МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ВЫПУСКА ЗАКРЫЛКОВ И ШАССИ

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ
ПО ВЫПОЛНЕНИЮ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ ПО ДИСЦИПЛИНЕ
«ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ И ДИНАМИКИ ПОЛЕТА»

УВАУ ГА
Ульяновск 2007

ББК О53-О11 я7
Р24

Расчет аэродинамических характеристик самолета с учетом влияния выпуска закрылков и шасси: метод. указания по выполнению контрольной работы по дисциплине «Основы аэродинамики и динамики полета» / Сост. Ю.Н. Стариков, Е.Н. Коврижных, С.Г. Косачевский. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2007. – 16 с.

Содержат исходные данные, требования к оформлению и методические указания по выполнению контрольной работы по дисциплине «Основы аэродинамики и динамики полета». Нацелены на получение курсантами навыков расчета аэродинамики и летных характеристик самолета.

Предназначены для курсантов специализации 160505.65.01 – Управление воздушным движением.

Могут быть полезны курсантам/студентам других авиационных специальностей при изучении дисциплины «Аэродинамика», а также при выполнении курсовых работ.

Печатается по решению Редсовета училища.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение 3
1. Выбор исходных данных для расчета
и требование к оформлению контрольной работы 4
2. Методические указания
по выполнению контрольной работы 7
3. Основные аэродинамические характеристики
магистральных ВС 17
Библиографический список 20
Приложение 21

© Ульяновск, УВАУ ГА, 2007.

ВВЕДЕНИЕ

Контрольная работа охватывает разделы дисциплины «Основы аэродинамики и динамики полета», связанные с анализом и расчетом аэродинамических характеристик магистральных воздушных судов гражданской авиации.

Целью методических указаний является изучение курсантами основных аэродинамических характеристик самолетов гражданской авиации, методов расчета их летных характеристик и оценки влияния основных эксплуатационных факторов на аэродинамические и летные характеристики.

Результаты расчета данной контрольной работы предполагается использовать при выполнении курсовой работы.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

1. ВЫБОР ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ РАСЧЕТА И ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ

Выбор исходных данных для расчета

Основные исходные данные для расчета:

1. Тип воздушного судна (например, Як-40).

2. Конфигурация самолета (полетная, взлетная, посадочная).

Дополнительные исходные данные по типам воздушных судов (ВС) представлены в разделе 3.

Исходные данные для расчета выдаются преподавателем учебной дисциплины или выбираются курсантом самостоятельно по его шифру (номеру студенческого билета, например Д-07/32).

1. Выбор типа ВС – по последней цифре шифра курсанта (табл. 1.1).

Таблица 1.1

Цифра шифра	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Тип ВС	Як-40	Як-42	Ту-134	Ту-154	Ту-204	Ил-62	Ту-154	Ил-86	Ил-96	Ту-204

2. Выбор конфигурации самолета (из 3-х возможных выбираются 2):

– если предпоследняя цифра шифра курсанта четная, то конфигурация – полетная и взлетная;

– если предпоследняя цифра шифра курсанта нечетная, то конфигурация – полетная и посадочная.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Оформление контрольной работы

Контрольная работа должна быть напечатана на листах формата А4. Шрифт – Times New Roman или Arial, размер – 14 пт, полуторный межстрочный интервал. Заголовки оформляются полужирным шрифтом – 16 пт.

При оформлении контрольной работы необходимо соблюдать поля по всем четырем сторонам листа: слева – 25 мм, снизу и сверху – 20 мм, справа – 10 мм.

Разрешается написать контрольную работу разборчивым почерком черными или синими чернилами (пастой). Расстояние между строк должно составлять 8 мм.

