

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

АВИАЦИОННЫЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра: «Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных судов»



Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т.

МЕТОДИЧЕСКИЕ УКАЗАНИЯ

для выполнения курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция ЛА» для студентов обучающихся по направлению образования 5620200 – «Управление воздушным движением»

ТАШКЕНТ-2015

УДК 629.735.33.01

Авторы: Султанов А.Х., Алиакбаров Д.Т.

Методические указания (Ташкентский Государственный технический университет). Ташкент, 2015. 31 с.

Настоящие методические указания предназначены для выполнения курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция ЛА» для студентов, обучающихся по направлению образования 5620200 – «Управление воздушным движением».

В работе представлен алгоритм расчета аэродинамических характеристик самолетов транспортной категории с большой дозвуковой скоростью полета.

В процессе курсовой работы для сокращения трудоемкости работы расчет аэродинамических характеристик самолета необходимо выполнять на ЭВМ. Для этого на кафедре разработаны компьютерные программы для расчета аэродинамических характеристик: «AERO-TS» и «AERO-LS».

Рецензенты:

Доцент кафедры «Авиастроение и ТЭВС», АФ, к.т.н. Абдуллаев М.Х.

Доцент кафедры «Гидравлика и гидроэнергетика», ЭФ, к.т.н. Низомов О.Х.

Утвержден на заседании кафедры «Авиастроение и техническая эксплуатация воздушных судов», протокол № 29 от «16» 06 2015г.

Одобрено и рекомендовано к внутри вузовскому изданию Научно-методическим Советом ТГТУ, протокол № _____ от «_____» _____ 2015 г.

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Введение	4
Оформление курсовой работы	4
Задание на курсовую работу	5
Алгоритм расчета аэродинамических характеристик самолетов с большой дозвуковой скоростью полета	6
Исходные данные	6
1. Коэффициент сопротивления крыла	7
2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа	10
3. Коэффициент сопротивления ГО	11
4. Коэффициент сопротивления ВО	14
5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей	16
6. Коэффициент сопротивления самолета в целом	17
<i>Список рекомендованной литературы</i>	19
<i>Критерии оценки по курсовой работе</i>	20
<i>Варианты заданий</i>	21
<i>Приложение 1</i>	22
<i>Приложение 2</i>	23
<i>Приложение 3</i>	24
<i>Приложение 4</i>	25
<i>Приложение 5</i>	26

ВВЕДЕНИЕ

Курс «Аэродинамика и конструкция ЛА» является одной из основных дисциплин направления образования 5620200 – «Управление воздушным движением».

Цель и назначение курсовой работы – закрепление и расширение знаний студентов по разделу «Аэродинамика ЛА» и приобретение практических навыков определения аэродинамических и летных характеристик самолета.

Методические указания предназначены расчету аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов с реактивными двигателями.

В курсовой работе рассчитываются и строятся поляры самолета. Расчет ведется по скоростной системе координат $Ox_a Y_a Z_a$, т. е. определяются поляры самолета первого рода.

ОФОРМЛЕНИЕ КУРСОВОЙ РАБОТЫ

Для выполнения курсовой работы выдается каждому студенту вариант задания с исходными данными самолета.

В исходные данные входят:

- геометрические характеристики самолета (все недостающие геометрические данные, требующие в процессе выполнения работы, необходимо получать из рисунка самолета (три проекции, вычерченные в масштабе на листе формата А3, там же указываются основные данные самолета, заданные в задании);

- аэродинамические характеристики;

- вес самолета;

- тип двигателей и его характеристики.

Записка, чертеж, графики должны соответствовать нормам ЕСКД.

Если чертеж выполняется в AutoCAD, то записка должна быть выполнена по программе Word (шрифт Times New Roman, 14).

Содержание курсовой работы:

- чертеж на листе формата А3 с исходными данными для расчета.

Рекомендуемые масштабы: 1:100, 1:200, 1:250, 1:400.

- записка 20-25 листов, выполненная на стандартных листах писчей бумаги формата А4 (210^x297);

- графики, выполненные на миллиметровой бумаге формата А4 (210^x297) черным карандашом.

При выполнении графиков, как и чертежа, используются исключительно стандартные масштабы уменьшения: 1:2, 1:2,5, 1:4, 1:5, 1:10, 1:20, 1:25, 1:40, 1:50, 1:100, 1:200, 1:250, 1:400, 1:500, 1:1000;

и увеличения: 2:1, 2,5:1, 4:1, 5:1, 10:1, 20:1 и т. д.

Множественно повторяющиеся расчеты и их результаты представляются в пояснительной записке в форме таблиц. Все записи производятся на одной стороне листа, кривые вычерчиваются с помощью лекал.

Пояснительная записка должна содержать:

1. Содержание задания (перечень вопросов, которые должны быть решены в курсовой работе).

2. Перечень всех исходных данных варианта задания, использованных при выполнении курсовой работы, включая данные, полученные путем расчета или из чертежа.

3. Пояснительный текст с расчетными формулами, приведенными к рабочему виду, таблицами и заголовками, соответствующими содержанию работы.

4. Промежуточные графики и построения, необходимые для проведения последующих расчетов, и итоговые графики, построенные по данным расчета

5. Перечень использованной литературы с соответствующими ссылками на нее (в пояснительной записке).

Объяснительная записка должна пояснять производимые расчеты, а не быть по содержанию простым переписыванием методических указаний к выполнению курсовых работ (особенно теоретических положений, включенных в них).

Пояснительная записка аккуратно брошюруется, при этом графики размещаются с принятым порядком изложения, а не в виде приложения.

Курсовая работа должна выполняться в течение всего семестра, под контролем преподавателя, а не приноситься в конце семестра в готовом виде.

Консультации и работа над курсовой работой в течение всего семестра добавляются баллы.

ЗАДАНИЕ НА КУРСОВУЮ РАБОТУ

В качестве темы работы может быть выбран самолёт (пассажирский, грузовой, грузовые модификации пассажирских самолетов). Возможные варианты предлагаемых самолётов представлены в таблице 2.

Исходные данные для курсовой работы студенты получают в соответствии с вариантом задания из таблицы статистики самолетов (приложение 5). В исходных данных задаются технические, геометрические и летно-технические характеристики самолетов.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С БОЛЬШОЙ ДОЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА ($M=0,78...0,92$).

Исходные данные:

1. Схема самолета в 3-х проекциях;
2. Максимальная крейсерская скорость самолета: $V_{кр.мах.}$, км/ч;

3. Крейсерская (расчетная) скорость: $V_{кр.}$, км/ч:

$$V_{кр.} = (0,93...0,94) \cdot V_{кр.мах.}$$

4. Расчетная высота крейсерского полета: H_p , км:

$$(Задается в ТЗ, $H_p = (9...14)$ км).$$

5. Взлетная масса самолета: m_0 , кг;
6. Площадь крыла: $S_{кр.}$, м²;
7. Размах крыла: $L_{кр.}$, м;
8. Относительная толщина профиля в корневом сечении крыла \bar{c}_0 ;
9. Относительная толщина профиля в концевом сечении крыла $\bar{c}_{кц}$;
10. Длина фюзеляжа: $L_{ф.}$, м;
11. Эквивалентный диаметр фюзеляжа: $d_{ф.}$, м;
12. Удлинение фюзеляжа: $\lambda_{ф.}$;
13. Площадь ГО: $S_{го.}$, м²;
14. Размах ГО: $L_{го.}$, м;
15. Относительная толщина профиля ГО: $\bar{c}_{ого.}$;
16. Площадь ВО: $S_{во.}$, м²;
17. Высота ВО: $h_{во.}$, м;
18. Относительная толщина профиля ВО: $\bar{c}_{ово.}$;
19. Кинематический коэффициент вязкости на H_p : ν_H , м²/сек:

$$\nu_H = \frac{1,712 \cdot 10^{-6} \cdot (1 + 0,0008 \cdot t_H)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,0003665 \cdot t_H}}{\rho_H}$$

20. Скорость звука на расчетной высоте: a_H , км/ч:

$$a_H = 1225 \cdot \sqrt{1 - 0,02257 \cdot H_p} \text{ до } H_p = 11 \text{ км}$$

при $H_p > 11 \text{ км}$, $a_H = 1062 \text{ км/ч} = 295 \text{ м/с} = \text{const.}$;

21. Число Маха – M , соответствующее крейсерской скорости полета на расчетной высоте:

$$M = V_{кр} / a_H$$

22. Температура воздуха на расчетной высоте: t_H , °С:

$$t_H = 15,16 - 6,5 \cdot H_p$$

при $H_p \geq 11 \text{ км}$, $t_H = -56,5^\circ \text{С}$;

23. Плотность воздуха на расчетной высоте: ρ_H , кг/м³:

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553}$$

1. Коэффициент сопротивления крыла.

