

Министерство образования и науки Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего профессионального образования  
«Оренбургский государственный университет»

А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов

## **ЭСКИЗНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Рекомендовано Ученым советом федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Оренбургский государственный университет» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по программам высшего профессионального образования по направлению подготовки 160100.62 Авиастроение

Оренбург  
2012

УДК 629.735.02(075.8)

ББК 39.5-02я73

П76

Рецензент – декан факультета авиационных двигателе Уфимского государственного авиационного технического университета, профессор, доктор технических наук, И.А. Кривошеев

**Припадчев, А.Д.,**  
П 76 Эскизное проектирование воздушных судов : учебное пособие /  
А. Д. Припадчев, Н. З. Султанов; Оренбургский гос. ун-т. –  
Оренбург : ОГУ, 2012. – 117 с.  
ISBN

В учебном пособии рассмотрены принципы эскизного проектирования воздушных судов, представлена методика и алгоритмы определения основных характеристик воздушного судна.

Учебное пособие предназначено для студентов направления подготовки 160100.62 Авиастроение.

УДК629.735.02(075.8)

ББК39.5-02я73

ISBN

© Припадчев А.Д., Султанов Н.З., 2012

© ОГУ, 2012

# Содержание

Введение.....	5
Обозначения и сокращения.....	7
1 Выбор базовой схемы воздушного судна и ее проработка.....	12
1.1 Тенденции развития рынка гражданской авиации Российской Федерации.....	12
1.2 Требования технического задания.....	24
1.3 Сбор и обработка статистических данных при выборе базовой схемы воздушного судна.....	28
1.4 Выбор схемы воздушного судна и типа двигателя.....	33
2 Определение основных характеристик воздушного судна.....	39
2.1 Последовательность определения характеристик.....	39
2.2 Основные характеристики воздушного судна в первом приближении.....	40
2.2.1 Расчет взлетной массы воздушного судна.....	40
2.2.2 Методы и условия определения стартовых параметров.....	42
2.2.3 Стартовая удельная нагрузка на крыло $p_o$ .....	45
2.2.4 Стартовая тяговооружённость и энерговооруженность.....	45
2.3 Основные параметры во втором приближении.....	49
2.3.1 Взлётная масса воздушного судна во втором приближении.....	49
2.3.1.1 Относительная масса конструкции $\bar{m}_k$ .....	50
2.3.1.2 Относительная масса силовой установки.....	57
2.3.1.3 Относительная масса оборудования и управления.....	58
2.3.1.4 Относительная масса топлива.....	59
2.3.1.5 Масса воздушного судна во втором приближении.....	60
2.3.2 Расчёт площади крыла и стартовой тяги двигателей.....	61
2.4 Выбор рациональных параметров воздушного судна.....	61
2.5 Определение абсолютных масс частей воздушного судна.....	62
2.6 Сравнение проектируемого воздушного судна с прототипами.....	63
3 компоновка воздушного судна.....	64
3.1 Аэродинамическая компоновка.....	64

3.1.1 Описание компоновки.....	64
3.1.2 Определение геометрических характеристик.....	65
3.2 Объемно–весовая компоновка воздушного судна.....	67
3.2.1 Цели компоновки.....	67
3.2.2 Определение проекции САХ на фюзеляже.....	67
3.2.3 Расчёт центровок воздушного судна.....	68
3.3 Конструктивно–силовая компоновка.....	71
3.4 Определение нагрузок на составные части воздушного судна.....	73
3.4.1 Расчетные нагрузки.....	73
3.4.2 Нагружение крыла.....	74
3.4.3 Нагружение хвостового оперения.....	77
3.4.4 Нагружение шасси.....	80
3.4.5 Нагружение управления.....	83
Заключение.....	85
4 Глоссарий.....	86
Список использованных источников.....	93
Приложение А Статистические данные по типам воздушных судов.....	97
Приложение Б Ограничения и особые случаи нагружения.....	101
Приложение В Характеристики аэродинамики и динамики полета.....	102
Приложение Г Параметры крыла.....	114
Приложение Д Вариант определения средней аэродинамической хорды крыла.....	115
Приложение Е Коэффициенты сопротивления и подъемной силы для различных типов воздушных судов.....	116

## Введение

Постоянный рост требований к авиационной технике, необходимость замены устаревающего парка, изменение структуры рынка авиационных перевозок создают потребность в разработке новых типов воздушных судов (ВС). В настоящее время ниша ВС авиационной транспортной системы насыщается и обновляется исключительно зарубежными аппаратами. Зарубежные рынки сбыта жестко контролируются западными производителями, делая практически невозможным выход новых отечественных ВС на рынок Европы, Северной и Южной Америки. В настоящее время потенциально возможные рынки сбыта расположены только в Азии и Африке, но и они продолжают уменьшаться из-за крайне недостаточного государственного лоббирования подобных сделок и неспособности отечественных предприятий развернуть широкую сеть сервисных центров за рубежом.

Внутренний рынок гражданской авиационной техники находится в затяжном кризисе. Авиационные компании предпочитают максимально использовать устаревшую, но проверенную советскую технику, не требующую значительных вложений. Модернизация парка ВС осуществляется катастрофически низкими темпами и главным образом за счет подержанных, предоставленных в лизинг зарубежных ВС.

Таким образом, перспективное ВС должно быть экономически эффективным при эксплуатации, обеспечивать пассажирам и экипажу современный уровень комфорта и иметь цену, позволяющую приобретать его даже некрупным авиаперевозчикам. Только при соблюдении этих условий новое ВС имеет возможность конкурировать с зарубежными аналогами.

Целью изучения дисциплины «Проектирование самолетов» является приобретение теоретических и практических навыков, необходимых для проектирования ВС. Задачи изучения дисциплины:

- подготовка заданий на разработку проектных решений;
- концептуальное проектирование сложных авиационных изделий;

- разработка эскизных, технических и рабочих проектов авиационных изделий с использованием информационных технологий и средств автоматизации проектно–конструкторских работ, передового опыта разработки конкурентоспособных изделий;

- сбор, обработка, анализ и систематизация научно–технической информации по теме исследования, выбор методик и средств решения задачи;

- организация работы коллектива исполнителей, принятие исполнительских решений, определение порядка выполнения работ;

- подготовка заключений на разработанные проекты, заявки, предложения по вопросам проектирования.

Изучив курс, студент должен:

1) знать:

- назначение, внешние формы и параметры ВС и его агрегатов;
- требования к конструкции ВС и отдельным его агрегатам;
- действующие нагрузки и работу конструкции под нагрузкой;
- назначение и конструкции элементов и узлов агрегатов, и систем ВС;
- возможные пути удовлетворения требований к элементам конструкции, а также примеры применения различных вариантов конструкций;

2) уметь:

- анализировать работу агрегатов ВС под нагрузкой;
- анализировать и проводить сравнительную оценку различных конструктивно–силовых схем агрегатов ВС;
- формулировать требования к конструкции ВС (агрегата) и определять рациональные пути их реализации в конструкциях ВС различного назначения;

3) владеть:

- авиационной терминологией.

## Обозначения и сокращения

- АП** — «Авиационные правила»;
- БКО** — бортовой комплекс обороны;
- ВД** — винтовой двигатель;
- ВО** — вертикальное оперение;
- ВПК** — взлетно–посадочная конфигурация ВС;
- ВПП** — взлетно–посадочная полоса;
- ВС** — воздушное судно;
- ГО (ПГО, ЗГО)** — горизонтальное оперение (переднее, заднее);
- КСС** — конструктивно–силовая схема;
- МСА** — международная стандартная атмосфера;
- НИИ** — научно–исследовательский институт;
- НЛГС** — нормы летной годности самолетов;
- ОТТ** — общие технические требования;
- ПД** — поршневой двигатель;
- РЛС** — радиолокационная станция;
- РЭО** — радиоэлектронное оборудование;
- САХ,  $b_a$**  — средняя аэродинамическая хорда, м;
- ТВД** — турбовинтовой двигатель;
- ТРД(Д)** — турбореактивный двигатель (двухконтурный);
- ТРДДФ** — ТРДД с форсажной камерой;
- ТТЗ** — тактико–техническое задание;
- ТТТ** — тактико–технические требования;
- ЦПГО** — цельно поворотное горизонтальное оперение;
- $A_{ВО}, A_{ГО}$  — коэффициенты статических моментов ВО и ГО;
- $A^3$  — эксплуатационная работа амортизационной системы, Дж;
- $a$  — вынос передних колес, м; скорость звука, м/с;
- $B$  — колея шасси, м;
- $b, b_0, b_k$  — база шасси, хорда крыла, корневая и концевая, м;
- $\bar{c}, \bar{c}_{ГО}, \bar{c}_{ВО}$  — относительная толщина профиля крыла, ГО и ВО;
- $C_{y\partial}$  — удельный расход топлива ТРД, кг/(Н·ч);

$C_{эуд}$  — удельный расход топлива ПД и ТВД, кг/(кВт·ч);  
 $c_x$  — коэффициент сопротивления;  
 $c_{x\min}, c_{y\min}$  — минимальный коэффициент  $c_x$  и  $c_y$  в этой точке поляры;  
 $c_y$  — коэффициент подъемной силы;  
 $c_y(\text{доп.}, \text{кр.}, \text{max}, \text{min}, \text{отр.}, \text{пос})$  — значение коэффициента  $c_y$ :  
 допустимые в эксплуатации, на крейсерском режиме, максимальное,  
 минимальное, во взлетной и посадочной конфигурациях;  
 $c_y^\alpha$  — производная коэффициента  $c_y$  по углу атаки, 1/рад;  
 $C_{fe}$  — коэффициент приведенного лобового сопротивления;  
 $c_z^\beta$  — производная коэффициента  $c_z$  по углу скольжения, 1/рад;  
 $D_{z.0}$  — диаметр гондол двигателей, м;  
 $d_\phi, d_{\phi.э\text{кв}}$  — диаметр круглого фюзеляжа; диаметр, эквивалентный, м;  
 $e$  — вынос основных колес, м; коэффициент Освальда;  
 $f$  — коэффициент безопасности;  
 $f_{np}, f_{разб}$  — коэффициент трения качения при пробеге (торможении) и  
 разбеге;  
 $G$  — вес ВС (сила веса), Н;  
 $H$  — высота полета, м;  
 $H_{oc}$  — высота основной стойки шасси, м;  
 $K$  — аэродинамическое качество ВС; коэффициент;  
 $K_v, K_n$  — коэффициенты запаса по  $c_y$  взлета и посадки;  
 $k_{ВД}, k_{ТРД}$  — коэффициент приведения тяговооруженности в  $i$ -х условиях  
 $\bar{R}_i$  к стартовой  $\bar{R}_0$  и перевода  $\bar{R}_i$  в  $\bar{N}_{эi}$  и приведения ее к  $\bar{N}_{э0}$ ;  
 $K_{uz}, K_{uf}$  — коэффициенты степени интегральности и интерференции  
 схемы;  
 $K_{норм}$  — коэффициент запаса по условиям (нормам) прочности;  
 $K_n$  — коэффициент приращения  $c_y$  от предкрылков;  
 $K_{уз}, K_{хз}$  — коэффициенты приращения  $c_y$  и  $c_x$  от закрылков;  
 $K_y$  — коэффициент отличия взлетных условий от посадочных;  
 $K_\phi, K_{бал}$  — коэффициенты снижения  $c_{y\text{max}}$  фюзеляжем и балансировкой;  
 $L$  — дальность полета ВС, м;



$L_{ВПШ}$  — длина взлетно–посадочной полосы, м;  
 $L_{ВО}$ ,  $L_{ГО}$  — плечи ВО и ГО в абсолютных (м) и относительных величинах;  
 $l$  — размах крыла, м;  
 $M$  — число Маха;  
 $M_{крейс}$  — число  $M$  на крейсерской скорости;  
 $M_{max}$  — число  $M$  на максимальной скорости;  
 $m$ ,  $m_0$ ,  $m_{нос}$  — массы ВС: текущая (нормальная), взлетная, посадочная, кг;  
 $m^*$ ,  $y$  — степень двухконтурности двигателя (ТРДД, ТРДДФ);  
 $m_{цн}$ ,  $m_{сл.н.}$ ,  $m_k$ ,  $m_{су}$ ,  $m_{об.упр.}$ ,  $m_m$  — массы целевой и служебной нагрузок, конструкции ВС, силовой установки, оборудования, управления и топлива, кг;  
 $\bar{m}$  — относительная масса части ВС (отнесена к  $m_0$ );  
 $m_z^{c_y}$  — степень продольной статической устойчивости ВС;  
 $m_{z\text{без}ГО}$  — коэффициент момента аэродинамических сил ВС без ГО;  
 $m_{z\text{без}ГО}^{\bar{\omega}_z}$  — производная коэффициента момента  $m_{z\text{без}ГО}$  по безразмерной угловой скорости  $\bar{\omega}_z$ ;  
 $N_{э0}$  — стартовая мощность силовой установки, кВт;  
 $\bar{N}_{э0}$  — стартовая энерговооруженность ВС, кВт/Н;  
 $n_{дв}$  — количество двигателей на ВС;  
 $n_y^P$  — расчетная нормальная перегрузка ВС;  
 $n_{удоп}^э$ ,  $n_y^э$ ,  $n_{утах}^э$ ,  $n_{ymin}^э$  — нормальные эксплуатационные перегрузки: допустимая по  $c_{удоп}$ , текущая, максимальная и минимальная;  
 $p_0$  — стартовая удельная нагрузка на крыло, Н/м<sup>2</sup>;  
 $p^p$  — расчетная нагрузка, Н;  
 $p_{ш}$  — давление в пневматиках колес основных опор шасси, МПа;  
 $p^э$  — эксплуатационная нагрузка, Н;  
 $q$ ,  $q_{ман}$ ,  $q_{тахтах}$ ,  $q_{тах}^э$  — скоростной напор воздушного потока, при маневре, предельный и максимально–допустимый в эксплуатации, Н/м<sup>2</sup>;  
 $R_0$  — стартовая тяга силовой установки, Н;

$\bar{R}_0$  — стартовая тяговооруженность ВС;  
 $S$  — площадь крыла, м<sup>2</sup>;  
 $S_{ом}$  — омываемая воздушным потоком площадь всей поверхности ВС, м<sup>2</sup>;  
 $\bar{S}_{он}, \bar{S}_{ВО}, \bar{S}_{ГО}$  — относительные площади оперения, ВО, ГО;  
 $T$  — температура, К;  
 $t$  — время, с;  
 $U_{н.с.}, U_{а.к.}$  — показатели совершенства несущих свойств и аэродинамической компоновки;  
 $V$  — скорость полета ВС, м/с;  
 $V_{крейс}, V_{нос}$  — крейсерская, посадочная скорости полета ВС, м/с;  
 $V_{maxmax}, V_{max}$  — индикаторные предельная и максимальная скорости, м/с;  
 $V_y, V_{отр}$  — вертикальная скорость, скорость отрыва ВС, м/с;  
 $W$  — вертикальная скорость порыва ветра, м/с;  
 $X_a$  — абсцисса начала САХ относительно носа фюзеляжа, м;  
 $X_{ba}, Y_{ba}$  — координаты начала САХ относительно начала  $b_0$ , м;  
 $\bar{x}_F$  — расстояние от начала САХ до фокуса ВС, отнесенное к длине САХ;  
 $\bar{x}_T$  — расстояние от начала САХ до центра масс ВС, отнесенное к длине САХ;  
 $Y^P$  — расчетная нормальная аэродинамическая нагрузка, Н;  
 $\alpha_0, \alpha_{0ВО}, \alpha_{0ГО}$  — углы установки крыла, вертикального и горизонтального оперения, град.;  
 $\gamma$  — углы выноса основных колес, град.;  
 $\gamma_{дв}$  — удельный вес двигателя;  
 $\Delta_H$  — отношение плотностей  $\rho_H / \rho_0$ ;  
 $\delta$  — угол отклонения рулевых поверхностей и элементов механизации а ВПК, град.;  
 $\delta^э$  — обжатие амортизационной системы, м;  
 $\eta, \eta_{ВО}, \eta_{ГО}$  — сужение крыла, сужение ВО и ГО;  
 $\eta_в, \eta_{взл}$  — КПД винта в полете, на взлете;

$\eta$  — коэффициент полноты диаграмм работы амортизатора;  
 $\lambda$  — удлинение крыла;  
 $\lambda_{BO}, \lambda_{ГО}, \lambda_{гд}$  — удлинение ВО, ГО, гондол двигателей, фюзеляжа;  
 $\lambda_{\Phi}, \lambda_{нч\Phi}, \lambda_{хч\Phi}$  — удлинение носовой и хвостовой частей фюзеляжа;  
 $\pi_k^*$  — степень сжатия компрессора двигателя;  
 $\rho_H, \rho_0, \rho_P$  — плотность воздуха: на высоте  $H$ , у земли и расчетная, кг/м<sup>3</sup>;  
 $\varphi$  — угол опрокидывания ВС, град.;  
 $\chi, \chi_{BO}, \chi_{ГО}$  — углы стреловидности крыла, ВО, ГО, по  $\frac{1}{4}$  хорд, град.;  
 $\psi$  — угол поперечного «V» крыла, стояночный угол, град.;  
 $\psi_{ГО}$  — угол поперечного «V» горизонтального оперения, град.

# 1 Выбор базовой схемы воздушного судна и ее проработка

## 1.1 Тенденции развития рынка гражданской авиации Российской Федерации

Гражданская авиация (ГА) играет большую роль в развитии экономики страны, решении социально–экономических задач, имеет особое значение для Российской Федерации как средство обеспечения магистральных сообщений, в том числе международных, и как средство сообщения между регионами. Возрастающие потребности рынка и отсутствие удовлетворяющих их стратегий управления способствуют возникновению нового концептуального подхода к определению связей между его участниками. Исходя из сложившихся условий функционирования рынка ГА, исследование процессов его развития перестает носить фрагментарный характер, приобретает комплексную направленность изучения и заключается в разработке научных основ объединения в единое целое его структурных элементов.

Основным структурным элементом ГА является парк ВС и ключевым звеном ВС. В настоящее время в ГА эксплуатируется 7221 ВС, 1970 ВС авиации общего назначения и 5251 ВС коммерческий парк, рисунок 1.1.



\*— реестровый парк/ в т.ч. действующая часть парка

Рисунок 1.1 — Реестровый состав парка гражданских ВС России

Разницу составляют ВС, которые в большинстве своем уже не могут быть восстановлены для полетов, а это примерно 54 % от всего парка, таблица 1.1.

В составе действующего пассажирского парка — 986 пассажирских и 152 грузовых ВС. По численности иностранные ВС составляют 46 % всего пассажирского парка, но при этом преобладают в числе магистральных ВС.

Парк ВС ГА морально и физически устарел. Только 51 ВС из парка магистральных и региональных пассажирских ВС российского производства нового поколения. Численность парка ВС иностранного производства составляет 390 единиц. На них выполняется более 50 % объема перевозок пассажиров. До 70 % провозной мощности регионального и магистрального пассажирского парка воздушного транспорта обеспечивают ВС, не соответствующие современным международным нормам по уровню выброса нормируемых в настоящее время загрязняющих веществ.

Таблица 1.1 — Структура действующего парка ВС

Показатель	Отечественного производства		Западного производства	
	Тип ВС	Кол-во	Тип ВС	Кол-во
1	2	3	4	5
Магистральные ВС	Ил-96-300	10	В-747-400	6
	Ил-86	7	В-747-300	4
	Ту-214	8	В-747-200	4
	Ту-204-100	11	В-777-200	8
	Ил-62М	16	А-330-300	7
	Ту-204-300	6	В-767-300	27
	Ту-154М	81	А-330-200	6
	Ту-154Б	18	В-767-200	3
	Як-42	67	А-310	2
			В-757-200	28
			В-737-800	30
			А-321	20
			В-737-700	6
			В-737-400	21
			В-737-300	13
			А-320	76
			В-737-500	74
		В-737-200	2	
		А-319	43	

Продолжение таблицы 1.1

1	2	3	4	5
Региональные ВС	Ту-134	99	ATR-72-200	3
	Ан-148	6	CRJ-100/200	28
	Ил-114	2	SAAB 2000	5
	Ан-26-100	28	DHC-8-300	1
	Ан-24	101	ATR-42-320	12
	Ан-140	4	EMB-120	5
	Як-40	78	SAAB 340	5
	Ан-38	3	Dash 8-100/200	2
Грузовые ВС	Ан-124-100	16	MD-11F	3
	Ил-96-400Г	3	B-747-400F	8
	Ил-96-300	1	B-747-300F	1
	Ил-76ГД-90	3	B-747-200F	2
	Ил-76ГД	25		
	Ил-76Г	3		
	Ил-76МД	18		
	Ту-204С	3		
	Ан-12	14		
	Ил-18	2		
	Ан-74	10		
	Ан-32	2		
	Ан-30	11		
	Ан-26	27		

На рисунке 1.2 представлен состав действующего парка ВС авиапредприятий РФ на 2012 год по данным Росавиации.



Рисунок 1.2 — Состав действующего парка ВС

Около 80 % провозной мощности магистрального парка составляют ВС с повышенным удельным расходом топлива (более 30 грамм на пассажирокилометр), в то время как в мировом парке доля

таких ВС — менее 5 %. Наиболее устаревшим является парк региональных ВС, рисунок 1.3.

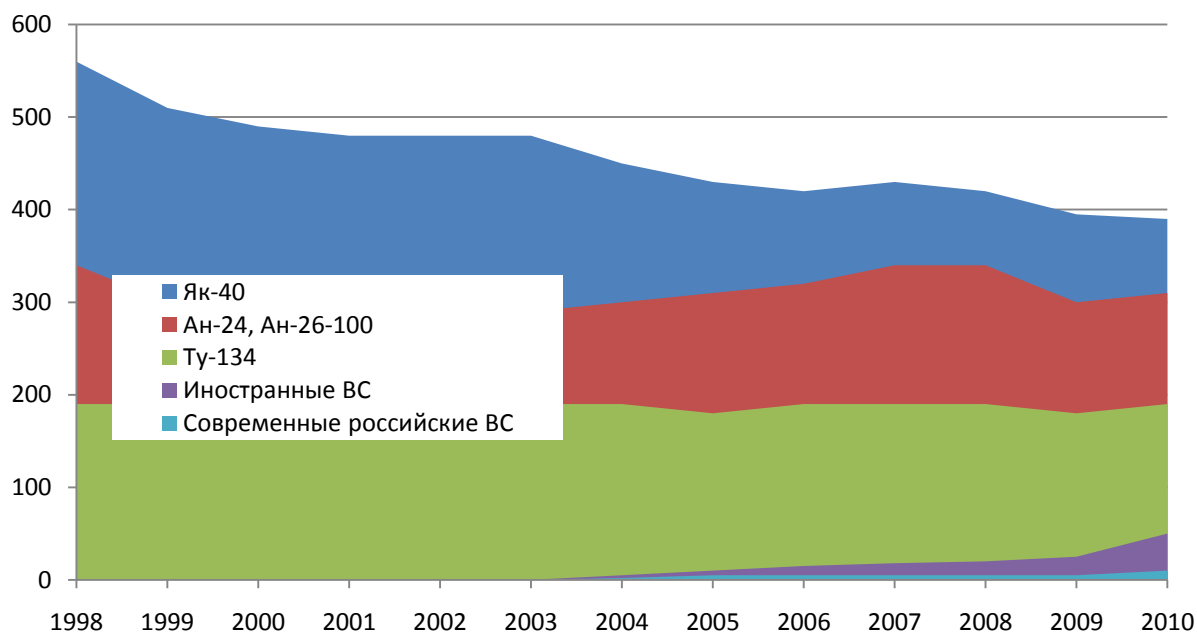


Рисунок 1.3 — Динамика действующего парка региональных ВС

Ежегодный значительный рост цен на авиационное топливо, затраты для эксплуатантов отечественных ВС составляют, как было уже отмечено, 40 % от общих эксплуатационных расходов (в зарубежных авиакомпаниях этот показатель около 20 %), приводит к снижению рентабельности деятельности авиапредприятий, эксплуатирующих отечественные ВС, и, тем самым, ограничиваются их возможности в приобретении новых ВС.

Показатели экономической эффективности отечественных ВС значительно уступают зарубежным аналогам. К примеру, наиболее массовое ВС Ту–154М каждые 10 часов полета только за счет топливной составляющей расходует на 15 тыс. у.е. больше ВС типа А320. В результате, только по этому типу ВС, сравнительные издержки российских авиаперевозчиков составляют порядка 500 млн. у.е. в год.

Аналогично представляется при сравнении Ил–96 и Боинг767. При равной пассажировместимости Ил–96 имеет больший на 40 % расход топлива, что увеличивает расходы на авиатопливо (по данным «Аэрофлот–Российские авиалинии») более чем на 7 млн. у.е. в год.

Воздушное судно Ил–96 считается современным. Эксплуатация ВС Ту–154Б, Ил–86, Ил–62, Ту–134 экономически нецелесообразна, рисунок 1.4.

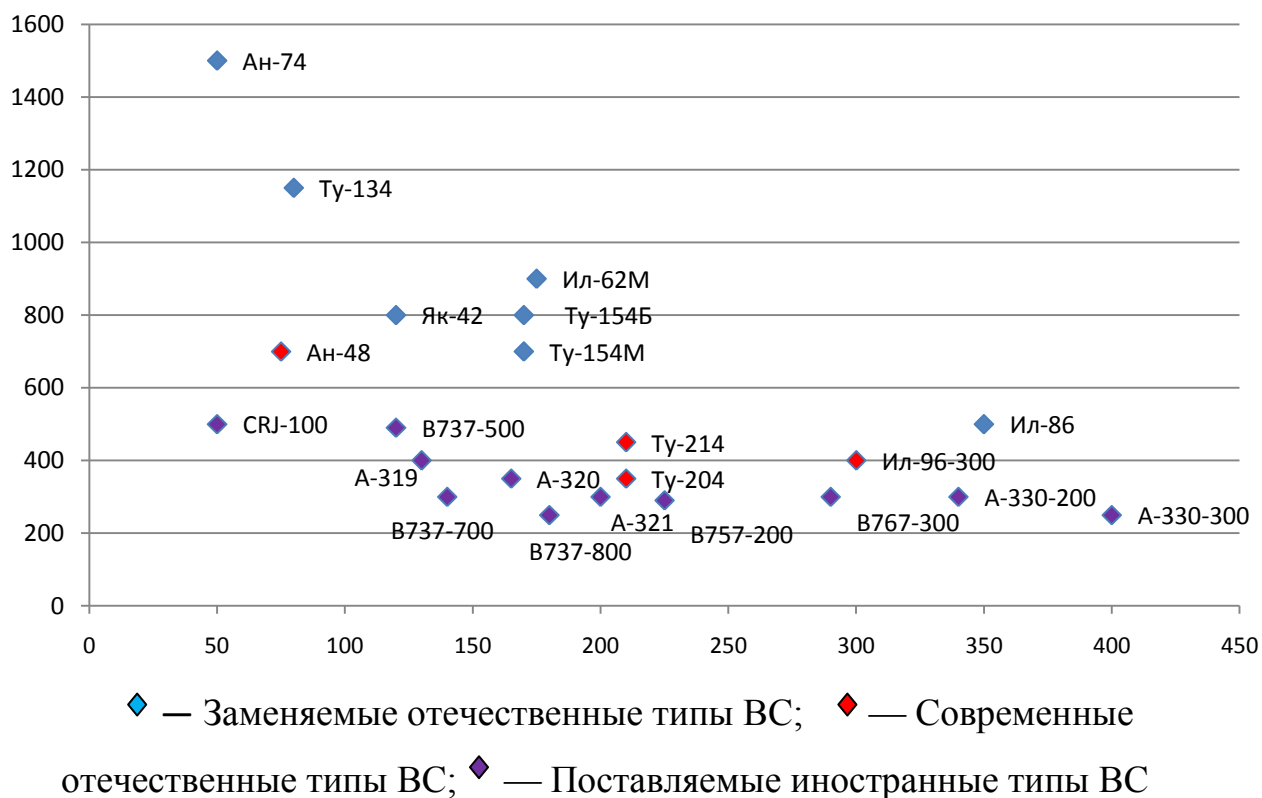
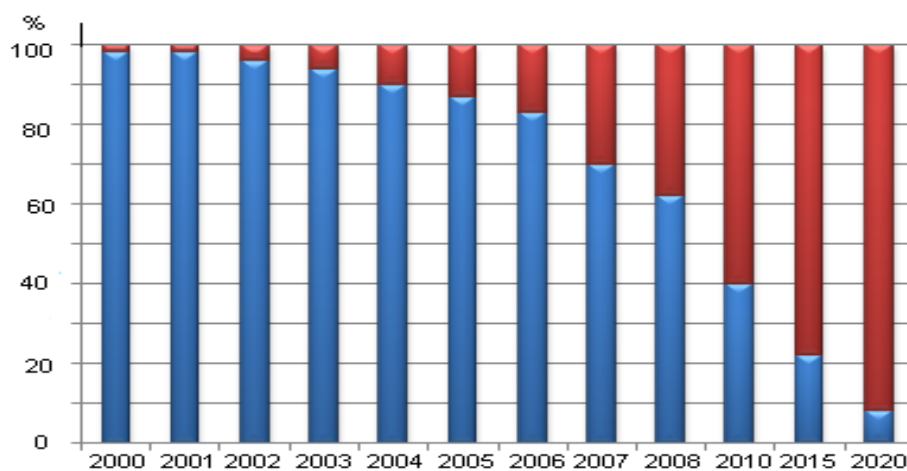


Рисунок 1.4 — Топливная эффективность отечественных и зарубежных ВС в эксплуатации

Экономическая неэффективность отечественного парка исключает конкурентоспособность российских авиапредприятий на международном рынке авиаперевозок, а при сохранении существующих тенденций создает условия перераспределению пассажиропотоков в пользу иностранных авиакомпаний.

