 2,431, \quad (\epsilon = 1).$$

$$k_{т.ГО.взл} = 1 - 1,21 \sqrt{\frac{x_1}{b_1} + 0,3} \frac{1 + 0,2 M_{\min}^2}{\kappa_{т.ГО.обд}} (1 + \epsilon \kappa_{т.ГО.обд}) \approx 1,113, \quad (\epsilon = 1).$$

Коэффициент дополнительного сопротивления из-за обдува части крыла винтом определяется по формуле:

$$\Delta c_{х.взл} = d \kappa_{х.к} \left(1 - 2M^2 + \bar{x}_\epsilon / \sqrt{(D_\epsilon/2)^2 + \bar{x}_\epsilon^2} \right) \bar{S}_{обд},$$

$$d = \sqrt{1 + B / (1 - M^2)} - 1, \quad \bar{x}_\epsilon = x_\epsilon / \sqrt{1 - M^2}.$$

$$\Delta c_{х.взл} \approx 0,0013 \quad \text{для } M=M_{\min} \text{ и } H=0,10$$

Итак, коэффициент профильного сопротивления равен:

$$c_{хр.взл} = c_{хр.ф} \cdot \bar{S}_{ф.м} + k_{т.к.взл} (1 - \bar{S}_{ф}) (c_{хр.к} + \Delta c_{хр.к(\phi)}) + k_{т.ВО.взл} c_{хр.ВО} \bar{S}_{ВО} + k_{т.ГО.взл} (c_{хр.ГО} + \Delta c_{хр.ГО(\phi)}) \bar{S}_{ГО} \approx 0,029.$$

Коэффициент сопротивления при нулевой подъёмной силе равен:

$$c_{хо.взл} = c_{хр.взл} + \sum \Delta c_x + \Delta c_{х.взл} \approx 0,032.$$

11) Без учёта экрана земли коэффициент отвала поляры рассчитывается по тем же формулам и имеет то же численное значение, что и при расчёте вспомогательной поляры (раздел 3.1, пункт 11): $A \approx 0,0675$. С учётом экранного эффекта коэффициент отвала поляры ищется по формулам:

$$A_3 = \frac{1 + \delta_3}{\pi \lambda_3 m_3} \approx 0,031,$$

$$\delta_3 = 0,114 m_3 (1 + 0,225 m_3) \left(0,35 \bar{\eta}_e^2 + (6 \bar{\eta}_e + 1)^{-3} \right) \approx 0,028,$$

$$m_3 = \sqrt{z_{1,3}^2 + W_3^2} / a_\infty \approx 1,763, z_{1,3} = \lambda_3 \sqrt{1 - M_{\min}^2} \approx 10,86, W_3 = \lambda_3 \cdot \text{tg } \chi_{1/2}.$$

Итак, коэффициент индуктивного сопротивления без учёта и с учётом экранного эффекта ищется по формулам:

$$c_{xi} = A \cdot c_{xy}^2, \quad c_{xi,3} = A_3 \cdot c_{xy}^2.$$

12) Приращение коэффициента сопротивления с увеличением угла атаки (подъёмной силы) оценивается следующим выражениями (без учёта и с учётом экранного эффекта):

$$\Delta c_{xp,взл} = 0,04 \left(1 - \sqrt[4]{1 - (c_{ya} / c_{y \max,взл})^3} \right),$$

$$\Delta c_{xp,взл,з} = 0,04 \left(1 - \sqrt[4]{1 - (c_{ya} / c_{y \max,взл,з})^3} \right).$$

13) Выпущенные на 20° при взлёте закрылки увеличивают коэффициент сопротивления на величину:

$$\Delta c_{K_{зк,взл}} \approx \bar{c}_{об зк} \Delta c_{хо макс} \approx 0,063,$$

где $K_{зк} \approx 0,9$ для данного угла отклонения закрылков определяется по справочным данным на основе относительной хорды закрылков. Теперь находим коэффициент лобового сопротивления во взлётном режиме (без учёта и с учётом экранного эффекта):

$$c_{ха,взл} = 1,5 c_{хо,взл} + \Delta c_{xp,взл} + c_{xi} + \Delta c_{х,зк,взл},$$

$$c_{ха,взл,з} = 1,5 c_{хо,взл,з} + \Delta c_{xp,взл,з} + c_{xi,з} + \Delta c_{х,зк,взл,з}.$$

Вычислим $c_{ха,взл}$, $\Delta c_{xp,взл}$, c_{xi} , $c_{ya,взл}$ для нескольких значений угла атаки от

$\alpha_{0,взл} \approx -9,67^\circ$ до $\alpha_{xp,взл} \approx 15,07^\circ$ и занесём результаты в таблицу 3.2.1. По данным этой таблицы строятся взлётные поляры без учёта экрана земли (рисунок 4, кривая 7).