$$C_{xкр} = C_{x0} + C_{xi}$$

C_{x0} – коэффициент вредного лобового сопротивления:

$$C_{x0} = C_{xp} + C_{xв}$$

C_{xp} – коэффициент профильного сопротивления:

$$C_{xp} = 2 \cdot C_f \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{cp}) \cdot [1 + \bar{c}_{cp}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{ом} + 0,001 \cdot \bar{I}_{ш}$$

\bar{c}_{cp} – средняя относительная толщина крыла:

$$\bar{c}_{cp} = \frac{\bar{c}_0 \cdot \eta + \bar{c}_{кц}}{\eta + 1}$$

C_f – коэффициент трения крыла:

$$C_f = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{кр})^{2,58}} \cdot \left(1 - \bar{x}_п + \frac{40}{Re_{кр}^{3/8}} \cdot \bar{x}_п^{5/8}\right)^{4/5}$$

$Re_{кр}$ – число Рейнольдса для крыла:

$$\text{Re}_{\text{кр}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{ср}}}{\nu_{\text{н}}}$$

$b_{\text{ср}}$ - средняя геометрическая хорда крыла:

$$b_{\text{ср}} = \frac{b_0 + b_{\text{кц}}}{2}$$

$\bar{x}_{\text{п}}$ – относительная координата на хорде профиля точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный:

$$\bar{x}_{\text{п}} \approx \bar{b}_{\text{пр}} \approx 0,2;$$

$\bar{b}_{\text{пр}}$ – относительная хорда предкрылка;

$\bar{S}_{\text{ом}}$ – относительная омываемая поверхность крыла:

$$\bar{S}_{\text{ом}} = 1 - k_{\text{инт}} \cdot \bar{S}_{\text{пф}}$$

$k_{\text{инт}}$ – коэффициент интерференции;

$$k_{\text{инт}} = 0,5 \text{ – схема низкоплан;}$$

$$k_{\text{инт}} = 0,8 \text{ – схема среднеплан;}$$

$$k_{\text{инт}} = 0,9 \text{ – схема высокоплан;}$$

$\bar{S}_{\text{пф}}$ – относительная подфюзеляжная площадь крыла:

$$\bar{S}_{\text{пф}} = S_{\text{пф}} / S_{\text{кр}}$$

$S_{\text{пф}}$ – площадь подфюзеляжной части крыла:

$$S_{\text{пф}} \approx b_0 \cdot d_{\text{ф}}$$

$\bar{I}_{\text{ш}}$ – относительный размах щелей образуемых предкрылками, закрылками, элеронами:

$$\bar{I}_{\text{ш}} \approx 0,8$$

$C_{\text{хв}}$ – коэффициент волнового сопротивления:

если $M > M'_{\text{крит}}$:

$$C_{\text{хв}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda \cdot (\bar{c}_{\text{ср}})^2 \cdot \cos^2 \chi_{\text{с}}}{2 + \lambda \cdot (\bar{c}_{\text{ср}})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{\text{с}}} \cdot \left(\frac{M - M'_{\text{кр}}}{M_{\text{с max}} - M'_{\text{кр}}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{\text{кр}}}{M_{\text{с max}} - M'_{\text{кр}}} \right)$$

если $M < M'_{\text{крит}}$:

$$C_{\text{хв}} = 0$$

$M'_{\text{крит}}$ – критическое число Маха для крыла при $C_y = 0$:

$$M'_{\text{крит}} = \frac{k_c}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot (\bar{c}_{\text{cp}})^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_c} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot (\bar{c}_{\text{cp}})^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_c} \right]$$

χ_c – стреловидность по максимальной толщине профиля крыла:

$$\chi_c \text{ по } (0,30 \cdot b), \quad \chi_c \approx 0,9 \dots 0,94 \cdot \chi_{n/k} \text{ или } \chi_c \cong \chi_{1/4}.$$

k_c – коэффициент, учитывающий использование суперкритических профилей:

используются суперкритический профиль - $k_c \approx (1,06 \dots 1,08)$;

используется обычный профиль $k_c = 1$.

ε – показатель адиабаты воздуха:

$$\varepsilon = 1,4$$

$M_{\text{сmax}}$ – число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления – $C_{\text{хвmax}}$:

$$M_{\text{сmax}} = \frac{1}{\cos \chi_c} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{(\bar{c}_{\text{cp}})^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_c} \cdot \left(2 - \lambda_{\text{кр}} \cdot (\bar{c}_{\text{cp}})^{2/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_c \right) \right]$$

C_{xi} – коэффициент индуктивного сопротивления:

если $M > M'_{\text{крит}}$:

$$C_{\text{xi}} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф.сж}}}$$

если $M < M'_{\text{крит}}$:

$$C_{\text{xi}} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda_{\text{эф.несж}}}$$

C_y – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$\lambda_{\text{эф.сж}}$ – эффективное удлинение в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{\text{эф.сж}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж}}}{1 + \delta_{\text{сж}}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несж}} = \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{1 + \delta_{\text{несж}}}$$

$\lambda'_{\text{кр}}$ – удлинение крыла с учетом концевых крылышек Уиткомба:

$$\lambda'_{\text{кр}} = \frac{(l'_{\text{кр}})^2}{S_{\text{кр}} + 2 \cdot S_{\text{кк}}}$$

$l'_{\text{кр}}$ – размах крыла с учетом концевых крылышек, м:

$$l'_{\text{кр}} \approx l_{\text{кр}} + 1,6 \cdot b_{\text{кц}}$$

$S_{\text{кк}}$ – площадь концевого крылышка, м²:

$$S_{\text{кк}} = b_{\text{кц}} \cdot 0,5 \cdot b_{\text{кц}} = 0,5 \cdot b_{\text{кц}}^2$$

$\delta_{\text{несж}}$ – коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность крыла:

$$\delta_{\text{несж}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda'_{\text{кр}}}{\cos \chi} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{\text{кр}}} + \frac{20}{\eta_{\text{кр}}^2} - \frac{8}{\eta_{\text{кр}}^3} \right)$$

$\delta_{\text{сж}}$ – коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{\text{сж}} = \begin{cases} \lambda'_{\text{кр}} \cdot (\bar{c}_{\text{ср}})^{1/3} \cdot (M - M''_{\text{крит}})^3 & \text{при } 1 > M > M''_{\text{крит}} \\ 0 & \text{при } M \leq M''_{\text{крит}} \end{cases}$$

$M''_{\text{крит}}$ – критическое число Маха второго рода:

$$M''_{\text{крит}} = M'_{\text{крит}} - C_y^{3/2} \cdot (\bar{c}_{\text{ср}})^{1/2}$$

2. Коэффициент сопротивления фюзеляжа.

$$C_{\text{хф}} = C_{\text{фф}} \cdot \eta_{\text{с}} \cdot \eta_{\text{м}} \cdot S_{\text{ом.ф}} / S_{\text{м.ф}} + \Delta C_{\text{хфи}} + \Delta C_{\text{хф.д}}$$

$S_{\text{ом.ф}}$ - площадь омываемой поверхности фюзеляжа:

$$S_{\text{ом.ф}} = 2,85 \cdot l_{\text{ф}} \cdot \sqrt{S_{\text{м.ф}}}$$

$S_{\text{м.ф}}$ – площадь миделя фюзеляжа:

$$S_{\text{м.ф}} = \frac{\pi \cdot d_{\text{ф}}^2}{4}$$

$C_{f\phi}$ – коэффициент трения для фюзеляжа:

$$C_{f\phi} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\phi})^{2,58}}$$

Re_{ϕ} – число Рейнольдса для фюзеляжа:

$$Re_{\phi} = \frac{V_{кр} \cdot l_{\phi}}{v_H}$$

η_c – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\phi}$$

η_M – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_M = 1,33 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр}$$

$\Delta C_{x\phi i}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\phi}^{2/3} / S_{м.ф}$$

V_{ϕ} – объем фюзеляжа по внешнему контуру, м³:

$$V_{\phi}^T = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} \cdot l_{\phi}$$

$k_{\phi} = 0,75 \dots 0,8$ – коэффициент формы фюзеляжа;

$\Delta C_{x\phi,д}$ – дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x\phi,д} = 0,0104 / S_{м.ф}$$

3. Коэффициент сопротивления ГО.

$$C_{xго} = C_{x0го} + C_{xiго}$$

$C_{x0го}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО:

$$C_{x0го} = C_{xрго} + C_{xвго}$$

$C_{xрго}$ – коэффициент профильного сопротивления ГО:

$$C_{xрго} = 2 \cdot C_{fго} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{срго}) \cdot [1 + \bar{c}_{срго} (5M - 3)] \cdot \bar{S}_{омго} + 0,001 \cdot \bar{I}_{ш}$$