Каждый раздел контрольной работы необходимо начинать с нового листа. Каждый пункт текста начинается с абзаца. Абзацный отступ – 1,25 см. Заголовки разделов и подразделов должны быть краткими. Переносы слов в заголовках не допускаются. Точку в конце заголовка не ставят. Если заголовок состоит из двух предложений, их разделяют точкой. Разделы должны иметь порядковые номера, обозначенные арабскими цифрами в пределах всего документа. Точка в конце номера раздела не ставится.

Оформление титульного листа выполняется в соответствие с прил.

Теоретические выкладки, необходимые для расчетов, должны быть изложены в полном объеме, с соответствующими рисунками, графиками и поясняющими формулами.

Расчетные данные должны быть записаны в соответствии с заданием. Все расчеты необходимо выполнять в единицах измерения международной системы единиц. Однако для представления результатов на графиках необходимо выполнить пересчет в единицы измерения, используемые в авиации:

– скорость полета – км/ч;

– вертикальная скорость – м/с;

– тяга – кг;

– углы – град.

Результаты расчетов необходимо представлять в виде таблиц, перед которыми записываются основные расчетные формулы, постоянные величины и коэффициенты. Многократно повторяющиеся расчеты (в виде числовых выкладок) представлять не нужно.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Графики необходимо выполнять на стандартных листах миллиметровой бумаги формата А4 (210х297) простым карандашом, тонкими четкими линиями, с использованием линейки и лекал. Масштаб графиков выбирается удобным для снятия значений. Расчетные точки на графике необходимо четко обозначить. Допускается выполнение расчетных графиков на компьютере.

Ответы на контрольные вопросы должны быть подробными и обоснованными. В конце каждого раздела необходимо сделать выводы.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

2. МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ ПО ВЫПОЛНЕНИЮ КОНТРОЛЬНОЙ РАБОТЫ

Основные теоретические сведения

При обтекании самолета потоком воздуха на его поверхности возникают распределенные силы давления и трения. Равнодействующая этих сил называется полной аэродинамической силой R_a, а точка ее приложения – центром давления (рис. 1).

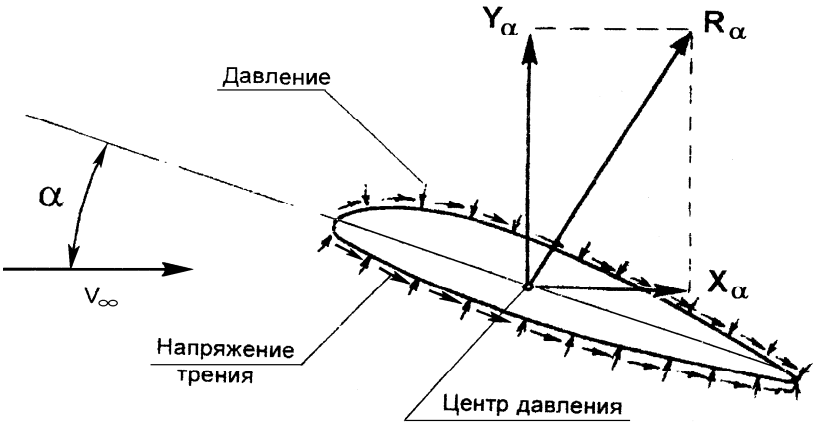

Рис. 1. Возникновение на крыле аэродинамических сил

Для расчета летных характеристик самолета удобно разложить силу R_a на две составляющие: подъемную силу Y_a, которая перпендикулярна вектору воздушной скорости V_∞, и силу лобового сопротивления X_a, которая направлена по вектору скорости невозмущенного потока V_∞ (против направления полета).

В горизонтальном полете подъемная сила уравновешивает вес самолета, что обеспечивает постоянство высоты полета, а сила лобового сопротивления уравновешивается силой тяги двигателей, что необходимо для поддержания постоянства скорости.