Таблица 3.2.1

$\alpha, ^\circ$	-9,67	-6	-3	0	3	6	8	10	12	14	15,07
$c_{ya,взл}$	0	0,285	0,518	0,750	0,983	1,218	1,371	0,991	1,515	1,662	1,669
$\Delta c_{xp,взл}$	0	0,000	0,000	0,001	0,002	0,005	0,007	0,005	0,012	0,027	0,039
c_{xi}	0	0,005	0,018	0,038	0,065	0,100	0,127	0,067	0,155	0,187	0,188
$c_{ха,взл}$	0,111	0,116	0,129	0,150	0,179	0,215	0,245	0,112	0,278	0,325	0,339

Вычислим $c_{ха,взл,з}$, $\Delta c_{xp,взл,з}$, $c_{xi,з}$, $c_{ya,взл,з}$ для нескольких значений угла атаки от

$\alpha_{0,взл} \approx -9,67^\circ$ до $\alpha_{xp,взл,з} \approx 9,62^\circ$ и занесём результаты в таблицу 3.2.2. По данным этой таблицы строятся взлётные поляры с учётом экрана земли (рисунок 4, кривая 8).

Таблица 3.2.2

$\alpha, ^\circ$	-9,67	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	9,62
$c_{ya.взл.з}$	0	0,155	0,340	0,525	0,711	0,896	1,081	1,267	1,433	1,530	1,491
$\Delta c_{xp.взл.з}$	0	0,000	0,000	0,000	0,001	0,002	0,004	0,007	0,013	0,021	0,039
$c_{xi.з}$	0	0,001	0,004	0,008	0,015	0,024	0,036	0,049	0,063	0,071	0,074
$c_{x2.взл.з}$	0,111	0,112	0,115	0,120	0,128	0,138	0,151	0,167	0,187	0,204	0,224

6.Расчёт и построение посадочных поляр

Пример:

1) При построении данных поляр принимают, что закрылки выпущены под углом 40° , высота полёта нулевая, скорость полёта минимальна ($M=M_{\min}$). 2 — 10) При посадке двигатель работает на очень слабом или холостом ходу, и поэтому вкладом обдувки от воздушного винта в сопротивление можно пренебречь. Поэтому все промежуточные величины, вычисленные в пунктах 2 — 10 при построении вспомогательной поляры (раздел 3.1), вычисляются по тем же формулам и имеют то же численное значение и в посадочном режиме. В итоге:

$$c_{xo.нос} = c_{xo} \approx 0,0270$$

11) Индуктивное сопротивление и с учётом, и без учёта экранного эффекта задается одними и теми же формулами в посадочном и во взлётном (раздел 3.2, пункт 11) режимах.

12) Приращение коэффициента сопротивления с увеличением угла атаки (подъёмной силы) оценивается следующим выражениями (без учёта и с учётом экранного эффекта):

$$\Delta c_{xp.нос} = 0,04 \left(1 - \sqrt[4]{1 - (c_{ya} / c_{y \max.нос})^3} \right),$$

$$\Delta c_{xp.нос.з} = 0,04 \left(1 - \sqrt[4]{1 - (c_{ya} / c_{y \max.нос.з})^3} \right).$$

13) Выпущенные на 40° при посадке закрылки увеличивают коэффициент сопротивления на величину:

$$\Delta c_{x.эк.нос} = K_{эк} \cdot \bar{S}_{об.эк} \cdot \Delta c_{xo.мах} \approx 0,139,$$

где $K_{эк} \approx 2,0$ для данного угла отклонения закрылков определяется по справочным данным на основе относительной хорды закрылков. Теперь находим коэффициент лобового сопротивления во взлётном режиме (без учёта и с учётом экранного эффекта):

$$c_{xa.нос} = 1,5c_{xo.нос} + \Delta c_{xp.нос} + c_{xi} + \Delta c_{x.эк.нос},$$

$$c_{xa.нос.з} = 1,5c_{xo.нос} + \Delta c_{xp.нос.з} + c_{xi.з} + \Delta c_{x.эк.нос}.$$

Вычислим $c_{xa.нос}$, $\Delta c_{xp.нос}$, c_{xi} , $c_{ya.нос}$ для нескольких значений угла атаки от

$\alpha_{0.нос} \approx -14,80^\circ$ до $\alpha_{xp.нос} \approx 12,45^\circ$ и занесём результаты в таблицу 3.3.1. По данным этой таблицы строятся посадочные поляры без учёта экрана земли (рисунок 4, кривая 9).