Существующий парк ВС обеспечивает имеющийся в настоящее время спрос на перевозки. Однако происходит интенсивное списание авиатехники, отслужившей ресурс и календарный срок службы, так как многие эксплуатируемые ВС осуществили первый полет до 1990 года. В результате после 2006 года возник дефицит провозной способности эксплуатируемого парка ВС, в соответствии с рисунком 1.5.





■ — парк ВС (с учетом его выбытия), ■ — дефицит парка ВС

Рисунок 1.5 — Динамика изменения парка ВС российских авиапредприятий

В таблице 1.2 представлена динамика списания действующего парка ВС по отработке назначенных ресурсов и календарных сроков службы на 2001–2010 годы.

Таблица 1.2 — Наличие парка ВС, с учетом их списания на 2001–2010 г.г.

Тип ВС	Количество ВС на начало года										Отклоне ние 2010 к 2001 г.г. +,-
	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009 прогноз	2010 прогноз	
Ил-18	18	17	17	16	11	11	11	10	7	3	-15
Ил-62	71	67	62	58	53	52	45	41	33	30	-40
Ил-76	152	148	142	134	123	116	107	102	99	85	-67
Ил-86	74	74	74	74	73	70	62	52	44	39	-35
Ил-96	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11	0
Ту-204	8	8	8	8	8	8	8	8	8	8	0
Ту-154	357	353	348	341	331	319	306	292	273	258	-99
Ту-134	219	214	210	204	196	185	172	155	131	113	-106
Ан-2	2096	2076	2051	2025	1993	1962	1926	1898	1866	1831	-267
Ан-12	82	76	62	51	43	37	33	28	18	6	-76
Ан-24	271	259	245	220	190	166	128	96	60	31	-240
Ан-26	187	175	169	157	151	134	115	91	65	45	-142
Ан-28	44	32	23	16	9	3	-	-	-	-	-44
Ан-30	46	46	46	45	41	31	19	4	-	-	-46
Ан-32	19	15	12	10	8	7	6	5	3	2	-17
Ан-38	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	0
Ан-72	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0
Ан-74	34	34	34	34	34	34	34	34	34	34	0
Як-40	336	330	322	303	271	226	171	104	66	38	-298
Як-42	89	88	88	88	88	88	88	88	87	84	-5

У отечественной авиационной промышленности возникают затруднения в возможности произвести и поставить в эксплуатацию в

течение ближайших 8–10 лет необходимый типоразмер ВС (если не считать SSJ–100–95 и Ан–148).

Федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002–2010 годы и на период до 2015 года», утвержденная постановлением Правительства Российской Федерации от 24 августа 2006 г. № 519, предусматривает создание и поставку ВС 11-ти типоразмеров из порядка 50 единиц необходимых ГА РФ.

В связи с вышесказанным, данное учебное пособие позволяет решить ряд вопросов связанных с проектированием ВС. Прежде чем, приступить непосредственно к вопросам проектирования, необходимо рассмотреть классификацию ВС. В соответствии с кодексом Международной авиационной федерации ЛА делятся на классы, например:

- класс *A* — свободные аэростаты;
- класс *B* — дирижабли;
- класс *C* — ВС, вертолеты, гидросамолеты и т.д.;
- .....;
- класс *S* — космические аппараты.

Помимо этого, класс *C* делится на четыре группы, в зависимости от силовой установки. Все гражданские ВС группируют по классам в зависимости от их взлетной массы:

- класс первый — 75 т и более;
- класс второй — 30–75 т;
- класс третий — 10–30 т;
- класс четвертый — до 10 т.

В данной работе проводим классификацию по типам ВС. Понятие «тип воздушного судна», «воздушное судно», «самолет» приведены в глоссарии.

Самолеты можно классифицировать по множеству признаков, однако они взаимосвязаны и образуют единую систему ВС, которая находится в постоянном движении под воздействием множества рыночных факторов.

В зависимости от характера эксплуатации ВС ГА можно классифицировать на:

- 1) ВС авиации общего назначения (АОН);

## 2) ВС авиации коммерческого назначения.

Воздушные судна, находящиеся в регулярной эксплуатации, т.е. в сфере деятельности коммерческих авиапредприятий, осуществляющих перевозки пассажиров и грузов по расписанию, относятся к коммерческой авиации. Использование же ВС в личных или деловых целях относит его к категории АОН.

Последние годы наблюдается рост популярности ВС общего назначения, так как они способны выполнять задачи, несвойственные коммерческой авиации, — перевозку небольших грузов, сельскохозяйственные работы, патрулирование, обучение пилотированию, авиационный спорт, туризм и т.д., а также существенно экономят время для пользователей. Последнее достигается за счет возможности летать вне расписания, способности использовать для взлета и посадки небольшие аэродромы, пользователь не тратит время на оформление и регистрацию авиабилетов и имеет возможность выбора прямого маршрута до места назначения. Как правило, ВС АОН — ВС, имеющие взлетную массу до 8,6 т. Однако возможно и использование большего ВС.

В зависимости от назначения можно выделить две основные группы ВС, независимо от условий эксплуатации — многоцелевые и специализированные ВС.

Многоцелевые ВС предназначены для решения широкого круга задач. Это достигается за счет переоборудования и переоснащения ВС для решения конкретной задачи при минимальных конструктивных изменениях или без таковых. В зависимости от способности ВС взлетать и садиться не только на аэродромы с искусственным покрытием, но и водную поверхность многоцелевые ВС бывают наземного базирования и амфибийными.

Специализированные ВС ориентированы на выполнение какой-либо одной задачи.

Классификация ВС возможна в зависимости от характеристики аэродинамической схемы, под которой понимают некоторую систему несущих поверхностей. Различают следующие виды аэродинамических схем, в соответствии с рисунком 1.6.



Рисунок 1.6 — Аэродинамические схемы ВС

В системе несущих поверхностей имеются главные поверхности — крылья, создающие основную долю аэродинамической подъемной силы, и вспомогательные поверхности — оперение, предназначенное для стабилизации ВС и управления его полетом.

Воздушные судна по отдельным признакам аэродинамической схемы классифицируются в первую очередь по конструктивным характеристикам крыла, в соответствии с рисунком 1.7.

Также ВС, возможно, классифицировать по схеме фюзеляжа: в зависимости от типа силовых элементов, в зависимости от конструктивных характеристик шасси, которые различают по расположению опор шасси, по силовой установке, в зависимости от типа двигателя, количества двигателей и их расположения.

Особое значение для ГА имеет классификация ВС в зависимости от их дальности полета. Классификация широко используемых ВС по их типу представлена на рисунке 1.8:

- ближние магистральные (основных авиалиний) ВС, с дальностью полета — 1000–2500 км;
- средние магистральные ВС, с дальностью полета — 2500–6000 км;

- дальние магистральные ВС, с дальностью полета свыше 6000 км.



Рисунок 1.7 — Конструктивные характеристики крыла ВС



Рисунок 1.8 — Классификация типов ВС

Россия — страна протяженностью почти 10 000 км, и, конечно, необходимы дальние магистральные, средние магистральные и региональные ВС. Модельный ряд выпускаемых российскими авиапредприятиями ВС выглядит следующим образом.

Дальние магистральные ВС типа Ил-96-300, Ил-96-400М, Ту-204-300 позволяют перевозить от 164 до 436 пассажиров в зависимости от компоновки пассажирского салона на расстояние до 6500 км.

Средние магистральные ВС типа Ту-154, Ту-204-100, Ту-204СМ, Ту-214, SSJ-100, а также суда (приоритетная программа по выпуску) МС-21-200 (до 150 пассажиров), МС-21-300 (до 180 пассажиров) и МС-21-400 (210 пассажиров) и Ан-148 позволяют перевозить от 160 до 210 пассажиров, дальность полета до 4300 км.

В ближнем магистральном сегменте имеется машина «Гражданских Самолетов Сухого» в основной размерности 95 кресел.

Региональная авиация располагает ВС типа Ан-140 с вместительностью до 50-ти кресел, Ан-38 — 30-ти местное ВС.

Существующий парк ВС РФ устарел физически и морально, его основу составляют ВС разработки 30-40 летней давности. В составе парка в настоящий момент находится только 2 % ВС нового поколения. В связи со сложившейся ситуацией на основании прогнозных данных в период до 2012 года потребуется закупить несколько сот ВС. Примерные объемы закупок магистральных ВС показаны в натуральном выражении в таблице 1.3 (по данным ООО «РЭА центр «Перспектива»).

Таблица 1.3 — Лидеры поставок ВС различных классов авиаперевозчиками России

Магистральные ВС							
2002-2003 гг.		2005-2006 гг.		2007-2008 гг.		2009-2011 гг.	
Тип ВС	Доля, %	Тип ВС	Доля, %	Тип ВС	Доля, %	Тип ВС	Доля, %
1	2	3	4	5	6	7	8
Ту-154М	20	В-767-500	21,7	В-737-500	20,7	А-320	21,2
Як-42	17,8	В-737-300	15,8	А-320	17,2	В-737-500	14,5
А-319	11,1	Ту-154М	13,3	А-319	10,3	В-737-800	13,9
Ил-86	8,9	А-310	5,8	Ту-154М	8	А-321	6,1
А-320	8,9	В-757-200	5,8	В-737-300	7,5	А-319	6,1
В-767-300	6,7	А-319	5,8	В-767-300	5,2	В-757-200	5,5
Ту-214	6,7	В-747-200	5	В-757-200	4	В-737-400	5,5

Продолжение таблицы 1.3

1	2	3	4	5	6	7	8
В-767-200	4,4	В-767-300	4,2	В-737-800	4	А-330-300	4,2
Ил-62М	4,4	В-737-400	4,2	Як-42	4	В-777-200	3,6
В-737-300	4,4	А-321	3,3	В-767-300	1,7	Ту-154М	3
	93,3		85		82,8		83,6
Региональные ВС							
Ту-134	40	SAAD 2000	33,3	Ту-134	28,6	CRJ- 100/200	50,9
Як-40	20	Ту-134	22,2	ATR-42- 300	28,6	Ан-148	10,9
Dash8- 100/200	20	Як-40	16,7	ATR-72- 200	8,6	SAAB340	9,1
Ил-114	13,3	ATR-42- 300	11,1	Ан-24	8,6	EMB-120	9,1
Ан-24	6,7	EMB-135	11,1	Dash8- 100/200	8,6	ERJ-135	5,5
	100		94,4				85,5

Лидерство по количеству поставляемых в российский парк магистральных ВС постепенно переходит к наиболее конкурентоспособным на мировом рынке моделям: семейств А-320, В-737 Next Generation, В-777, А-330. В региональном парке пока наибольшим спросом пользуются 50-местные ВС, и сразу попал в пятерку лидеров Ан-148.

Ожидаемый объем закупок по пассажирским ВС до 1000–1200 млн. условных денежных единиц.

Задача восполнения дефицита провозных возможностей парка ВС имеет два принципиальных решения:

1) производство в РФ или с ее участием необходимого количества ВС нового поколения и их закупка отечественными авиапредприятиями. На решение этого вопроса ориентирована федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года», утвержденная постановлением правительства РФ от 15 октября 2001 года. В случае реализации данной программы объем продаж отечественной гражданской авиационной техники составит 700 миллиардов рублей. В авиационных и смежных отраслях будет создано до 500–550 тысяч рабочих мест и предотвращен отток валюты из РФ за счет исключения закупок зарубежной авиационной техники;

2) закупка гражданской авиационной техники зарубежного производства. Решение данного вопроса предполагает переоснащение парка российских авиапредприятий путем приобретения в лизинг зарубежных ВС. Для РФ это будет означать потерю рабочих мест, а также налоговых поступлений и перевод за рубеж значительных валютных средств, что является, по сути, финансированием зарубежной авиационной промышленности.

В настоящее время ОКБ им. А.С. Яковлева совместно с АК им. С.В. Ильюшина работает над проектом ближнее–среднемагистрального ВС МС–21. Разрабатывается несколько вариантов ВС с большой степенью унификации и комфортным шагом кресел 813 мм. Предполагается, что МС–21 не только заменит Ту–154 и Як–42, но и составит конкуренцию его зарубежным аналогам — Boeing 737 и Airbus A320. Можно надеяться, что ВС выступит в роли системного интегратора, обеспечит российскую авиапромышленность заказами, а авиапредприятия новой отечественной техникой.

## **1.2 Требования технического задания**

Во многих случаях требования технического задания могут быть разделены на две основные группы:

- общие технические требования, обязательные для всех типов ВС независимо от конкретных характеристик проектируемого ВС;
- частные технические требования, отражающие конкретное назначение проектируемого ВС.

Многочисленные требования, отражающие техническое задание, могут быть приближенно сгруппированы в следующие разделы.

1 Назначение.

2 Условия эксплуатации (по базированию, климатическим и прочим условиям, обслуживанию).

3 Требуемая экономическая эффективность ВС.



4 Летно–технические характеристики (скорость, дальность, грузоподъемность, скороподъемность, аварийное снижение и т.д.).

5 Взлетно–посадочные характеристики (проходимость, посадочные характеристики, посадка на воду, руление, характеристики начального набора и планирования, характеристики при отказе силовой установки, система посадки).

6 Характеристики устойчивости, управляемости и маневренности (диапазон эксплуатационных центровок, степень продольной статистической устойчивости и управляемости с зажатой и свободной ручкой управления, допустимые давления на ручку и запасы управляемости, т.е. установленное оборудование для обеспечения устойчивости, указывается степень маневренности, т.е. относится ли проектируемое ВС к группе маневренных, ограниченно маневренных или неманевренных ВС).

7 Весовые и центровочные характеристики, варианты загрузки.

8 Прочностные и усталостные характеристики (конкретизируют проектируемое ВС к классу, типу).

9 Характеристики оборудования и систем, а также требования к размещению оборудования и систем, экипажа, требования к кабине, положения приборов и индикаторов, углы обзора.

10 Характеристики живучести (средства спасения, возможности полета в аварийных ситуациях, покидание в воздухе, на земле, на воде, при пожаре и т.д.).

11 Требования по наземному обслуживанию, ремонтпригодности, хранению, маскировке и т.д.

12 Производственные требования (серийность производства, технологии, применяемые основные и вспомогательные материалы).

13 Требования к дезактивации и дегазации.

14 Требования по переоборудованию и по вариантам различного использования.

15 Общие требования к конструкции и системам (геометрические и др.).

16 Кроме вышеперечисленных требований указывают особенности проектируемого ВС и его сборочных единиц, комплексов и комплектов.

Основные требования к проектируемым ВС зависят от их типа. Примерный перечень основных требований, предъявляемых к различным типам ВС в порядке очередности их удовлетворения:

- пассажирские ВС — максимальная безопасность полета, высокая экономичность эксплуатации в расчетном диапазоне дальностей, комфорт пассажирской кабины (герметизация, звукоизоляция, отопление, вентиляция, удобство кресел и т.д.), возможность взлета, посадки и полета в сложных условиях для обеспечения регулярности полетов, эксплуатационно–производственные требования;

- ВС первоначального обучения — безопасность полета (отсутствие тенденций к самопроизвольному срыву в штопор, быстрый и легкий вывод из него, малый момент инерции), простота управления (устойчивость и управляемость), незначительная скорость снижения и малая посадочная скорость, отсутствие тенденций к самопроизвольным разворотам при рулении, взлете, посадке, хороший обзор из кабины, достаточная скороподъемность и избыток тяги двигателя;

- сельскохозяйственные ВС — безопасность полета на малых высотах, эксплуатация с малоподготовленных площадок, достаточная скороподъемность и маневренность, простота конструкции, простота обслуживания и возможности ремонта в полевых условиях без применения специальных приспособлений и инструментов;

- истребители — максимальная скорость, максимальная скороподъемность и потолок, маневренность, мощность вооружения, хороший обзор из кабины, живучесть, большая перегоночная дальность, защита от средств ПВО;

- бомбардировщики — грузоподъемность, дальность полета с нагрузкой, возможность полета на малой высоте, мощность средств оборонительного вооружения, живучесть, эксплуатационно–производственные требования, обеспечение транспортировки в разобранном виде;

- ВС вертикального взлета–посадки — кроме вышеперечисленных требований в зависимости от назначения ВС дополнительно рассматриваются потери мощности, тяговооруженность — общая и при вертикальном полете с учетом запаса тяги и управления в случае отказа одного из двигателей, подъем и снижение при значительных ускорениях, обеспечение аварийной посадки при отказе двигателей с экипажем более двух человек, для экипажа от одного до двух человек обеспечение спасения путем аварийного покидания ВС, экономичность висения, обеспечение устойчивости и управляемости на режимах около нулевых скоростей с выбранной степенью автоматизации управления для пилотирования, т.е. выполнения режимов перехода, продолжительного и точного висения и возможности бокового, продольного и вертикального маневров, а также безопасность полета при случайном выходе на критический режим, обеспечение сохранности покрытий ВПП, устранение неблагоприятного влияния рециркуляции и интерференции газового потока, обеспечение эксплуатации с мало- и не оборудованных площадок;

- ВС с крылом изменяемой геометрии — дополнительно рассматриваются наивыгоднейшие аэродинамические и летные характеристики на соответствующих режимах полета, компоновка с учетом допустимого диапазона центровок в зависимости от различного положения крыла, прочность и аэроупругость крыла изменяемой геометрии, устойчивость и управляемость на переходных режимах, а также при полетах на малой высоте с большой и малой скоростями при турбулентной атмосфере;

- гидросамолеты и амфибии — кроме вышеперечисленных требований добавляется ряд гидродинамических и специфических требований, связанных с эксплуатацией в акватории. Мореходность гидросамолета — способность взлетать, совершать посадку, идти на буксире, производить руление, дрейфовать и переносить качку. Качество мореходности гидросамолета зависит от атмосферных условий (скорость и направление ветра) и состояние поверхности моря.

Таким образом, дополнительно рассматривается непотопляемость при повреждении днища гидросамолета, запас плавучести, поперечная устойчивость (зависит от кренящих сил давления ветра, волнения, натяжение сил буксирного троса и т.д.), продольная устойчивость (дифферент), максимально допустимая бальность водной поверхности при взлете и посадке.

### **1.3 Сбор и обработка статистических данных при выборе базовой схемы воздушного судна**

Базовая схема воздушного судна (ВС) — это количество и взаимное расположение основных его частей: крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, двигателей. Проработка базовой схемы относится к стадии появления первой схемы ВС, когда проектное решение содержит минимум количественной информации. Целью стадии первой схемы ВС является экспертное выявление и отсеивание наименее эффективного варианта, а оставшиеся подлежат проработке на последующих этапах проектирования [1, 30, 31].

Темой исследований является «Разработка проекта воздушного судна, заданного типа», которая включает в себя следующие этапы:

1) провести анализ функционирования современного парка ВС заданного типа и тенденций в развитии авиационных перевозок и работ:

- а) возможные грузопотоки в пассажирских перевозках и работах;
- б) летно–технические характеристики ВС рассматриваемого типа и средства достижения этих характеристик;
- в) применяемые схемы ВС (выбор базовой схемы ВС);

2) определить тенденции и перспективы развития авиации: количественное и качественное изменение ТТТ к ВС, эволюцию его назначения, требуемую эффективность и способы ее обеспечения. Условия производства и эксплуатации;

3) расчет и оценка основных весовых характеристик ВС (массовых характеристики);

4) расчет и оценка взлетной удельной нагрузки на крыло и удлинения

крыла (конструктивно–геометрические характеристики);

5) расчет и оценка взлетной тяговооруженности (энерговооруженности) ВС (энергетические характеристики);

б) выбор двигателя и при необходимости оценка КПД винта;

7) оценка аэродинамических характеристик.

Исходя из вышесказанного, необходимо обеспечить выбор схемы ВС, размеров и расположения его агрегатов, характеристик систем и оборудования, летных характеристик [3].

Анализ статистических материалов дает возможность разработать ТТТ к проектируемому ВС, выбрать и обосновать его схему. Для сбора этих данных необходимо использовать сведения о ВС, аналогичных проектируемому и имеющих близкие летно–технические характеристики, схему и условия эксплуатации. Эти данные заносят в статистическую таблицу 1.4.

Таблица 1.4 — Исходные данные для проектирования

Название ВС, страна изг., год выпуска	Первоисточник	Летные характеристики											Весовые характеристики				
		$V_{крейс}$ , км/ч, или $M_{крейс}$	$H_{крейс}$ , км	$V_{отр}$ , км/ч	$V_{нос}$ , км/ч	$V_y$ , м/с	$H_{пот}$ , км	$L(m_{max})$ , км	$L(m_{груз, max})$ , км	$L_{разб}$ или $L_{взл}$ , км	$L_{проб}$ или $L_{нос}$ , м	$m_0(m_{взл})$ , кг	$m_{взл max}$ , кг	$m_{груз}$ , кг	$m_{пасс}$	$P_0$ , даН, или $N_0$ , кВт	$m_{об}$ , кг

Продолжение таблицы 1.4

Название ВС, страна изг., год выпуска	Данные СУ			Геометрические характеристики									Производные величины									
	Число и тип двигателей	$C_p$ , кг/Н.ч, или $C_e$ , кг/(кВт.ч)	$m$ , $y$ , Степень двухконтурности																			
	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
						$\chi_{ПК}^0$	$\lambda$	$\bar{c}_0, \bar{c}_{\text{ГО}}$	$\eta$	$l_{\phi}, \text{M}$	$d_{\phi}, \text{M}$	$\lambda_{\phi}$	$S_{\phi}, \text{M}^2$	$S_{\text{мид}}, \text{M}^2$	$P = m_{ог}/10S, \text{H/M}^2$	$t_0 = 10P_0/m_{ог}$	$\gamma_{\text{ДВ}}$	$K_{\text{отд}}$	$K_{\text{мид}}$	$S_{\phi} = S_{\phi}/S$	$S_{20}$	$S_{60}$

Основными статистическими данными, в соответствии с таблицей 1.4 являются:

а) относительные массовые характеристики:

- 1) относительная масса конструкции —  $\bar{m}_k$ ;
- 2) относительная масса силовой установки —  $\bar{m}_{cy}$ ;
- 3) относительная масса оборудования и управления —  $\bar{m}_{\text{об.упр}}$ ;
- 4) относительная масса топлива —  $\bar{m}_T$ ;

б) конструктивно–геометрические характеристики:

- 1) удлинение —  $\lambda = l^2/S$ :
  - крыла —  $\lambda$ ;
  - горизонтального оперения —  $\lambda_{\text{ГО}}$ ;
  - вертикального оперения —  $\lambda_{\text{ВО}}$ ;
- 2) относительная толщина профиля —  $\bar{c} = c_{\text{max}}/b$ ;
  - крыла —  $\bar{c}$ ;
  - вертикального оперения —  $\bar{c}_{\text{ВО}}$ ;
  - горизонтального оперения —  $\bar{c}_{\text{ГО}}$ ;
- 3) сужение —  $\eta = b_0/b_k$ ;
  - крыла —  $\eta$ ;
  - горизонтального оперения —  $\eta_{\text{ГО}}$ ;
  - вертикального оперения —  $\eta_{\text{ВО}}$ ;

- 4) угол стреловидности по  $\frac{1}{4}$  хорд:
- крыла —  $\chi$ ;
  - вертикального оперения —  $\chi_{\text{во}}$ ;
  - горизонтального оперения —  $\chi_{\text{го}}$ ;
- 5) угол поперечного «V»:
- крыла —  $\psi$ ;
  - горизонтального оперения —  $\psi_{\text{го}}$ ;
  - вертикального оперения (между киями) —  $\psi_{\text{во}}$ ;
- 6) угол установки:
- крыла —  $\alpha_0$ ;
  - горизонтального оперения —  $\alpha_{0\text{го}}$ ;
- 7) относительная площадь ( $\bar{S}_i = S_i/S$ ) оперения:
- горизонтального —  $\bar{S}_{\text{го}}$ ;
  - вертикального —  $\bar{S}_{\text{во}}$ ;
- 8) относительное плечо горизонтального оперения —  $\bar{L}_{\text{го}} = L_{\text{го}}/b_a$ ;
- 9) относительное плечо вертикального оперения —  $\bar{L}_{\text{во}} = L_{\text{во}}/l$ ;
- 10) коэффициент статического момента оперения —  $A_i = \bar{S}_i \cdot \bar{L}_i$ ;
- горизонтального —  $A_{\text{го}}$ ;
  - вертикального —  $A_{\text{во}}$ ;
- 11) диаметр фюзеляжа —  $d_\phi$ , м;
- 12) удлинение частей фюзеляжа  $\lambda_{\phi i} = L_{\phi i}/d_\phi$ :
- фюзеляжа —  $\lambda_\phi$ ;
  - носовой части фюзеляжа —  $\lambda_{\text{н.ч.ф}}$ ;
  - хвостовой части фюзеляжа —  $\lambda_{\text{хв.ч.ф}}$ ;
- 13) диаметр гондол двигателей —  $d_{\text{г.д}}$ , м;
- 14) удлинение гондол двигателей —  $\lambda_{\text{г.д}} = l_{\text{г.д}}/d_{\text{г.д}}$ ;
- 15) КСС и механизация крыла (тип закрылка, предкрылка);
- 16) размещение грузов под (в) крылом и топлива в крыле —  $Z_i, m_i$ ;
- 17) тип стабилизатора (фиксированный, переставной);
- 18) применение монолитных, сотовых и композитных конструкций;
- 19) высота и наклон основных стоек шасси;

20) давление в пневматиках колес и покрытие ВПП (грунт, бетон);

в) аэродинамические характеристики:

1) коэффициент подъемной силы:

- максимальный в полетной (маневренной) конфигурации —  $C_{y_{max}}$  ;

- максимальный во взлетной конфигурации (при отрыве) —

$C_{y_{max \text{ отр}}}$ ;

- максимальный в посадочной конфигурации —  $C_{y_{max \text{ пос}}}$ ;

- при минимальном сопротивлении —  $C_{y_{min}}$  ;

2) минимальные коэффициенты сопротивления  $C_{x_{min}}$  при  $M < 0,4$  и  $M_{max}$  ;

3) запас продольной статической устойчивости ВС —  $m_z^{C_y}$  \$

4) коэффициент трения колес:

- при разбеге —  $f_{разб}$ ;

- при пробеге (торможении) —  $f_{пр}$ ;

5) аэродинамическое качество ВС:

- максимальное —  $K_{max}$  ;

- при отрыве —  $K_{отр}$ ;

- при посадке —  $K_{пос}$ ;

- в крейсерском полете —  $K_{крейс.}$ ;

г) ограничения:

1) максимальный скоростной напор  $q_{max}^{\exists}$  (согласовать с  $V_{max}$  и  $M_{max}$  );

2) максимальное число Маха (согласовать с  $V_{max}$  и  $q_{max}^{\exists}$  ) —  $M_{max}$  );

3) нормальная максимальная эксплуатационная перегрузка —  $n_{y_{max}}^{\exists}$  .