Для расчета Y_a и X_a используются следующие формулы

$$Y_a = c_{y_a} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S, \quad (1)$$

$$X_a = c_{x_a} \frac{\rho V_\infty^2}{2} S, \quad (2)$$

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

где ρ – плотность воздуха, которая при малых скоростях принимается постоянной;

V_∞ – воздушная скорость невозмущенного потока (истинная скорость);

S – площадь крыла;

c_{y_a} – коэффициент подъемной силы;

c_{x_a} – коэффициент силы лобового сопротивления.

Из формул (1) и (2) можно сделать вывод, что подъемная сила Y_a и сила лобового сопротивления X_a возрастают при увеличении плотности воздуха ρ, скорости V_∞ и площади крыла S. Все остальные факторы, влияющие на эти аэродинамические силы, учитываются через аэродинамические коэффициенты c_{y_a} и c_{x_a}. В полете они изменяются в основном при изменении угла атаки, при выпуске механизации крыла и шасси.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Построение зависимости $c_{y_a} = f(\alpha)$

Зависимость $c_{y_a} = f(\alpha)$ для самолета с убранной и выпущенной механизацией имеет вид, представленный на рис. 2.

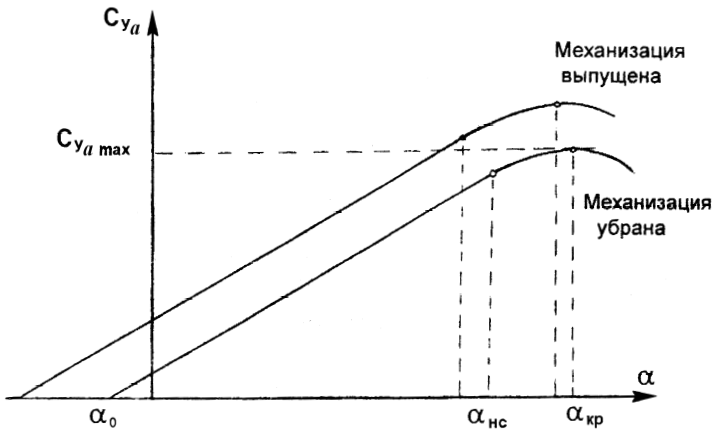

Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки и положения механизации

На данной зависимости можно выделить следующие характерные точки:

α_0 – угол атаки, соответствующий $c_{y_a} = 0$. Для крыла с несимметричным профилем $\alpha_0 < 0$, с симметричным – $\alpha_0 = 0$;

$\alpha_{нс}$ – угол начала срыва, при котором на верхней поверхности крыла начинается срыв потока, сопровождающийся характерной тряской самолета;

$\alpha_{кр}$ – критический угол атаки, при котором коэффициент подъемной силы достигает максимального значения $c_{y_{a\max}}$, а затем резко уменьшается из-за срыва потока.

В диапазоне углов атаки $\alpha_0 - \alpha_{нс}$ зависимость имеет линейный характер и выражается формулой

$$c_{y_a} = c_{y_a}^{\alpha}(\alpha - \alpha_0), \qquad (3)$$

где $c_{y_a}^{\alpha} = \dfrac{\partial c_{y_a}}{\partial \alpha}$ – коэффициент, показывающий насколько изменяется c_{y_a} при изменении α на единицу.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Построение зависимости $c_{y_a} = f(\alpha)$ рекомендуется выполнять в следующем порядке:

– отложить на оси абсцисс величину α_0;

– рассчитать по формуле (3) c_{y_a} при $\alpha = \alpha_{нс}$ и провести линейный участок графика;

– плавной кривой соединить точки, соответствующие $\alpha_{нс}$ и $\alpha_{кр}$;

– повторить построение для другой заданной конфигурации (взлетной или посадочной).