Таблица 3.3.1

$\alpha, ^\circ$	-14,8	-11	-8	-5	-3	-1	1	4	7	9	12,45
$c_{ya.нос}$	0	0,295	0,528	0,761	0,916	1,071	1,226	1,459	1,677	1,774	1,839

$\Delta c_{кр.пос.з}$	0	0,000	0,000	0,001	0,001	0,002	0,003	0,006	0,012	0,017	0,040
c_{xi}	0	0,006	0,019	0,039	0,057	0,077	0,102	0,144	0,190	0,213	0,228
$c_{ха.пос.з}$	0,180	0,186	0,199	0,220	0,238	0,260	0,285	0,330	0,382	0,410	0,448

Вычислим $c_{ха.пос.з}$, $\Delta c_{кр.пос.з}$, $c_{xi.з}$, $c_{ya.пос.з}$ для нескольких значений угла атаки от $\alpha_{0.пос} \approx -14,80^\circ$ до $\alpha_{кр.пос.з} \approx 6,44^\circ$ и занесём результаты в таблицу 3.3.2 По данным этой таблицы строятся посадочные поляры с учётом экрана земли (рисунок 4, кривая 10).

Таблица 3.3.2

$\alpha, ^\circ$	-14,8	-12	-10	-8	-6	-4	-2	0	2	4	6,44
$c_{ya.пос.з}$	0	0,260	0,445	0,630	0,816	1,001	1,186	1,372	1,547	1,662	1,712
$\Delta c_{кр.пос.з}$	0	0,000	0,000	0,001	0,001	0,002	0,004	0,007	0,011	0,018	0,040
$c_{xi.з}$	0	0,002	0,006	0,012	0,020	0,031	0,043	0,057	0,073	0,084	0,089
$c_{ха.пос.з}$	0,180	0,182	0,186	0,193	0,202	0,213	0,227	0,244	0,264	0,283	0,309

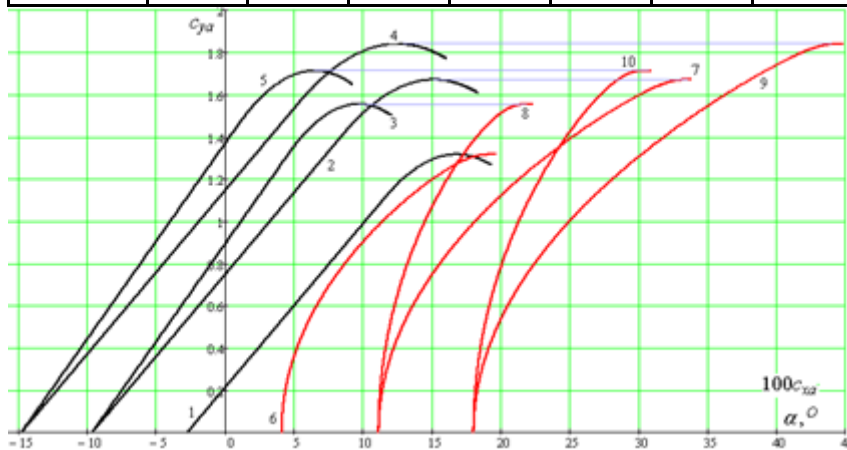


Рисунок — взлётные и посадочные зависимости $c_{ya}(\alpha)$ и поляры самолёта.

7.Расчёт и построение крейсерских поляр

Пример:

1) Высота полёта расчётная $H=2500$ м, скорость звука на этой высоте равна $a_H=330,6$ м/с, кинематическая вязкость воздуха равна $\nu_H=1,79 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$. Самолёт находится в полётной конфигурации, то есть закрылки убраны. 2 — 8, 11, 12) Все промежуточные величины, вычисленные в пунктах 2 — 8, 11, 12 раздела 3.1, и здесь вычисляются по тем же формулам для различных чисел Маха. А при $M=0$ числа Рейнольдса, входящие в эти формулы, вычисляются для расчётной скорости $V=101$ м/с. 9,10) В крейсерском режиме полёта коэффициент нагрузки винта по тяге равен:

$$B(V) = \frac{2m_0 g (1 - \bar{m}_m / 2)}{\rho_H \cdot V^2 \cdot S_{ом} \cdot 1 \cdot K}$$