$\bar{c}_{срго}$ – средняя относительная толщина ГО:

$$\bar{c}_{\text{срго}} = \frac{\bar{c}_{0\text{го}} \cdot \eta_{\text{го}} + \bar{c}_{\text{кцго}}}{\eta_{\text{го}} + 1}$$

$\bar{S}_{\text{омго}}$ – относительная омываемая поверхность ГО:

$$\bar{S}_{\text{омго}} = 1 - k_{\text{инт}} \cdot \bar{S}_{\text{пфго}}$$

$k_{\text{инт}}$ – коэффициент интерференции:

$k_{\text{инт}} = 0,8$ – нормальная схема оперения;

$k_{\text{инт}} = 0$ – Т-образная и крестообразная схемы оперения;

$\bar{S}_{\text{пфго}}$ – относительная подфюзеляжная площадь ГО:

$$\bar{S}_{\text{пфго}} = S_{\text{пфго}} / S_{\text{го}}$$

$S_{\text{пфго}}$ – площадь подфюзеляжной части ГО, определяется по чертежу вид сверху;

$\bar{I}_{\text{ш}}$ – относительный размах щелей образуемых рулем высоты:

$$\bar{I}_{\text{ш}} \approx 0,8$$

$C_{f\text{го}}$ – коэффициент трения ГО:

$$C_{f\text{го}} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\text{го}})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{\text{го}}^{3/8}} \right)^{4/5}$$

$Re_{\text{го}}$ – число Рейнольдса для ГО:

$$Re_{\text{го}} = \frac{V_{\text{кр}} \cdot b_{\text{срго}}}{\nu_{\text{н}}}$$

$b_{\text{срго}}$ - средняя геометрическая хорда ГО:

$$b_{\text{срго}} = \frac{b_0^{\text{го}} + b_{\text{кц}}^{\text{го}}}{2}$$

$C_{\text{хвго}}$ – коэффициент волнового сопротивления ГО:

если $M > M'_{\text{го}}$:

$$C_{\text{хвго}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{\text{го}} \cdot (\bar{c}_{\text{срго}})^2 \cdot \cos^2 \chi_{\text{го}}}{2 + \lambda_{\text{го}} \cdot (\bar{c}_{\text{срго}})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{\text{го}}} \cdot \left(\frac{M - M'_{\text{го}}}{M_{\text{сmaxго}} - M'_{\text{го}}} \right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{\text{го}}}{M_{\text{сmaxго}} - M'_{\text{го}}} \right)$$

если $M < M'_{ГО}$:

$$C_{хвГО} = 0$$

$M'_{ГО}$ – критическое число Маха для ГО при $C_y = 0$:

$$M'_{ГО} = \frac{k_c}{\cos \chi_{ГО}} \cdot \left[1 + \frac{(\varepsilon + 1)^{4/3} \cdot (\bar{c}_{срго})^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{ГО}} - \frac{(\varepsilon + 1)^{2/3} \cdot (\bar{c}_{срго})^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{ГО}} \right]$$

k_c – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

ε – показатель адиабаты воздуха:

$$\varepsilon = 1,4$$

$M_{смагго}$ – число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления – $C_{хвmax}$:

$$M_{смагго} = \frac{1}{\cos \chi_{ГО}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{(\bar{c}_{срго})^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{ГО}} \cdot \left(2 - \lambda_{ГО} \cdot (\bar{c}_{срго})^{1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{ГО} \right) \right]$$

$C_{yГО}$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы;

$C_{xiГО}$ – коэффициент индуктивного сопротивления ГО:

если $M > M'_{ГО}$:

$$C_{xiГО} = \frac{C_{yГО}^2}{\lambda_{эф.сж.го}}$$

если $M < M'_{ГО}$:

$$C_{xiГО} = \frac{C_{yГО}^2}{\lambda_{эф.несж.го}}$$

$C_{yГО}$ – коэффициент аэродинамической уравновешивающей силы ГО:

$$C_{yГО} = 0,03 \cdot C_y$$

$\lambda_{эф.сж.го}$ – эффективное удлинение для ГО в сжимаемом (сверхзвуковом) потоке:

$$\lambda_{\text{эф.сж.го}} = \frac{\lambda_{\text{эф.несж.го}}}{1 + \delta_{\text{сж.го}}}$$

$$\lambda_{\text{эф.несжго}} = \frac{\lambda_{\text{го}}}{1 + \delta_{\text{несжго}}}$$

$\delta_{\text{несжго}}$ – коэффициент, учитывающий сужение и стреловидность ГО:

$$\delta_{\text{несжго}} = 0,02 \cdot \frac{\lambda_{\text{го}}}{\cos \chi_{\text{го}}} \cdot \left(3,1 - \frac{14}{\eta_{\text{го}}} + \frac{20}{\eta_{\text{го}}^2} - \frac{8}{\eta_{\text{го}}^3} \right)$$

$\delta_{\text{сжго}}$ – коэффициент, учитывающий сжимаемость потока:

$$\delta_{\text{сжго}} = \begin{cases} \lambda_{\text{го}} \cdot (\bar{c}_{\text{срго}})^{1/3} \cdot (M - M''_{\text{го}})^3 & \text{при } 1 > M > M''_{\text{го}} \\ 0 & \text{при } M \leq M''_{\text{го}} \end{cases}$$

$M''_{\text{кр}}$ – критическое число Маха второго рода для ГО:

$$M''_{\text{го}} = M'_{\text{го}} - C_{\text{уго}}^{3/2} \cdot (\bar{c}_{\text{срго}})^{1/2}$$

4. Коэффициент сопротивления ВО.

$$C_{\text{хво}} = C_{\text{х0во}} = C_{\text{хрво}} + C_{\text{хвво}}$$

$C_{\text{х0во}}$ – коэффициент вредного лобового сопротивления ГО.

$C_{\text{хрво}}$ – коэффициент профильного сопротивления ВО:

$$C_{\text{хрво}} = 2 \cdot C_{\text{фво}} \cdot (1 + 3 \cdot \bar{c}_{\text{срво}}) \cdot [1 + \bar{c}_{\text{срво}}(5M - 3)] \cdot \bar{S}_{\text{омво}} + 0,001 \bar{I}_{\text{ш}}$$

$\bar{c}_{\text{срво}}$ – средняя относительная толщина ВО:

$$\bar{c}_{\text{срво}} = \frac{\bar{c}_{\text{0во}} \cdot \eta_{\text{во}} + \bar{c}_{\text{кцво}}}{\eta_{\text{во}} + 1}$$

$\bar{S}_{\text{омво}}$ – относительная омываемая поверхность ВО:

$$\bar{S}_{\text{омво}} = 1$$

$\bar{I}_{\text{ш}}$ – относительный размах щелей образуемых рулем направления:

$$\bar{I}_{\text{ш}} \approx 0,8$$

$C_{\text{фво}}$ – коэффициент трения ВО:

$$C_{f_{BO}} = \frac{0,455}{(1+0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{BO})^{2,58}} \cdot \left(0,95 + \frac{6,1506}{Re_{BO}^{3/8}}\right)^{4/5}$$

Re_{BO} – число Рейнольдса для ВО:

$$Re_{BO} = \frac{V_{кр} \cdot b_{ср.ВО}}{v_H}$$

$b_{ср.ВО}$ - средняя геометрическая хорда ВО:

$$b_{ср.ВО} = \frac{b_0^{BO} + b_{кц}^{BO}}{2}$$

C_{XBVO} – коэффициент волнового сопротивления ВО:

если $M > M'_{BO}$:

$$C_{XBVO} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda_{BO} \cdot (\bar{c}_{срВО})^2 \cdot \cos^2 \chi_{BO}}{2 + \lambda_{BO} \cdot (\bar{c}_{срВО})^{1/3} \cdot \cos^{5/3} \chi_{BO}} \cdot \left(\frac{M - M'_{BO}}{M_{сmaxBO} - M'_{BO}}\right)^3 \cdot \left(4 - 3 \cdot \frac{M - M'_{BO}}{M_{сmaxBO} - M'_{BO}}\right)$$

если $M < M'_{BO}$:

$$C_{XBVO} = 0$$

M'_{BO} – критическое число Маха для ВО при $C_y = 0$:

$$M'_{BO} = \frac{k_c}{\cos \chi_{BO}} \cdot \left[1 + \frac{(\varkappa + 1)^{4/3} \cdot (\bar{c}_{срВО})^{4/3}}{2 \cdot \cos^{2/3} \chi_{BO}} - \frac{(\varkappa + 1)^{2/3} \cdot (\bar{c}_{срВО})^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_{BO}} \right]$$

k_c – коэффициент учитывающий использование суперкритических профилей:

- используется обычный профиль $k_c = 1$.