Статистические материалы берут из открытой литературы: технических описаний ВС, технических экспресс-информаций, отечественных, иностранных и реферативных журналов, справочников по самолетам (ВС) и т.д.

При сборе статистических данных особое внимание следует обращать на их достоверность и полноту, например, на каких высотах и режимах работы двигателя получена *max* скорость полета, в каком варианте загрузки получена *max* дальность полета и т.д. учитывая отсутствие единой



классификации масс ВС в различных странах, следует выяснить, что входит в полную нагрузку ВС. Необходимо также учитывать, к какому образцу ВС — серийному, опытному либо проекту — или к какой модификации ВС относятся данные.

#### **1.4 Выбор схемы воздушного судна и типа двигателя**

Результатом разработки данного пункта должен быть эскиз общего вида ВС и краткое описание его схемы. Эскиз должен отражать главные схемные решения. Выполняется он в трех проекциях и должен иметь габаритные размеры ВС, установочные, присоединительные, в соответствии с рисунком 1.9.

Описание общей схемы должно быть кратким и отвечать на все перечисленные выше пункты.

**Пример 1.1** — Исходя из назначения, решаемых задач, анализа ТТТ, информации о прототипах и общих схемах ВС выбрана следующая схема проектируемого ВС:

- моноплан нормальной неустойчивой балансировочной схемы с верхним расположением трапецевидного крыла малого удлинения умеренной стреловидности, цельно-поворотным стабилизатором и вспомогательным передним горизонтальным оперением, составным вертикальным оперением;

- два ТРДФ со сверхзвуковыми регулируемыми воздухозаборниками под фюзеляжем, с реверсом тяги и большим запасом топлива в крыле и фюзеляже;

- фюзеляж составляет основу интегральной схемы корпуса ВС, в центральной части спроектирован по крылу; в носовой — герметичная кабина на два рабочих места экипажа;

- боевая нагрузка для решения ударных задач размещена под крылом на пилонах подвески и в бомбоотсеке, две ракеты класса «воздух–воздух» — под крылом и кормовая огневая установка — в хвостовой части ВС;

- выбрано двухопорное убирающееся шасси велосипедного типа со

вспомогательными крыльевыми опорами; тормозной парашют;

- предусмотрены: РЛС поиска наземных целей в носовой части, аппаратура групповых действий и индикации тактической обстановки;

- планер цельнометаллической конструкции с кессонным крылом и оперением, фюзеляжа схемы полумонокок;

- система автоматизированного дистанционного управления в продольном канале и механическая — в остальных.

Оформление завершающей части курсового проекта (работы) может быть различным, возможны следующие варианты [9]:

- 1) общие выводы;
- 2) основные результаты;
- 3) заключение по проекту (работе).

Любая из перечисленных форм допустима; требуется только, чтобы каждое из использованных понятий («выводы», «результаты», «заключение») в изложении соответствовало своему смыслу. Анализ множества работ показывает, что завершающей части большинства из них свойственны следующие недостатки:

- выводы подменяются информацией о проделанной работе — «разработана методика...», «проведено исследование...», «получена зависимость...»;

- информация фактически не информативна, т.к. ограничена только названиями «методик», «зависимостей» без раскрытия их сути, смысла, принятых автором допущений, ограничений;

**Пример 1.2** — «... Исследована динамика процесса ротационного ленточного шлифования. Установлено, что радиальная составляющая сил резания зависит от натяжения ленты, а тангенциальная составляющая — от параметров шлифования... По итогам исследования динамики процесса получены зависимости по определению силы прижима ленты к обрабатываемой поверхности от усилия натяжения. Рассчитана величина натяжения проволоки в процессах обработки...».

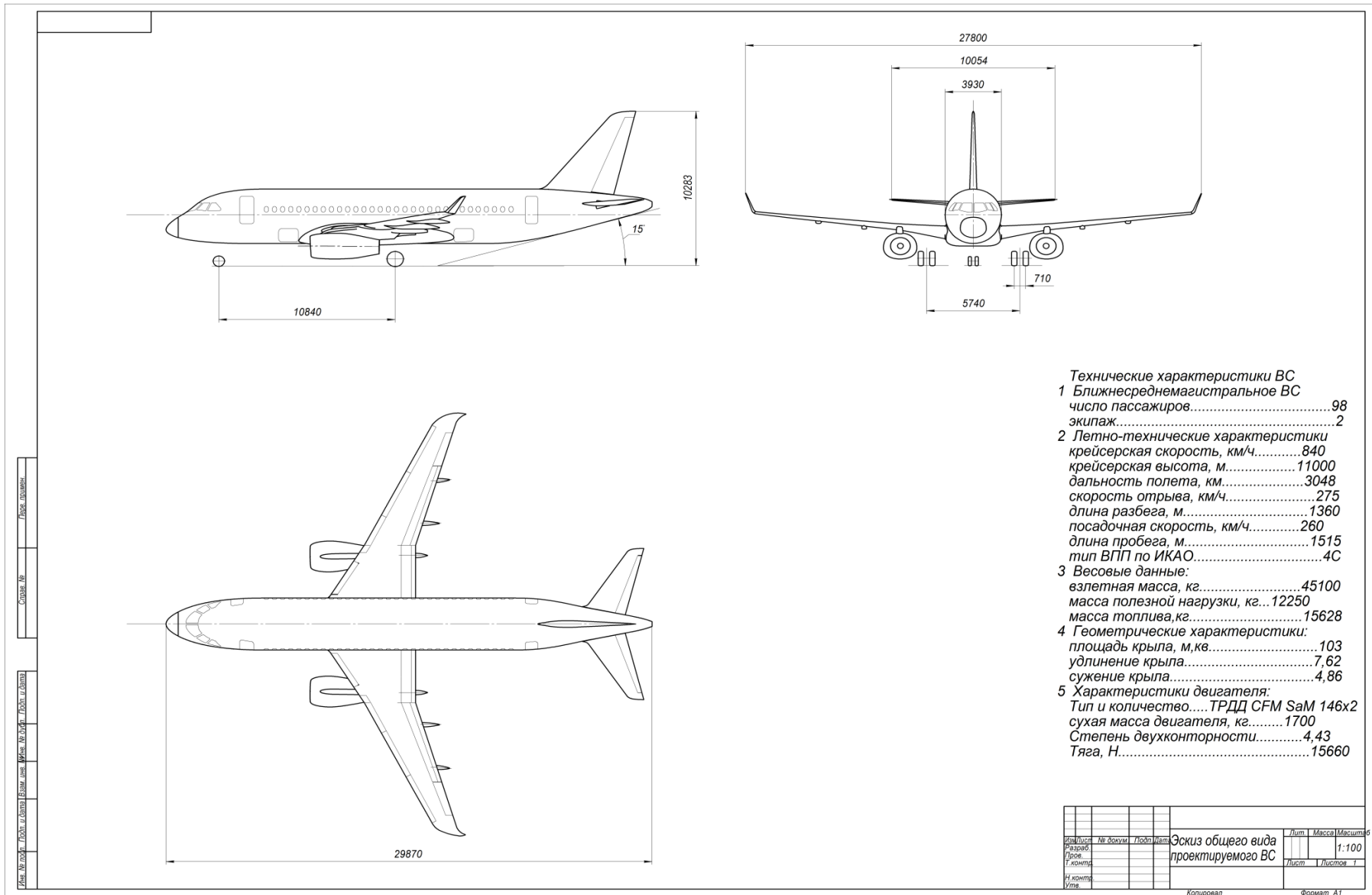


Рисунок 1.9 — Эскиз общего вида проектируемого ВС

Первое предложение — информация о том, чем занимался исследователь, второе — технический результат, немного наполненный содержанием (указано, что от чего зависит), третье — информация с оттенком результата, т. к. даны названия зависимостей, четвертое предложение содержит информацию о незначительной части работы, ради которой нет нужды «делать» саму работу, поскольку в предыдущих предложениях автор не указывает, что «натяжение проволоки» его как-то интересовало методически — он говорит только о ленте. Не ясно для чего проводился расчет натяжения проволоки.

Первое предложение могло бы рассматриваться как вводное (каковым оно, к сожалению, не является), если после него была бы развернутая характеристика ротационного ленточного шлифования, чего в последующих предложениях нет, а есть только фрагменты, которые цельной картины не образуют. Не показаны также смысл и суть зависимостей, их научная трактовка, а она могла бы стать стержнем научного вывода, объединив разносмысловые предложения, которые в редакции автора не решают ни одной из задач: не содержат ни полной информации об одном из важнейших разделов работы, ни полного технического вывода.

Из сказанного можно сделать вывод («Вывод — логический итог рассуждения, умозаключения...»), что приведенный текст никак нельзя назвать выводом, да и хорошим описанием результатов исследований его тоже нельзя признать.

«...Разработана математическая модель абразивного инструмента с учетом упругого перемещения зерна при резании от параметров обработки, позволяющая получить основную информацию о физической сущности процесса и закономерностях ротационного ленточного шлифования...».

Данный текст в целом можно назвать информацией о проделанной работе, может даже фрагментом аннотации («Аннотация — краткое изложение книги, статьи...»), если немного изменить стиль изложения. В предложенной же редакции фраза «...Разработана математическая модель...» с последующими претендующими на вывод словами «...с учетом упругого...» звучит только как

намек на вывод, хотя эти слова могли бы стать основой научного вывода, если бы автор разъяснил, что это такое «упругое перемещение зерна» и как оно соотносится с упругой деформацией основы (ленты). Конечная часть фразы вместо того, чтобы раскрыть (что было бы логично) суть «...учета упругого перемещения...», превращена автором в очередную претенциозную, звонкую пустоту. При такой оценке можно и не обращать внимание на то, что эта часть фразы неверна по определению: математическая модель не может позволить получать какую-то (тем более, основную) информацию о физической сущности. Там же сущности чего-либо, т.к. модель должна достоверно описывать эту физическую сущность явления языком математики и, к тому же, трудно представить, что такое «...математическая модель абразивного инструмента...» и как с ее помощью можно получить информацию о «...закономерностях ротационного ленточного шлифования...».

На ваше рассмотрение предлагается несколько вариантов оформления выводов:

- 1) проведено исследование процесса сложения простых чисел;
- 2) проведен системный анализ процесса сложения простых чисел;
- 3) разработана методика анализа сложения простых чисел, учитывающая их вид и количество;
- 4) исследованы особенности сложения простых чисел. Определена зависимость результатов сложения (или суммы чисел) от количества слагаемых. Решение задачи позволило убедиться, что число слагаемых влияет на характер (характеристики) получаемого результата;
- 5) установлена зависимость результатов сложения простых чисел (или просто суммы простых чисел) от вида и числа слагаемых;
- 6) проведенные теоретические и экспериментальные исследования выявили зависимости основных параметров качества (характеристик) суммы простых чисел от процесса сложения и вида (типа) простых чисел. На основе этих исследований разработан математический аппарат (программное

обеспечение), позволяющий (позволяющее) автоматизировать процессы вычислений. Приведены результаты пробных расчетов.

Из всего сказанного следуют выводы:

1) в заключительной части текста работы нужно четко, в соответствии со смыслом различать такие понятия, как «заклучение», «результаты» и «выводы»;

2) недопустимы фразы типа «проведено исследование...», «получена зависимость...», «разработана методика...» и т.д., ограниченные только названием и не наполненные раскрытием сути, смысла соответствующих понятий;

3) в выводе в краткой форме излагается умозаключения автора о результате и принятых автором ограничениях, допущениях, при которых получен результат;

4) выводы должны приводиться в последовательности, соответствующей их важности: первым должен быть наиболее глобальный, а последующие должны его развивать, уточнять;

5) вывод или результат должен быть информативен, т.е. нести информацию о сути, взаимосвязях, физической трактовке взаимодействия исследованных факторов;

6) вывод должен давать читателю полную информацию о результате работы, не вынуждая вникать в текст работы (здоровое любопытство читателя не возбраняется);

7) вывод при всей его краткости должен быть обсуждаем по сути.

Форма отчета по курсовой работе должна соответствовать требованиям стандарта организации СТО 02069024.101-2010 «Работы студенческие. Общие требования и правила оформления».

## 2 Определение основных характеристик воздушного судна

### 2.1 Последовательность определения характеристик

Масса ВС и основные его параметры (стартовая удельная нагрузка на крыло  $p_0 = G_0/S$ , стартовая тяговооруженность  $\bar{R}_0 = R_0/G_0$ , или энерговооруженность ВС  $\bar{N}_{Э,0} = N_{Э,0}/G_0$ ) имеют сложную зависимость друг от друга и иных факторов. Поэтому их значения определяются в несколько приближений. В качестве расчетной массы берется нормальная взлетная масса ВС  $m_0$ . Термин «нормальная расчетная взлетная масса» определяется как максимальная масса (в начале разбега) в условиях нормальной эксплуатации при расчетном (заданном) варианте нагрузки или — в соответствии с определением, приведенным в «Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов; Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории; Авиационные правила. Часть 27. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов нормальной категории; Авиационные правила. Часть 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории; Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов» [8].

Общий порядок работы:

- 1) по выбранным статистическим данным и заданным массам целевой и служебной нагрузок рассчитывают взлетную массу ВС в первом приближении;
- 2) рассчитывают для различных условий и выбирают по заданному правилу основные относительные параметры ВС:
  - стартовую удельную нагрузку на крыло;
  - стартовую тяговооруженность (энерговооруженность);
- 3) оптимизируют по одному из критериев общую схему с целью удовлетворения требований;
- 4) рассчитывают площадь крыла и тягу силовой установки: выбирают ряд

двигателей, удовлетворяющих требованиям по тяге;

5) рассчитывают относительные массы частей ВС с учетом особенностей их схем и результатов предыдущих расчетов:

- конструкции планера — крыла, фюзеляжа, оперения (отдельно ВО и ГО);

- шасси (отдельно для всех опор);

- силовой установки (без топлива);

- оборудования и управления;

- топлива во внутренних баках;

6) рассчитывают взлетную массу ВС во втором приближении;

7) рассчитывают площадь крыла, стартовую тягу: выбирают двигатель;

8) определяют абсолютные массы частей ВС по элементам;

9) выполняют сравнение полученных характеристик с заданными и характеристиками прототипов с целью их возможной корректировки.

## **2.2 Основные характеристики воздушного судна в первом приближении**

### 2.2.1 Расчет взлетной массы воздушного судна

Взлётную массу ВС,  $m_0$ , кг, [22, 24] вычисляют по формуле

$$m'_0 = (m_{ц.н.} + m_{сл.н.}) / (1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{с у} + \bar{m}_{об упр} + \bar{m}_т)), \quad (2.1)$$

где  $m_{ц.н.}$  — масса целевой нагрузки, берется из задания, кг;

$m_{сл.н.}$  — масса служебной нагрузки, берется из задания, кг;

$\bar{m}_к$  — относительная масса конструкции, приложение А;

$\bar{m}_{с у}$  — относительная масса силовой установки, приложение А;

$\bar{m}_{об упр}$  — относительная масса оборудования и управления, приложение А;

$\bar{m}_т$  — относительная масса топлива, приложение А.



Определяются относительные массы ВС для условий:

-  $\bar{m}_{\text{пос}}$  — на посадке;

-  $\bar{m}_T$  — в крейсерском полёте в крейсерском полёте и при маневрировании.

В рамках курсового и дипломного проектирования рекомендуется:

1) относительную посадочную массу  $\bar{m}_{\text{пос}}$ , вычислять по формулам:

- для магистральных пассажирских и транспортных ВС

$$\bar{m}_{\text{пос}} = 1,069 - \bar{m}_m, \quad (2.2)$$

Но с учетом условий  $(m_0/m_{\text{нос}}) < 1,5$  ( $(1/m_{\text{нос}}) < 1,5$ );

- для военных ВС

$$\bar{m}_{\text{пос}} = 1 - K_m \cdot \bar{m}_m - \bar{m}_{\text{цк}}, \quad (2.3)$$

где  $K_m$  — коэффициент, принимают для ВС класса «А» и легких равным 0,6, ВС первоначального обучения равным 0, для остальных ВС равным 0,8;

$\bar{m}_{\text{цк}}$  — относительная масса сбрасываемой целевой нагрузки определяется с учетом вида нагрузки, для ударных и истребительных авиационных комплексов она может составлять примерно равным  $0,9m_{\text{цк}}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{\text{цк}} = m_{\text{снк}}/m_0^I; \quad (2.4)$$

2) относительную массу  $\bar{m}_0$ , в крейсерском полете и при маневре вычисляют по формулам для определения:

- стартовой нагрузки на крыло и тяговооружённости вычисляют по формуле

$$\bar{m}_0 = 1 - 0,5 \cdot \bar{m}_T - 0,5\bar{m}_{\text{сцн}}, \quad (2.5)$$

где  $\bar{m}_{\text{сцн}}$  — относительная масса целевой и служебной нагрузки;  
 - расчетных нагрузок на составные части ВС вычисляют по формуле

$$\bar{m}_0 = 1 - \bar{m}_{ТН}, \quad (2.6)$$

где  $\bar{m}_{ТН}$  — относительная масса топлива, расходуемая в наборе высоты и разгоне до заданного режима.

### 2.2.2 Методы и условия определения стартовых параметров

В современной литературе по проектированию ВС [7, 10, 11, 28] использованы различные подходы к решению задачи расчета и выбора основных проектных параметров: стартовой удельной нагрузки на крыло  $p_0$ , стартовой тяговооруженности  $\bar{R}_0$  (энерговооруженности  $\bar{N}_0$ ), а также взлетной массы  $m_0$ . В то же время все разнообразие подходов имеет некоторые общие основы. В таблице 2.1 представлены отличительные особенности современных методик предварительного проектирования различных по назначению ВС, где принято:

- сваливание [11] вычисляется не нагрузка  $p_0$ , а непосредственно площадь крыла  $S$ ,  $m^2$ , по скорости сваливания  $V_{c < 90}$  км/ч (при установке на ВС авиационного двигателя)

$$S = (207G_0)/(C_{y \max} V_c^2). \quad (2.7)$$

Сумму относительных масс  $\sum \bar{m}_i$ , составных частей ВС: конструкции планера, силовой установки, оборудования и управления, топлива (если они не заданы конкретным двигателем, оборудованием и т.д.), вычисляют по формуле

$$\sum \bar{m}_i = \bar{m}_к + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_m. \quad (2.8)$$

Таблица 2.1 — Методики выбора проектных параметров ВС

Источник	Исходные данные	$p_0$ меньшая из $n$ условий	Стартовая тяговооруженность большая из $M$ условий	Стартовая масса, первое приближение	Стартовая масса, первое приближение
[7]	ТТЗ, статистика, аналоги, $\bar{m}_T = f(L)$ и задается	$n=3$	$M=6$ $\bar{R}_0 = f(K, \Theta),$ $K = f(K_{max})$	$\frac{m_{сцн}}{1-\Sigma\bar{m}_i},$ $\bar{m}_i$ – по статистике	$\frac{m_{сцн}}{1-\Sigma\bar{m}_i},$ $\bar{m}_i$ – расчет
[10]	ТТЗ, статистика, аналоги, $\bar{m}_T$ – задается	$n=4$	$M=6$ $\bar{m}_{cy} = f(p_0, c_x, c_y),$ $m_i = f(p_0)$	$\frac{m_{c0}+m_{сцн}}{1-\Sigma\bar{m}_i},$ $\bar{m}_i = f(p_0,$ особенности)	Выбор двигателя (из 4) по $min$ ( $\bar{m}_{cy}^{max} + \bar{m}_T$ )
[28]	ТТЗ, $K_{max}, c_{хо},$ $c_{fe}$ , аналоги, расчет по критериям	$n=4$ Посадка $p_{0n}$	$M=8$ Выбор $\bar{R}_0$ $p_0$	$\frac{R_0}{\bar{R}_0 \cdot g}$ Для $2^x$ конкретных двигателей	Выбор $m_0, \bar{R}_0, S$ из $2^x$ двигателей и $\lambda$ крыла
[2]	ТТЗ, статистика, аналоги, $\bar{m}_T = f(L),$ $c_x$ и $c_y$	$n=2$	$M=4$ $\bar{R}_0 = f(p_0, c_x, c_y)$	$\frac{m_{c0}+m_{сцн}}{1-\Sigma\bar{m}_i},$ $\bar{m}_i$ – по статистике	$m_0^{//}, \bar{R}_0, p_0$ - гпо диаграмме $\bar{R}_0 = f(p_0 m)$
[11]	Рек-и РДК СЛА, статистика	$n=2$ Свалива- ние	Выбор двигателя заранее $\bar{N}_0 \geq 0,1 \text{ л.с./даН}$	$(1,5 \dots 2)(m_{сцн}$ $+ m_{сн} + m_T$ $+ m_{cy})$	$\Sigma m_i$ , где $m_i$ – по статистике

Исследователи могут воспользоваться любой из методик. При этом необходимо учитывать, что методика должна быть, возможно, более простой, понятной и иметь меньше недостатков для данного типа ВС.

Упомянутые работы охватывают практически весь спектр пилотируемых ВС.

Так, в работе [7] рассмотрены ВС различного назначения и особенно детально пассажирские.

В работе [10] расчеты проектных параметров выполнены для боевых ВС.

Работа [11] охватывает все дозвуковые самолеты, разрабатываемые согласно «Авиационные правила...».

В «Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодельной

постройки» [8] распространяется на сверхлегкие летательные аппараты.

В настоящем учебном пособии выбрана предложенная методика, которая является наиболее универсальной, в ней методика книги [7, 26] дополнена методикой [5]. В том числе, принято, что в расчете стартовой тяговооруженности величина  $C_y$  в различных условиях определяется, используя стартовую нагрузку на крыло  $p_{0min}$ , выбранную ранее, и скоростной напор, определяемый конкретным режимом. Расчёт стартовых параметров  $p_0$  и  $\bar{R}_0 (N_{э0})$  выполняется для характерных режимов полёта, определяемых назначением ВС. Эти режимы являются расчетными условиями и для всех типов ВС, включая ВС с реактивными и винтовыми двигателями, они могут быть следующими [28]:

- 1) взлет с ВПП заданной длины (для всех ВС);
- 2) взлет и набор высоты с одним отказавшим двигателем (рассчитывают для всех ВС, у которых больше одного двигателя);
- 3) набор высоты с заданной скороподъемностью (для маневренных ВС);
- 4) крейсерский полет на максимальную дальность (для всех ВС, кроме ВС, рассматриваемых по п. 5);
- 5) полёт на максимальную продолжительность (для неманевренных ВС, у которых задано время барражирования, это: ВС разведчики, наблюдатели, воздушные командные пункты);
- 6) полёт на максимальной скорости (для маневренных и всех военных ВС);
- 7) маневрирование (установившийся разворот) с заданной (расчетной) нормальной перегрузкой (для маневренных и ограниченно маневренных ВС);
- 8) планирование с минимальной скоростью снижения (для планеров);
- 9) планирование с максимальным временем (для планеров-разведчиков);
- 10) посадка с заданной скоростью (для всех ВС).

По пунктам 8–10 рассчитывают только стартовую удельную нагрузку на крыло. Исходные данные, кроме  $C_y$ , в расчетах параметров  $P_0$  и  $R_0 (N_{э0})$  приняты одинаковые.

### 2.2.3 Стартовая удельная нагрузка на крыло $p_o$

Данный параметр выбирается меньшим из следующих условий, таблица

2.2:

- 1) посадки ВС;
- 2) крейсерской скорости (если задана дальность полета);
- 3) максимальной продолжительности полета (если задано время);
- 4) маневрирования (если ВС маневренный).

Таблица 2.2 — Значение стартовой удельной нагрузки на крыло  $p_o$

Условие	Расчетная формула	Примечание
1. Посадка $V_{\text{пос}}$ — по ТТЗ	$p_o^{II} = \frac{c_{y\text{пос}} q_{\text{пос}}}{\bar{m}_{\text{пос}}},$ где $q_{\text{пос}} = 0,5\rho V^2$	$c_{y\text{пос}} = c_{y\text{max пос}}/1,69$ — гражданские $c_{y\text{пос}} = c_{y\text{max пос}}/1,44$ — военные и маневренные
2. Полет на дальность $L_{\text{max}}$ — ТТЗ	$p_o^{II} = \frac{c_{y^*}}{\bar{m}_{\text{пос}}},$ где для ТРД: $c_y = \frac{c_{ym}}{c_3} + \sqrt{\left(\frac{c_{ym}}{c_3}\right)^2 + \left(1 - \frac{2}{c_3}\right) c_{yк}^2}$	$c_{yк} = \sqrt{\frac{c_{xm}}{A} + c_{ym}^2}$ $c_y = 3 + 0,08 \frac{M}{C_{уд0}}, q = \frac{\rho \cdot V_{\text{крейс}}^2}{2}$ $\rho = f(H_{\text{крейс}}) V_{\text{крейс}}$ — из ТТЗ
3. Полет на время $t_{\text{max}}$ — по ТТЗ	$p_o^{III} = \frac{c_y \cdot \rho V_t^2}{2\bar{m}},$ где для ТРД $c_y = C_{yк} \sqrt{\frac{1+3c_k'}{1+2\bar{c}_{ym} c_k + c_k'}};$ Для ВД: $c_y = C_{yк} \sqrt{3 + \bar{c}_{yт}^2 - \bar{c}_{ym}}.$	$C_{yк}$ — из условия 2 $\bar{c}_{ym} = c_{yт}/C_{yк},$ $C_{к=0,02} \frac{M}{C_{уд0}} \rho,$ где $\rho = f(H_t),$ $C_{уд0}, \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{ч})$ — стартовый удельный расход топлива; $M=V_t/a; V_t, H_t$ — заданы ТТЗ;
4. Маневр-вираж $n_{yM}^p$	$p_o^{IV} = \frac{c_y \cdot \rho_M V_M^2}{2\bar{m} \cdot n_y^p},$ $c_y = c_{y\text{доп}} = 0,85c_{y\text{max}}$	$V_M = V_{\text{крейс}} \sqrt{\frac{\rho C_{удоп}}{\rho C_{y\text{доп}}} n_{y.M}^p}$ $n_{y.M}^p = 0,75n_{y\text{max}}^p;$ $\rho_M = f(H = 1 - 5\text{км})$

### 2.2.4 Стартовая тяговооружённость и энерговооруженность

Эти параметры выбираются большими из ряда величин, рассчитанных для различных условий, выбираемых с учетом типа ВС [18, 21]:

- $R_o^I, N_s^I$  — обеспечения заданной длины ВПП (все типы ВС);
- $R_o^{II}, N_s^{II}$  — продолжения взлёта при отказе одного двигателя (если

$n_{дв} > 1$ );

-  $R_0^{III}, N_3^{III}$  — обеспечения заданной скороподъемности (маневренные);

-  $R_0^{IV}, N_3^{IV}$  — обеспечения крейсерской скорости (если задана дальность);

-  $R_0^V, N_3^V$  — полет с максимальной продолжительностью (если задано время);

-  $R_0^V, N_3^V$  — получения максимальной скорости (маневренные, военные);

-  $R_0^{VIII}, N_3^{VIII}$  — полёта с заданной установившейся перегрузкой (маневренные).