Величины, вычисленные в пунктах 9, 10 раздела 3.2, и здесь вычисляют по тем же формулам, подставляя в них данное значение $B(V)$, для различных чисел Маха (скоростей). Результаты расчёта для различных чисел Маха и c_{ya} сводим в таблицу:

Таблица 3.4

M	0,0		0,3		0,4		0,5		0,6	
c_{x0}	0,025		0,028		0,027		0,027		0,027	
c_{ya}	c_{xi}	c_{xa}	c_{xi}	c_{xa}	c_{xi}	c_{xa}	c_{xi}	c_{xa}	c_{xi}	c_{xa}
0,0	0	0,037	0	0,042	0	0,041	0	0,041	0	0,041
0,1	0,001	0,038	0,001	0,043	0,001	0,042	0,001	0,042	0,001	0,042
0,2	0,003	0,040	0,003	0,045	0,003	0,044	0,003	0,044	0,003	0,044
0,3	0,006	0,043	0,006	0,048	0,006	0,047	0,006	0,047	0,006	0,047
0,4	0,011	0,048	0,011	0,053	0,011	0,052	0,011	0,052	0,011	0,052
0,5	0,017	0,054	0,017	0,059	0,017	0,058	0,017	0,058	0,017	0,058
0,6	0,024	0,062	0,024	0,067	0,024	0,066	0,024	0,066	0,024	0,066
0,7	0,033	0,072	0,033	0,077	0,033	0,076	0,033	0,076	0,033	0,076
0,8	0,043	0,083	0,043	0,088	0,043	0,087	0,043	0,087	0,043	0,087
0,9	0,054	0,095	0,055	0,100	0,055	0,099	0,055	0,099	0,055	0,099
1,0	0,067	0,110	0,068	0,115	0,068	0,114	0,068	0,114	0,068	0,114
1,1	0,081	0,126	0,082	0,131	0,082	0,130	0,082	0,130	0,082	0,130
1,2	0,096	0,146	0,097	0,151	0,097	0,150	0,097	0,150	0,097	0,150
1,315	0,116	0,187	0,117	0,192	0,117	0,191	0,117	0,191	0,117	0,191

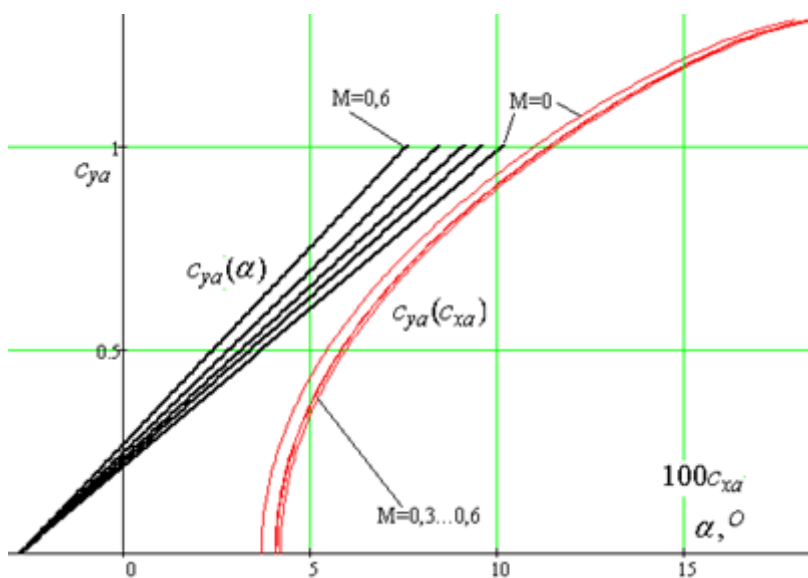


Рисунок — Крейсерские поляры и зависимости $c_{ya}(\alpha)$.

8. Вывод

Практическое занятие № 3
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КОРПУСОВ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Цель работы:

1. Научиться определять по макетам и чертежам летательных аппаратов геометрические параметры их корпусов;
2. Определять недостающие геометрические параметры корпусов на основе имеющихся параметров.