С использованием построенных графиков необходимо заполнить первые две строки в табл. 2.1 (для соответствующих конфигураций), задавая изменение угла атаки через 2° (шаг $\Delta\alpha$). Такая таблица строится отдельно для каждой конфигурации самолета.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Построение зависимости $c_{xa} = f(\alpha)$

Коэффициент лобового сопротивления c_{xa} определяется по формуле

$$c_{xa} = c_{x\text{o}} + c_{xi} + \Delta c_{xp} + \Delta c_{xu}, \qquad (4)$$

где $c_{x\text{o}}$ – коэффициент сопротивления при $c_{ya} = 0$;

$c_{xi} = A c_{ya}^2$ – коэффициент индуктивного сопротивления;

A – постоянный коэффициент, определяемый геометрическими характеристиками крыла;

Δc_{xp} – коэффициент сопротивления давления, возникающего на больших углах атаки вследствие срыва потока;

Δc_{xu} – коэффициент сопротивления, создаваемый выпущенным шасси.

Зависимость $c_{xa} = f(\alpha)$ имеет вид, представленный на рис. 3. Величину Δc_{xp} можно определить по вспомогательному графику на рис. 4. Здесь $\bar{c}_{ya} = \dfrac{c_{ya}}{c_{ya\,\max}}$.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

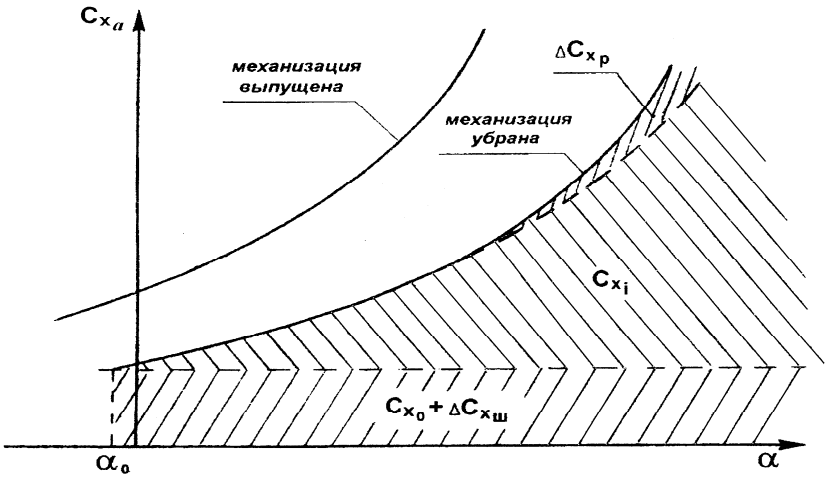

Рис. 3. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки и положения механизации

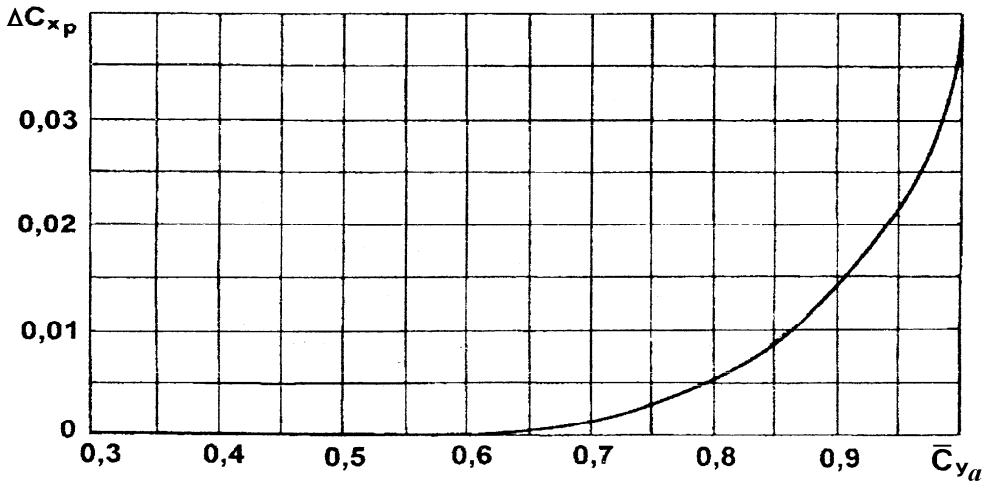

Рис. 4. Зависимость дополнительного коэффициента сопротивления давления от относительной величины коэффициента подъемной силы

Расчет зависимости $c_{x_a} = f(\alpha)$ рекомендуется выполнять по табл. 2.1.