Стартовую тяговооруженность  $\bar{R}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{R} = k_{mpд} \bar{R}_i, \quad (2.9)$$

где  $k_{сд} = V_i / (100 \eta_в \varphi_H \varphi_{pyд})$  — коэффициент перевода тяговооруженности в  $i$ -х условиях  $\bar{R}_i$  в стартовую энерговооруженность  $\bar{N}_{3,0}$  кВт/даН;

$V_i$  — индикаторная скорость ВС с винтовыми двигателями в расчетных условиях, м/с;

$\eta_B = 0,75 - 0,85$  — КПД винта выбирается по данным прототипа;

$k_{mpд} = 1 / (\xi \varphi_H \varphi_{pyд})$  — коэффициент приведения  $R_j$  к стартовой  $R_0$ ;

$\xi$  — коэффициент влияния числа  $M$  на тягу ТРД, вычисляют по формуле

$$\xi = a_1 M + a_2 M^2 - a_3 M^3, \quad (2.10)$$

где  $a_1, a_2, a_3$  — коэффициенты аппроксимации, вычисляют в соответствии с таблицей 2.3 или по формуле

$$\xi = \bar{R}_i / \bar{R}_0 = R_i / R_0; \quad (2.11)$$

Таблица 2.3 — Значение коэффициентов  $a_i$ ,  $\varphi_H$ ,  $\eta_B$

Двигатель	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$\varphi_H$
ТРДДФ, форсаж	$0,37(1+m)^{0,5}$	$0,89+0,11m$	0,04	$\Delta_H^{0,85} (T_0/T_H)$
ТРДДФ, максим.	$0,47(1+m)^{0,5}$	$0,6+0,11m$	$0,07m$	или
				$1,2\Delta_H > 12 (T_0/T_H)$
ТВД	$N(M)=const$			$\varphi_{HTВД} = \varphi_{HTРД}$
ПД				$1,132\Delta_H - 0,132$

$\varphi_H$  — коэффициент изменения силы тяги (мощности) по высоте для различных типов двигателей;

$\varphi_{pyд}$  — степень дросселирования, для двигателей без форсажа  $\varphi_{pyд} = 0,8-0,9$ , с форсажом  $\varphi_{pyд} = 0,45-0,55$ .

Потребная тяговооруженность в расчетных для ВС условиях (с ТРД и ВРД) условиях  $R_i$  вычисляются по формулам в соответствии с таблицей 2.4.

Таблица 2.4 — Тяговооруженность в расчетных условиях

Режим	$R_i$ , формула	Примечания
1	2	3
1. Взлёт $L_{ВПП}$	$\bar{R}_1 = \frac{1,15D_L}{L} + 2,3 \cdot f_{раз} + 0,6 \cdot \frac{c_x}{c_y},$ $D_L = 1,282D + H_{СТ},$ $D = \frac{V_{omp}^2}{2g},$ $C_x = C_{xm} + C_{xi} + \Delta C_{xui} + \Delta C_{xz}, C_y < C_{yomp}$	$V_{omp}^2 = V_{noc}^2 C_{ynoc} / (m_{noc} \cdot c_{yomp}),$ $L_{ВПП} V_{noc} — ТТЗ,$ $c_{yomp} = c_{ymax} / 1,44, \rho_p = 1,154,$ $H_{СТ} = 10,7 м,$ $M_{cp} = 0,71V_{omp}/a_p c_{ynoc} — из таблицы 2.2,$ $C_{yMB} = C_{ym} + \Delta C_{ymz},$ $C_x = (C_y) — из поляра или считают по: C_{ym}; \Delta C_{xui} \Delta C_{xz} \Delta C_{xmz}, C_{ym}$
2. Набор $tge,$ $n_{дв} = 1.$	$\bar{R}_2 = \frac{n_{дв}}{n_{дв}-1} \left( \frac{C_x}{C_y} + \tan \theta \right),$ $C_x = C_{xm} + C_{xi} + \Delta C_{xz},$ $C_y < C_{y.отр}.$	$V = V_{отр}; M = V_{omp}/a_p \rho_p = 1,225;$ $tg \theta = 0,021 + 0,003 \cdot (n_{дв} - 1)$ $n_{дв} \geq 2 — количество двигателей$ $C_x = f(C_y) — аналогично п. 1$
3. Набор $V_{ymax}$	$\bar{R}_3 = \frac{V_y}{V_{ymax}} + \frac{C_x}{C_y},$ <p>где <math>C_x = c_{xm} + c_{xi};</math></p> $\cos \theta = 1 / \left( 1 + \left( \frac{V_y}{V} \right)^2 \right)^{0,5}$ $M_{крт} — по данным профиля крыла$ $\approx EXP(-1,2(\bar{c} \cos \chi)^{0,67}),$ $\rho = 1,11$	$ТРД(Д): V_k = \sqrt{\frac{2p_0 \min \cdot \cos \theta}{\rho \cdot C_{yк}}},$ $V_{ymax} = V_k \sqrt{0,71(1 + K_{max} \cdot \frac{V_y}{V})}$ $ТРД(Д)Ф: V = M_{крт}/a, a=336 м/с$ $ВД: V = V_k \cdot \bar{V}_B,$ $C_{yB} = \sqrt{3 + \bar{c}_{ym}^2} - \bar{c}_{yt}^2$ $\bar{V}_B = 1/\sqrt{C_{yB}},$ $\bar{c}_{ym}^2, C_{yк} — таблица 2.2.$

Продолжение таблицы 2.4

4. Крейсерская $L_{max}$	$\bar{R}_4 = C_x/C_Y,$ где $C_x = C_{xM} + C_{xi}.$	$V, H$ — ТТЗ; $\rho = f(H) C_{xM} C_{xM}$ (для $C_{xi}$ ) — из продувок ВС, крыла или профиля аналогов.
5. Время $t_{max}$	$\bar{R}_5 = C_x/C_Y,$ где $C_x = C_{xM} + C_{xi}.$	$V, H$ — ТТЗ; $\rho = f(H) C_{xM} C_{xM}$ (для $C_{xi}$ ) — из продувок ВС, крыла или профиля аналогов.
6.	$\bar{R}_6 = C_x/C_Y,$ где $C_x = C_{xM} + C_{xi}.$	$\rho = 2q_{max}/(V_{max})^2,$ $V_{max}$ — ТТЗ; $H = f(\rho)$ ; если $M_{max} > 0,7$ , то $C_{xM} = C_{xf} + C_{xB},$ $q_{max}, M_{max}$ — ограничения.
7. Вираз $n_y^P$	$\bar{R}_7 = C_x/C_Y,$ где $C_x = C_{xM} + C_{xi},$ $C_y < C_{удоп}.$	$V = V_M < V_{max}$ ( $V_M, C_{удоп}$ , таблица 2.1) $H=1-5$ км, $\rho = f(H),$ $n_y^P, C_{удоп}$ принимают с учётом механизации крыла на маневре (предкрылки, закрылки).

В таблице 2.4 коэффициент подъемной силы  $C_y$ , вычисляют по формуле

$$C_y = p_{0min} \bar{m} n_y / q, \quad (2.12)$$

где  $p_{0min}$  — наименьшее значение стартовой нагрузки на крыло, в соответствии с таблицей 2.2;

$\bar{m}$  — относительная масса ВС в выбранных условиях (п. 2.2.1);

$n_y$  — для случаев, кроме п.3, таблицы 2.4 (набор), когда  $n_y = \cos\theta$ , и п.7, таблицы 2.4 (маневр), когда  $n_y^P = n_{yM}^P$  (таблица 2.2, п. 4)  $q = 0,5\rho V^2$  — скоростной напор на режиме.

Стартовую энерговооруженность  $\bar{N}_{\epsilon 0}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{N}_{\epsilon 0} = k_{\epsilon 0} \bar{R}_i. \quad (2.13)$$

Площадь крыла  $S', m^2$ , вычисляют по формуле

$$S' = (m'_0 \cdot g) / p_0. \quad (2.14)$$



Стартовую тягу  $R'_{01}$ , ( $N'_{э01}$ ) одного из  $n$  двигателей  $H$  (кВт), вычисляют по формуле

$$R'_{01} = \bar{R}_0 \left( (m'_0 \cdot g) / n_{дв} \right), \quad (2.15)$$

$$N'_{э01} = \bar{N}_{э0} \left( (m'_0 \cdot g) / (10n_{дв}) \right). \quad (2.16)$$

Подбирают несколько серийных двигателей с основными характеристиками, таблица 2.5.

Таблица 2.5 — Основные характеристики двигателя

Марка, тип	Одновальный бесфорсажный ТРД РД36–51А
$P_{взл.}$ , Н	20000
$P_{кр.1.}$ , Н	5000 ( $H=18000$ м, $V_n=2350$ км/ч)
$P_{кр.2.}$ , Н	3000 ( $H=11000$ м, $V_n=1000$ км/ч)
$C_{уд.взл.}$ , кг/(Н·ч)	0,882
$C_{уд.кр1.}$ , кг/(Н·ч)	1,230
$C_{уд.кр2.}$ , кг/(Н·ч)	0,94
$G_{в.взл.}$ , кг/с	274
$\pi_{к.взл.}$	15,8
$T_{г.взл.}$ , К	1355
$D_{вх.}$ , мм	1486
$L_{дв.}$ , мм	5976
$M_{дв.}$ , кг	3900

## 2.3 Основные параметры во втором приближении

### 2.3.1 Взлётная масса воздушного судна во втором приближении

В учебных целях взлётную массу ВС во втором приближении рассчитывают один раз. При этом если результаты расчёта существенно отличаются от данных прототипа (от 5 % до 10 %), то необходимо выяснить и желательно объяснить (или устранить) причину расхождения. Во втором приближении взлётную массу ВС рассчитывают, как и в первом, путем определения относительных масс его составных частей, но с учётом особенностей конструкции и параметров первого приближения  $m^l$ ,  $p_o$ ,  $R_o$ :

- $m_k$  — конструкции планера;
- $m_{cy}$  — силовой установки;
- $m_{об.упр}$  — оборудования и управления;
- $m_m$  — топлива во внутренних баках.

### 2.3.1.1 Относительная масса конструкции $\bar{m}_k$

Относительную массу конструкции  $\bar{m}_k$ , [6, 12, 13] как сумму относительных масс крыла, фюзеляжа, оперения и шасси, вычисляют по формуле

$$\bar{m}_k = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_ф + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш}. \quad (2.17)$$

Относительную массу крыла  $\bar{m}_{кр}$ , [14, 20] вычисляют по эмпирической формуле для всех типов ВС (отличия по типам ВС учитываются с выбором коэффициентов в таблице 2.7)

$$\bar{m}_{кр} = n^p \sqrt{\lambda S} 10^{-4} \varphi_p K_l K_\lambda K_\eta K_c K_\chi K_{рейс} + (K_p/p_0) + c = 0,08 - 0,12, \quad (2.18)$$

где  $p_0$  — стартовая удельная нагрузка на крыло, Н/м<sup>2</sup>;

$S$  — площадь крыла (из первого приближения), м<sup>2</sup>;

$n_y^p = f n_y^э$  — расчетная нормальная перегрузка;

$f = 1,5$  — коэффициент безопасности;

$n_{ymax}^э$  — эксплуатационная перегрузка;

$\lambda$  — удлинение крыла;

$\varphi_p$  — коэффициент разгрузки крыла вычисляют по формуле

$$\varphi_p = 0,92 - 3,5 \sum \left[ \left( \bar{z}_{гр кр} \right)^2 \cdot \bar{m}_{гр кр} \right], \quad (2.19)$$

где  $\bar{z}_{зр.кр} = (2z_{зр.кр})/l$  — относительные координаты грузов на крыле,

где  $l$  размах крыла, м;

$\bar{z}_{зр.кр}$  — удаление центра тяжести груза или топлива от оси симметрии ВС, м;

$\bar{m}_{зр.кр} = m_{зр.кр.}/m_0^l$  — относительные массы груза или топлива;

$m_{зр.кр}$  — масса груза на обеих половинах крыла,  $K_r$ ;

$m_0^l$  — взлетная масса ВС в первом приближении;

$K_t$  — коэффициент снижения прочности (увеличения массы) конструкции сверхзвуковых ВС за счёт кинетического нагрева, таблица 2.6).

Таблица 2.6 — Значение коэффициента  $K_t$

$M_{max}$		< 2	2	2,2	2,4	3
Температура, °C		< 100	100	150	200	300
Материал	Д16	1	1,03	1,06	1,14	1,2
	Д18	1	1,015	1,05	1,10	-

Остальные коэффициенты вычисляют в зависимости от типа ВС в соответствии с таблицей 2.7. В формулах таблицы сужение крыла определяют с учётом наплывов.

Для дозвуковых неманевренных и всех лёгких ВС требуются следующие дополнительные сведения:

1)  $t_p$  — ресурс крыла составляет от 15000 до 50000 часов;

2)  $\mu = \bar{c}_0/\bar{c}_k = 1-1,4$  — отношение толщины профилей в начале и в конце крыла;

3)  $\bar{c}_{cp} = 0,5(\bar{c}_0 + \bar{c}_k)$  — средняя относительная толщина профиля крыла;

4)  $\bar{c}_0$  — относительная толщина профиля крыла в корневом сечении;

5)  $\bar{c}_k$  — относительная толщина профиля в концевом сечении;

6)  $K_{мех.}$  — коэффициент механизации крыла вычисляют:

- для средних и тяжелых ВС ( $m_0 > 10000$  кг):

- закрылки двухщелевые — 1,0;

- закрылки и интерцепторы — 1,2;

- закрылки двухщелевые, интерцепторы, наплывы — 1,4;

Таблица 2.7 — Коэффициенты для расчета  $\bar{m}_{кр}$

BC	$K_\lambda$	$K_\eta$	$K_c$	$K_\chi$	$K_{pec}$	$K_p$	$C$
Дозвуковое неманевренное $m_0 > 10^4$ кг	$13\sqrt{\lambda/p_0}$	$\frac{\eta + 4}{\eta + 1}$	$\left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) / \bar{c}_0^{0,75}$	$\frac{1}{(\cos\chi)^{1,5}}$	$(0,9 + 3t_p \times 10^{-6})K_{MT}$	$45K_{мех}K_{бак}$	0,015
Легкое дозвуковое $m_0 < 7 \cdot 10^3$ кг	$1,17\sqrt{\lambda \cdot K_{мех}}$	$\frac{\eta + 4}{\eta + 1}$	$\frac{1}{\sqrt{\bar{c}_0}} \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right)$	$\frac{1}{(\cos\chi)^{1,5}}$	$K_{cc}K_{кон}K_{MT}$	0	0
Сверхзвуковое неманевренное $m_0 > 10^5$ кг	$0,076 \left(\lambda + \frac{4,6}{\lambda}\right)$	1	$\frac{1}{\bar{c}_{cp}}$	1 или 1,5 при изменяемой $\chi$	1	80	0,02
Сверхзвуковое неманевренное	$0,036 \frac{\lambda}{\bar{c}_0} + \frac{7}{\lambda} + 1,7$	1	1	1 или 1,5 при изменяемой $\chi$	1	55	0 или -0,01 при интегральной схеме
Дозвуковое неманевренное военное	$0,036 \frac{\lambda}{\bar{c}_0} + \frac{7}{\lambda} + 1,7$	1	1	1	1	55	0,03

- закрылки двухщелевые, интерцепторы, наплывы в корневой части и предкрылки — 1,6;

- для легких ВС ( $m_0 < 7000$  кг):

- без механизации — 0,9;

- щитки или однощелевые закрылки — 1,0;

- закрылки Фаулера, предкрылки — 1,15;

7)  $K_{бак}$  — коэффициент утяжеления крыла топливными баками, который зависит от материала бака и от типа герметизации:

- мягкие баки — 1,0;

- баки–кессоны с поверхностной герметизацией — 1,2;

- баки–кессоны с внутришовной герметизацией — 1,05;

8)  $K_{cc}=1,05$  — для крыла лонжеронной КСС;

9)  $K_{cc}=1,0$  — для крыльев других КСС;

10)  $K_{кон}$  — особенности конструкции:

- монолитные элементы и сотовые конструкции — 0,90;

- клееные, а также конструкции с ограниченным применением монолитных элементов — 0,95;

- обычная клепаная конструкция — 1,0;

11)  $K_{mt}=1,2$  — если проектируется гидросамолет (АМГб);

12)  $K_{mt}=1,0$  — если не рассчитывается посадка на воду;

13)  $K_{mt}K_{кон}=0,8-0,85$  — если применены углепластики и боропластики в КСС крыла.

Относительную массу фюзеляжа  $\bar{m}_ф$ , вычисляют по формулам

- для сверхзвуковых ВС

$$\begin{aligned}\bar{m}_ф &= K_\lambda \lambda_\phi + (1/m_0)[K_{d\lambda}(d_\phi)^2 \lambda_\phi + K_d(d_\phi)^3 + K_M M_{max} + C_M] + CK_{III} = \\ &= 0,1-0,16,\end{aligned}\tag{2.20}$$

где  $\lambda_\phi$  — удлинение фюзеляжа, таблица 2.8;

$m_0$  — взлётная масса ВС, кг;

$d_\phi$  — диаметр (эквивалентный) фюзеляжа, м.

Таблица 2.8 — Коэффициенты для  $\bar{m}_\phi$  сверхзвуковых ВС

Тип ВС	$K_\lambda$	$K_{d\lambda}$	$K_d$	$K_M$	$C_M$	$C$	$K_{ш}$
Пассажирский неманевренный (с изменяемой стреловидностью)	0,0021	6	5	400	500	0,0125 (0,037)	1
Маневренный	0,003	10	8	15 $n_y^P$	300	0,03	1 – стойки фюзеляже; 0,5 – иначе.

Значение коэффициентов при не круглых сечениях фюзеляжа допускается вычислять его диаметр  $d_\phi$ , м, используя площадь миделевого сечения фюзеляжа по формуле

$$d_\phi = 1,13 \sqrt{S_{м\phi}}; \quad (2.21)$$

- для дозвуковых ВС

$$\bar{m}_\phi = (L_\phi/m) \cdot K_d + K_{гр} + K_{ш} + K_{п} = 0,008 - 0,12, \quad (2.22)$$

где  $L_\phi$  — длина фюзеляжа ( $L_\phi = \lambda_\phi d_\phi$ ), м;

$\bar{m}_{\phi a}$  — для амфибий равна  $1,2\bar{m}_\phi$ ;

$m_0^I$  — взлетная масса ВС в первом приближении, кг.

Остальные коэффициенты выбирают в соответствии с таблицей 2.9.

Таблица 2.9 — Значение коэффициентов для  $\bar{m}_\phi$  дозвуковых ВС

Коэффици- центы	Значение, формула	Примечание
1	2	3
$n$	0,72 0,74 0,75	Широкофюзеляжные ВС — $m_0 > 10^4$ кг, $d_\phi > 5$ м; Узкофюзеляжные ВС — $m_0 > 10^4$ кг, $d_\phi < 4$ м; Легкие ВС — $m_0 < 7 \cdot 10^3$ кг.
	$d_\phi(3,58-0,28 d_\phi)$	ВС с $m_0 > 10^3$ кг, $d_\phi > 5$ м — двигатели на крыле.
$K_\phi$	$d_\phi(3,63-0,33 d_\phi)$	ВС с $m_0 > 10^3$ кг, $d_\phi < 5$ м — двигатели на крыле.
	$d_\phi(4,56-0,44 d_\phi)$	ВС с $m_0 > 10^3$ кг — двигатели на фюзеляже.

Продолжение таблицы 2.9

1	2	3
$K_\phi$	$1,14\sqrt{L_\phi}$	ВС $m_0 < 7 \cdot 10^3$ — с двигателями на крыле.
	$1,3\sqrt{L_\phi}$	ВС $m_0 < 7 \cdot 10^3$ — с двигателями на фюзеляже.
$K_{зр}$	0 0,003	Бесконтейнерная перевозка груза и багажа; Груз и багаж в контейнерах.
$K_u$	0 0,004 0,014	Основные опоры шасси крепят к крылу и убирают в него; Стойки крепят к крылу и убирают в фюзеляж; Стойки крепят к фюзеляжу и убирают в фюзеляж.
$K_{ny}$	$0,002n_y^3$ 0	Для маневренных ВС; Для неманевренных ВС.

Относительную массу оперения  $\bar{m}_{on}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{on} = \bar{m}_{зГО} + \bar{m}_{BO} + \bar{m}_{ПГО} = 0,0014 - 0,025. \quad (2.23)$$

Относительную массу заднего горизонтального оперения  $\bar{m}_{зГО}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{зГО} = 0,1((S_{ГО}^{0,2} \cdot V_{maxmax}) / (p_0 \cdot \cos^{0,5} \cdot \lambda_{BO})) \cdot K_n \cdot K_m \cdot K_y \cdot K_M. \quad (2.24)$$

Относительную массу переднего горизонтального оперения  $\bar{m}_{ПГО}$ , для схемы «утка» вычисляют аналогично как и для  $\bar{m}_{зГО}$ , для других схем — приложение А.

Относительную массу вертикального оперения  $\bar{m}_{BO}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{BO} = 0,1((S_{BO}^{0,2} \cdot V_{maxmax}) / (p_0 \cdot \cos^{0,5} \cdot \lambda_{BO})) \cdot K_n \cdot K_m \cdot K_C \cdot K_M, \quad (2.25)$$

где  $K_i$  — коэффициенты, характеризующие схему, материал и подвижность поверхностей, таблица 2.10;

$V_{max max}$  — предельная индикаторная скорость, определяемая НЛРС, приложение А.

Таблица 2.10 — Коэффициенты к расчету  $\bar{m}_{он}$

Коэффициент	Значение	Примечание
$K_n$	1 1,2	Количество двигателей не менее 4; Количество двигателей менее 4.
$K_C$	1 1,2	ГО — на фюзеляже или отсутствует; ГО — на киле.
$K_M$	1 0,95 0,85	Не применяют композиционные материалы; Ограниченное применение композиционного материала; Широкое применение композиционного материала.
$K_y$	1 1,05 (1,15)	ГО — фиксированный стабилизатор, «бесхвостка»; Переставной стабилизатор — ЦПГО.

Относительную массу шасси  $\bar{m}_{ш}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{ш} = K_{MT} \frac{100 \cdot H_{OC}^2 \bar{m}_{нос}}{m_0} K_{ЛА} K_{ОСТ} K_{бс} K_n + \frac{K_{ВПП}}{\sqrt{p_{ш}}} = 0,03 - 0,05, \quad (2.26)$$

Относительную массу шасси  $\bar{m}_{ш}$ , для легких ВС с массой менее 10000 кг вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{ш} = K_{MT} (6H_{oc} + 11,3) \cdot 10^{-3} K_n + (K_{ВПП} / \sqrt{p_{ш}}), \quad (2.27)$$

где  $H_{oc}$  — высота основной опоры (стойки) шасси (от поверхности аэродрома до узла крепления опоры по прототипу);

$\bar{m}_{нос}$  — относительная посадочная масса ВС.

Остальные составляющие формул (коэффициенты) учитывают тип ВС, наклон опор шасси, схему балансировки ВС, количество основных опор и покрытие ВПП, таблица 2.11. Давление в пневматиках колёс основных опор шасси  $p_{ш}$ , МПа, выбирают в зависимости от величины стояночной нагрузки на опору [7, 26]. Стояночную нагрузку для носовой опоры  $P_{стн}$ , МН, вычисляют по формуле

$$P_{стн} = (g \cdot m_0 e) / (a + e). \quad (2.28)$$



Стояночную нагрузку для одной из основных опор  $P_1$ ,  $MH$ , вычисляют по формуле

$$P_1 = (gm_0 - P_{стн})/n, \quad (2.29)$$

где  $a$  и  $e$  — расстояние между проекциями на земную поверхность центра масс ВС и осей переднего и основных колёс соответственно.

Распределение массы  $m_{ш}$  между носовой  $m_{шн}$  и основными опорами допускается принять [11]:

- $\bar{m}_{шн} = 0,2\bar{m}_{ш}$ ;
- $2m_{шос} = \bar{m}_{ш} - \bar{m}_{шн}$ .

Массу  $m_{шос}$  распределяют равномерно между основными опорами.

Таблица 2.11 — Коэффициенты расчета  $\bar{m}_{ш}$

Коэффициент	Значение	Примечание
$K_{ДА}$	1	Для боевых маневренных и ВС с $m_0 > 10 t$ ; Для пассажирских и транспортных ВС.
	1,8	
$K_{ОСТ}$	1,2	Прямые основные стойки; Наклонные основные стойки.
	1,5	
$K_{бс}$	1,4	Нормальная балансировочная схема ВС; Схема «бесхвостка» или «утка».
	1,6	
$K_n$	1	Основных стоек шасси 2(0,9 — не убираются); Основных стоек шасси 3; Основных стоек шасси 4.
	1,2	
	1,	
$K_{ВПП}$	0,02	Эксплуатация с бетонных ВПП; Эксплуатация с грунтовых ВПП.
	0,025	
$K_{мм}$	1	Обычный материал; Высокопрочный материал — ВКС-9, ВТ-20.
	0,7	

### 2.3.1.2 Относительная масса силовой установки

Для различных типов ВС и двигателей относительная масса силовой установки  $\bar{m}_{сy}$ , вычисляют по формулам таблицы 2.12.

Таблица 2.12 — Формулы расчета  $\bar{m}_{cy}$

Тип ВС	Расчетные формулы
Реактивные двигатели: - неманевренный - маневренный	$\bar{m}_{cy} = (0,124 + \gamma_{дв}) \cdot \bar{R}_0,$ $\bar{m}_{cy} = 1,4 \cdot \gamma_{дв} \cdot \bar{R}_0,$ <p>где <math>\gamma_{дв}</math> — удельный вес двигателя по прототипам.</p>
Винтовые двигатели: - ТВД - поршневые	$\bar{m}_{cy} = K_{cy} \cdot \gamma_{дв} \cdot \bar{N}_{э,0},$ $K_{cy} = 1,1 \frac{1,36}{\gamma_{дв}} \left( 0,1 + \frac{0,9}{\sqrt[3]{N_{э,01}}} \right),$ $K_{cy} = 1,5 + 0,4 \cdot 10^{-3} \cdot N_{э,01}'.$

где  $N_{э,01}$  — мощность (эквивалентная) одного двигателя, кВт;

$K_0 = 1$  — при водяном охлаждении;

$K_0 = 0,9$  — при воздушном охлаждении;

$\gamma_{дв}$  — удельный вес двигателя для ТРДДФ, вычисляют по формуле

$$\gamma_{дв} = 9,81 \cdot m_{дв} / R_0^I = 0,12 - 0,14. \quad (2.30)$$

Удельный вес двигателя для ТВД, вычисляют по формуле

$$\gamma_{дв} = 9,81 \cdot m_{дв} / N_{э,0}^I, \quad (2.31)$$

где  $\gamma_{дв} = 0,16 - 0,30$  — для ТВД, да Н/кВт;

$\gamma_{дв} = 0,6 - 0,8$  — для ПД, да Н/кВт;

$m_{дв}$  — масса двигателя, кг.

### 2.3.1.3 Относительная масса оборудования и управления

Относительную массу оборудования и управления  $\bar{m}_{об,упр}$ , вычисляют по формулам, таблица 2.13.

Таблица 2.13 — Формулы расчета  $\bar{m}_{об.упр}$

Тип ВС	Формулы расчета
Пассажирские $m_0 > 7 t$	$1/m_0(250 + 30 \cdot N_{нас}) + 0,06$
Транспортные $m_0 > 7 t$ Маневренные	$0,2 - 0,268 \cdot 10^{-3} \sqrt{m_0} + K_{сн}$ $1000/m_0 + 0,01 \cdot M_{max}^2 + \bar{m}_{сп.бж}$
Легкие $m_0 < 7 t$ (неманевренные)	$(200/m_0) + 0,2 \cdot \bar{m}_{цн}(1 + 0,1 \cdot (L_p/3,6V_{рейс}) + 0,08)$

где  $n_{нас}$  — расчетное количество пассажиров;

$m_{сп.бж} = 0,01 - 0,06$  — относительная масса средств повышения боевой живучести (большие значения выбирают для штурмовиков);

$V_{рейс} = (L_p \cdot V_{крейс}) / (L_p + \Delta t \cdot 3,6V_{крейс})$  — рейсовая скорость,  $L_p$ , расчётная дальность полета на высоте  $H$ , м, берут из задания, км;

$\Delta t = 0,16 + 1,85 \cdot 10^{-4} \cdot (10^{-3}H)^3$  среднее рейсовое время, ч., равно 0,03 при наличии специальной нагрузки и  $K_{сн} = 0$  без неё.

#### 2.3.1.4 Относительная масса топлива

Относительная масса топлива  $\bar{m}_T$  [23] складывается из топлива, расходуемого: на набор высоты и разгон; на крейсерский полёт; на опробование, руление и навигационный запас; на снижение и посадку соответственно, вычисляют по формуле

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{ТН} + \bar{m}_{ТЛ} + \bar{m}_{ТЗ} + \bar{m}_{ТП}, \quad (2.32)$$

где  $\bar{m}_{ТЗ}$  и  $\bar{m}_{ТП}$  — имеют примерно 20 % от всей массы топлива.