Исходные данные (задание):

1. Результатом выполнения практического занятия должна стать оформленная папка с расчётом геометрических параметров корпуса и эскиз летательного аппарата на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- геометрические параметры корпусов летательного аппарата;
- основные части корпусов летательных аппаратов и их геометрические параметры;
- влияние геометрических параметров корпусов летательных аппаратов на аэродинамические характеристики летательных аппаратов

Уметь:

- рассчитывать геометрические характеристики летательных аппаратов
- выполнять чертёж корпуса летательного аппарата;
- оформлять отчётную документацию на проводимые расчёты;
- пользоваться нормативной и справочной документацией;
- осуществлять поиск и использование информации, необходимой для эффективного профессионального и личностного развития;
- использовать информационно-коммуникационные технологии в профессиональной деятельности

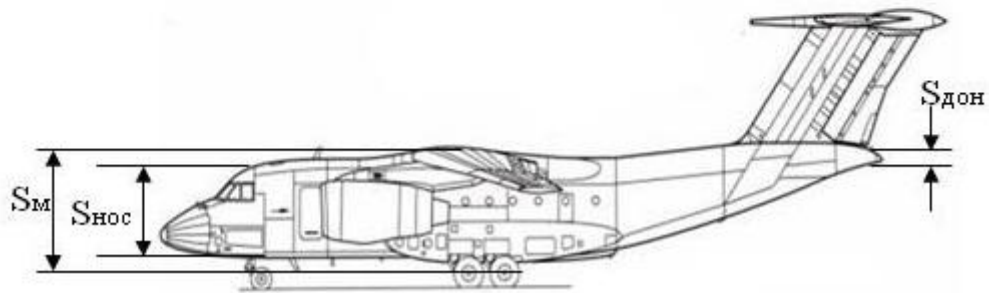
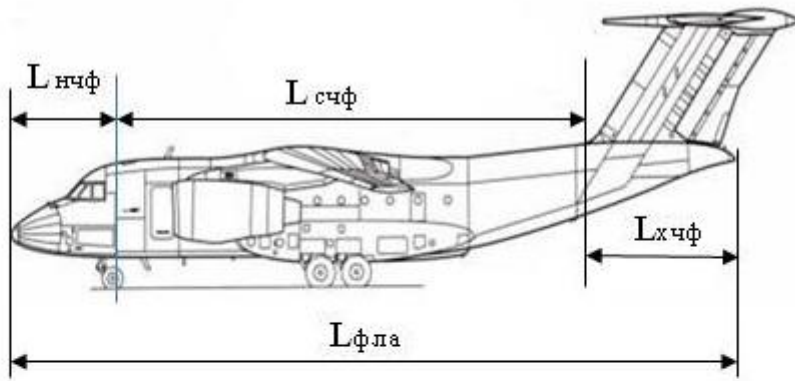
1. Определить геометрические параметры корпуса летательного аппарата.

Примечание: В практическом занятии №1 определить летательный аппарат, в зависимости от номера в списке учебного журнала группы

2. Вычислить недостающие геометрические параметры корпуса летательного аппарата.

3. Выполнить эскиз вашего летательного аппарата и нанести на него все геометрические параметры корпуса летательного аппарата.

Пример:



4. Дать физическое обоснование влияния каждого геометрического параметра на аэродинамические характеристики летательного аппарата.

5. Вывод.

Практическое занятие № 4

РАСЧЁТ ДИАПАЗОНА СКОРОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ.

Цель работы:

1. Усвоить общую методику расчета диапазона скоростей летательного аппарата.
2. Закрепить знания теоретических вопросов по теме занятия.

Исходные данные (задание):

1. Результатом выполнения практического занятия должна стать оформленная папка с расчётом скоростей полёта летательного аппарата на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- определение диапазона скоростей летательного аппарата;
- факторы влияющие на диапазон скоростей летательного аппарата

Уметь:

- рассчитывать летные характеристики летательных аппаратов;
- оформлять отчётную документацию на проводимые расчёты;
- пользоваться нормативной и справочной документацией;
- осуществлять поиск и использование информации, необходимой для эффективного профессионального и личностного развития;
- использовать информационно-коммуникационные технологии в профессиональной деятельности

Порядок выполнения:

Используя зависимости потребных и располагаемых тяг для горизонтального установившегося полета определяем ЛТХ самолета для каждой высоты полета.

1. Определить минимальную теоретическую скорость установившегося горизонтального полета $V_{\min \text{ теор}}$

Пример:

$$M_{\min} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{0,7 \cdot \rho_H \cdot S \cdot C_{y_{\max}}}}, \quad V_{\min} = \sqrt{\frac{2m \cdot g}{\rho_H \cdot S \cdot C_{y_{\max}}}},$$

где $C_{y_{\max}}$ – коэффициент подъемной силы, соответствующий критическому углу атаки. Таким образом, эта скорость, при которой подъемная сила ещё может уравновесить силу веса самолета на заданной высоте H_i . Практически на $V_{\min \text{ теор}}$ летать нельзя, так как любая ошибка в пилотировании или вертикальный порыв ветра, увеличивающий угол атаки, могут привести к сваливанию из-за резкого уменьшения c_y на закритических углах атаки. Вычисляем для каждой высоты полета M_{\min} и V_{\min} , полученные значения M_{\min} и V_{\min} сведем в таблицу.