Для каждой конфигурации (из двух) необходимо заполнить с третьей по шестую строки.

Таблица 2.1

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Конфигурация полетная (взлетная или посадочная)

1	α, град	α_0	α_1	α_2		$\alpha_{кр}$
2	c_{y_a}	0				
3	$c_{xi} = A c_{y_a}^2$	0				
4	$\bar{c}_{y_a} = \frac{c_{y_a}}{c_{y_a \max}}$	0				1
5	Δc_{xp}	0				
6	c_{xa}	0				
7	$K = \frac{c_{y_a}}{c_{x_a}}$	0				

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Построение поляр, определение аэродинамического качества

Важнейшей аэродинамической характеристикой самолета является аэродинамическое качество К, показывающее отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления

$$К = \frac{Y_\alpha}{X_\alpha} = \frac{c_{y_a}}{c_{x_a}}. \qquad (5)$$

Величину К удобно определять по графической зависимости, которая получается совмещением зависимостей $c_{y_a} = f(\alpha)$ и $c_{x_a} = f(\alpha)$ и называется полярой (рис. 5).

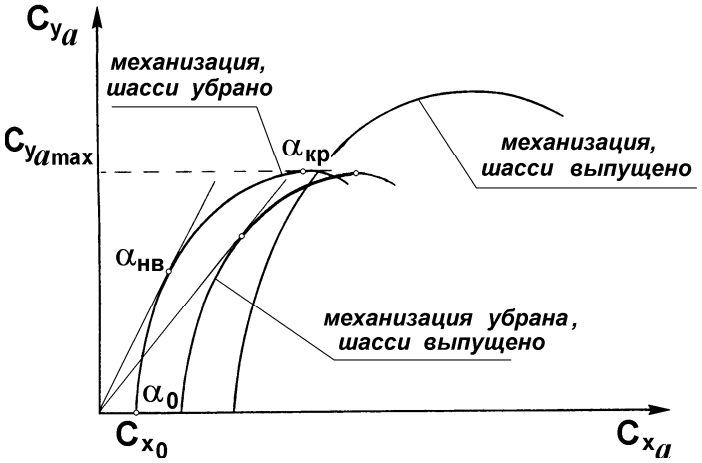

Рис. 5. Влияние на поляру самолета выпуска механизации и шасси

Касательная, проведенная к поляре из начала координат под наибольшим углом φ_{max}, позволяет определить максимальное качество $К_{max}$ и наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв}$. Используя поляру, можно построить график изменения качества в зависимости от угла атаки $К = f(\alpha)$, который показан на рис. 6.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

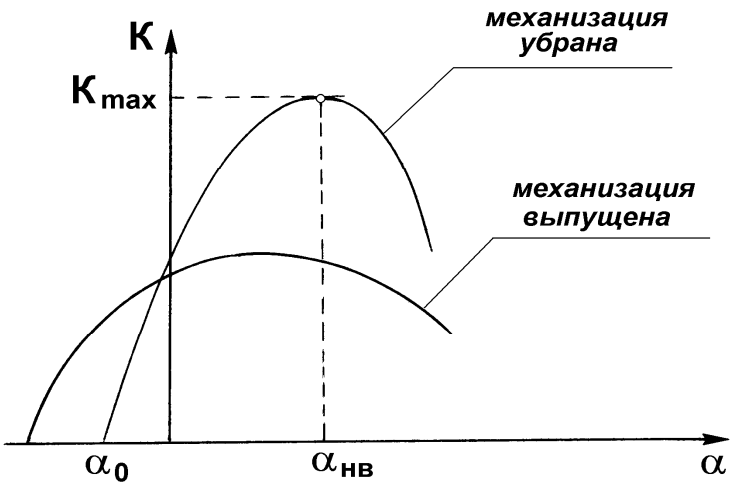

Рис. 6. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки и положения механизации