С учетом вышесказанного, относительную массу топлива  $\bar{m}_T$ , вычисляют по формуле

$$\bar{m}_T = 1,25 \cdot (\bar{m}_{ТН} + \bar{m}_{ТЛ}), \quad (2.33)$$

$$\bar{m}_{ТН} = 0,009 \cdot H_{Э} \cdot C_n \cdot \bar{m}_{ТЛ} = (1 - \bar{m}_{ТН})(1 - e^{-c/\kappa}), \quad (2.34)$$

где  $H_э$  — крейсерская энергетическая высота, м, вычисляют по формуле

$$H_э = \left( H + (V_{крейс.}^2 / 2 \cdot g) \right); \quad (2.35)$$

$C_n$ ,  $C$  — коэффициенты, представленные в таблице 2.14, в которой принято:

- $L_l = L - L_{HC}$  — крейсерский участок пути на заданной скорости;
- $\eta = 0,75-0,85$  — коэффициент полезного действия винта;
- $L_{HC} = 0,002 \cdot H_э \cdot K_{max}$  — участки пути в наборе и при снижении, км;

Таблица 2.14 — Значение коэффициентов  $C_n$ ,  $C$

Режим полета	ТРД	ВД
Набор высоты	$C_n = C_{y\delta} V$	$C_n = C_{э\gamma\delta} / (1000 \cdot \eta)$
Крейсерский — $V_p = V_{Lmax}$	$K = K_{крейс.}; C = 2,78 C_n \cdot L_l$	$K = K_{max}; C_n = C_{э\gamma\delta} \cdot L_l / (360 \cdot \eta)$
Барражирования — $V_p = V_{tmax}$	$K = K_{крейс.}; C = 10 C_{y\delta} \cdot t$	$K = K_{max}; C_n = C_{э\gamma\delta} \cdot t \cdot V / (100 \cdot \eta)$

### 2.3.1.5 Масса воздушного судна во втором приближении

Массу ВС во втором приближении  $m_0^{II}$ , кг, вычисляют по формуле

$$m_0^{II} = (m_{ин} + m_{сл.н}) / (1 - \sum m_i). \quad (2.36)$$

Слагаемые масс двух приближений сводят в таблицу 2.15, где  $\Delta m_0 = m_0^{II} - m_0^I$ .

Таблица 2.15 — Слагаемые массы  $m_0$

Слагаемое		Значение	
1		2	
$\bar{m}_к$	$\bar{m}_{кр}$		
	$\bar{m}_ф$		
	$\bar{m}_{оп}$		
	$\bar{m}_{ш}$		
$\bar{m}_к$	$\Sigma$	Первое приближение	Второе приближение
$\bar{m}_{cy}$			
$\bar{m}_{об.упр}$			
$\bar{m}_м$			

Продолжение таблицы 2.15

1	2	3
$m_{0t}$		
$\Delta m_0$		

### 2.3.2 Расчёт площади крыла и стартовой тяги двигателей

Расчёт площади крыла  $S$ ,  $m^2$ , и стартовой тяги двигателей  $R_0$ ,  $H$ , выполняется по тем же формулам, что и в первом приближении, но с новой массой ВС. Вычисляют по формулам

$$S = (m_0^{II} \cdot g) / p_0, \quad (2.37)$$

$$R_0 = \bar{R}_0 \cdot g \cdot m_0^{II}. \quad (2.38)$$

Сила тяги одного двигателя  $R_0$  выбирается из условия

$$R_0 = \sum_{n-1}^n R_i, \quad (2.39)$$

где  $n$  — количество двигателей, если двигатели одинаковы, то  $R=R_0/n$ .

Окончательно выбирается конкретный двигатель [7, 11, 26]. Если полученные характеристики в основном удовлетворяют конструктора, то последующие приближения и уточнения не выполняются.

## 2.4 Выбор рациональных параметров воздушного судна

Исследования проводятся с целью более полного удовлетворения заданным требованиям, минимизации взлетной массы, площади крыла и стартовой тяги двигателей. Применяется правило: сглаживание пиковых значений проектных параметров компоновочными средствами [15, 16, 17, 19, 25].

**Пример 2.1** — Площадь крыла определена условием посадки и существенно отличается от площади, определенной крейсерскими условиями. В таком случае заданная величина крейсерской скорости далека от наивыгоднейшей по дальности. Требуется или уменьшить площадь крыла на посадке, или при неизменной площади крыла, увеличить наивыгоднейшую по дальности скорость. Технически это достигается:

- увеличением несущих свойств ВС на посадке (эффективная механизация, интегральная схема, несимметричные профили, и т.п.);
- снижением потерь подъемной силы на балансировку;
- снижением шероховатости поверхности;
- подбором формы профилей крыла, стреловидности;
- применением силовой установки с меньшим градиентом расхода топлива по скорости в крейсерских условиях и др.

При варьировании параметрами крыла, фюзеляжа, оперения также минимизируется взлетная масса ВС при безусловном обеспечении выполнении заданных требований. Аналогичные мероприятия проводятся для других расчетных условий.

## **2.5 Определение абсолютных масс частей воздушного судна**

По взлётной массе второго приближения вычисляют абсолютные массы частей ВС  $m_i$ , с разбивкой по элементам, таблица 2.16, вычисляют по формуле

$$m_i = m_0^{II} \cdot \bar{m}_i. \quad (2.40)$$

Таблица 2.16 — Массы основных элементов ВС

№ п/п	Агрегат	Элемент	Масса, кг
1	Планер	Крыло	...
		ГО (ПГ, ЗГО)	...
		ВО (кили и гребни)	...
		Фюзеляж	...
		Основные стойки шасси	...
		Носовая стойка	...
2	Силовая установка	Двигатели и их оборудование	...
3	Топливо	Бак № 1	...
		Бак № 2	...
4	Оборудование	РЭО	...
		БКО	...
5	Целевая нагрузка	Первый отсек	...
		Второй отсек	...
6	Служебная нагрузка	Экипаж	...
		Буфет	...
		...	...

## 2.6 Сравнение проектируемого воздушного судна с прототипами

Заданные и полученные при расчётах основные характеристики ВС, силовой установки и оборудования заносятся в таблицу 1.1. С помощью таблицы ВС сравнивают и делают вывод.

**Пример 2.2** — «Спроектированное ВС по основным параметрам (взлётной массе, удельной стартовой на нагрузку на крыло, стартовой тяговооружённости) соответствует выбранному прототипу. Наибольшие расхождения получены в определении стартовой удельной нагрузки на крыло (взлётной массы, тяги двигателей и т.п.), что можно объяснить разницей в задании основных количественных требований и ограниченным числом приближений в расчётах. В целом полученные характеристики удовлетворяют основным требованиям, что позволяет перейти к решению задач компоновки ВС».

## 3 Компоновка воздушного судна

### 3.1 Аэродинамическая компоновка

Целью аэродинамической компоновки является определение конфигурации ВС, т.е. рациональный выбор внешних форм его частей, их взаимного расположения, обеспечивающих достижение заданных аэродинамических характеристик, их описание и изображение на чертеже [4, 27].

При разработке аэродинамической компоновки обеспечивают достижение показателей качества  $U_{НС} \cdot U_{АК} > (U_{НС} \cdot U_{АК})_{расч.}$  за счёт вариации параметров, например  $\lambda, S_{ом}, e, C_{fe}$ , в соответствии с равенством [28]

$$U_{НС} \cdot U_{АК} = \lambda((S/S_{ом})(e/C_{fe})). \quad (3.1)$$

Это позволит подтвердить предварительные проектные значения  $K_{max}$  и  $C_{хо}$ .

#### 3.1.1 Описание компоновки

В развитие описания общей схемы ВС и его основных характеристик необходимо обосновать аэродинамическую целесообразность применяемых конструкторских решений на проектируемом ВС:

- схем, форм, поперечных сечений несущих поверхностей и управления;
- схем соединения (перехода): фюзеляж — несущая поверхность (применение правила площадей, наплывов, интегральных схем);
- способов снижения потерь аэродинамического качества на балансировку ВС (использование наплывов, крутки крыла, снижение запаса



устойчивости, сохранение его по скорости, применение неустойчивых схем и т.п.);

- способов управления силами в воздухе и на земле (воздушные тормоза, прямое управление подъёмной, боковой силами, вектором тяги);

- способов применения механизации крыла, фюзеляжа, оперения, шасси на взлёте, посадке, в полёте и на стоянке (применение закрылков, предкрылков, складных консолей, переставного или управляемого стабилизатора);

- способов улучшения обтекания несущих поверхностей (крутка крыла, сдув пограничного слоя; установка гребней, щелевых поверхностей и т.п.);

- способов обеспечения надёжности и безопасности движения в особых условиях (флаттер, бафтинг, сваливание, «шимми»).

### 3.1.2 Определение геометрических характеристик

По значениям площади крыла и относительных параметров определяются размеры основных частей планера. Данные заносятся в таблицу 3.1.

Таблица 3.1 — Геометрические размеры

Часть ВС	Характеристика	Размер
1	2	3
Крыло	<p>Площадь, <math>m^2</math></p> <p>Размах — <math>l = \sqrt{\lambda \cdot S}</math>, м</p> <p>Хорды — <math>b_0 = b_k \cdot \eta</math>, м</p> <p><math>b_k = (2 \cdot S) / (\eta + 1) \cdot l</math>, м</p> <p><math>b_a = ((2/3)b_0)((1 + \eta + \eta^2) / ((\eta + 1) \cdot \eta))</math>, м</p> <p>Координаты — <math>X_{ba}</math>, м; <math>Y_{ba}</math>, м.</p> <p>Углы — <math>\alpha_0, \chi</math>:</p> <p>- <math>tg\chi_{нк} = tg\chi + 1/\lambda((\eta - 1)/(\eta + 1))</math>;</p> <p>- <math>tg\chi_{зк} = tg\chi - 3/\lambda((\eta - 1)/(\eta + 1))</math>.</p>	
Закрылки	<p>Площадь, <math>m^2</math></p> <p><math>\delta_{взл.}^0, \delta_{нос.}^0, \delta_{мк.}^0</math> - маневренная</p>	
Элероны	<p>Площадь: <math>S_{эл} = \bar{S}_{эл} \cdot S</math>, <math>m^2</math></p> <p><math>S_{эл} = (0,05 - 0,08)S</math></p> <p><math>\delta_{вниз.}^0, \delta_{вверх}^0</math></p>	
Предкрылки	<p>Площадь, <math>m^2</math></p> <p><math>\delta_{взл.}^0</math></p> <p><math>\delta_{нос.}^0</math></p> <p><math>\delta_{мк.}^0</math> - маневренная</p>	

Продолжение таблицы 3.1

1	2	3
Стабилизатор (управляемый)	<p>Площадь: <math>S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S, \text{ м}^2</math></p> <p>Плечо и размах: <math>L_{ГО} = \bar{L}_{ГО} \cdot b_a, \text{ м}; l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}}, \text{ м}</math></p> <p>Хорды: <math>b_0 = b_k \cdot \eta</math> — ГО, м; <math>b_k = (2 \cdot S_{ГО}) / (\eta_{ГО} + 1) \cdot l_{ГО}, \text{ м}</math></p> <p>Стреловидность: <math>\chi_{пк}^0, \chi_{зк}^0, \delta_{вниз}^0, \delta_{вверх}^0</math>, аналогично для ПГО</p>	
Руль высоты	<p>Площадь: <math>S_{РВ} = \bar{S}_{РВ} \cdot S_{ГО}, \text{ м}^2</math></p> <p><math>\delta_{вниз}^0, \delta_{вверх}^0</math></p>	
Киль	<p>Площадь: <math>S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S, \text{ м}^2</math></p> <p>Плечо: <math>L_{ВО} = \bar{L}_{ВО} \cdot l, \text{ м}</math></p> <p>Высота: <math>l_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}}, \text{ м}</math></p> <p>Хорды: <math>b_0 = b_k \cdot \eta, \text{ м}; b_k = (2 \cdot S_{ВО}) / (\eta_{ВО} + 1) \cdot l_{ВО}, \text{ м}</math></p> <p>Стреловидность: <math>\chi_{пк}^0, \chi_{зк}^0</math></p>	
Шасси	<p>Углы, град.:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- стояночный — <math>\psi</math>;</li> <li>- выноса — <math>\gamma</math>;</li> <li>- опрокидывания — <math>\varphi</math>.</li> </ul> <p>Колея <math>B, \text{ м}</math></p> <p>База <math>b, \text{ м}</math></p> <p>Вынос, м:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- основных колес — <math>e</math>;</li> <li>- переднего колеса — <math>a</math>.</li> </ul>	
Руль направления	<p>Площадь: <math>S_{РН} = \bar{S}_{РН} \cdot S_{ВО}, \text{ м}^2</math></p> <p>Угол отклонения — <math>\pm \delta^0</math></p>	
Фюзеляж	<p>Длина фюзеляжа: <math>l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}, \text{ м}</math></p> <p>Длина хвостовой части, м</p> <p>Длина носовой части, м</p> <p>Диаметр <math>d_{\phi}, \text{ м}</math></p>	

По данным таблицы 3.1, рекомендаций объемно–весовой и конструктивно–силовой компоновок выполняется чертеж общего вида, рисунок 1.1 ВС и центровочная схема, рисунок 3.1. Над боковой проекцией чертежа и на центровочной схеме наносится средняя аэродинамическая хорда (приложение Г). На хорде указываются количественные значения фокуса, предельно передней и предельно задней центровок. На чертеже общего вида наносятся основные размеры ВС. В результате вышесказанного делают вывод.

**Пример 3.1** — «Аэродинамическая компоновка ВС обеспечивает хорошие посадочные, отличные маневренные характеристики, дающие преимущество ВС при ведении маневренного воздушного боя, и удовлетворительные характеристики дальности и продолжительности полета. Это получено за счет применения:

- интегральной несущей аэродинамической схемы;
- большой тяговооружённости;
- низкой стартовой удельной нагрузки на крыло;
- рулевых поверхностей большой площади.

### 3.2 Объёмно–весовая компоновка воздушного судна

#### 3.2.1 Цели компоновки

Цель объёмно–весовой компоновки – такое относительное размещение составных частей планера, силовой установки, оборудования и полезной нагрузки, которое удовлетворяет требованиям центровки ВС  $\varepsilon^\alpha$

$$\varepsilon^\alpha = \begin{cases} 0,75 - \text{нелманевренное ВС, ГО на фюзеляже}; \\ 0,65 - \text{маневренное ВС}; \\ 0,50 - \text{нелманевренное ВС с Т – образным оперением}; \\ 0 - \text{для ПГО и схема утка}. \end{cases} \quad (3.2)$$

В пределы от  $\bar{X}_{Tmn}$  до  $\bar{X}_{Tnz}$  должны войти центровки ВС, рассчитанные для всех вариантов загрузки и остатка топлива.

#### 3.2.2 Определение проекции САХ на фюзеляже

Величину и место САХ ( $b_a$ ) на крыле определяют графически. Место установки крыла на фюзеляже вдоль оси  $OX$  определяют величиной  $X'_a$ , м, (от носка фюзеляжа до начала САХ) при известных массах и координатах центров масс снаряжённых крыла  $X'_{Tкр}$ , м, и фюзеляжа  $X'_{Tф}$ , м, и при заданном значении центровки, рисунок 3.1, вычисляют по формулам

$$X'_a = X'_m - X_{m\text{задан.}} \cdot X'_m = X'_{m\phi} + (m_{\text{сн.кр}}/m_{\text{сн.ф}}) \cdot X_{\text{ткр}}, \quad (3.3)$$

$$X'_{\text{Тф}} = (\sum m_{i\phi} \cdot X'_{i\phi}) / \sum m_{i\phi} = (\sum m_{i\phi} \cdot X'_{i\phi}) / (m_0 - m_{\text{сн.кр}}), \quad (3.4)$$

$$X'_{\text{Ткр}} = (\sum m_{i\text{кр}} \cdot X'_{i\text{кр}}) / \sum m_{i\text{кр}} = (\sum m_{i\text{кр}} \cdot X'_{i\text{кр}}) / (m_0 - m_{\text{сн.ф}}), \quad (3.5)$$

где  $X'_{i\phi}$  — координаты относительно носа фюзеляжа агрегатов (грузов)  $m_{i\phi}$ ;

$X'_{\text{Ткр}}$  — координаты могут быть и отрицательные, относительно заданного положения центра масс ВС на САХ агрегатов (грузов)  $m_{i\text{кр}}$ ;

$m_{\text{сн.кр}}$  — масса полностью снаряжённого крыла, включая: шасси, ГО, ВО, расположенные на крыле двигатели, внешние подвески, топливо в крыльевых отсеках и т.п. (остальные составляющие массы входят в  $m_{\text{сн.ф}}$ );

$X_{\text{тзадан.}}$  — вычисляют по формуле

$$X_{\text{Тзадан.}} = 0,5(\bar{X}_{\text{Тнн}} + \bar{X}_{\text{Тнз}}) \cdot b_a. \quad (3.6)$$

### 3.2.3 Расчёт центровок воздушного судна

Для расчёта центровок составляется центровочная ведомость, таблица 3.2 и вычерчивается центровочная схема, рисунок 3.1. Нумерация масс и их координаты в ведомости и на схеме должны совпадать.

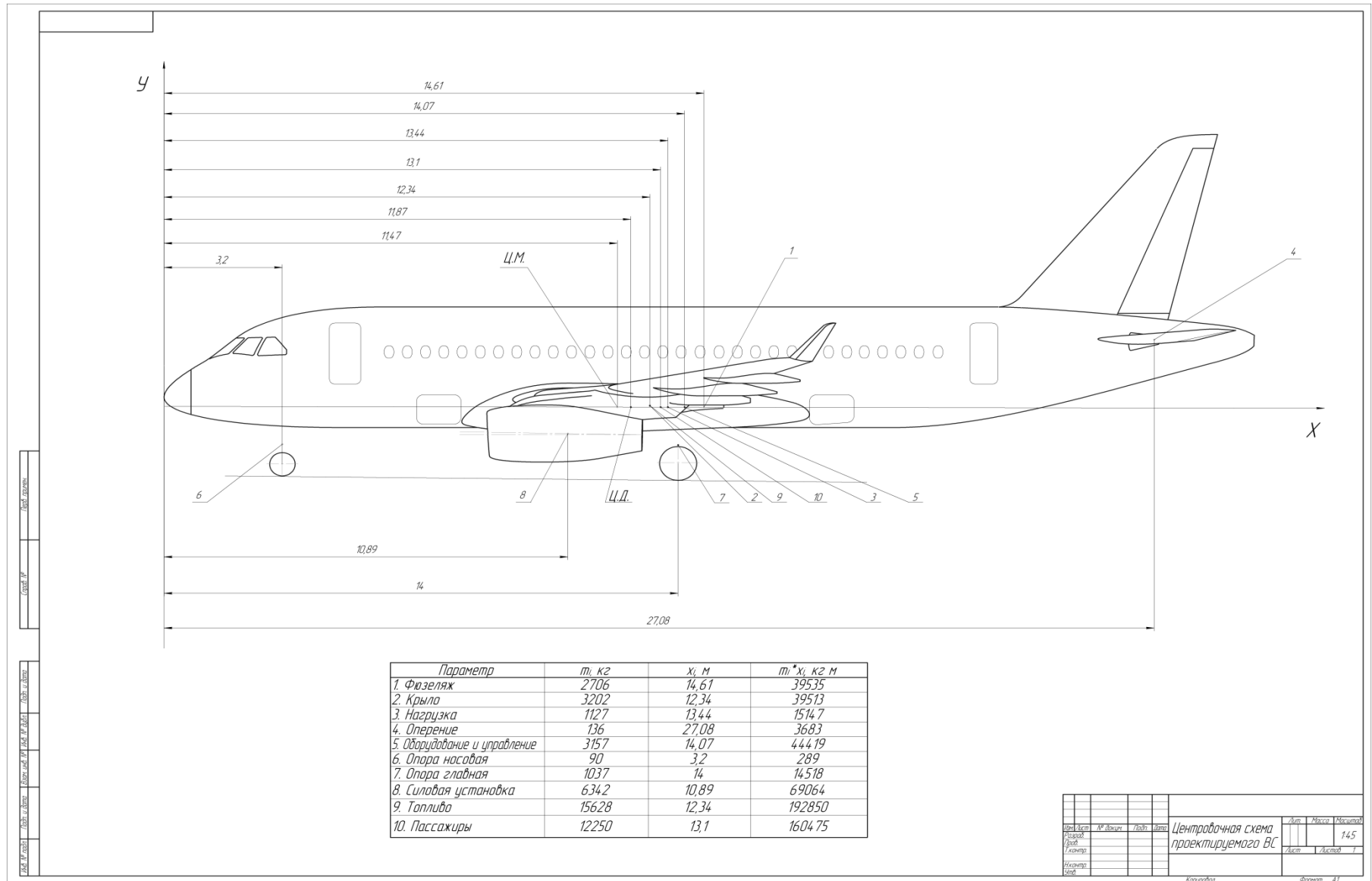


Рисунок 3.1 — Центровочная схема ВС

Рассчитывают центровки относительно носа фюзеляжа  $X'_m$ ,  $m$ , и начала САХ в долях  $b_a(X'_m)$  по формулам

$$X'_T = (\sum m_i \cdot X_i) / \sum m_i, \quad (3.7)$$

$$\bar{X}_T = (\bar{X}'_T - X_a) / b_a, \quad (3.8)$$

с убранными и с выпущенными шасси:

- 1) для нормальной взлётной массы (с топливом и целевой нагрузкой);
- 2) для ВС без целевой нагрузки и топлива;
- 3) для ВС без топлива, но с целевой нагрузкой;
- 4) для ВС с полным запасом топлива, но без целевой нагрузки.

По всем вариантам центровки не должны выходить за допустимые. Центровочную схему вычерчивают в масштабе, удобном для снятия размеров.

По разделу 3.2 делают вывод:

**Пример 3.2** — «Объёмно–весовая компоновка обеспечивает размещение основных агрегатов, топлива, оборудования и целевой нагрузки в заданных аэродинамических формах ВС. При этом во всех вариантах загрузки и выработки топлива обеспечивается требуемый диапазон центровок за исключением варианта 4 (требуется установка груза в носовом отсеке).

Получены следующие значения предельных центровок:

- допустимые —  $\bar{X}_{Tnn} = 0,32$ ,  $\bar{X}_{Tnz} = 0,37$ ;
- эксплуатационные —  $\bar{X}_{T3n} = 0,33$ ,  $\bar{X}_{T3z} = 0,35$ ».

Таблица 3.2 — Центровочная ведомость ВС

Составная часть ВС, груз	$m_i$ , кг	$X_i$ , м	$m_i X_i$ , кг·м
1 Конструкция планера			
1 Крыло			
2 Фюзеляж			
3 Горизонтальное оперение			
4 Вертикальное оперение			
5в(у) Передняя стойка выпущена (убрана)			
6в(у) Основные стойки выпущены (убраны)			
2 Силовая установка			
7 Двигатели средние (с мотогондоломи)			
8 Двигатели крайние (с мотогондоломи)			
9 Агрегаты силовой установки			
3 Оборудование			
10 Оборудование в носовом отсеке			
11 Оборудование в среднем отсеке			
4 Снаряжение			
12 Экипаж			
13 Специальное оборудование			
Пустое снаряженное ВС			
5 Топливо заправлено (слито)			
14 В крыле			
15 В центроплане			
16 В фюзеляже			
6 Целевая нагрузка есть (снята)			
17 В переднем отсеке			
18 В среднем отсеке			
19 В заднем отсеке			
Сумма с выпущенными шасси	$\sum m_i$		$\sum m_i \cdot X_i$
С убранными шасси			
Без целевой нагрузки и топлива			
Без топлива			
Без целевой нагрузки			

### 3.3 Конструктивно–силовая компоновка

Целью компоновки является создание конструктивно–силовой схемы, обеспечивающей изготовление планера ВС с заданными свойствами, ее описание и представление на чертеже.

При разработке компоновки используют конструктивные схемы прототипа и других ВС–аналогов.

Описание должно содержать ответы на вопросы: как именно реализованы конструктивные решения (состав, схема, материал, передача нагрузок), обеспечивающие по ВС в целом:

- прочность, жёсткость, устойчивость и минимальную массу ВС;
- использование элементов конструкции для изготовления салонов, отсеков, узлов крепления полезной нагрузки, бронезащиты и т.п.;
- выполнение требований технологичности, надёжности (ресурса), безопасности и других свойств.

По составным частям планера ВС:

- конструктивно–силовые схемы частей (крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, управления) и стыковые соединения между ними с кратким описанием их преимуществ и недостатков, наиболее нагруженные элементы (для крыла по всем рассматриваемым ниже расчетным случаям);
- основной материал конструкции и способы соединения её элементов (клёпка, сварка, клейка и т.п.), пути передачи основных нагрузок.

Все описания делаются кратко и только по особенностям силовых схем.

В конце раздела 3.3 рекомендуется сделать краткий вывод о наиболее важных преимуществах конструктивно–силовой схемы (схем).

**Пример 3.3** — 1. «В схеме широко использованы моноблочные конструкции, что обеспечивает высокую жёсткость, прочность и надёжность сильно нагруженных частей ВС. Конструктивно–силовые схемы крыла и оперения кессонные, фюзеляжа полумонокок. Основной материал алюминиевые сплавы и композиционные материалы».

2. «Схема отличается применением сварных конструкций из стальных и титановых сплавов, что обеспечивает длительный полёт ВС на числах  $M$ , близких к трём. Применены следующие конструктивно–силовые схемы: крыла — кессонная, оперения — лонжеронная, фюзеляжа — полумонокок».



### 3.4 Определение нагрузок на составные части воздушного судна

#### 3.4.1 Расчетные нагрузки

В соответствии с расчетными случаями нагружения вычисляют эксплуатационные  $P^Э$ ,  $H$ , [8] и расчетные нагрузки по формуле

$$P^P = f \cdot P^Э. \quad (3.9)$$

Коэффициент безопасности  $f = 1,5$  — для металлических изделий, если для рассматриваемого случая нагружения нет специального указания. Величину аэродинамической нагрузки и ее распределение по различным частям ВС следует определять по материалам испытаний его моделей в аэродинамических трубах.

Расчетные случаи нагружения и методы определения нагрузок рассматриваются отдельно для различных частей ВС. Общими для них являются предварительно вычисленные значения:

1) массы и силы веса ВС:

- стартовые —  $m_0 = m_0^{//}$ ,  $G_0 = g \cdot m_0$ ;

- полетные —  $m = m_0^{//} \cdot \bar{m}$ ,  $G = g \cdot m$ ;

- посадочные —  $m_{noc} = m_0^{//} \cdot \bar{m}_{noc}$ ,  $G_{noc} = g \cdot m_{noc}$ ,

где  $\bar{m}$ ,  $\bar{m}_{noc}$  — вычисляются по требованиям применяемых «Авиационные правила...»;

$m_0^{//}$  — масса ВС во втором приближении;

2) скоростных напоров:

- эксплуатационного —  $q_{max}$ ;

- предельного расчетного —  $q_{maxmax} = 0,5 \cdot \rho \cdot V_{maxmax}^2$  ;

3) нормальных перегрузок;

4) коэффициентов подъемной силы для конфигураций и условий, оговоренных расчетными случаями:  $A, A', D, D'$ , рисунок 3.2;

5) расчетных высот полета (плотности воздуха):

- для случаев полета на  $q_{max}$  и  $q_{max}$  (для  $V_{max}$ , таблица 2.4);
- для случаев полета на  $c_{y_{max}}$  (высота маневра в таблицах 2.2, 2.3).