Таблица – Минимальная скорость полета

$H, \text{ м}$	0	2000	4000	6000	8000	11000
M_{\min}	0,31	0,35	0,4	0,45	0,52	0,65

V_{\min}	104,9	115,7	128,3	142,9	160,1	192,2
------------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

2. Определить наивыгоднейшую скорость горизонтального установившегося полета $V_{\text{нв}}$ ($M_{\text{нв}}$)

Пример:

Наивыгоднейшая скорость полета реализуется при $K_{\max} \sim P_{n \min} = m \cdot g / K_{\max}$. В свою очередь K_{\max} реализуется при полете с $c_y = c_{y \text{ нв}}$. Наивыгоднейшую скорость полета определяем по графикам кривых потребных тяг (см. приложение А). Данные сводим в таблицу.

Таблица – Наивыгоднейшая скорость полета

$H, \text{м}$	0	2000	4000	6000	8000	11000
$M_{\text{нв}}$	0,39	0,41	0,45	0,53	0,60	0,69
$V_{\text{нв}}$	132,9	136,3	146,1	167,7	184,8	203,6

3. Определить крейсерскую скорость горизонтального установившегося полета $V_{\text{кр}}$ ($M_{\text{кр}}$)

Пример:

Эта характерная точка получается проведением прямой из начала координат касательной к кривой P_n . Точка касания соответствует крейсерской скорости установившегося горизонтального полета $V_{\text{кр}}$.

Таблица – Крейсерская скорость полета

$H, \text{м}$	0	2000	4000	6000	8000	11000
$M_{\text{кр}}$	0,62	0,65	0,67	0,71	0,74	0,82

4. Определить максимальную скорость горизонтального установившегося полета V_{max} (M_{max})

Пример:

Точки пересечения кривых потребной и располагаемой тяг будут соответствовать режиму максимальной скорости (см. приложение А).

Таблица – Максимальная скорость полета

$H, \text{м}$	0	2000	4000	6000	8000	11000
M_{max}	0,71	0,75	0,76	0,76	0,76	0,75
V_{max}	252,6	249,4	246,7	240,5	234,2	221,3

5. Определить вертикальную скорость самолета. Наивыгоднейшая скорость набора высоты. Время подъема

Пример:

Между кривой, потребной для горизонтального полета тяги, и кривой располагаемой тяги находится область возможных режимов установившегося набора высоты (см. приложение А). Вертикальная составляющая скорость V_y связана со скоростью по траектории V соотношением:

$$V_y = (P - P_n) V / m g = \Delta P V / m g, \quad (1.14)$$

Для каждой из высот полета построим графики зависимостей V_y от M . Все вычисления сведем в таблицу 9.

Графики кривых скороподъемности приведены в приложении Б.

Время набора высоты определяем графо-аналитическим путем. Для этого в диапазоне высот $0 < H < 11000_{\text{пр}}$ строим график зависимости $1/V_{y \text{ max}} = f(H)$.

Площадь, ограниченная кривой $1/V_{y \text{ max}}$, прямыми $H = 0$, $H = H_{\text{пр}}$ и осью H , определяем время набора высоты $H_{\text{пр}}$. Аналогично можно рассчитать и время снижения самолета, например, с крейсерской высоты полета.

Таблица – Барограмма подъема

H, м	0	2000	4000	6000	8000	11000
$V_{y \max}$ (м/с)	3,65	3,20	2,80	1,83	1,20	0,70
$1/V_{y \max}$	0,27	0,31	0,36	0,55	0,83	1,43
Δt (МИН)	0,0	9,0	11,2	15,2	23,0	37,7
$t_{\text{наб}}$ (МИН)	0,0	9,0	20,2	35,4	58,4	96,1

6. Вывод

Практическое занятие № 5 РАСЧЁТ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЁТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАЗЛИЧНЫХ ФАКТОРОВ.

Цель работы:

1. Закрепить теоретические знания по вопросам дальности и продолжительности полета летательного аппарата.
2. Приобрести навыки расчёта дальности и продолжительности полёта летательного аппарата при встречном или попутном ветре.