Результаты расчета качества К необходимо представить в седьмой строке табл. 2.1. На основании расчетов нужно построить поляры и зависимости К = $f(\alpha)$ для каждой конфигурации самолета.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Контрольные вопросы

Используя результаты расчетов и построенных графиков, дать обоснованные ответы на следующие вопросы:

1. Каким образом и почему выпуск механизации влияет на величины α_0, $\alpha_{нс}$, $\alpha_{кр}$, $\alpha_{нв}$, $c_{y_a \max}$?

2. Почему в диапазоне летных углов атаки коэффициент подъемной силы возрастает при увеличении угла атаки?

3. Почему рост коэффициента подъемной силы замедляется, а потом и прекращается на больших углах атаки?

4. Объяснить причины возрастания коэффициента лобового сопротивления при увеличении угла атаки.

5. Каким образом изменяется аэродинамическое качество с ростом угла атаки? Как на величину K_{max} влияет выпуск механизации и шасси?

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

3. ОСНОВНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАГИСТРАЛЬНЫХ ВС

3.1. Самолет типа Як-40

1. Максимальная взлетная масса – 17 200 кг.
2. Площадь крыла – 70 м^2.
3. Основные аэродинамические характеристики самолета.

Таблица 3.1

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{xu}	K_{max}
Пол.: 3–0, шу	+0,6	15	17,5	0,09	1,44	0,024	–	15,5
Взл.: 3–20, шв	–3,5	19	19	0,09	2,10	0,076	0,016	9,3
Пос.: 3–35, шв	–7,5	19	19	0,09	2,20	0,135	0,016	7,3

3.2. Самолет типа Як-42

1. Максимальная взлетная масса – 56 500 кг.
2. Площадь крыла – 150 м^2.
3. Основные аэродинамические характеристики самолета.

Таблица 3.2

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{xu}	K_{max}
Пол..: 3–0, П–0, шу	+1,5	16	17	0,089	1,30	0,022	–	15
Взл..: 3–20, П–20, шв	–2,0	21	24	0,092	2,38	0,060	0,011	10
Пос.: 3–45, П-20,шв	–6,0	20	23	0,093	2,67	0,150	0,011	7

3.3. Самолет типа Ту-134

1. Максимальная взлетная масса – 47 600 кг.
2. Площадь крыла – 115 м^2.
3. Основные аэродинамические характеристики самолета.

Таблица 3.3

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{xu}	K_{max}
Пол.: 3–0, шу	+0,8	15	19	0,094	1,35	0,021	–	16,5
Взл.: 3–10, шв	–1,4	13,5	17	0,092	1,53	0,045	0,012	12,5
Пос.: 3–30, шв	–7,0	12	15,5	0,094	1,9	0,12	0,012	8,6

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

3.4. Самолет типа Ту-154

1. Максимальная взлетная масса – 100 000 кг.
2. Площадь крыла – 201 м^2.
3. Основные аэродинамические характеристики самолета.

Таблица 3.4

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{x_u}	K_{max}
Пол.:3–0,П–0, шу	+2,7	12	21	0,095	1,35	0,023	–	15,5
Взл.: 3–28,П–28, шв	–3,6	10	18	0,096	1,92	0,132	0,015	7,0
Пос.: 3–45,П–28, шв	–6,6	7	18	0,096	2,15	0,238	0,015	5,6

3.5. Самолет типа Ту-204

1. Максимальная взлетная масса – 103 000 кг.
2. Площадь крыла – 169 м^2.
3. Основные аэродинамические характеристики самолета.