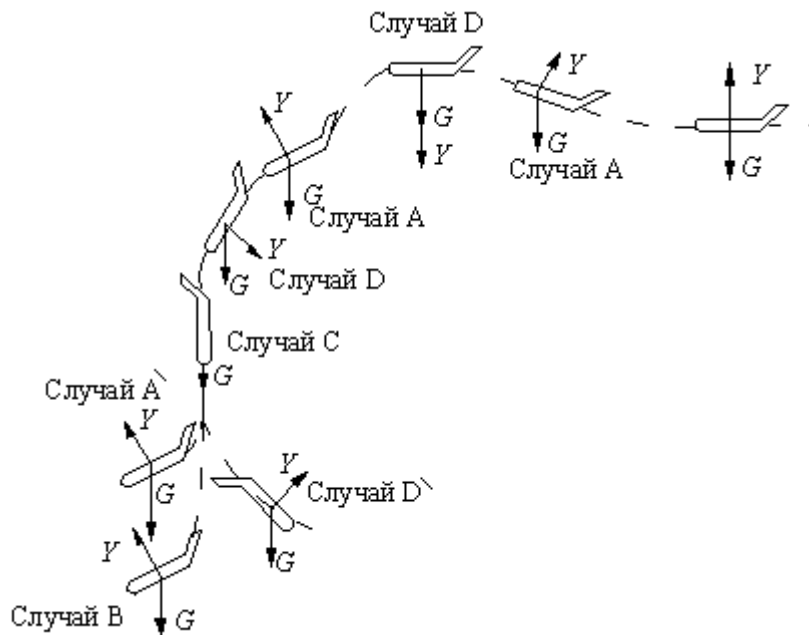


Рисунок 3.2 — Схема расчетных случаев

### 3.4.2 Нагружение крыла

Для проверки прочности крыла рекомендуется рассмотреть три группы случаев:

1 При маневре. Рассматриваются расчетные случаи, приведенные в «Авиационные правила...» [8]. При курсовом и дипломном проектировании рекомендуется рассматривать только расчетные случаи, как наиболее общие:  $A, B, C, D, D'$ .

При этом нормальную нагрузку на крыло  $P^{\partial}, H$ , вычисляют по формуле

$$P^{\partial} = Y_{кр}^{\partial} = n_y^{\partial} \cdot G - P_{ГOy}, \quad (3.10)$$

где  $P_{ГОу}$  — уравнивающая нагрузка на ГО, положительна, если  $P_{ГОу}$  направлена вверх, определяется законом  $m_{ZбезГО}$ , Н;

$$G = g \cdot m \text{ — вес ВС, Н;}$$

$n_y^{\ominus}$ ,  $q$ ,  $c_y$  — принимаются в расчетах [8] в соответствии с таблицей 3.3

и с учетом ограничений, приложение Б.

Таблица 3.3 — Расчетные случаи нагружения крыла

Случай	$n_y^{\ominus}$	$q$ , Н/м <sup>2</sup>	$c_y$	Элероны
<i>A</i>	$n_{y\max}^{\ominus}$	$(n_{y\max}^{\ominus} / c_{y\max}) \cdot p_p$	$c_{y\max}$	Не отклонены
<i>A'</i>	$n_{y\max}^{\ominus}$	$q_{\max\max}$	$(n_{y\max}^{\ominus} / q_{\max\max}) \cdot p_p$	
<i>D</i>	$n_{y\min}^{\ominus}$	$(n_{y\min}^{\ominus} / c_{y\min}) \cdot p_p$	$c_{y\min}$	
<i>D'</i>	$n_{y\min}^{\ominus}$	$q_{\max\max}$	$(n_{y\min}^{\ominus} / q_{\max\max}) \cdot p_p$	
<i>B</i>	$0,67 \cdot n_{y\max}^{\ominus}$	$q_{\max\max}$	$(0,67 n_{y\max}^{\ominus} / q_{\max\max}) \cdot p_p$	Отклонены
<i>C</i>	0	$q_{\max\max}$	0	

В таблице 3.3:

- $p_p = G/S$  — удельная нагрузка на крыло с расчетным весом, Н/м<sup>2</sup>;
- $n_y^{\ominus}$  — нормальная эксплуатационная перегрузка;
- $q$  — скоростной напор, Н/м<sup>2</sup>;
- $c_y$  — коэффициент подъемной силы;
- $V = (2 \cdot q / \rho)^{0,5}$  — расчетная скорость, м/с;
- $Y_{кр}^P = f \cdot Y_{кр}^{\ominus}$  — расчетная нагрузка, действующая на крыло.

Данные представлены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 — Нагружения крыла при маневре

Расчетный случай	$n_y^{\ominus}$	$q$ , Н/м <sup>2</sup>	$c_y$	$P_{ГОу}$ , Н	$n_y^{\ominus} \cdot G$ , Н	$Y_{кр}^{\ominus}$ , Н	$Y_{кр}^P$ , Н	$V$ , м/с

Наиболее нагруженные элементы крыла [29] для различных случаев его нагружения рассматривают в подразделе 3.3.

2 При полете в неспокойном воздухе. Рекомендуется рассматривать только симметричный случай, когда нормальную аэродинамическую силу  $P^{\ominus}$ , Н, вычисляют по формуле

$$P^{\mathcal{D}} = Y_{кр}^{\mathcal{D}} = G \cdot \left( 1 \pm K \cdot c_{убезГО}^{\alpha} \cdot ((\rho \cdot V \cdot W) / (2 \cdot p_p)) \right), \quad (3.11)$$

где знак « $\pm$ » — соответствует порыву направленному вниз;

$K$  — коэффициент плавности входа в порыв,  $K \approx 0,78$ ;

$c_{убезГО}^{\alpha}$  — производная по углу атаки (в радианах) коэффициента подъемной силы ВС без ГО (при отсутствии данных разрешается принять  $c_{убезГО}^{\alpha} = c_y^{\alpha}$ );

$V$  — скорость полета ВС, м/с;

$W$  — скорость вертикального порыва ветра, м/с;

$p_p$  — нагрузка на крыло при расчетном весе ВС, Н/м<sup>2</sup>, вычисляют по формуле

$$p_p = G/S. \quad (3.12)$$

Если  $H < 10$  км, то  $W = ((15 \cdot V_{max}^{\mathcal{D}}) / V) \leq 20$  м/с (если  $V = V_{maxmax}$ , то  $W = 10$  м/с),

где  $V_{max}^{\mathcal{D}}$  — максимальная эксплуатационная скорость, которую летчик не должен преднамеренно превышать как в горизонтальном полете, так и при наборе и снижении.

Если  $H > 20$  км, то  $W = ((10 \cdot V_{max}^{\mathcal{D}}) / V) \leq 12$  м/с (если  $V = V_{maxmax}$ , то  $W = 6$  м/с).

Если  $10 \text{ км} < H < 20 \text{ км}$ , то используются линейные интерполяции.

В пояснительной записке указываются выбранные значения скоростей  $V$ ,  $W$  и высоты полета, а также значение расчетной нагрузки  $P^P$ , Н.

3 При посадке и взлете. Нагружение крыла рекомендуется рассматривать для случая  $E'_{Ш}$ .

При этом на ВС действуют следующие эксплуатационные нагрузки:

1) подъемная сила на посадке  $P^{\mathcal{D}}$ , Н, вычисляют по формуле

$$P^{\mathcal{E}} = Y_{кр}^{\mathcal{E}} = G_{нос} = g \cdot m_{нос}; \quad (3.13)$$

2) подъемная сила на взлете  $P^{\mathcal{E}}$ ,  $N$ , вычисляют по формуле

$$P^{\mathcal{E}} = Y_{кр}^{\mathcal{E}} = G_0 = g \cdot m_0; \quad (3.14)$$

3) массовые силы:

- конструкции крыла —  $G_{кр}^{\mathcal{E}} = G_{кр} \cdot n_{кр}^{\mathcal{E}}$ ;

- груза —  $G_{гр}^{\mathcal{E}} = G_{гр} \cdot n_{кр}^{\mathcal{E}} = g \cdot m_{гр} \cdot n_{кр}^{\mathcal{E}}$ ;

- силы реакции на основных опорах —  $R_{осн}^{\mathcal{E}} = P_1 n_{Еш}^{\mathcal{E}}$ ,

где  $P_1$  — стояночная нагрузка на основные опоры;

$n_{кр}^{\mathcal{E}}$ ,  $n_{Еш}^{\mathcal{E}}$  — эксплуатационные перегрузки для крыла и шасси, связаны

зависимостью

$$n_{кр}^{\mathcal{E}} = 1 + n_{Еш}^{\mathcal{E}}, \quad (3.15)$$

где перегрузку шасси принимают отдельно для взлета и посадки.

Расчетные нагрузки  $P^{\mathcal{E}}$ ,  $G_{кр}^{\mathcal{P}}$ ,  $G_{гр}^{\mathcal{P}}$ ,  $R_{осн}^{\mathcal{P}}$  определяют умножением эксплуатационных нагрузок на коэффициент безопасности  $f=1,5$ .

В работе приводят величины  $P^{\mathcal{E}}$ ,  $G_{кр}^{\mathcal{P}}$ ,  $G_{гр}^{\mathcal{P}}$ ,  $R_{осн}^{\mathcal{P}}$ ,  $n_{Еш}^{\mathcal{E}}$ ,  $P^{\mathcal{P}}$  с указанием направления действия (знак «+» вверх), для взлета и для посадки.

### 3.4.3 Нагружение хвостового оперения

Рассматриваются аэродинамические нагрузки нормальные для ГО и ВО без учета продольных аэродинамических нагрузок.

Во всех случаях, за исключением уравнивающей нагрузки, удельная эксплуатационная нагрузка на ГО принимается не менее  $1180 \text{ Н/м}^2$ , на ВО — не менее  $612 \text{ Н/м}^2$ .

Рекомендуется рассмотреть уравнивающую (остановка двигателя) и маневренную нагрузку для ГО и ВО с убранной механизацией применительно к случаю  $A'$  нагружения крыла.

1 Уравнивающая нагрузка. Для заднего ГО (классическая схема) нагрузку  $P_{ГОу}^{\mathcal{E}}$ , Н, вычисляют по формуле

$$P_{ГОу}^{\mathcal{E}} = m_{z\text{безГО}} q((Sb_a)/L_{ГО}) + m_{z\text{безГО}}^{\bar{\omega}_z} ((g\rho_H(n_y^{\mathcal{E}} - 1)Sb_a^2)/(2L_{ГО})), \quad (3.16)$$

где  $m_{z\text{безГО}}$  — коэффициент момента аэродинамических сил без ГО (определяется по продувкам или по прототипам для  $c_y$ , устанавливаемого расчетным случаем нагружения крыла с расширением диапазона центровок по 2 % с каждой стороны или расчетом, для ВС с дополнительным передним ГО);

$m_{z\text{безГО}}^{\bar{\omega}_z}$  — производная коэффициента момента аэродинамических сил ВС без ГО по безразмерной угловой скорости вращения;

$\bar{\omega}_z$  — безразмерная угловая скорость вращения, вычисляют по формуле

$$\bar{\omega}_z = \omega_z(b_a/V_{уст}); \quad (3.17)$$

$q$  — скоростной напор,  $\text{Н/м}^2$ ;

$S$  — площадь крыла,  $\text{м}^2$ ;

$L_{ГО}$  — плечо ГО, м;

$b_a$  — САХ крыла, м;

$n_y^{\mathcal{E}}$  — нормальная эксплуатационная перегрузка (для случая  $A'$ );

$\rho_H$  — плотность воздуха в расчетных условиях,  $\text{кг/м}^3$ ;

$g$  — ускорение свободного падения,  $\text{м/с}^2$ .

2 Маневренная нагрузка для ГО. Нагрузка  $Y_M^{\Delta}$ , Н, должна быть определена для ВС с убранной взлетно–посадочной механизацией путем расчета неустановившихся маневров в вертикальной плоскости, выполняемых только на максимальной скорости с максимальной перегрузкой, вычисляют по формуле [29]

$$Y_M^{\Delta} = \pm K \cdot n_{y_{max}}^{\Delta} (G/S) S_{ГО}, \quad (3.18)$$

где  $K=0,265$ , если  $q < 18000 \text{ Н/м}^2$ ;

$K=0,33$ , если  $q > 18000 \text{ Н/м}^2$ .

3 Суммарная (маневренная и уравнивающая) нагрузка. Складываются две нагрузки  $Y_{\text{сум}}^{\Delta}$ , Н, со своими знаками, вычисляют по формуле

$$Y_{\text{сум}}^{\Delta} = P_{ГОу}^{\Delta} \pm Y_M^{\Delta}. \quad (3.19)$$

В пояснительной записке представляют:  $P_{ГОу}^{\Delta}$ ,  $Y_M^{\Delta}$ ,  $Y_{\text{сум}}^{\Delta}$ ,  $n_{y_{max}}^{\Delta}$ ,  $V_{max}^{\Delta}$ ,  $\bar{S}_{ГО}$ .

4 Уравнивающая нагрузка для ВО. Рассматривается одновременная мгновенная остановка всех двигателей по одну сторону плоскости симметрии в горизонтальном полете на скорости  $V_{max}$ , высоте  $H=H_{V_{max}}$ , на форсажном (максимальном) режиме работы двигателей.

Эксплуатационную нагрузку  $P_{ост}^{\Delta}$ , Н, вычисляют по формуле

$$P_{ост}^{\Delta} = \pm \left| C_{ZBO}^{\beta} / m_y^{\beta} \right| ((S_{BO} L_{BO}) / (SL)) P_{уст}^{\Delta} \cdot r, \quad (3.20)$$

где  $C_{ZBO}^{\beta}$ ,  $m_y^{\beta}$  — берется из продувок или из расчетов;

$r$  — коэффициент, который выбирается в диапазоне от 2 до 2,2 (большие значения берут при полете у земли ВС с малыми нагрузками  $p_0$ );

$L_{BO}$  — плечо ВО, м.

В рамках курсового и дипломного проектов, по рекомендациям [29], уравновешивающую нагрузку  $P_{ост}^{\mathcal{E}}$ , Н, вычисляют по формуле

$$P_{ост}^{\mathcal{E}} = P_{уст}^{\mathcal{E}}, \quad (3.21)$$

$$P_{уст}^{\mathcal{E}} = (\sum \Delta T_i \cdot l_i) / L_{BO}, \quad (3.22)$$

где  $l_i$  — расстояние от оси  $i$ -го двигателя до плоскости симметрии ВС, м;  
 $\Delta T_i$  — разность тяги  $i$ -го двигателя после и до его остановки, Н,  
 вычисляют по формуле

$$\Delta T_i = (T_{остi} - T_{0i}). \quad (3.23)$$

5 Маневренная нагрузка для ВО. Нагрузку  $P_m^{\mathcal{E}}$ , Н, вычисляют по формуле

$$P_m^{\mathcal{E}} = \pm 0,37 q_{max}^{\mathcal{E}} \cdot S_{BO}. \quad (3.24)$$

В пояснительной записке необходимо представить расчетные нагрузки:  
 $P_{ост}^P, P_m^P, \Delta T_i, l_i, q_{max}^{\mathcal{E}}$ .

#### 3.4.4 Нагружение шасси

При определении прочности шасси требуется рассматривать все случаи его нагружения, с учетом требований к амортизационной системе.

В курсовом и дипломном проектах допускается рассматривать только три случая:  $E'_{ш}$ ,  $E_{ш.взл.}$ ,  $R_{1ш}$ . С целью упрощения принимают, что нагрузка  $P_{yE.ш.нос}$  действует на одну стойку, а боковую нагрузку  $P_Z$ , Н, в случае  $R_{1ш}$ , вычисляют по формуле



$$P_Z = 0,25P'_{yEu.noc} \quad (3.25)$$

Исходные данные для расчетов характеристик, приведенных в таблице 3.5, рекомендуется выбирать из следующих условий:

- $\eta=0,65-0,75$ ;
- $\delta^{\mathcal{E}} = \delta_{o.k}^{\mathcal{E}} + \delta_{nn}^{\mathcal{E}}$  — обжатие амортизационной системы, м;
- $\delta_{o.k}^{\mathcal{E}}$  — перемещение оси основного колеса при обжатии амортизатора:
  - от 0,20 до 0,40 — для легких ВС, м;
  - от 0,40 до 0,60 — для тяжелых ВС, м;
- $\delta_{nn}^{\mathcal{E}} = 0,15\delta_{o.k}^{\mathcal{E}}$  — величина обжатия пневматиков;
- $A_{ам}^{\mathcal{E}} = A^{\mathcal{E}} - A_{nn}^{\mathcal{E}} \cdot n_{nn}$  — работа амортизатора, Дж;
- $n_{nn}$  — количество пневматиков (колес) на одной опоре (по прототипу);
- $A_{nn}^{\mathcal{E}} = 0,15A^{\mathcal{E}}$  — работа пневматика;
- $A^{\mathcal{E}} = m_{ред} \left( (V_y^{\mathcal{E}})^2 / (2K) \right)$  — работа амортизационной системы, приходящаяся на одну из  $K$  основных опор, Дж;
- $K$  — количество основных опор (по прототипу);
- $V_y^{\mathcal{E}}, V_x, V_{noc}$  — вертикальная, горизонтальная и посадочная (из задания) скорости, м/с;
- $V_y^{\mathcal{E}} = V_y + 0,025V_x$ , но не менее 2,8 м/с, (по НЛГС):
  - $2,05 < V_y^{\mathcal{E}} < 3,1$  м/с по АП25;
  - $V_y^{\mathcal{E}} > 2,5$  м/с по АП23 — спортивные;
- $V_y \approx 1,5$  — вертикальная составляющая скорости полета ВС в момент касания земли, м/с;
- $m_{ред} = m_{noc}$  — редуцированная масса ВС при посадке;
- $P_1$  и  $P_{ст.взл.}$  — нагрузки, действующие на одну основную опору при расчетных посадочной и взлетной массах соответственно, рисунок 3.3.

Таблица 3.5 — Случаи нагружения шасси

Случай	$n^{\ominus}$	$P_x$	$P_y$	$P_z$
$E_{ш.взл}$ – разбег	$2^*$	$-K \cdot P_y^{\ominus}, K=0,3$	$n_{взл.}^{\ominus} \cdot P_{ст.взл}$	0
$E_{ш}$ – посадка на основные стойки	$P^{\ominus}/P_1$	0	из диаграммы $P^{\ominus} = A^{\ominus}(\delta^{\ominus} \cdot \eta)$	0
$R_{ш}$ – посадка с боковым ударом в обе основные стойки			$P_y = 0,75 \cdot P_{yEu}$	$P_z \cong 0,25P_{yEu}$

Результаты рекомендуется привести для каждого расчетного случая, в соответствии с таблицей 3.6.

Таблица 3.6 — Нагружение шасси

Расчетный случай	$n^{\ominus}$	$P_x, Н$	$P_y, Н$	$P_z, Н$	$A^{\ominus}, Дж$	$A_{ам}^{\ominus}, Дж$	$\delta^{\ominus}, м$	Наиболее нагруженный элемент

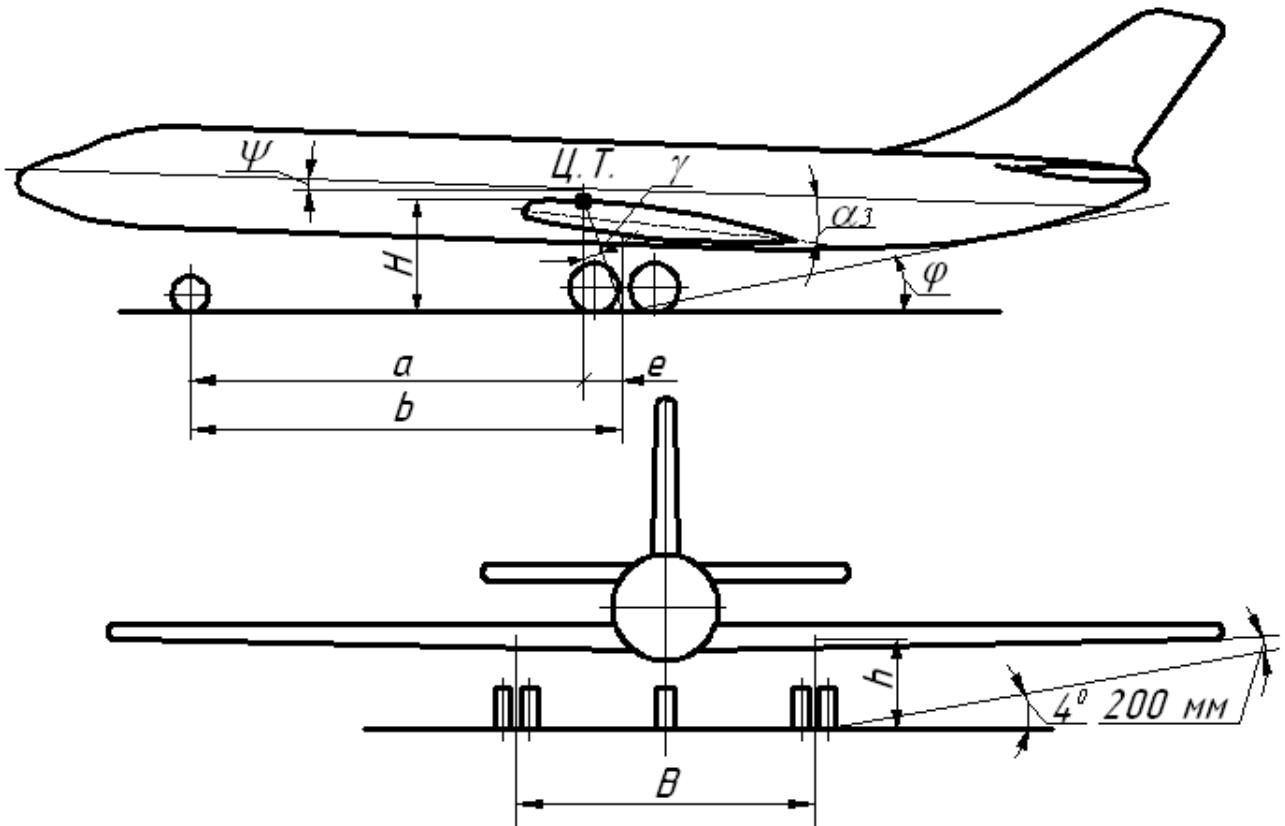


Рисунок 3.3 — Параметры шасси с носовым колесом

### 3.4.5 Нагружение управления

Расчетную нагрузку, если не указан меньший коэффициент безопасности, следует определять с  $f=2,0$ .

Усилие в деталях управления рулями определяются при нейтральном их положении при крайних и любом промежуточном положении. Для курсового и дипломного проекта (работы) достаточно ограничиться только нейтральным положением рулей, но с учетом специальных устройств, предназначенных для снижения усилий, в линии проводки между бустером и штурвалом (ручкой) из расчета, что на органы управления действуют эксплуатационные усилия  $P^p$ :

1) в канале руля высоты на ручку (штурвал):

- 640 Н при  $m_{взл.} < 2500$  кг;

- 1180 Н при  $m_{взл.} > 2500$  кг;

2) в канале элеронов на ручку (штурвал):

- 320 Н (640 Н) при  $m_{взл.} < 2500$  кг;

- 640 Н (780 Н) при  $m_{взл.} > 10000$  кг;

3) в канале руля направления (на одну педаль):

- 880 Н при  $m_{взл.} < 2500$  кг;

- 1230 Н при  $m_{взл.} > 10000$  кг.

В записки приводятся нагрузки на постах: эксплуатационные и расчетные, по всем трем каналам, таблица 3.7.

Таблица 3.7 — Нагружение управления

Канал управления	Нагрузки на посты	
	$P^p$ , Н	$P^p$ , Н
Руль высоты Руль направления элероны		

Непосредственно у постов управления, на первой тяги, нагрузка  $P_1^p$ , Н, может определяться с использованием нагрузки  $P^p$  и правила рычага, вычисляют по формуле

$$P_1^{\mathcal{E}} = P^{\mathcal{E}} \cdot (h_1/h_2), \quad (3.26)$$

где  $h_1$  — расстояние от рукоятки ручки управления (штурвала, педалей) до ее основного шарнира (оси);

$h_2$  — расстояние от основного шарнира до шарнира крепления первой тяги.

Аналогично рассчитывается и нагрузка  $P_2^{\mathcal{E}}$ , непосредственно у постов у постов управления, но при этом в качестве исходной используется нагрузка  $P_1^{\mathcal{E}}$ , а передаточные отношения берут как отношения плеч редукционных качалок, если таковые имеются, при этом учитываются усилия в механизмах проводки в зависимости от способов их крепления.

## Заключение

1 В результате выполнения курсового проекта (работы) разработано ВС конкретного назначения (пассажирский, транспортный, истребитель), характеристики которого отвечают характеристикам, заданным в требованиях.

Получены следующие результаты:

- 1) выбрана нормальная общая схема ВС ... (вывод из п. 1);
- 2) взлетная масса во втором приближении ...;
- 3) стартовая удельная нагрузка на крыло ...;
- 4) стартовая тяговооруженность (энерговооруженность)...;
- 5) аэродинамическая компоновка ВС обеспечивает ...;
- 6) объемно–весовая компоновка ВС обеспечивает ...;
- 7) в конструкции применены следующие КСС:
  - крыла...;
  - оперения...;
  - фюзеляжа...;

8) нагрузки элементов планера рассчитаны в соответствии с требованиями действующих норм;

2 Поставленные задачи решены полностью.

3 Результаты работы рекомендуется использовать в учебных целях.

## 4 Глоссарий

*Авиалиния* (воздушная линия) — установленный маршрут регулярных полетов воздушных судов между населенными пунктами с целью перевозки пассажиров, почты и грузов.

*Авиапредприятие транспортное* — предприятие гражданской авиации, эксплуатирующее воздушные суда для перевозки пассажиров, почты и грузов, а также предоставляющее другие виды авиационного обслуживания за установленную плату.

*Авиационная техника* — летательный аппарат, реализующий применение динамического принципа создания подъемной силы, включающие наземные средства, обеспечивающие подготовку ЛА к полету и выполнение полетного задания.

*Агентство воздушных сообщений* — самостоятельное производственное предприятие гражданской авиации, осуществляющее коммерческую деятельность для удовлетворения потребностей народного хозяйства и населения обслуживаемого района в авиаперевозках.

*Административный самолет* — предназначен для перевозки официальных лиц государственных учреждений, фирм и компаний, а также принадлежащих этим организациям грузов.

*Аэродинамическая схема самолета* — характеризует геометрические и конструктивные особенности самолета.

*Аэродром* — специально подготовленный земельный участок с комплексом сооружений и оборудованием для обеспечения взлета, посадки, руления, стоянки и обслуживания ЛА.

*Аэронавигационный запас топлива* — часть запаса топлива на борту ЛА к началу разбега, заправленная сверх расчетного количества, необходимого для выполнения полета от аэродрома вылета до аэродрома назначения и предназначен для обеспечения безопасного завершения полета с посадкой на

аэродроме назначения или на запасном аэродроме с учетом неблагоприятных случайных событий.

*Аэропорт* — транспортное предприятие, осуществляющее регулярные приемы и отправку пассажиров, багажа, грузов и почты, организацию и обслуживание полетов воздушных судов.

*Безопасность полетов* — определяется способностью авиационной транспортной системой осуществлять воздушные перевозки без угрозы для жизни и здоровья людей.

*Ближний магистральный самолет* — пассажирский, грузопассажирский, грузовой самолет основных (магистральных) авиалиний с дальностью полета от 1000 км до 2500 км.

*Вертикальная скорость* — изменение высоты полета за единицу времени, равная вертикальной составляющей скорости ЛА.

*Воздушная трасса* — участок в воздушном пространстве, предназначенный для полетов ЛА, обеспеченный трассовыми аэродромами и оборудованный средствами радионавигации, контроля и УВД.

*Воздушное пространство* — пространство, простирающееся вверх над поверхностью Земли.

*Воздушное сообщение* — любые установленные полеты воздушных судов между пунктами земной поверхности, а также перевозка пассажиров, багажа, грузов, почты по установленным воздушным линиям в соответствии с объявленным расписанием.

*Воздушное судно* — летательный аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счет его взаимодействия с воздухом, отличным от взаимодействия с воздухом, отраженным от земной поверхности.

*Воздушный транспорт* — один из видов транспорта, осуществляет перевозки пассажиров, багажа, грузов и почты с помощью авиационной техники, являясь самостоятельной частью транспортной системой мира.

*Высота полета* — расстояние по вертикали от находящегося в полете ЛА до уровня поверхности, принятого за нулевой.

*Дальность полета летательного аппарата* — расстояние, измеренное по земной поверхности которое ЛА пролетает от взлета до посадки при израсходовании определенного запаса топлива, включает расстояние пройденное ЛА при наборе высоты крейсерского полета в крейсерском режиме полета и при снижении.

*Дальний магистральный самолет* — пассажирский, грузопассажирский, грузовой самолет основных (магистральных) авиалиний с дальностью полета свыше 6000 км до 11000 км и более.