\varkappa – показатель адиабаты воздуха:

$$\varkappa = 1,4$$

$M_{сmaxBO}$ – число M соответствующее максимальному значению волнового сопротивления – C_{XBmax} :

$$M_{сmaxBO} = \frac{1}{\cos \chi_{BO}} \cdot \left[1 + 0,4 \cdot \frac{(\bar{c}_{срВО})^{3/2}}{\cos^{2/3} \chi_{BO}} \cdot \left(2 - \lambda_{BO} \cdot (\bar{c}_{срВО})^{1/3} \cdot \cos^{2/3} \chi_{BO} \right) \right]$$

5. Коэффициент сопротивления гондол двигателей.

$$C_{x\Gamma} = n_{дв} \cdot (C_{fr} \cdot \eta_c \cdot \eta_m \cdot S_{ом.Г} / S_{м.Г} + \Delta C_{x\Gamma i} + \Delta C_{x\Gamma д})$$

$S_{ом.Г}$ - площадь омываемой поверхности гондолы:

$$S_{ом.Г} = 2,85 \cdot l_{\Gamma} \cdot \sqrt{S_{м.Г}}$$

$S_{м.Г}$ – площадь миделя гондолы:

$$S_{м.Г} = \frac{\pi \cdot d_{\Gamma.э}^2}{4}$$

l_{Γ} - длина гондолы;

$d_{\Gamma.э}$ - эквивалентный диаметр гондолы;

C_{fr} – коэффициент трения для гондолы:

$$C_{fr} = \frac{0,455}{(1 + 0,1 \cdot M^2)^{2/3} \cdot (\lg Re_{\Gamma})^{2,58}}$$

Re_{Γ} – число Рейнольдса для гондолы двигателя:

$$Re_{\Gamma} = \frac{V_{кр} \cdot l_{\Gamma}}{v_{н}}$$

η_c – коэффициент, учитывающий удлинение:

$$\eta_c = 1,28 - 0,02 \cdot \lambda_{\Gamma}$$

λ_{Γ} - удлинение гондолы: $\lambda_{\Gamma} = l_{\Gamma} / d_{\Gamma.э}$;

η_m – коэффициент, учитывающий крейсерскую скорость:

$$\eta_m = 1,33 + 0,98 \cdot 10^{-6} \cdot V_{кр}^2 - 0,721 \cdot 10^{-3} \cdot V_{кр}$$

$\Delta C_{x\Gamma i}$ – дополнительное индуктивное сопротивление:

$$\Delta C_{x\Gamma i} = 4 \cdot 10^{-4} \cdot V_{\Gamma}^{2/3} / S_{м.Г}$$

V_{Γ} – объем гондолы, м³:

$$V_{\Gamma} = k_{\Gamma} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\Gamma.э}^2}{4} \cdot l_{\Gamma};$$

$k_{\Gamma} = 0,75 \dots 0,8$ – коэффициент формы гондолы;

$\Delta C_{x\Gamma д}$ – дополнительное донное сопротивление:

$$\Delta C_{x\Gamma д} = 0,0104 / S_{м.Г}$$

6. Коэффициент сопротивления самолета в целом.

$$C_{xc} = \sum C_{xi} + \sum C_{xв} + \sum C_{xp}$$

C_{xc} – коэффициент сопротивления самолета в целом.

$\sum C_{xi}$ – суммарное индуктивное сопротивление:

$$\sum C_{xi} = C_{xiкр} + C_{xiго} \cdot S_{го} / S_{кр}$$

$\sum C_{xв}$ – суммарное волновое сопротивление:

$$\sum C_{xв} = C_{xвкр} + (C_{xвго} \cdot S_{го} + C_{xвво} \cdot S_{во}) / S_{кр}$$

$\sum C_{xp}$ – суммарное профильное сопротивление:

$$\sum C_{xp} = C_{xpкр} + (C_{xpго} \cdot S_{го} + C_{xpво} \cdot S_{во} + C_{xpф} \cdot S_{м.ф} + C_{xpг} \cdot S_{м.г}) / S_{кр}$$

Вычисления удобно вести в таблицу

Таблица 1

C_y	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	...	$C_{y.max}$
C_y^2								
$\sum C_{xi}$								
$C_{x.c}$								
K								

На рисунке 1 представлена зависимость коэффициента подъемной силы C_y от коэффициента сопротивления самолета C_{xc} , т.е. поляра самолета для крейсерского режима полета.

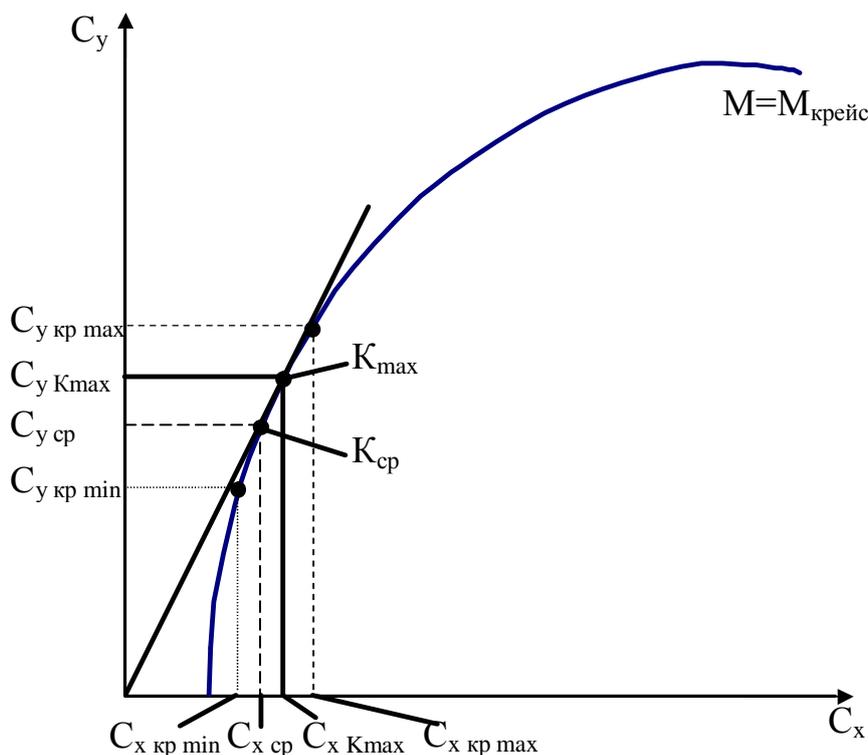


Рис. 1. Поляра самолета для крейсерского режима полета.

На поляре можно определить следующие характерные параметры:

$C_{y\text{кр max}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующей начальной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y\text{кр max}} = \frac{2 \cdot 0,95 \cdot m_0}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} ;$$

$C_{y\text{кр min}}$ – минимальное значение коэффициента подъемной силы, соответствующей конечной точке крейсерского участка полета:

$$C_{y\text{кр min}} = \frac{2 \cdot 1,05 \cdot m_{\text{пос}}}{\rho_H \cdot V_{\text{кр}}^2 \cdot S_{\text{кр}}} ;$$

где: $m_{\text{пос}} = (m_0 - m_{\text{т.р}})$ - посадочная масса самолета;

$m_{\text{т.р}}$ - масса топлива, расходуемого для полета на расчетную дальность.

$C_{y\text{Kmax}}$ - коэффициент подъемной силы, соответствующий максимальному аэродинамическому качеству самолета – K_{max} (соответствует значению в точке касательной к поляре);

$C_{y\text{cp}}$ – среднее значение коэффициента подъемной силы, соответствующий крейсерскому режиму полета;

$$C_{y\text{cp}} \approx 0,5 \cdot (C_{y\text{кр max}} + C_{y\text{кр min}})$$

$C_{x\text{кр max}}$, $C_{x\text{Kmax}}$, $C_{x\text{cp}}$, $C_{x\text{кр min}}$ – соответственно, значения коэффициентов сопротивления самолета, соответствующих крейсерскому режиму полета: в начальной точке, в точке максимального аэродинамического качества, в точке $C_{y\text{cp}}$ и для конечной точки крейсерского участка полета.

$$K_{\text{max}} = \left(\frac{C_y}{C_x} \right)_{\text{max}} = \frac{C_{y\text{Kmax}}}{C_{x\text{Kmax}}} - \text{максимальное значение аэродинамическое}$$

качество самолета.

$$K_{\text{cp}} = \left(\frac{C_{y\text{cp}}}{C_{x\text{cp}}} \right) - \text{среднее значение аэродинамического качества самолета при}$$

полете на расчетную дальность.

СПИСОК РЕКОМЕНДОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Основы аэродинамики и динамики полета. Учебное пособие. Рига, 2010 г. – 105 с.
2. Николаев Л.Ф. «Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов». М.:Транспорт, 1990. – 392 с.
3. «Аэродинамика самолета» под ред. Г. А. Колесникова. М.:Машиностроение, 1993. – 544 с.

КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ
курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов».

Балл	
86-100	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • курсовая работа полностью соответствует заданию; • выполненные разделы отчета достаточно полностью обоснованы; • выполненные чертежи полностью соответствуют требованиям; • отчет выполнен в соответствии с правилами грамматики и орфографии; • использована литература, относящаяся к выполнению курсовой работы; • выводы полностью обоснованы. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • в процессе защиты полностью и подробно изложено содержание курсовой работы; • ответил(а) на вопросы четко, ясно и подробно; • продемонстрировал высокий уровень интеллектуальных способностей.
71-85	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • курсовая работа соответствует заданию; • актуальность обоснована; • выполненные чертежи полностью соответствуют требованиям; • отчет выполнен в соответствии с правилами грамматики и орфографии; • выводы в основном обоснованы полностью. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • в процессе защиты, в основном, в полном объеме изложена цель курсовой работы; • ответил(а) на вопросы в целом подробно; • достаточный уровень интеллектуальных способностей.
55-70	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • курсовая работа практически соответствует заданию; • актуальность темы полностью обоснована; • удовлетворительно обоснованы разделы отчета; • в основном отчет выполнен полностью; • удовлетворительно выполнены чертежи; • удовлетворительно обоснованы выводы. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • в защите удовлетворительно изложена цель курсовой работы; • удовлетворительно ответил(а) на вопросы; • удовлетворительный уровень интеллектуальных знаний.
0-54	<p>1. Качество выполнения расчетно-пояснительной записки и чертежей курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • актуальность темы работы обосновано недостаточно; • недостаточно обоснованы разделы отчёта; • чертежи не соответствуют требованиям; • выводы не обоснованы. <p>2. Качество защиты курсовой работы:</p> <ul style="list-style-type: none"> • содержание и качество защиты курсовой работы неудовлетворительны; • неудовлетворительно ответил(а) на вопросы; • степень готовности к защите неудовлетворительно.

Варианты заданий

№	Название самолетов	№	Название самолетов
Пассажирские самолеты			
1	A300-600B	20	B767-200ER
2	A310-200	21	B767-300
3	A310-300	22	B767-300ER
4	A320-200	23	B777-200
5	A321	24	B777-300
6	A330-300	25	B787
7	A340-200	26	MD-81
8	A340-300	27	MD-87
9	A350-800	28	MD-11
10	A380-800	29	DC-10-30B
11	B737-200	30	L-1011-500
12	B737-300	31	L-100-20Hercules
13	B737-400	32	L-100-30Hercules
14	B737-500	33	Ил-86
15	B747-300	34	Ил-96-300
16	B747-400	35	Ил-96М
17	B747-8	36	Ту-204
18	B757-200B	37	Ту-214
19	B767-200	38	Ту-334
Грузовые модификации пассажирских самолетов			
39	A300-600C	47	B747-400F
40	A300-600F	48	B757-200F
41	A300-600ST Beluga	49	B757-200PF
42	A310-200F	50	B767-300F
43	A310-300C	51	MD-11F
44	A310-300F	52	DC-10-30F
45	A380-800F	53	Ил-96Т
46	B737-700C		
Военно-транспортные самолеты			
54	MD-17A	59	Ил-76МФ
55	C-5B	60	Ил-76-90
56	C-141B	61	АН-26Б
57	Ил-76Т	62	АН-70Т
58	Ил-76ТД	63	АН-124-100

*МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН*

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

АВИАЦИОННЫЙ ФАКУЛЬТЕТ

*Кафедра: Авиастроение и техническая эксплуатация
воздушных судов*

КУРСОВАЯ РАБОТА

*по дисциплине «Аэродинамика и конструкция летательных
аппаратов»*

Выполнил:

Принял:

Ташкент-20__

" ____ " _____ 20__ г.

Курсовая работа

по курсу: Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов

Группа: _____ Студент: _____ Руководитель: _____

Задание

1. Тема: «Расчёт аэродинамических характеристик пассажирского (грузового) самолёта

2. Исходные данные: 1. Общий вид самолета

2. Летно-технические и геометрические характеристики самолета

3. Руководящие материалы: _____

Житомирский Г. И. "Конструкция самолетов" М.: Машиностроение, 1991.

Мхитарян А.М. Аэродинамика. Москва: Машиностроение, 1986 г.

Алиакбаров Д.Т. «Расчет аэродинамических характеристик дозвуковых самолетов».

Методические указания по выполнению курсовой работы по дисциплине «Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов» Ташкент, 2015 г

4. Содержание графической части: 1 чертеж: Общий вид самолета (формат А3).

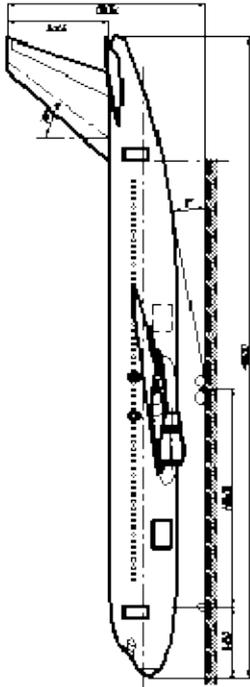
5. Содержание пояснительной записки: Титульный лист. Задание на курсовую работу. Оглавление. Исходные данные. Определение коэффициента сопротивления крыла. Определение коэффициента сопротивления фюзеляжа. Определение коэффициента сопротивления ГО. Определение коэффициента сопротивления ВО. Определение коэффициента сопротивления гондол двигателей. Определение коэффициента сопротивления самолета в целом. Список используемой литературы.

6. Дополнительные задания и указания: Работа выполняется в соответствии с ЕСКД.

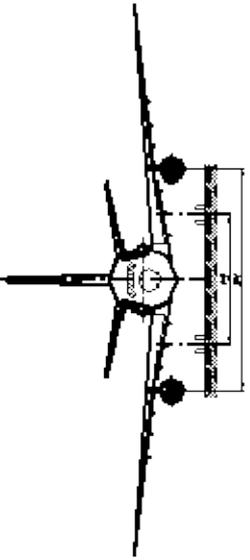
7. Срок сдачи листов и работу:

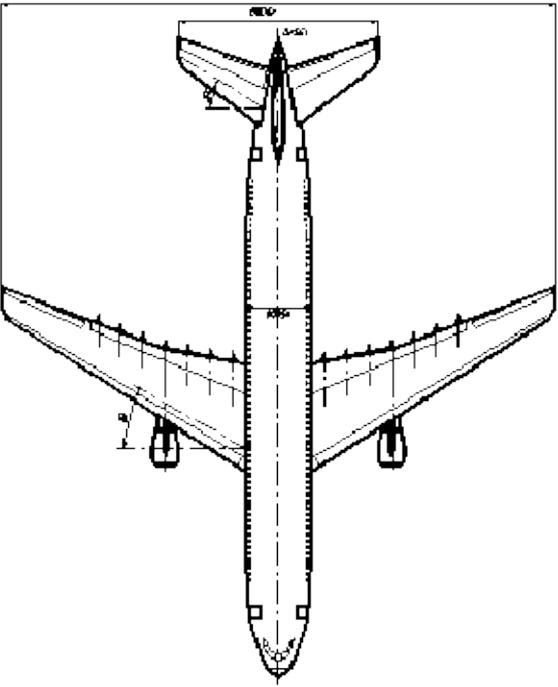
	1	2	3	4	Записка	Защита
План:						
Фактически:						

Руководитель: _____



КУРСОВАЯ РАБОТА





№№№	Свойства конструкции	Символ	№	Единица измерения
1	Длина самолета	l	м	м
2	Размах крыла	b	м	м
3	Высота фюзеляжа	h	м	м
4	Высота хвоста	H	м	м
5	Высота двигателя	H _{дв}	м	м
6	Высота кабины	H _{каб}	м	м
Свойства эксплуатации				
7	Макс. взлетная масса	M _{взл}	кг	кг
8	Макс. взлетная нагрузка	N _{взл}	кг/м ²	кг
9	Макс. посадочная нагрузка	N _{пос}	кг/м ²	кг
Средние значения параметров				
10	Средняя скорость	V _{ср}	км/ч	км/ч
11	Максимальная скорость	V _{макс}	км/ч	км/ч
12	Средняя высота	H _{ср}	м	м
13	Средняя нагрузка	N _{ср}	кг/м ²	кг
14	Средняя дальность	L _{ср}	км	км
15	Средняя температура	T _{ср}	°С	°С
16	Среднее время полета	T _{пол}	ч	ч

КУРСОВАЯ РАБОТА

Общий вид самолета

№	Символ	Единица измерения	Значение
1	l	м	11,500
2	b	м	11,500
3	h	м	11,500
4	H	м	11,500
5	H _{дв}	м	11,500
6	H _{каб}	м	11,500