Таблица 3.5

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{x_u}	K_{max}
Пол.:3–0, П–0, шу	+15	10	21	0,104	1,34	0,021	–	18
Взл.:3–18, П–19, шв	–1,2	8	22	0,123	2,37	0,1	0,016	11,3
Пос.:3–37, П–23, шв	–3,1	6	22	0,180	2,97	0,146	0,016	8,8

3.6. Самолет типа Ил-62

1. Максимальная взлетная масса – 165 000 кг.
2. Площадь крыла – 254 м^2.
3. Основные аэродинамические характеристики самолета.

Таблица 3.6

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{x_u}	K_{max}
Пол.: 3–0, шу	+1,5	16	22	0,09	1,47	0,021	–	14,5
Взл.: 3–30, шв	–5,5	9	18	0,098	1,85	0,096	0,012	8,5
Пос: 3–30, шв	–5,5	9	18	0,098	1,85	0,096	0,012	8,5

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

3.7. Самолет типа Ил-86

1. Максимальная взлетная масса – 210 000 кг.

2. Площадь крыла – 330 м^2.

3. Основные аэродинамические характеристики самолета

Таблица 3.7

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{x_u}	K_{max}
Пол.: 3–0, П–0, шу	+2,0	16	23	0,085	1,25	0,021	-	17,5
Взл.: 3–30, П–25, шв	–2,0	15	22	0,123	2,15	0,1	0,015	8,4
Пос.: 3–40, П–35, шв	–4,0	13	19	0,12	2,4	0,154	0,015	6,4

3.8. Самолет типа Ил-96-300

1. Максимальная взлетная масса – 230 000 кг.

2. Площадь крыла – 350 м^2.

3. Основные аэродинамические характеристики самолета.

Таблица 3.8

Конфигурация	α_0	$\alpha_{нс}$	$\alpha_{кр}$	c_{ya}^{α}	$c_{ya\,max}$	c_{x_0}	Δc_{x_u}	K_{max}
Пол.:3–0, П–0, шу	+2,0	12	20	0,09	1,4	0,021	–	19
Взл.:3–25, П–5, шв	–1,8	9	22	0,09	2,34	0,123	0,013	12,5
Пос.:3–40, П–25, шв	–-3,2	8	20	0,09	2,55	0,171	0,013	9,2

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

Основная

1. Лигум, Т.И. Аэродинамика и динамика полета турбореактивных самолетов / Т.И. Лигум. – М. : Транспорт, 1979. – 319 с.

2. Николаев, Л.Ф. Основы аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов / Л.Ф. Николаев. – М. : Транспорт, 1997. – 232 с.

3. Стариков, Ю.Н. Аэродинамика и динамика полета: учеб. пособие / Ю.Н.Стариков. – Ульяновск : УВАУ ГА, 1997. – 141 с.

Дополнительная

4. Григорьев, Н.Г. Основы аэродинамики и динамики полета / Н.Г. Григорьев. – М. : Машиностроение, 1995. – 400 с.

5. Жуков, А.Я. Динамика полета транспортных летательных аппаратов / Под ред. А.Я. Жукова. – М.: Машиностроение, 1996. – 326 с.

6. Косачевский, С.Г. Аэродинамика и динамика полета самолета: метод. указания по выполнению домашних заданий / С.Г. Косачевский. – Ульяновск : УВАУ ГА, 1994. – 22 с.

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

Приложение

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ

УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)

КАФЕДРА ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

КОНТРОЛЬНАЯ РАБОТА

по учебной дисциплине «Основы аэродинамики и динамики полета»

на тему: «Расчет аэродинамических характеристик самолета с учетом влияния выпуска закрылков и шасси»

Выполнил: курсант группы _____

_____
(фамилия, инициалы)

Проверил: _____
(должность)

_____
(фамилия, инициалы)

Ульяновск 200__ г

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г

© НИЛ НОТ НИО УВАУ ГА(и), 2009г