*Двигатель авиационный* — тепловой двигатель для приведения в движение ЛА.

*Жизненный цикл летательного аппарата* — совокупность взаимосвязанных во времени процессов последовательного изменения состояния ЛА начиная с исследования и обоснования создания ЛА до снятия его с эксплуатации.

*Запас топлива* — количества топлива на борту ЛА, которое может быть полностью израсходовано двигателями в полете, без топлива, расходуемого двигателями на земле от момента их запуска до начала разбега и не вырабатываемое в полете топливо.

*Коммерческая нагрузка (платная нагрузка)* — есть целевая нагрузка, т.е. пассажиры, багаж, почта, грузы, ограничивается прочностью или объемом конструкции.

*Крейсерская скорость* — скорость ЛА на крейсерском режиме полета.

*Крейсерская скорость с минимальным временем полета* — максимальная крейсерская скорость.

*Крейсерская скорость с максимальной дальностью полета* — скорость с минимальным расходом топлива на один километр пути.

*Крейсерская скорость экономическая* — скорость с минимальной себестоимостью перевозок.

*Крейсерский режим полета* — режим полета ЛА с постоянной скоростью.



*Летательный аппарат (ЛА)* — устройство для полетов в атмосфере Земли или в космическом пространстве.

*Магистральный самолет* — пассажирский, грузопассажирский, грузовой самолет основных (магистральных) авиалиний, отличается увеличенной дальностью полета, большим числом пассажирских мест и большей грузоподъемностью.

*Максимальная скорость летательного аппарата* — максимальное значение достижимой или допустимой по условиям эксплуатации скорости ЛА.

*Местная воздушная линия (МВЛ)* — коридор в воздушном пространстве, предназначенный для полетов ЛА при осуществлении местных авиационных сообщений, установленное в нижнем воздушном пространстве.

*Минимальная скорость летательного аппарата* — наименьшее значение скорости установившегося горизонтального (или почти горизонтального) полета допустимой в эксплуатации.

*Модернизация авиационной техники (ЛА)* — изменение конструкции, состава бортового оборудования и т.п. в соответствии с новейшими требованиями, нормами, достижениями науки и техники для улучшения каких-либо характеристик ЛА, но без изменения целевого назначения ЛА.

*Модификация летательного аппарата* — видоизменение, преобразование, придание новых свойств исходному (базовому) варианту ЛА с целью повышения его эффективности.

*Мощность двигателя* — характеризует полезную работу производимую двигателем в единицу времени, зависящая от секундного расхода воздуха и удельной мощности.

*Нагрузка ЛА, полезная нагрузка* — состоит из запаса топлива включающее топливо, расходуемое при взлете, наборе высоты, крейсерском полете и посадке, а также нормируемого аэронавигационного запаса и целевой нагрузке, зависящей от назначения ЛА.

*Нормы летной годности* — свод государственных требований к летной годности (ЛГ) гражданских ЛА направленных на обеспечение безопасности

полетов.

*Пассажировместимость самолета* — число пассажирских кресел в салонах самолета в зависимости от плотности компоновки салонов и класса устанавливаемых кресел.

*Пассажирский самолет* — гражданский самолет для перевозки пассажиров, их багажа, почты, грузов и обеспечивать безопасность полетов, экономичность эксплуатации, надежность систем обеспечивающих полет, минимум уровень шума на местности и комфорт пассажиров, который создается кондиционированием воздуха, минимальным уровнем внутреннего шума, оформлением интерьера, удобными креслами и т.д.

*Перевозка воздушная* — транспортировка пассажиров, багажа, почты и грузов выполняемая авиатранспортным предприятием на воздушных судах за установленную плату в соответствии с условиями договора.

*Перегоночная дальность полета* — дальность полета при отсутствии коммерческой нагрузки с запасом топлива, определяемым ограничениями по прочности ЛА и с минимально необходимым для выполнения задания снаряжением.

*Полет ЛА* — движение ЛА в атмосфере под воздействием аэродинамических и гравитационных сил и тяги силовой установки или под воздействием только аэродинамических и гравитационных сил.

*Полетное время* — время от начала взлета ЛА до окончания его посадки.

*Посадка* — этап полета самолета с высоты 15 м над уровнем торца ВПП до приземления и пробег по аэродрому до полной остановки.

*Посадочная скорость* — скорость самолета в момент касания оси его опорными устройствами поверхности ВПП на посадке.

*Практическая дальность полета* — расстояние, которое может пролететь ЛА при заданном состоянии атмосферы с учетом расхода топлива на запуск и опробование двигателей, руление перед взлетом, взлет, посадочный маневр, посадка, руление после посадки, с учетом аэронавигационного запаса топлива, определяемого для соответствующего типа ЛА нормами летной

годности, существенно зависящая от массы целевой нагрузки.

*Приборная скорость* — скорость ЛА, которую показывает в полете бортовой прибор–указатель, если принцип его работы основан на измерении разности давлений в динамических и статических камерах приемника воздушных давлений.

*Производительность ЛА рейсовая* — произведение массы коммерческой нагрузки или числа пассажиров на дальность полета (т км или пасс. –км).

*Производительность ЛА часовая* — произведение массы коммерческой нагрузки или числа пассажиров на рейсовую скорость полета (т км/ч или пасс. – км/ч).

*Производительность ЛА располагаемая* — производительность соответствующая грузоподъемности (пассажировместимости) ЛА.

*Производительность ЛА фактическая* — производительность, определенная для реальной загрузки ЛА.

*Путевая скорость* — скорость ЛА относительно поверхности Земли, определяемая в каждый момент времени как векторная сумма воздушной скорости ЛА и скорости ветра.

*Регулярность полетов* — характеристика точности соблюдения установленного расписанием (планом) полетов времени отправления самолета из аэропорта вылета и прибытия в аэропорт назначения.

*Рейсовая скорость* — отношение дальности полета к продолжительности полета.

*Ресурс авиационной конструкции* — продолжительность функционирования (наработка) конструкции ЛА, выраженная в летных часах или числом полетов до наступления предельного состояния, при котором дальнейшая эксплуатация ЛА прекращается по требованиям безопасности или эффективности эксплуатации в связи с возможным недопустимым снижением прочности.

*Ресурс двигателя* — продолжительность или объем работы (наработка) двигателя в эксплуатации до предельного состояния при котором дальнейшая

работа двигателя прекращается по требованиям безопасности и эффективности эксплуатации.

*Самолет* — летательный аппарат тяжелее воздуха для полетов в атмосфере с помощью силовой установки создающей тягу и неподвижного крыла, на котором при движении в воздушной среде образуется аэродинамическая подъемная сила.

*Серийный летательный аппарат* — многократно воспроизведенный образец ЛА выпущенный заданной партией (серией).

*Скороподъемность ЛА* — скорость набора высоты летательным аппаратом, определяющая его маневренные возможности в вертикальной плоскости.

*Скорость ЛА* — скорость движения ЛА (его центра масс) относительно воздушной среды, невозмущенным самим ЛА.

*Средний магистральный самолет* — пассажирский, грузопассажирский, грузовой самолет основных (магистральных) авиалиний с дальностью полета от 2500 км до 6000 км.

*Статический потолок летательного аппарата* — наибольшая высота, на которой при максимальной тяге (мощности) силовой установки и при данной массе самолета возможен установившийся полет (горизонтальный полет с постоянной скоростью).

*Техническая дальность полета* — расстояние, которое ЛА может пролететь от взлета до посадки в условиях стандартной атмосферы без ветра, с максимально возможной выработкой топлива и с нагрузкой, обусловленной техническими требованиями.

*Техническая скорость* — скорость полета, определяемая как отношение расстояния между пунктами вылета и посадки к интервалу времени от начала разбега ЛА на взлете и до окончания пробега на посадке.

## Список использованных источников

- 1 Арепьев, А. Н. Концептуальное проектирование магистральных пассажирских самолетов / А. Н. Арепьев. – М. : Изд-во МАИ, 1996. – 240 с.
- 2 Бадягин, А. А. Проектирование самолетов / А. А. Бадягин. – М. : Машиностроение, 2002. – 516 с.
- 3 Бочкарев, А. Ф. Аэромеханика самолета / А. Ф. Бочкарев. – М. : Машиностроение, 1985. – 128 с.
- 4 Бюшгенс, Г. С. Аэродинамика и динамика магистральных самолетов / Г. С. Бюшгенс, Г. А. Павловец, В. Д. Боксер. – Москва-Пекин : ЦАГИ, 1995. – 220 с.
- 5 Гридчин, В. С. Эскизное проектирование самолетов : учебное пособие / В. С. Гридчин. – М. : Изд-во МАИ, 2007. – 46 с.
- 6 Гуськов, Ю. П. Расчет основных характеристик динамики и управления самолетом / Ю. П. Гуськов. – М. : Изд-во МАИ, 1996. – 144 с.
- 7 Егер, С. М. Основы автоматизированного проектирования самолетов / С. М. Егер, Н. К. Лисейцев, О. С. Самойлович. – М. : Машиностроение, 2006. – 320 с.
- 8 Кабанов, В. Н. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодельной постройки / В. Н. Кабанов, В. И. Рябинов. – Новосибирск : СибНИИА, 1994. – 164 с.
- 9 Корчагин, В. А. Научные выводы и заключение совета по диссертации: Рекомендации по написанию / В.А. Корчагин. – Липецк : ЛГТУ, 2002. - 24 с.
- 10 Левин, А. Ф. Методические указания к выполнению курсового проекта / А. Ф. Левин. – М. : ВВИА им. проф. Жуковского, 1986. – 175 с.
- 11 Мишин, В. Ф. Учебное пособие для дипломного проектирования по специальности «Самолетостроение» / В. Ф. Мишин. – М. : Изд-во МАИ, 1993. – 46 с.
- 12 Попов, Ю. И. Проектно-конструкторская часть / Ю. И. Попов. – М. : Изд-во МАИ, 1994. – 178 с.

13 Припадчев, А.Д. Разработка тактико–технических требований и концепции создания нового самолета: свидетельство о регистрации программного средства. Регистрационный номер: 453. Зарегистрировано в УФАП 12 мая 2009г. / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов. – Оренбург: ГОУ ОГУ УФАП, 2009. – 2 с.

14 Припадчев, А.Д. Оптимизация параметров крыла и его механизации: свидетельство о регистрации программного средства. Регистрационный номер: 471. Зарегистрировано в УФАП 04 июня 2009г. / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов. – Оренбург: ГОУ ОГУ УФАП, 2009. – 2 с.

15 Припадчев, А.Д. Летно–технические показатели воздушных судов и условия сопоставимости при экономической оценке: свидетельство о регистрации программного средства. Регистрационный номер: 504. Зарегистрировано в УФАП 07 июля 2009г. / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов, А.В. Чеховский. – Оренбург: ГОУ ОГУ УФАП, 2009. – 2 с.

16 Припадчев, А.Д. Расчет стоимости воздушных судов и авиадвигателей: свидетельство о регистрации программного средства. Регистрационный номер: 513. Зарегистрировано в УФАП 20 октября 2009г. / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов, А.В. Чеховский. – Оренбург: ГОУ ОГУ УФАП, 2009. – 2 с.

17 Припадчев, А.Д. Расчет эксплуатационных расходов воздушных судов: свидетельство о регистрации программного средства. Регистрационный номер: 517. Зарегистрировано в УФАП 3 ноября 2009г. / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов, А.В. Чеховский. – Оренбург: ГОУ ОГУ УФАП, 2009. – 2 с.

18 Припадчев, А.Д. Расчет массы силовой установки воздушного судна: свидетельство о регистрации программного средства. Регистрационный номер: 545. Зарегистрировано в УФАП 23 ноября 2009г. / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов, А.В. Чеховский. – Оренбург: ГОУ ОГУ УФАП, 2009. – 2 с.

19 Припадчев, А.Д. Программа для расчета технико–экономической оценки воздушных судов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010611241. Зарегистрировано в Реестре программ для

ЭВМ 12 февраля 2010 г. / А.Д. Припадчев, Н.З. Султанов, А.В. Чеховский. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2010. – 1 с.

20 Припадчев, А.Д. Программа для расчета конструктивно–геометрических параметров ЛА. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010611603. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 26 февраля 2010 г./ А.Д. Припадчев, А.В. Чеховский. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2010. – 1 с.

21 Припадчев, А.Д. Программа для исследования параметров силовой установки ЛА. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010611604. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 26 февраля 2010 г. / А.Д. Припадчев, А.В. Чеховский. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2010. – 1 с.

22 Припадчев, А.Д. Программа для расчета массовых характеристик воздушного судна. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010613830. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 10 июня 2010 г. / А.Д. Припадчев. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2010. – 1 с.

23 Припадчев, А.Д. Программа для расчета относительной массы топлива воздушных судов. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010613831. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 10 июня 2010 г. / А.Д. Припадчев. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2010. – 1 с.

24 Припадчев, А.Д. Исследование влияния инерционно–массовых и аэродинамических характеристик воздушного судна на взлетную массу. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010616202. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 20 сентября 2010 г. / А.Д. Припадчев. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2010. – 1 с.

25 Припадчев, А.Д. Расчет экономической эффективности воздушного судна. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010616203. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 20 сентября 2010 г. / А.Д. Припадчев. – М.: Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2010. – 1 с.

26 Проектирование самолетов : учебник для вузов / С. М. Егер [и др.]; под ред. С. М. Егера; науч. предисловие А. М. Матвеевко, М. А. Погосьяна, Ю. М. Шустрова. – 4-е изд. – М. : Логос, 2005. – 648 с. – ISBN 5-98704-022-1.

27 Садекова, Г. С. Расчет аэродинамических характеристик ЛА / Г. С. Садекова. – М. : Изд-во МАИ. 1991. – 164 с.

28 Самойлович, О. С. Формирование области существования самолета в пространстве обобщенных проектных параметров / О. С. Самойлович. – М. : Изд-во МАИ, 1994. – 138 с.

29 Стригунов, В. М. Расчет самолета на прочность / В. М. Стригунов. – М. : Машиностроение, 1984. – 220 с.

30 Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Э. Торенбик. – М. : Машиностроение, 1983. – 247 с.

31 Горощенко, Б. Т. Эскизное проектирование самолета / Б. Т. Горощенко, А. А. Дьяченко, Н. Н. Фадеев. – М. : Машиностроение, 1970. – 332 с.



## Приложение А

(справочное)

### Статистические данные по типам воздушных судов

Таблица А.1 — Лучшие западные аналоги для оценки конкурентоспособности ВС

Пассажиро- местность	Дальние		Средние		Ближние	
	Зарубежные	СНГ	Зарубежные	СНГ	Зарубежные	СНГ
1	2	3	4	5	6	7
Магистральные >600 мест	A-380	-				
Магистральные >400 мест	B747-400, B777-200					
Магистральные 300-400 мест	A340-300	Ил-96М/Т		Ил-86		
Магистральные 230-300 мест	B767-300	Ил96-300	B757-300			
Магистральные 180-230 мест	B757-200	Ил90-200	B737-800	Ту-214, Ту-204-100		
Магистральные 130-180 мест		Ту204-300Д	A320-200	Ту-154М		Ту204-300, Ту-154Б
Магистральные 100-130 мест			B737-600	Ту-334-100Д, Ту- 334-120Д, Ил-214Т	B717-200, A318	Ту334-100, Ту334-120, Ту334-200
Магистральные и региональные 80-100 мест			ERJ-190 CRJ- 900	RRJ-95		
Региональный 60-80 мест			ERJ-170 CRJ- 700	Ту-414, RRJ-75, Ан- 148	Dash8-400, ATR72-500	Ил-114, Ил-114-100, Ан140- 230
Региональный 40-60 мест			CRJ100/200, ERJ145	Ту-324, RRJ-55	Dash8-300, ATR42-500	Ан-140-100, МиГ-110
Региональный 20-40 мест			ERJ135 328JET	Як-48	Dash8-100/200	Ан-38-100, Ан38-200, С-80, Ил-112В

Продолжение таблицы А.1

1	2	3	4	5	6	7
Многоцелевые 15–19 мест					Beech 1900	М–102В, Бе–32К
Многоцелевые 10–14 мест					King Air–С200	М–201, Ил–100
Многоцелевые 7–9 мест					AP68TP–600, King Air–С90, PC–12	Т–440, М–102 «Гжель»
Многоцелевые 4–6 мест					A36TC/B36 PA–46–500 Baron 58	М–92 Финист, Аккорд 201
Многоцелевые 3 места					CE172Skyhawk CE–182 Sky lane PA– 28–181	Ил–103

Таблица А.2 — Классификация ВС по классам пассажироместимости

Класс ВС	Основные проекты СНГ	Тип ВС. Эксплуатируемые в ГА РФ	Основные зарубежные аналоги
1	2	3	4
<b>Пассажирские ВС</b>			
100–120 мест	Ту–334, Ил–214	Як–42	A318–100, B727–200, 928JET
70 мест с ТРДД	Ту–414	Ту–134	CRJ700, 728 JET, ERJ170, Ан148
70 мест с ТВД	Ил–114–100, Ан140–230		ATR72–500, Dash8–400
50 мест с ТРДД	Ту–324, RRJ–55		ERJ145, CRJ200
50 мест с ТВД	Ил–114, Ан140–100, Ил112В, Миг–110	Ан24	ATR72–500, Dash8–300
30 мест с ТРДД	Ту324–40, Як–48	Як–40	ERJ135, 328JET
30 мест с ТВД	Ан38–200,С–80	Ан38–100	Dash8–100
<b>Компьютерные и многоцелевые ВС</b>			
15–19 мест	М–102В «Дуэт», Бе–32К	Ан–28, Л410УВП–Э	Do–228, Metro 23, Beech 1900D,Ан–128

Продолжение таблицы А.2

1	2	3	4
7–14 мест	Ил–100, А209	Л410УВП, Ан–2	Beech King Air200, P–180
4–6 мест	М–101 «Гжель», СМ92 «Финист»	Ил–103	РА–46–5800TP Meridian, Baron 58, СЕ–206Т Stationary, РА–32–301 Saqragota
Административные ВС			
Трансконтинентальные	Ту–414АТ		Global Express, Gulfstream VSP
Дальние	Ту324А, Ту414А	Falcon 900	Envoy 7, Challenger 604, Gulfstream IVSP, Falcon 900EX
Средние	Як48	ВАе–125	Citation Exel, Hawker 800XP, Astra SPX, Falcon 2000, Се–680 Sovereign
Ближние		Falcon 20	Citation J2, Premier I, Hawker 400А, Се–560 Encore

Таблица А.3 — Состояние программ создания и производства гражданских ВС

Тип ВС	Разработчик	Страна	Год сертификации	Состояние производства	Кол-во выпущ. ВС	Цена нового ВС, млн. у.е.
1	2	3	4	5	6	7
Магистральные ВС вместимостью более 400 мест						
A380	Airbus	ЕС	2005	1-й полет – 2004 г.	12	218–240
B777–300	Boeing	США	1998	Серия с 1997 г.	38	177,8–203,5
B777SP	Boeing	США	1975	Снят с производства	45	185–211
B747–400	Boeing	США	1989	Серия с 1989 г.	586	-
A340–600	Airbus	ЕС	1971	Серия с 2001 г.	0	168,5–175
A340–500	Airbus	ЕС	2002	Серия с 2001 г.	0	159,7–163
MD–11	M'Douglas	США	1990	Прекращено в 2000 г.	200	144–147,5
Магистральные ВС пассажироместимостью 300–400 мест						
A340–300	Airbus	ЕС	1992	Серия с 1992 г.	187	123–151
DC–10–30	M'Douglas	США	1972	Прекращено в 1989 г.	206	-
L–1011–250	Lockheed	США	1972	Прекращено в 192 г.	6	-
A330–200	Airbus	ЕС	1997	Серия с 1997 г.	62	120–128

Продолжение таблицы А.3

1	2	3	4	5	6	7
Ил-96-300	АК им. Ильюшина	Россия	1992	Серия с 1992 г.	11	42,6
Ан-218	АНТК им. Антонова	Украина	Проект	Остановлено	-	-
Трансконтинентальные административные ВС						
Ту-414АТ	АНТК им. Туполева	Россия	2006	В разработке	-	20
Як-177	ОКБ им. Яковлева	Россия	-	Остановлен	-	-
Gulfstream	Gulfstream	США	1997	С 1997 г.	102	40,5
Дальние административные ВС						
Ту-324А	АНТК им. Туполева	Россия	2005	В разработке	-	-
Falcon-900ЕХ	Dassault	Франция	1996	С 1996 г.	69	33
ECJ-170	Embraer	Бразилия	2002	В разработке	-	-
Средне-дальние административные ВС						
Ил-108	АК им. Ильюшина	Россия	-	Приостановлен	-	-
750Citation X	Cessna	США	1994	С 1996 г.	140	17,4
Falcon-900В	Dassault	Франция	1991	С 1991 г.	86	27-30
Galaxy	IAI	Израиль	1996	С 1986 г.	63	12,1
Средние широкофюзеляжные ВС						
Ту-400	АНТК им. Туполева	Россия	-	Приостановлен	-	-
Hawker 800XP	Raytheon/Bae	США/Англия	1995	С 1984 г.	190	10,845
Средние узкофюзеляжные административные ВС						
С-96	-	Россия	-	Приостановлен	-	-
Learjet 45	Learjet	США	1997	С 1997 г.	121	7,65

## Приложение Б

(справочное)

### Ограничения и особые случаи нагружения

Таблица Б.1 — Ограничения и особые случаи нагружения

Класс	А. Маневренные		Б. Ограниченно маневренные	В. Неманевренные с $m_0, m$		
	Учебные	Пилотажные		8–27,5	$\leq 60$	$> 60$
$n_{y\max}$	от 5 до 8	от 5 до заданного	от 3,3 до 5	$1 + 250/\sqrt{m}$	2,5	2,3
$n_{y\min}$	$2,5 - n_{y\max}^3$	2,5–6	1,65	1		
$-m_z^{Cy}$	0,02–0,05	-0,03–0,03	0,02–0,1	$M > 1: 0,04–0,07;$ $M < 1: 0,12–0,2.$		
$V_{\max\max}$	$\geq 1,6V_{HM}$	$\geq 1,25V_{\max\text{пил}}$	$\geq V_{HM} + 50\text{км/ч}$ $\geq M_{HM} + 0,05$	$\geq V_{HM} + 50\text{км/ч}$ $\geq M_{HM} + 0,05$		
$V^p$	$V_{HM}$	$V_{\max\text{пил}}$	$V_{HM}, M_{HM}$	$V_{HM}, M_{HM}$		
Особые случаи	Рассм: $L_A$ ; нет: $B_{HM}, C_{HM}$	Рассм: $L_A, L_D$ нет: $B_{HM}, C_{HM}$	Рассматриваются: $B_{HM}, C_{HM}$ ; Не рассматриваются: $L_A, L_D$			

Многоцелевые:  $n_{y\max} \geq 4,4$ ;  $n_{y\min} = 0,4 \cdot n_{y\max}$ .

Акробатические:  $n_{y\max} \geq 8$ ;  $n_{y\min} = 0,6 \cdot n_{y\max}$ .

Нормальные:  $n_{y\max} \geq (2,1 + 10890)/(m_0 + 4540)/$

Для ВС всех классов  $V_{\max\max}$  ( $q_{\max\max}, M_{\max\max}$ ) — максимальная скорость, превышение которой в эксплуатации не допускается: она назначается по максимальной эксплуатационной скорости  $V^p$  ( $V_{\max\text{пил}}$  — это  $V^p$ , на которой разрешен пилотаж,  $V_{HM}$  — это  $V_{Э}$  на маршруте) с запасом. Максимальная расчетная перегрузка  $n_{y\max}^p = 1,5n_{y\max}^3$ .

## Приложение В

(справочное)

### Характеристики аэродинамики и динамики полета

1 Расчет по типам ВС и  $n_{об}$ , таблица В.1, взлетных и посадочных  $c_y$  вычисляются по формулам

$$c_{увзл} = K_в \cdot c_{увзлтах}, \quad (B.1)$$

$$c_{упос} = K_n \cdot c_{упостах}. \quad (B.2)$$

Таблица В.1 — Запас по  $c_y$ : при взлете  $K_в$  и при посадке  $K_n$

ВС	Военные и маневренные		Гражданские неманевренные	
	$< 4$	$\geq 4$	$< 4$	$\geq 4$
$n_{об}$				
$K_в$	1/1,44	1/1,32	1/1,44	1/1,32
$K_n$	1/1,44	1/1,44	1/1,69	1/1,69

2 Расчет аэродинамических коэффициентов по поляре

- число Маха задано, рисунок В.1, вычисляются по формуле

$$K_{max}^* = (c_{ук}^* / c_{хк}^*), \quad (B.3)$$

$$A^* = (c_{хк}^* - c_{хт}^*) / (c_{ук}^* - c_{ут}^*)^2; \quad (B.4)$$

- для любого числа Маха, аэродинамические коэффициенты вычисляются по формуле

$$c_x = c_{хт} + A^* (c_y - c_{ут})^2, \quad (B.5)$$

$$c_{хт} = c_{хт}^* ((1 + 0,167M) / (1 + 0,167M^*)) + c_{хв}, \quad (B.6)$$

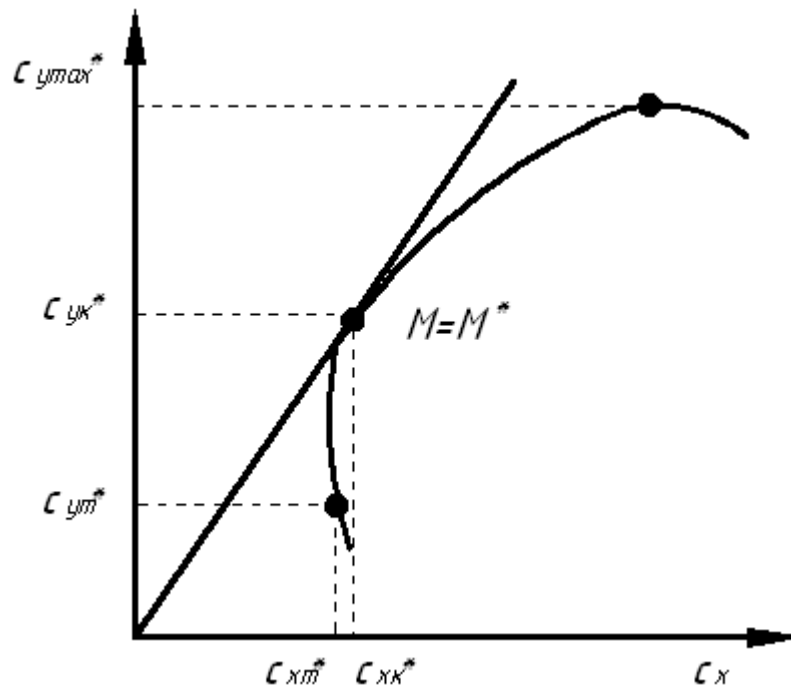


Рисунок В.1 — Расчет аэродинамических характеристик

где  $c_{xв}$  — волновое сопротивление при числе  $M < 1$ , вычисляют по формуле

$$c_{xв} = c_c \cdot c_m(4 - 3c_m), \quad (\text{В.7})$$

$$c_c = (6,28\lambda\bar{C}^2 \cos \chi) / (2 + \lambda\bar{C}^{0,33} \cos \chi^{1,67}), \quad (\text{В.8})$$

$$c_m = (M - M_{кр}) / (M_{хм} - M_{кр}), \quad (\text{В.9})$$

$$M_{кр} = \text{EXP}(-1,2(\bar{C} \cos \chi)^{0,667}). \quad (\text{В.10})$$

Число Маха в точке  $c_x = c_{x_{max}}$ , вычисляют по формуле

$$M_{хм} = \left( (1 + 0,8\bar{C}^2) / \cos \chi^{0,67} - 0,4\lambda\bar{C}^{1,83} \right) / \cos \chi, \quad (\text{В.11})$$

$$c_{xв} = c_x(M) - 0,02, \quad (\text{В.12})$$

$$A' = 0,25\sqrt{M^2 - 1}, \text{ для } M > 1. \quad (\text{B.13})$$

### 3 Расчет характеристик крыла по данным о профиле

#### 3.1 Производную $c_y^\alpha$ вычисляют по формуле

$$c_y^\alpha = (c_{yn}^\alpha)/K_{кр}, \quad (\text{B.14})$$

где  $c_{yn}^\alpha$  — производная  $dc_y/d\alpha$  профиля крыла (из атласа профилей);