Таблица 4

Таблица международной стандартной атмосферы

Геометрическая высота	Барометрическое давление	Температура	Плотность кг/м ³	Скорость звука	Кинематич. коэффициент вязкости м ² /сек
0	101,32	288,16	1,225	340,28	$1,40 \cdot 10^{-5}$
1000	89,87	281,65	1,112	336,43	$1,58 \cdot 10^{-5}$
2000	79,5	275,14	1,0067	332,52	$1,71 \cdot 10^{-5}$
3000	70,12	268,64	$9,09 \cdot 10^{-1}$	328,56	$1,86 \cdot 10^{-5}$
4000	61,65	262,13	$8,19 \cdot 10^{-1}$	324,56	$2,027 \cdot 10^{-5}$
5000	54,045	255,63	$7,36 \cdot 10^{-1}$	320,51	$2,103 \cdot 10^{-5}$
6000	47,21	249,13	$6,60 \cdot 10^{-1}$	316,41	$2,41 \cdot 10^{-5}$
7000	41,1	242,63	$5,90 \cdot 10^{-1}$	312,25	$2,64 \cdot 10^{-5}$
8000	35,65	236,14	$5,25 \cdot 10^{-1}$	308,05	$2,90 \cdot 10^{-5}$
9000	30,79	229,64	$4,67 \cdot 10^{-1}$	303,05	$3,19 \cdot 10^{-5}$
10000	26,49	223,15	$4,13 \cdot 10^{-1}$	299,45	$3,52 \cdot 10^{-5}$
11000	22,69	216,66	$3,65 \cdot 10^{-1}$	295,07	$3,89 \cdot 10^{-5}$
12000	19,39	216,66	$3,12 \cdot 10^{-1}$	295,07	$4,56 \cdot 10^{-5}$
14000	14,16	216,66	$2,28 \cdot 10^{-1}$	295,07	$6,25 \cdot 10^{-5}$
16000	10,348	216,66	$1,66 \cdot 10^{-1}$	295,07	$8,54 \cdot 10^{-5}$
18000	7,56	216,66	$1,216 \cdot 10^{-1}$	295,07	$1,17 \cdot 10^{-4}$
20000	5,53	216,66	$8,89 \cdot 10^{-2}$	295,07	$1,60 \cdot 10^{-4}$

Магистральные пассажирские самолеты

п	Наименование с-та, модификация	страна	Год вып. 1го сер с-та	ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ								ТЕХНИЧ. ХАР-КИ		
				Взл. масса	N пасс	Мкнмах/ Lp	Мкн/ Lpмах	Мпуст. с-та	Мполн. р	Мтопл. на Lp	Мтопл. на Lpмах	Vкрмах	Уд.нагр. на крыл	Тяго-воо-сть
п	Ед.изм		год	т	чел	т/км	т/км	т	т	т	т	км.ч	кг/м2	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	A300-600B	Международная	1985	165	375	40,55/5350	25,94/8060	89,4	75,6	35,05	49,66	888	635	0,324
2	A300-600R		1986	170,5	375	40,33/6190	26,3/8800	89,6	80,9	40,57	54,6	888	656	
3	A310-200		1985	142	280	33,16/5450	18,25/8900	79,8	62,2	29,04	43,95	895,4	648	0,341
4	A310-200		1985	142	280	33,16/5450	18,25/8900	79,8	62,2	29,04	43,95	895,4	648	0,332
5	A310-300		1988	150	280	32,95/6900	21,1/9600	77,1	72,9	39,95	51,8	895,4	685	0,322
6	A310-300B			164	280	32,5/8850	21,45/11200	114	50	17,5	28,55	895,4	749	0,295
7	A320-200		1988	73,5	179	18,85/4480	12,84/6930	41,64	31,9	13,01	19,02	900,95	600	0,308
8	A321			82,2	220	22/3830	16,3/5800	43	39,2	17,2	22,9	900,95	674	0,330
9	A330-300			212	375	45,5/3475	18,7/12600	118,5	93,5	48	74,8	925	586	0,289
10	A340-200			253	375	46,9/11900	18,8/16122	122,1	130,9	84	112,1	925	699	0,224
11	A340-300			1992	253,5	375	47,95/10850	19,4/16000	126,05	127,5	79,5	108,05	925	700
12	B737-200	США		52,39	130	15,71/2868	9,273/5347	27,52	24,87	9,16	15,6	902,8	575,7	0,280
13	B737-300	США		56,47	149	16,03/2923	8,705/5402	31,869	24,601	8,571	15,9	908,35	620,5	0,357
14	B737-400	США		62,82	168	17,74/3611	13,2/5241	33,37	29,45	11,71	16,25	910,2	690,3	0,318
15	B737-500	США		52,39	132	15,53/2519	5,28/6389	30,96	21,43	5,9	16,15	910,2	575,7	0,319
16	B747-300	США	1985	377,85	660	68,63/10500	39,12/13590	174,04	203,81	135,18	164,69	937,95	738,0	0,263
17	B747-400	США	1989	394,63	660	65,23/12780	43,04/15200	177,45	217,18	151,95	174,14	937,95	751,7	0,266
18	B757-200B	США		108,8	239	26,35/6150	17,74/8760	57,067	51,733	25,383	33,99	928,7	601,1	0,322
19	B757-200	США	1985	99,792	239	26,09/5890	17,2/8460	58,248	41,544	15,454	24,34	934,25	551,3	0,364
20	B767-200	США		175,543	220	32,025/5910	10,57/11335	83,462	92,081	57,056	81,51	908,35	620,3	0,259
21	B767-200ER	США	1988	175,54	290	34,245/10490	18,415/14250	83,78	91,76	57,515	73,35	902,8	620,3	0,299
22	B767-300	США	1986	159,21	290	39,145/5965	21,32/9915	86,955	72,255	33,11	50,94	904,65	562,6	0,286
23	B767-300ER	США	1988	184,61	290	40,735/9075	21,27/13300	89,72	94,89	54,155	73,62	899,1	652,3	0,302
24	B777-200	США	1995	247,21	375	53,50/5920	18,14/11600	140,7	106,51	53,01	88,37	857	640	0,265
25	B777-300	США	1998	299,37	451	68,5/6850	9,5/14800	158,48	140,89	72,39	131,39	857		0,297
26	MD-81	США		63,5	172	17,953/2565	10,252/5280	35,57	27,9	9,98	17,68	923,15	565	0,275
27	MD-87	США		63,5	139	17,619/3450	12,728/5478	33,253	30,2	12,63	17,52	923,15	565	0,298
28	MD-11	США		274,65	405	55,566/11099	30,343/15249	127,1	147,6	91,98	117,21	974,4	810	0,203
29	DC-10-30B	США		263,636	380	45,91/9950	32/11850	121,36	142,3	96,36	110,27	897,6	780	0,181
30	L-1011-500	США		224,982	333	41,845/8480	20,88/11760	111,49	113,5	71,66	92,62	958,3	684	0,302
31	L-100-20Hercules			70,308	-	23,542/3182	15,265/5780	34,064	36,2	12,66	20,94	582,75	434	
32	L-100-30Hercules			70,308	97	23,102/3182	15,029/5780	34,504	35,8	12,26	20,77	582,75	434	
33	Ил-86	СССР	1981	206	350	40/3600	/4600					947,2	644	0,251
34	Ил-96-300	Россия	1990	216	300	39,989/7170	15/11000	117	99	59,01	84	888	617	0,294
35	Ил-96М	Россия	1993	270	386	58/7600	37/10600	132,4	137,6	79,6	100,6	870	771	0,252
36	Ту-154В-2	Россия	1978	100	180	18/3740	5,45/6600	55,3	44,7	26,7	39,25	950,9	495	0,315
37	Ту-204	Россия	1990	93,5	219	21/2500	13,5/4600	56,5	37	16	23,5	899,1	508	0,342
38	Ту-214	Россия		110,75	164	25,2/6700					32,7	850		0,289
39	Ту-334	Россия	1993	41,5	110	13,5/2000	10,9/2900			28	30,6	828,8	454	0,365