Исходные данные (задание):

1. Результатом выполнения практического занятия должна стать оформленная папка с расчёт дальности и продолжительности полёта летательного аппарата на бумажном носителе или в компьютерной программе Word.

Выполнив работу, студент должен:

Знать:

- основные понятия и определения дальности и продолжительности полёта летательного аппарата;
- физический процесс влияния различных факторов на дальность и продолжительность полёта летательного аппарата

Уметь:

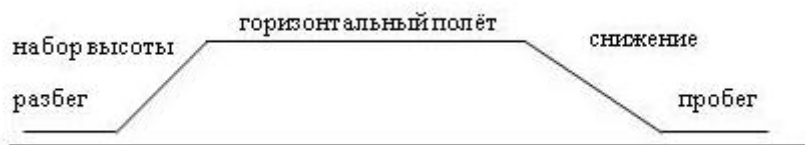
- рассчитывать летные характеристики летательных аппаратов;
- оформлять отчётную документацию на проводимые расчёты;
- пользоваться нормативной и справочной документацией;
- осуществлять поиск и использование информации, необходимой для эффективного профессионального и личностного развития;
- использовать информационно-коммуникационные технологии в профессиональной деятельности

Порядок выполнения:

1. Вычертить по тактико-техническим требованиям профиль полета.

Примечание: В разделе «Введение» пункт 3 определить летательный аппарат, в зависимости от номера в списке учебного журнала группы, а также приложение №1 в конце практического занятия

Пример: Траектория полета самолета на дальность состоит из трех участков: набора высоты, горизонтального полета на заданной высоте и снижения с этой высоты.



2. Определить вариант использования самолёта

Дальность и продолжительность полета определяются прежде всего запасом топлива и режимом полета (высотой и скоростью).

Примечание:

- из тактико-технических данных выбрать вариант использования самолёта.
- из летно-технических характеристик взять величину полного запаса топлива при выбранном варианте использования самолёта
- из таблицы в приложении к практическому занятию выбрать высоту горизонтального полёта

Пример:

Самолета Л - 29 без подвесных баков имеет полный запас топлива 775 кг

Основными величинами, определяющими дальность и продолжительность полета, являются километровый и часовой расходы топлива. Зная километровый и часовой расходы топлива при данном варианте заправки самолета, можно рассчитать дальность и продолжительность полета.

3. Из лётно-технических данных взять следующие данные;

- удельный расход топлива двигателей самолёта;
- потребная взлетная дистанция самолёта;
- потребная посадочная дистанция самолёта;
- крейсерская скорость на высоте;
- скорость взлёта самолёта;
- вертикальная скорость подъёма самолёта;
- скорость захода на посадку;
- вертикальная скорость снижения при заходе на посадку;
- максимальная коммерческая нагрузка

3. Определить среднюю скорость разбега

$$V_{\text{разб}} = \frac{1}{2} (V_0 + V_{\text{от}}),$$

где: V_0 - скорость начала разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе, $V_{\text{от}}$ – скорость отрыва самолёта от взлётно-посадочной полосы

Примечание:

-при боковом ветре необходимо учитывать угол сноса самолёта

$$W_{\text{разб}} = V_{\text{наб}} \cdot \cos \alpha$$

4. Определить расход топлива при разбеге самолета

$$m_{\text{т разб}} = (C_{\text{уд}} P) t_{\text{разб}} / 60,$$

где: $C_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива двигателей на максимальном режиме работы, $t_{\text{разб}}$ – время разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе, P – тяга двигателей на максимальном режиме

5. Определить длину разбега самолёта

$$L_{\text{разб}} = V_{\text{раз}} (60t_{\text{раз}} / 1000),$$

где: $V_{\text{раз}}$ – скорость разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе, $t_{\text{раз}}$ – время разбега самолёта по взлётно-посадочной полосе

6. Определить среднюю скорость самолета при наборе высоты

11. Определить расстояние по горизонтали, проходимое самолетом при горизонтальном полёте

$$L_{\text{гп}} = V_{\text{гп}} (60t_{\text{гп}} / 1000),$$

где: $V_{\text{гп}}$ – скорость горизонтального полёта самолёта, $t_{\text{наб}}$ – время горизонтального полёта самолёта

12. Определить среднюю скорость самолета при снижении

$$V_{\text{сн}} = \frac{1}{2} (V_{\text{гп}} + V_{\text{пос}}),$$

где: $V_{\text{гп}}$ – скорость горизонтального полёта самолёта, $V_{\text{пос}}$ – посадочная скорость самолёта

Примечание:

-при боковом ветре необходимо учитывать угол сноса самолёта

$$W_{\text{сн}} = V_{\text{сн}} \cdot \cos \gamma_{\text{сн}}$$

12. Определить расход топлива при снижении самолетом

$$m_{\text{т сн}} = (C_{\text{уд}} P) t_{\text{сн}} / 60,$$

где: $C_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива двигателей на крейсерском режиме работы, $t_{\text{сн}}$ – время снижения самолёта, P – тяга двигателей на крейсерском режиме

14. Определить расстояние по горизонтали, проходимое самолетом при снижении

$$L_{\text{сн}} = V_{\text{сн}} (60t_{\text{сн}} / 1000),$$

где: $V_{\text{сн}}$ – скорость самолёта при снижении, $t_{\text{сн}}$ – время снижения самолёта

15. Определить среднюю скорость самолета при рулении по взлётно-посадочной полосе

$$V_{\text{рул}} = \frac{1}{2} (V_{\text{пос}} + V_{\text{кон рул}}),$$

где: $V_{\text{пос}}$ – посадочная скорость самолёта, $V_{\text{кон рул}}$ – скорость руления самолёта к месту стоянки

Примечание:

-при боковом ветре необходимо учитывать угол сноса самолёта

$$W_{\text{рул}} = V_{\text{рул}} \cdot \cos \gamma_{\text{сн}}$$

16. Определить расход топлива при снижении самолетом

$$m_{\text{т рул}} = (C_{\text{уд}} P) t_{\text{рул}} / 60,$$

где: $C_{\text{уд}}$ – удельный расход топлива двигателей на режиме малого газа, $t_{\text{рул}}$ – время руления самолёта от места приземления до места стоянки, P – тяга двигателей на режиме малого газа

17. Определить массу топлива, израсходованного по траектории полёта самолёта

$$m_{\text{т}} = m_{\text{т раз}} + m_{\text{т наб}} + m_{\text{т гп}} + m_{\text{т сн}} + m_{\text{т рул}}$$

18. Определить расстояние по горизонтали, пройденного самолётом

$$L_{сам} = L_{раз} + L_{наб} + L_{гп} + L_{сн} + L_{рул}$$

19. Определить среднюю скорость самолета по траектории полёта

$$V = (V_{сраз} + V_{снаб} + V_{гп} + V_{сн} + V_{рул}) / 5$$

20. Определить остаток топлива на самолёте после выполнения полёта

$$m_{г\text{ ост}} = m_{г\text{ зап}} + m_{г},$$

где: $m_{г\text{ зап}}$ - масса топлива перед полётом (количество топлива в топливных баках), $m_{г}$ – масса топлива, израсходованная по траектории полёта

21. Определить продолжительность полёта самолёта

22. Вывод

Приложение №1

№ пп	Параметр							
	высота полёта, м	время разбега, мин.	время набора высоты, мин.	угол сноса °	время снижения мин.	время руления мин.	время горизонтального полёта, мин.	обход грозового положения, км
1	4250	8	25	0	12	7	260	0
2	5670	6	34	2	12	8	300	0
3	5390	4	26	4	14	7	260	11
4	6430	5	42	3	14	5	320	12
5	7432	3	40	6	15	6	320	14
6	9880	5	46	12	15	10	240	14
7	8675	4	51	22	12	10	300	20
8	4320	6	53	32	15	5	300	20
9	10100	7	59	7	16	5	280	10
10	9100	6	49	18	14	7	240	10
11	10132	6	45	28	15	7	180	0
12	11000	7	55	29	15	8	180	0
13	7458	8	31	0	16	8	240	0

14	8652	6	33	0	16	5	300	12
----	------	---	----	---	----	---	-----	----

№ пп	Параметр							
	высота полёта, м	время разбега, мин.	время набора высоты, мин.	угол сноса, °	время снижения, мин.	время руления, мин.	время горизонтального полёта, мин.	обход грозового положения, км
15	46250	4	24	65	15	5	300	20
16	8670	5	36	54	12	4	240	12
17	4390	5	47	38	12	6	300	0
18	7430	5	27	49	14	6	280	0
19	7440	6	30	0	14	6	320	0
20	9000	6	40	0	15	5	300	24
21	8000	6	40	33	15	5	320	22
22	4000	4	20	24	20	5	240	16
23	10102	5	46	21	12	4	300	16
24	9102	5	47	0	10	5	300	0
25	10130	6	48	5	10	5	240	21
26	11101	6	50	8	12	6	280	12
27	7456	7	38	7	12	6	280	0
28	8650	7	42	0	15	6	240	0