$K_{кр}$  — коэффициент, вычисляют по формуле

$$K_{кр} = (c_{yn}^\alpha/(3,14\lambda)) + (1/\cos \chi_\beta) + (2/(\lambda(\eta + 1)\beta)), \quad (\text{B.15})$$

$$1/\cos \chi_\beta = \left(1 + (tg\chi_{0,5}/\beta)\right)^{0,5}, \quad (\text{B.16})$$

$$tg\chi_{0,5} = tg\chi - (1/\lambda)((\eta - 1)/(\eta + 1)), \quad (\text{B.17})$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}. \quad (\text{B.18})$$

3.2 Максимальный коэффициент  $c_{y_{max}}$ , вычисляют по формулам, в конфигурациях:

- полетная

$$c_{y_{max}} = (c_{yn_{max}} / (K_{кр} - c_n)) \cos^{0,5} \cdot \chi \cdot K_\phi \cdot K_{бал}, \quad (\text{B.19})$$

где  $C_n = (c_{yn}^\alpha - c_y^\alpha)/(3,14\lambda)$ ;

$c_{yn_{max}}$  — максимальный коэффициент  $c_y$  профиля крыла;

$$K_\phi = 1 - 0,5 \cdot K_{из} \cdot \bar{S}_{нар};$$



$K_{из}$  — степень снижения коэффициента  $c_y$  фюзеляжем (мера интеграции), таблица В.3;

$$\bar{S}_{нар} = \bar{S}_{н.ф} + \bar{S}_{н.мг} = 0,05 - 0,15,$$

где  $\bar{S}_{н.ф}$ ,  $\bar{S}_{н.мг}$  — относительные площади крыла под фюзеляжем и мотогондолами;

Таблица В.3 — Коэффициенты интерференции и интеграции —  $K_{иф}$  и  $K_{из}$

Схема	$K_{иф}$	$K_{из}$	
		Обычная схема	Интегральная схема
Высокоплан	0,9	0,8	0,6
Среднеплан	0,7	0,85	0,6
Низкоплан	0,5	0,9	0,7

$K_{бал}$  — коэффициент балансировки, вычисляют по формуле

$$K_{бал} = (\bar{L}_{ГО} + 1,5m_z^{c_y}) / (\bar{L}_{ГО} + 3m_z^{c_y}); \quad (B.20)$$

- с выпущенными предкрылками

$$c_{уmaxпр} = c_{уmax} + \Delta c_{упр}, \quad (B.21)$$

где  $\Delta c_{упр}$  — приращение  $c_y$  от предкрылка, вычисляют по формуле

$$\Delta c_{упр} = \Delta\alpha \cdot c_y^\alpha \cdot \bar{l}_{пр} \cdot \cos \chi^2, \quad (B.22)$$

$$\Delta\alpha = K_{пр} \cdot \delta_{пр} \cdot \bar{b}_{пр}^{0,5}; \quad (B.23)$$

$K_{пр}$  — коэффициент типа механизации, таблица В.4;

Таблица В.4 — Коэффициент формы (носок, предкрылок)

Тип механизации	Отклоняемый носок, щиток		Щелевой предкрылок	
	Закрылок выпущен	Закрылок убран	Закрылок выпущен	Закрылок убран
$K_{пр}$	0,58	0,67	1,9	2,2

$\bar{l}_{пр}$  — относительный размах, вычисляют по формуле

$$\bar{l}_{np} = l_{np} / l = 0,5 - 0,8; \quad (B.24)$$

$\bar{b}_{np}$  — относительная хорда, вычисляют по формуле

$$\bar{b}_{np} = b_{np} / b = 0,10 - 0,25; \quad (B.25)$$

$\delta_{np}$  — угол отклонения предкрылка (носка), рад., вычисляют по формуле

$$\delta_{np} = (10 - 25) / 57,3; \quad (B.26)$$

- с выпущенными закрылками

$$c_{yта x3} = c_{yтаx} + \Delta c_{y3}, \quad (B.27)$$

где  $\Delta c_{y3}$  — приращение от  $c_y$  закрылка, вычисляют по формуле

$$\Delta c_{y3} = \Delta \alpha \cdot c_y^\alpha \cdot K_{y3} \cdot \bar{S}_{03} \cdot \cos \chi, \quad (B.28)$$

$$\Delta \alpha = \sin \delta_3 \cdot \bar{b}_3; \quad (B.29)$$

$K_{y3}$  — коэффициент типа закрылка, таблица В.5;

Таблица В.5 — Коэффициенты влияния типа закрылка  $K_{y3}$ ,  $K_{x3}$

Тип механизации	Закрылок, щиток, флаперон	Двух щелевой закрылок, щелевой фаулер	Трех щелевой закрылок
$K_{y3}$	0,9	1,7	2
$K_{x3}$	0,47	0,34	0,34

$\delta_3$  — угол отклонения закрылков:  $\delta_3 = 0,5 - 1$  — на посадке,  $\delta_3 = 0,2 - 0,5$  — на взлете;

$\bar{l}_3$  — относительный размах закрылка, вычисляют по формуле

$$\bar{l}_3 = l_3/l = 0,3 - 0,8; \quad (\text{B.30})$$

$\bar{b}_3$  — относительная хорда закрылка, вычисляют по формуле

$$\bar{b}_3 = b_3/b = 0,25 - 0,40; \quad (\text{B.31})$$

$\bar{S}_{03}$  — относительная площадь крыла обслуживаемая закрылком, равна  $\bar{l}_3$ ;

- со всей механизацией

$$c_{yта хм} = c_{yтаx} + \Delta c_{yтаx пр} + \Delta c_{уз}. \quad (\text{B.32})$$

3.3 Коэффициент  $c_{ym}$  при минимальном сопротивлении  $c_{ym}$ :

- в полетной конфигурации  $c_{ymр} = c_{ymп}$  — берут по профилю;

- во взлетно–посадочной конфигурации  $c_{ymв} = c_{ymн} + (0,5 - 0,9) \cdot \Delta c_{уз}$ .

3.4 Коэффициент сопротивления  $c_x$ , на малых числах  $M$  вычисляют по формуле

$$c_x = c_{xm} + c_{xi} + c_{xв}, \quad (\text{B.33})$$

а) где  $c_{xm}$  — коэффициент в полетной конфигурации от крыла, оперения вычисляют по формуле

$$c_{xmр} = (1 + 0,167M)(c_{хк} + c_{хон} + c_{хф} + c_{хмг} + c_{хг}), \quad (\text{B.34})$$

где  $c_{хк} = c_{xmп} \cdot \bar{S}_{ом} \cdot \cos \chi (lgRen/lgRe)^{2,58}$  — индекс «п» — профиль, «к» — крыло;

$$\bar{S}_{ом} = 1 - K_{иФ} \cdot \bar{S}_{нар},$$

$$K_{иФ} = 0,5 - 0,9 \text{ — таблица 3.1;}$$

$Re$  — число Рейнольдса крыла на скорости  $V$  при вязкости  $\nu$ , которая определяется по высоте полета при помощи таблиц стандартной атмосферы, вычисляют по формуле

$$Re = (V/\nu) \cdot \sqrt{S/\lambda}; \quad (\text{B.35})$$

$c_{xon}$  — коэффициент сопротивления оперения, вычисляют по формуле

$$c_{xon} = 0,009\bar{S}_{on}; \quad (\text{B.36})$$

$c_{x\phi}$  — коэффициент сопротивления фюзеляжа, вычисляют по формуле

$$c_{x\phi} = \left(0,008\lambda_{\phi} - (0,5/\lambda_{\phi}^2)\right) \cdot \bar{S}_{m\phi}; \quad (\text{B.37})$$

$c_{xmg}$  — коэффициент сопротивления мотогондол, вычисляют по формуле

$$c_{xmg} = c_{xmg1} \cdot \bar{S}_{m2} \cdot n_{m2}; \quad (\text{B.38})$$

$c_{x2}$  — коэффициент сопротивления внешних грузов, вычисляют по формуле

$$c_{x2} = c_{x21} \cdot \bar{S}_2 \cdot n_2, \quad (\text{B.39})$$

где  $c_{xmg1}$ ,  $c_{x21}$  — коэффициенты  $c_x$  одной гондолы (груза), равны от 0,02 до 0,04, или коэффициент  $c_{xmg}$  вычисляют по коэффициенту приведенного лобового сопротивления  $C_{fe}$ , таблица В.6 и  $S_{om}$  ВС по формуле

$$c_{xт} = c_{x0} = C_{fe} \cdot (S_{ом}/S); \quad (B.40)$$

Таблица В.6 — Приведенное лобовое сопротивление ВС ( $M < 0,7$ ) [28]

Тип ВС	$C_f$
Магистральный, бомбардировщик	0,0030
Военно–транспортный	0,0035
Истребитель	0,0040
Легкий одномоторный	0,0045
Легкий двухмоторный	0,0055

б) где  $c_{xт}$  — коэффициент во взлетно–посадочной конфигурации (на отрыве), вычисляют по формуле

$$c_{xт отр} = c_{xтр} + \Delta c_{xз} + \Delta c_{xпр} + \Delta c_{ш} + \Delta c_{xтш}, \quad (B.41)$$

где  $\Delta c_{xз}$  — коэффициент сопротивления приращение от закрылка, вычисляют по формуле

$$\Delta c_{xз} = \Delta \alpha \cdot c_y^\alpha \cdot K_{xз} \cdot \bar{l}_3 \cdot \delta_3, \quad (B.42)$$

$\Delta c_{xпр}$  — коэффициент сопротивления приращение от предкрылка, равен нулю;

$\Delta c_{ш}$  — коэффициент сопротивления приращение от шасси, равно от 0,008 до 0,02;

$\Delta c_{xтш}$  — коэффициент сопротивления приращение от воздушных тормозов, равно от 0 до 0,005;

в) коэффициент индуктивного сопротивления  $c_{x1}$ , вычисляют по формуле

$$c_{x1} = A(c_y - c_{yт})^2, \quad (B.43)$$

$$A = 1/(\pi \cdot \lambda_{эф}), \quad (B.44)$$

где  $\lambda_{эф}$  — эффективное удлинение, вычисляют по формуле

$$\lambda_{эф} = e \cdot \lambda; \quad (B.45)$$

$e$  — коэффициент Освальда, таблица В.7;

Таблица В.7 — Величины  $C_{x0}$  и  $e$  ВС различного типа ( $M < 0,7$ ) [11]

Тип ВС	$C_{x0}$	$e$
Реактивные скоростные	0,014–0,02	0,75–0,85
Большие турбовинтовые	0,018–0,024	0,80–0,85
Двух двигательные поршневые	0,022–0,028	0,75–0,80
Небольшие однодвигательные (шасси неубирающиеся)	0,02–0,03 0,025–0,040	0,75–0,80 0,65–0,75
Сельскохозяйственные (с системой распыления)	0,06 0,07–0,08	0,65–0,75 0,65–0,75

г) коэффициент волнового сопротивления  $c_{xв}$  определяют согласно п.2.

Приближенно величины  $1/e$ ,  $S_{ом}$ ,  $S_{ом.пл.п}$ ,  $S_{план.пл.п}$ ,  $S_{ом.объем.п}$ ,  $S_{пл}$ ,  $S_{бок}$  и коэффициенты продольного момента без ГО  $m_{ZбезГО}$ , вычисляют по формуле

$$1/e \cong 1 + 0,02(3,1 - 14/\eta + 20/\eta^2 - 8/\eta^3)(1 - K_{иг} \cdot \bar{S}_{пар}) \cdot (\lambda/\cos \chi), \quad (B.46)$$

$$S_{ом} = S_{ом.пл.п} + S_{ом.объем.п}, \quad (B.47)$$

$$S_{ом.пл.п} = (1,977 + 0,52\bar{c}) \cdot S_{план.пл.п}, \quad (B.48)$$

где  $\bar{c}$  — относительная толщина профиля.

Сумму площадей крыла, ГО и ВО в плане  $S_{план.пл.п}$ ,  $m^2$ , вычисляют по формуле

$$S_{план.пл.п} = S(1 + \bar{S}_{ГО} + \bar{S}_{ВО}), \quad (B.49)$$

$$S_{ом.объем.п} = 1,7(S_{пл} + S_{бок}), \quad (B.50)$$

где  $S_{пл}$  — площадь плановой проекции объемных частей ВС (фюзеляжа, мотогондол),  $m^2$ , вычисляют по формуле

$$S_{nl} \cong (0,7 - 0,85)l_{\phi} \cdot B_{\phi}, \quad (\text{B.51})$$

где  $B_{\phi}$  — ширина объемных частей ВС, м;

$l_{\phi}$  — длина фюзеляжа, м, вычисляют по формуле

$$l_{\phi} \cong d_{\phi} \cdot \lambda_{\phi}, \quad (\text{B.52})$$

$$l_{\phi} = \bar{l}_c \cdot l; \quad (\text{B.53})$$

$S_{бок}$  — площадь боковой проекции объемных частей ВС (фюзеляжа, мотогондол), м<sup>2</sup>, вычисляют по формуле

$$S_{бок} \cong (0,7 - 0,85)l_{\phi} \cdot h_{\phi}; \quad (\text{B.54})$$

где  $h_{\phi}$  — высота объемных частей ВС, м.

3.5 Коэффициент продольного момента без ГО,  $m_{z\text{безГО}}$ , вычисляют по формуле

$$m_{z\text{безГО}} = m_{z0\text{безГО}} + (\bar{x}_m - \bar{x}_{F\text{безГО}})c_y + (c_x - \alpha c_y)\bar{Y}_m, \quad (\text{B.55})$$

где  $m_{z0\text{безГО}}$  — коэффициент продольного момента без ГО при симметричном профиле крыла малой кривизны равно  $c_{m0}$  и равно нулю, для профилей положительной кривизны  $m_{z0\text{безГО}} < 0$ ;

$$\bar{x}_{F\text{безГО}} = \bar{x}_{Fкр} + \bar{x}_{F\phi}.$$

Среднюю относительную центровку  $\bar{x}_{Tcr}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{x}_{Tcr} = 0,5(\bar{x}_{Tn.n} + \bar{x}_{Tn.z}). \quad (\text{B.56})$$

Для случая нагружения  $A'$  величина  $c_y=c_{ymax}$ . Угол атаки равен  $\alpha = f(c_y)$ , рад. Ординату центра масс ВС относительно САХ  $\bar{y}_T$ , вычисляют по формуле

$$\bar{y}_T = Y_T \cdot b_a. \quad (B.57)$$

3.6 Производная коэффициента продольного момента без ГО по безразмерной угловой скорости  $m_{Z\text{безГО}}^{\bar{\omega}_z}$ , вычисляют по формуле

$$m_{Z\text{безГО}}^{\bar{\omega}_z} = m_Z^{\bar{\omega}_z} - m_{ZГО}^{\bar{\omega}_z} = m_{Zкр}^{\bar{\omega}_z} + m_{Z\Phi}^{\bar{\omega}_z} = K_Z \cdot m_{ZГО}^{\bar{\omega}_z} = (-1,5) - (-10), \quad (B.58)$$

$$m_{Z\text{безГО}}^{\bar{\omega}_z} = 0,125c_y^\alpha (1,5 - \bar{x}_r + 0,125\lambda^2 \cdot \sin \chi_{0,5}^2 + 0,5\bar{S}_{M\Phi} \cdot \bar{l}_\Phi^2), \quad (B.59)$$

где  $K_Z$  — для прямых крыльев равно от 0,15 до 0,25, для стреловидных и треугольных от 0,4 до 0,6;

$\bar{l}_\Phi$  — относительная длина фюзеляжа, вычисляют по формуле

$$\bar{l}_\Phi = l_\Phi / b_a; \quad (B.60)$$

$m_{ZГО}^{\bar{\omega}_z}$  — величину вычисляют по формуле

$$m_{ZГО}^{\bar{\omega}_z} = -c_{yГО} \cdot K_{ГО} \cdot \bar{A}_{ГО} \cdot \bar{L}_{ГО}. \quad (B.61)$$

3.7 Коэффициент  $c_{ZBO}^\beta$  определяют аналогично  $c_y^\alpha$  крыла.

3.8 Коэффициент  $m_y^\beta$ , вычисляют по формуле

$$m_y^\beta = K_\beta ((h_\Phi \cdot l_\Phi^2) / (S \cdot l)) - c_{yBO} K_{BO} \bar{A}_{BO} - 0,06c_y^2 tg \chi - \alpha m_{yкр}^\beta + m_{yгд}^\beta, \quad (B.62)$$

где  $K_\beta = 0,1 + (1,5/\lambda_\Phi^{1,5})$ ,



$h_{\phi}$  — высота фюзеляжа в сечении по его центру масс, м;

$l_{\phi}$  — длина фюзеляжа в сечении по его центру масс, м.

4 Вертикальной скоростью задаются, учитывая что  $V_y/V = R_{\phi}/k_{ГРД} - 1/K_{крейс}$ .

5 Класс аэродрома для военных ВС определяется длиной ВПП. Длина ВПП определяется при нормативных атмосферных условиях для аэродромов:  
 $p_0 = 746 \text{ мм}$ ;  $T = 300^{\circ}\text{К}$ ;  $\rho = 1,154 \text{ кг/м}^3$ .

## Приложение Г

(справочное)

### Параметры крыла

Таблица Г.1 — Параметры крыла для различных чисел «М»

Параметр	$M < 0,7$	$0,7 < M < 0,95$	$M > 0,9$
$\eta$	1–4	2–4	2–4,5
$\lambda$	5,0–12	5,3–9	1,7–3,5
$\bar{c}$	0,12–0,1-	0,07–0,15	0,025–0,050
$\chi$	0–12 <sup>0</sup>	5 <sup>0</sup> –45 <sup>0</sup>	35 <sup>0</sup> –75 <sup>0</sup>

Таблица Г.2 — Параметры оперения

Параметры	$M < 0,7$		$M > 0,7$	
	ГО	ВО	ГО	ВО
$\bar{S}$ ГО, ВО	0,15–0,23	0,08–0,15	0,18–0,30	0,12–0,3
$\lambda$	3,5–4,5	0,8–1,2	2,0–3,0	0,8–1,2
$\eta$	2,0–4 (для «Г-образного» оперения $\eta_{ВО}=1,0–1,5$ )			
$\bar{c}$	0,10–0,12		$\bar{c}_{ГО} \cong \bar{c}_{ВО} \cong (0,9–1,0)\bar{c}$	
$\chi$	0–15 <sup>0</sup>	0–25 <sup>0</sup>	$\chi_{он} = \chi$ или $\chi_{он} = \chi + 5^0$	
$A$	0,4–0,8 – для ВС с треугольными и оживальными крыльями $\lambda_{\phi} < 15^0$	0,02–0,09 – для ВС с треугольными и оживальными крыльями $\lambda_{\phi} < 15^0$	0,2–1,1	0,025–0,12

Таблица Г.3 — Параметры рулей высоты, направления. Элероны

Параметры $\bar{S}_{pi} = S_{pi}/S_i$	$M \leq 0,7$			$M > 0,7$
	$\bar{S}_{PB}$	$\bar{S}_{PH}$	$\bar{S}_{\Sigma}$	$\bar{S}_{PB} = \bar{S}_{PH}$
$\bar{l}_{эл} = 0,3–0,4,$ $\bar{b}_{эл} = 0,20–0,25$	0,3–0,4	0,35–0,45 0,05–0,07		0,2–0,3

Таблица Г.4 — Параметры фюзеляжа

Удлинение	$M < 0,7$	$0,8 < M < 0,9$	$M > 1$
$\lambda_{\phi}$	6–9	5,5–13	10–20 – для ВС с треугольными и оживальными крыльями $\lambda_{\phi} < 15^0$
$\lambda_{н.ч.ф}$	1,2–2	1,7–2,5	2,0–2,5 – для ВС с двиг. в хв. части; 3–4 – остальные.
$\lambda_{хв.ч.ф}$	2–3	3–4	1,5–2,0 – для ВС с двиг. в хв. части; 5–7 – остальные.

Параметры шасси:  $b=(0,3–0,4)l_{\phi}$ ;  $e=(0,06–0,12)b$ ;  $a=(0,94–0,88)a+e=b$ .

Параметры фонаря:  $\lambda_{фн}=l_{фн}/H_{фн}=5–6$ ;  $\beta_{стекла}=50–55^0$  —  $M < 0,9$  или  $0,60–0,65$  —  $M > 1$ .

## Приложение Д

(справочное)

### Вариант определения средней аэродинамической хорды крыла

Крыло переменной стреловидности, представлено графическим методом в соответствии с рисунком Д.1:

- половину крыла делят на две трапеции хордой  $b_H$  по месту излома;
- для трапеций находят их САХ —  $b_{a1}$  и  $b_{a2}$  (штриховые линии), САХ ограничена сторонами трапеции и проходит через точку пересечения средней линии и диагонали;
- используя САХ  $b_{a1}$  и  $b_{a2}$  как крайние хорды, строят некую новую трапецию (штрих-пунктир), у которой —  $b_0 = b_{a1}$ ,  $b_k = b_{a2}$ ;
- для этой трапеции находят —  $b_a$ , которая и является САХ всего крыла (эта хорда выходит за пределы очертаний крыла).

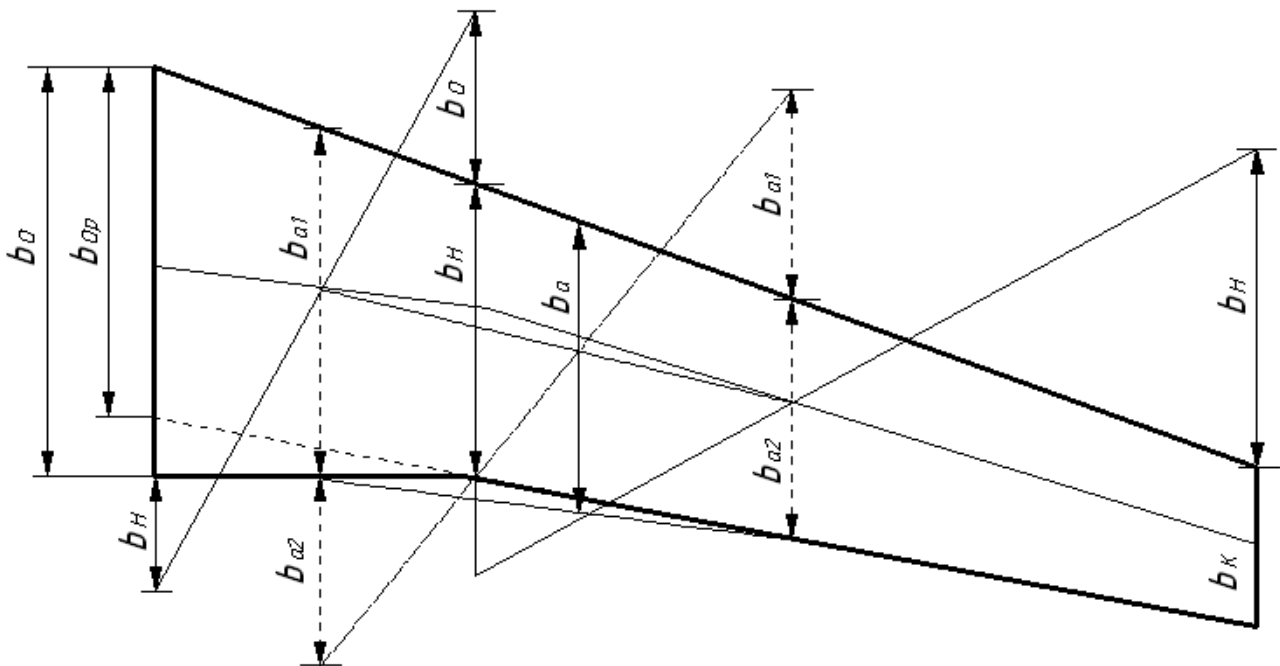


Рисунок Д.1 — Определение средней аэродинамической хорды крыла

## Приложение Е

(справочное)

### Коэффициенты сопротивления и подъемной силы для различных типов воздушных судов

Таблица Е.1 — Коэффициенты сопротивления и подъемной силы сверхзвуковых ВС

Тип ВС	Полетная			Взлетная			Посадочная		
	$C_{xm}$	$C_{ym}$	$C_{ymax}$	$C_{xm}$	$C_{ym}$	$C_{ymax}$	$C_{xm}$	$C_{ym}$	$C_{ymax}$
МиГ-31	0,035		1,1			1,44			1,44
Су-27	0,024	0,08	1,4	0,05		1,5	0,072	0,3	1,9
МиГ-29	0,025		1,5	0,094	0,25	1,8	0,094	0,25	1,8
F-15	0,022		1,17			1,57			1,75
F-16	0,024		1,4			1,58			1,58

Таблица Е.2 — Коэффициенты сопротивления и подъемной силы дозвуковых ВС

Тип ВС	Полетная			Взлетная			Посадочная		
	$C_{xm}$	$C_{ym}$	$C_{ymax}$	$C_{xm}$	$C_{ym}$	$C_{ymax}$	$C_{xm}$	$C_{ym}$	$C_{ymax}$
Ан-124	0,016	0,12	1,2	0,07	0,75	2,19	0,104	0,9	2,21
Ил-76	0,016	0,1	1,45	0,084	0,5	2,55	0,15	0,7	3,1
Ан-70	0,02					4,6			5,4
Ту-154	0,02	0,05	1,3	0,115	0,4	1,92	0,20	0,65	2,15
В-2			1,2			1,2			1,2
А-40	0,018	0,08	1,5	0,11	0,6	2,58	0,17	1,7	2,86
Ан-74			1,37			2,29			2,97
Ил-114	0,02	0,15	1,5	0,1	0,55	2,2	0,17	0,7	3
М-55	0,015	0,2	1,2	0,015	0,2	1,2	0,044	0	1,1
Су-25	0,03	0,15	1,41	0,14	0,4	1,95	0,14	0,4	1,95
А-10	0,026		1,34			2			2,7
Як-130			1,5			1,77			1,9
Су-29	0,048	0	1,4	0,065	0,1	1,51	0,022	0,1	1,18

Аэродинамическое качество  $K$ , для разных вариантов вычисляют по формулам

- максимальное

$$K_{max} = c_{116K} / c_{xk}; \quad (E.1)$$

- на других режимах

$$K = c_y/c_x, \quad (\text{E.2})$$

где  $c_y$  и  $c_{117K}$  — вычисляют в соответствии с таблицами 2.1, 2.3;

$c_x$  — вычисляют по найденным значениям  $c_y$ , вычисляют по формуле

$$c_x = c_{xm} + A(c_y - c_{ym})^2, \quad (\text{E.3})$$

где  $A$  — коэффициент отвала поляры.

При наличии переднего и заднего горизонтального оперения (ПГО и ЗГО) переднее ГО работает по определенному закону, а заднее ГО уравнивает моменты (управляет), в результате:

1) эксплуатационная нагрузка для заднего ГО  $P^{\mathcal{E}}$ , Н, вычисляют по формуле

$$P^{\mathcal{E}} = (qSb_a m_{zp} - g\rho S b_a^2 0,5(n_y - 1)m_{zp}^{\bar{\omega}_z})/L_{ЗГО}, \quad (\text{E.4})$$

где  $m_{zp}$  — коэффициент момента, Н, вычисляют по формуле

$$m_{zp} = m_{Z\text{без}ГО} + c_{yГО} \cdot A_{ПГО}. \quad (\text{E.5})$$

Производную коэффициента момента  $m_{zp}^{\bar{\omega}_z}$ , Н, вычисляют по формуле

$$m_{zp}^{\bar{\omega}_z} = c_{yПГО} \cdot A_{ПГО} \cdot \bar{L}_{ПГО} + m_{Z\text{без}ГО}^{\bar{\omega}_z}; \quad (\text{E.6})$$

2) относительную массу переднего ГО  $\bar{m}_{ПГО}$ , вычисляют по формуле

$$\bar{m}_{ПГО} = (\bar{m}_{ГО} \cdot \bar{S}_{ГО})/\bar{S}_{ЗГО}. \quad (\text{E.7})$$