Магистральные пассажирские самолеты

n	Наименование с-та, модификация	Геом. параметры				Геометрич. параметры				
		Крыло				Фюзеляж			ГО и ВО	
		Скр	Размах	Удл-е	Хкр	Длина	dэкв	Удл-е	Sго	Sво
n	Ед,изм	м2	м	-	град	м	м		м2	м2
	1	20	21	22	23	24	25	26	27	28
1	A300-600B	260	44,84	7,7	28	54,08	5,64	9,6	69,5	45,2
2	A300-600R	260	44,84	7,7	28	54,08	5,64	9,6	69,5	45,2
3	A310-200	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
4	A310-200	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
5	A310-300	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
6	A310-300B	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
7	A320-200	122,4	33,91	9,4	25	37,57	3,95	9,5	28,4	
8	A321	122	34,1	9,5	25	44,5	3,96	11,2	25,84	
9	A330-300	362	58,6	9,5	30	63,6	5,64	11,3	66,4	
10	A340-200	362	58,6	9,5	30	59,4	5,64	10,5	73,8	
11	A340-300	362	58,6	9,5	30	63,6	5,64	11,3	73,8	
12	B737-200	91	28,3	8,8	25,0	30,53	3,96	7,71		
13	B737-300	91	28,9	9,2	25,0	33,4	4,00	8,4	32,82	
14	B737-400	91	28,9	9,2	25,0	33,4	3,76	8,9		
15	B737-500	91	28,9	9,2	25,0	31	3,76	8,2		
16	B747-300	512	59,6	6,9	37,5	68,63	6,80	10,1	136,6	77,1
17	B747-400	525	64,3	7,9	37,5	68,63	6,80	10,1	136,6	77,1
18	B757-200B	181	38,05	8,0	25,0	47,32	3,90	12,1		
19	B757-200	181	38,05	8,0	25,0	47,32	3,90	12,1		
20	B767-200	283	47,6	8,0	31,5	48,5	5,10	9,5		
21	B767-200ER	283	47,6	8,0	31,5	48,5	5,10	9,5		
22	B767-300	283	47,6	8,0	31,5	54,9	5,10	10,8		
23	B767-300ER	283	47,6	8,0	31,5	54,9	5,10	10,8		
24	B777-200	362,0	64,8	8,0	31,5	63,7	5,82	11		
25	B777-300	362,0	64,8	8,0	31,5	73,9	5,82	12,7		
26	MD-81	112,3	32,9	9,64	24,5	45	3,8	11,8		
27	MD-87	112,3	32,9	9,64	24,5	39,75	3,8	10,5		
28	MD-11	339,0	51,7	7,88	34,0	61,2	6,02	10,2		
29	DC-10-30B	338,0	50,42	7,52	35,0	51,97	6,1	8,5		
30	L-1011-500	329	50,09	7,63		50,04				
31	L-100-20Hercule	162	40,41	10,08	Nil	32,33				
32	L-100-30Hercule	162	40,41	10,08	Nil	34,36				
33	Ил-86	320	48,06	7,22	35	59,54	6,08	9,8		
34	Ил-96-300	350	57,6	9,48	30	55,4	6,08	9,1		
35	Ил-96М	350	57,6	9,48	30	60,5	6,08	10,0	74,5	62
36	Ту-154В-2	202	37,5	6,96	35	42,33	3,8	11,1		
37	Ту-204	184	42	9,59		44	4,1	10,7	48,2	37
38	Ту-214	184	42	9,59		45,1	4,1	11,0	48,2	37
39	Ту-334	91,43	29,1	9,26	24	36,9				

Магистральные пассажирские самолеты

п	Наименование с-та, модификация	ЛТХ					Силовая установка				
		Взл	Вз.п	Лразб	Лпроб	Взл.	Наименование, модификация	Кол-во	Взл тяга	Удельный вес	Уд.расход топл
						дис-я					
п	Ед,изм	км/ч	км/ч	м	м	м		шт	т	даН	кг/даН*ч
	1	29	30	31	32	33	15	16	17	18	19
1	A300-600В	279,35	249,75	2240	1532		G E CF6-80C2AI	2	26,735	0,17	0,57
2	A300-600R	283,05	251,6	2290	1550	4700	P&WPW4158	2	26,224	0,16	0,57
3	A310-200	266,4	253,45	1860	1480	2320	GECF6-50C2A2	2	24,184	0,17	0,57
4	A310-200	266,4	253,45	1860	1480	2320	P&WPW4152	2	23,571	0,17	0,57
5	A310-300	288,6	255,3	2290	1480	2960	GECF6-50C2A2	2	24,184	0,17	0,57
6	A310-300В	288,6	257,15	2370	1540	4050	GECF6-50C2A8	2	24,184	0,17	0,57
7	A320-200	249,75	247,9	2190	1440	2800	CFM56-5-A1	2	11,327	0,19	0,567
8	A321	277,5	259	2160	1570	3550	CFM56-5B1	2	13,571		
9	A330-300	284,9	253,45	2620	1720	3850	CF6-80E1A2	2	30,612	0,16	0,57
10	A340-200	284,9	262,7	2770	1770		CFM56-5C-2	4	14,184	0,23	0,57
11	A340-300	284,9	266,4	2770	1830		CFM56-5C-2	4	14,184	0,23	0,57
12	B737-200	262,7	242,35	1829	1350	2886	P&WJT8D-15A	2	7,3394		
13	B737-300	260,85	246,05	1600	1396	2219	CFM56-3-B2/-3C-1	2	10,092		
14	B737-400	277,5	255,3	2222	1582	4023	CFM56-3-B2	2	9,9796	0,19	0,57
15	B737-500	247,9	240,5	1832	1362	2316	CFM56-3B-4	2	8,3588		
16	B747-300	327,45	260,85	3190	1920		P&WJT9D-7R4G2	4	24,822	0,17	0,62
17	B747-400	342,25	283,05	3340	2130	4480	GECF6-80C2-B1F	4	26,259	0,16	0,57
18	B757-200В	284,9	244,2	1880	1415	2650	P&WPW2037	2	17,533		
19	B757-200	270,1	244,2	1880	1415	2650	R-R RB.211-535R4	2	18,145	0,181	0,57
20	B767-200	262,7	251,6	1770	1465	2255	P&WPW4050	2	22,732		
21	B767-200ER	301,55	259	2670	1525		GECF6-80C2B4	2	26,259	0,16	568
22	B767-300	297,85	260,85	2545	1645		GECF6-80C2B2	2	22,783	0,17	0,568
23	B767-300ER	320,05	268,25	2925	1740		GECF6-80C2B6	2	27,89	0,16	0,56
24	B777-200			2073	1570		GE90-77B	2	34,89		
25	B777-300			2758	1829		P&W PW4098	2	44,45		
26	MD-81	273,8	246,05	2195	1481	2804	P&WJT8D-209	2	8,7258		
27	MD-87	260,85	246,05	1865	1451	2643	P&WJT8D-217B/C	2	9,4495		
28	MD-11	327,45	273,8	2926	1966	3633	GECF6-80C2 DIF	2	27,931	0,16	0,57
29	DC-10-30В	340,4	271,95	2996	1820	4340	GECF6-50C2	2	23,853		
30	L-1011-500	307,1	270,1	2636	2073	3353	R.B.211-524B4	3	22,63		
31	L-100-20Hercult	244,2	233,1	1629	1433	2438	Allison 501-D22A	4	3399		
32	L-100-30Hercult	244,2	236,8	1829	1472	2438	Allison 501-D22A	4	3399		
33	Ил-86		259	2600	2300		NK-86	4	12,946	0,192	0,68
34	Ил-96-300		259	2760	1980		PS-90	4	15,902		
35	Ил-96М					3350	PW-2337	4	17,03		
36	Ту-154В-2	255,3	223,85	2100	2060	2500	NK-8-2U	3	10,499	0,227	0,78
37	Ту-204	268,25	244,2	2500			PS-90A	2	16,004	0,169	0,58
38	Ту-214			2630			PS-90A	2	16,004	0,169	0,58
39	Ту-334						D-436T	2	7,5688		0,6

Грузовые модификации магистральных пассажирских самолетов

п п	Наименование с-та, модификация Ед,изм	Страна	ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ								ТЕХНИЧ. ХАР-КИ		
			Взл. масса	Нпасс	Мкнмах/ Lp	Мкн/ Lpмах	Мпуст. с-та	Мполн.	Мтопл. на Lp	Мтопл. на Lpмах	Vкрмах	Уд.нагр. на крыл	Тяговору- женность
			т	чел	т/км	т/км	т	т	т	т	км.ч	кг/м2	
	1	2	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
1	A300-600C	Международная	170,5	-	48,40/4800	34,43/7230	81,52	89	40,58	54,55	845-890	656	0,308
2	A300-600F		170,5	-	51/3800	36,94/7540	79	91,5	40,5	54,56	845-890	655,77	0,327
3	A300-600ST Beluga		155	-	47/1667	18,9/6670	86,5	68,5	21,5	49,6	546		
4	A310-200F		142	-	40,6/4200	25,55/7100	72,4	69,6	29	44,05	850-896		0,342
5	A310-300C		150	-	28/8150						897	749	0,322
6	A310-300F		150	-	41,5/6500						897	749	0,339
7	A310-300F		150	-	40,1/6167	33/7333	73,9	76,1	36	43,1	848-896	749	0,296
8	A3XX-100F*		583	-	150/5620	55/18500	246	337	187	282	0,89M		0,233
9	B737-700C	США	77,56	-	19,7/5441	19,09/5684	37,92	39,64	19,94	20,55	833		0,281
10	B747-400F	США	396,89	-	111,67/7500	56,88/12400	165,08	231,81	120,14	174,93	907-940	756,0	0,265
11	B757-200F	США	113,64	-	40,32/3450	28,16/6800	50,91	62,73	22,41	34,57	840-950	627,8	0,320
12	B757-200PF	США	115,67	-	37,80/4540	30,09/6820	51,03	64,64	26,84	34,55	840-950	639,1	0,314
13	B767-300F	США	186,85	-	54,89/5550	28,21/11500	85,27	101,58	46,69	73,37	854	660,247	0,299
14	MD-11F	США	286	-	90,86/6652	51/125000	118,39	167,6	76,75	116,61	880	844	0,293
15	DC-10-30F	США	263,09	-	71,49/1200	41,66/10250	110,41	152,7	81,19	111,02	870-890	778	0,279
17	Ил-96Т	Россия	270	-	92/5200	58/9700	116,4	153,6	61,6	95,6	850-870	689	0,252
18	Ту-154С	Россия	98	-	20/2940	7/5230	51,25	46,8	26,75	39,75	870-875	485	0,315

Грузовые модификации магистральных пассажирских самолетов

п п	Наименование с-та, модификация Ед,изм	Геом. параметры				Геометрич. параметры				
		Крыло		Крыло		Фюзеляж			ГО и ВО	
		Скр	Размах	Удл-е	Хкр	Длина	дэв	Удл-е	Sго	Sво
	1	20	21	22	23	24	25	26	27	28
1	A300-600C	260	44,84	7,7	28	54,08	5,64	9,6	69,5	45,2
2	A300-600F	260	44,84	7,7	28	54,08	5,64	9,6	69,5	45,2
3	A300-600ST Beluga		44,84	7,7	28	56,16			69,5	45,2
4	A310-200F	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
5	A310-300C	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
6	A310-300F	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
7	A310-300F	219	43,9	8,8	28	46,66	5,64	8,3	64	45,2
8	A3XX-100F*		79,8			73	8	9,1		
9	B737-700C		34,31			34,3				
10	B747-400F	525	64,3	7,9	37,5	68,63	6,80	10,1	136,6	77,1
11	B757-200F	181	38,05	8,0	25,0	54,9	3,90	14,1		
12	B757-200PF	181	38,05	8,0	25,0	54,9	3,90	14,1		
13	B767-300F	283	47,6	8,0	31,5	54,9	5,10	10,8		
14	MD-11F	339,0	51,7	7,88	35,0	61,2	6,02	10,2		
15	DC-10-30F	338,0	50,39	7,51	35,0	55,06	6,1	9,0		
17	Ил-96Т	391,6	60,1	9,22	30	63,94	6,08	10,5		
18	Ту-154С	202	37,5	6,96	35	47,93	3,8	12,6		

Грузовые модификации магистральных пассажирских самолетов

п п	Наименование с-та, модификация Ед.изм	ЛТХ					Силовая установка				
		Взл	Вз.п	Лразб	Лпроб	Взл.	Наименование, модификация	Кол-во	Взл тяга	Удельный вес	Уд.расход топл
		км/ч	км/ч	м	м	дис-я					
1	29	30	31	32	33	15	16	17	18	19	
1	A300-600C	283,05	251,6	2280	1560	III A	P&WPW4158	2	26,310	0,16	0,57
2	A300-600F	283,05	251,6	2280	1560	III B	CF6-80C2-A5	2	27,896	0,17	0,57
3	A300-600ST Beluga					1950 III A	CF6-80C2-A8	2	26,762	0,17	0,57
4	A310-200F	266,4	253,45	1860	1480	III A	CF6-80C2-A2	2	24,268	0,17	0,57
5	A310-300C	288,6	257,15	2370	1540	4050	GECF6-50C2A8	2	24,184	0,17	0,57
6	A310-300F	288,6	257,15	2370	1540	4050	P&WPW4156A	2	25,408	0,17	0,57
7	A310-300F	288,6	257,15			2420 III A	CF6-80C2-A2	2	24,268	0,17	0,57
8	A3XX-100F*			2900	1900		Trent 900	4	34,020		0,56
9	B737-700C					2400 III	CFM56-7	2	10,886		
10	B747-400F					3360 III A	CF6-80C2-B1F	4	26,260		
11	B757-200F					2095 III A	RB-535E4	2	18,200		
12	B757-200PF					3095 III A	RB-535E4	2	18,144		
13	B767-300F					2930 III A	CF6-80C2B6F	2	27,9		
14	MD-11F					3292 III B	CF6-80C2	3	27,900		
15	DC-10-30F			3000		III A	CF6-50C2	3	24,500		
17	Ил-96Т			3200	2400	3350	PW-2337	4	17,030		
18	Ту-154С					2800	NK-8-2U	3	10,500	0,277	0,78

Военно-транспортные самолеты

п п	Наименование с-та, модификация Ед.изм	Страна	Год. вып.1го сер с-та год	ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ								ТЕХНИЧ. ХАР-КИ		
				Взл.	Мах.кол	Мкнмах/ Lp	Мкн/ Lpмах	Мпуст.	Мполн.	Мтопл.	Мтопл. на	Vкрмах	Уд.нагр.	Тяговору-
				масса	пасс	т/км	т/км	с-та	т	на Lp	Lpмах	км.ч	на крыл	женность
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	
1	MD-17A	США	1992	265,35	-	79,56/5100	59,70/7050	123,38	142	62,41	82,27			0,257
2	C-5B	США	1983	362,87	-	120,07/4390	44,09/11025	167,97	194,9	74,83	150,81	833-910	629,98	0,230
3	C-141B	США	1979	155,58	-	41,20/5150	18,73/6950	67,2	88,4	47,2	69,67	824-916		0,245
4	Ил-76Т	Россия	1977	170	-	43,4/3200	4/8020	85	85	41,6	81	768-825	567	0,250
5	Ил-76ТД	Россия	1982	190	-	50/3780	12/8785	88	102	52	90	775-830	567	0,230
6	Ил-76МФ	Россия	2000	210	-	52/4400	19/8500	101	109	57	90	780-800	667	0,307
7	Ил-76-90	Россия	2001-03	190	-	44/4530	6/10030	94	96	52	90	780	567	0,340
8	Ан-26Б	Россия	1974	24	-	5,5/660	2,2/1970					394-430		
9	Ан-70Т	Россия	2001	125,6	-	35/3800	17,7/8200	67,6	58	23	40,3	750-800		0,223
10	Ан-124-100	Россия	1989	392	-	120/4500	0/15000	171	221	101	221	750-850		0,238

Военно-транспортные самолеты

п п	Наименование с-та, модификация Ед,изм	Геом. параметры				Геометрич. параметры				
		Крыло				Фюзеляж			ГО и ВО	
		Скр	Размах	Удл-е	Хкр	Длина	дэкв	Удл-е	Сго	Сво
		м2	м	-	град	м	м		м2	м2
	1	20	21	22	23	24	25	26	27	28
1	MD-17A		51,74			53,04				
2	C-5B	576	48,7	7,98		51,3				
3	C-141B		48,7			51,3				
4	Ил-76Т	300	50,5	8,5	25	46,6	4,8	9,7		
5	Ил-76ТД	300	50,5	8,5	25	46,6	4,8	9,7		
6	Ил-76МФ	300	50,5	8,5	25	53,2	4,8	11,8		
7	Ил-76-90	300	50,5	8,5	25	46,6	4,8	9,7		
8	Ан-26Б		29,2			23,8				
9	Ан-70Т		44,06			40,73				
10	Ан-124-100		73,3			69,1				

Военно-транспортные самолеты

п п	Наименование с-та, модификация Ед,изм	ЛТХ					Силовая установка				
		Ввзл	Вз.п	Лразб	Лпроб	Взл.	Наимен-е,	Кол-во	Взл	Удель-	Уд.рас-
		км/ч	км/ч	м	м	дис-я	модиф-я	шт	т	ный вес	ход топл
	1	29	30	31	32	33	15	16	17	18	19
1	MD-17A					2200	PW-2037	4	18,340		
2	C-5B		210..240				TF39-GE-C	4	19,504		
3	C-141B						TF-33-P7	4	9,525		
4	Ил-76Т		220	850	450	2500	Д-30КП	4	12,000		0,69
5	Ил-76ТД		220	1700	900	2650	Д-30КП	4	12,000		0,69
6	Ил-76МФ		220	1750	1000	2750	ПС-90А	4	16,140	0,169	0,58
7	Ил-76-90		220			2700	ПС-90А	4	16,140	0,169	0,58
8	Ан-26Б					1800	АИ-24ВТ	2	2820 лс		
9	Ан-70Т					1900	Д-27	2	14,000		
10	Ан-124-100					3250	Д-18Т	4	23,400		