

## **Аванпроект дальнемагистрального самолета бизнес-класса ХАИ-92**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Разработаны концепция и аванпроект дальнемагистрального самолета бизнес-класса для перевозки 19 пассажиров на дальность до 7800 км с крейсерской скоростью 850 км/ч, определена взлетная масса самолета, массы и геометрия основных агрегатов, посчитана центровка самолета. Проведена разработка общего вида и мастер-геометрии самолета.

**Ключевые слова:** дальнемагистральный самолет, бизнес-класс, геометрические и массовые характеристики, техническое задание, тактические требования.

В настоящее время на территории Украины не создаются пассажирские самолеты бизнес-класса пассажироместимостью до 19 человек. Производство таких самолетов даст возможность совершать перевозки как по территории Украины, так и в страны других континентов над акваториями океанов.

В данной работе разрабатывается 19-местный самолет бизнес-класса, который должен обладать высокими летными характеристиками, приемлемой сложностью проектирования и относительно небольшой стоимостью изготовления и эксплуатации.

В условиях современной конкуренции создаваемый самолет должен превосходить его аналоги по ряду технико-экономических и эксплуатационных характеристик.

Достижение поставленной цели возможно при условии внедрения новейших конструктивно-технологических решений и концепций:

1) по аэродинамике: обеспечить аэродинамическое качество самолета на крейсерском режиме не менее 18; сократить дистанцию разбега благодаря механизации, занимающей 80% размаха крыла; разработать аэродинамическую схему самолета, позволяющую существенно снизить аэродинамическое сопротивление самолета по сравнению с достигнутым уровнем; достигнуть снижения вероятности сваливания на критических углах атаки;

2) по весовому совершенству: разработать и создать конструкцию планера и систем с весовой отдачей по полной нагрузке не менее 55...67%. Эта задача реализуется применением современных композиционных материалов, материалов с повышенными механическими свойствами, герметичного высокоресурсного крепежа;

3) по прочности: конструкция планера должна обеспечить ресурс не менее 80000 летных часов;

4) по управлению: система управления должна обеспечивать устойчивость управляемость, самолета на всех предусмотренных режимах полета и при этом иметь минимальную массу и максимально возможную надежность и безотказность. Использование автоматизированной многоканальной электродистанционной системы управления самолетом обеспечит требуемый уровень надежности и безопасности полета при малой степени статической устойчивости;

5) по электронике: снизить нагрузки на экипаж до 15%, обеспечить расширение функциональных возможностей бортового оборудования в 1,4 - 1,6 раза, интеграцию пультов управления;

6) по оборудованию: на самолете необходимо применить современное цифровое оборудование, имеющее меньшую массу, чем аналоговое, и повышающее удобство считывания информации экипажем благодаря выводу данных на жидкокристаллические дисплеи с высоким качеством изображения;

7) по эксплуатации: самолет должен обладать конструкцией, обеспечивающей комфорт и безопасность пассажиров, их быструю эвакуацию во время аварийной ситуации (не более 2 мин), возможность быстро подготовить самолет к следующему вылету, обеспечить проведение регламентных работ и ремонта в короткие сроки (подготовка к вылету – не более 2 ч, замена неисправного оборудования – не более 30 мин).

Необходимо, чтобы проектируемый самолет обеспечивал выполнение таких требований:

- широкий диапазон по дальности, скорости и комфорту;
- разнообразие вариантов по типу применения;
- высокий уровень технических и эксплуатационных характеристик;
- конкурентоспособность;
- полное соответствие современным НЛГС АП-25 [1];
- характеристики надёжности и эксплуатационной технологичности.

Конструкция планера самолёта должна обладать ресурсом в 80000 лётных часов, сроком службы не менее 30 лет. Необходимо, чтобы топливная эффективность самолёта составляла не более 24 г на одного пассажира на 1 км полёта, весовая эффективность – не более 280 кг пустого снаряжённого самолёта на одного пассажира. Средства ТО должны поддерживать лётную годность самолёта на протяжении всего срока службы. Характеристики контролепригодности должны обеспечить поиск и устранение отказов и неисправностей конструктивно-сменных элементов с помощью встроенной системы контроля и бортовой системы технического обслуживания. Регламент технического обслуживания должен предусматривать минимальное количество оперативных форм.

Самолёт предполагается эксплуатировать в следующих условиях:

- барометрическое давление во всём диапазоне высот полёта – по ГОСТ 4401-81;
- температура наружного воздуха – по ГОСТ 4401-81;
- массовая плотность, барометрическое давление, кинематическая вязкость воздуха – по ГОСТ 4401-81;
- температура наружного воздуха у земли  $-50...+45^{\circ}\text{C}$ ;
- относительная влажность воздуха у земли при  $+35^{\circ}\text{C} \geq 98\%$ .
- направление и скорость ветра у земли:

встречная составляющая	$\leq 25$ м/с,
попутная составляющая	$\leq 5$ м/с,
боковая составляющая под углом $90^{\circ}$ к ВПП	
$f \geq 0,5$	$\leq 15$ м/с,
$f \geq 0,3$	$> 6$ м/с.

Самолёт должен обеспечивать полёты:

- по правилам визуального полёта и по приборам;
- днём и ночью;
- в простых и сложных метеоусловиях;
- в условиях обледенения;
- по внутренним и международным трассам;
- над равнинной, холмистой и горной местностью;

– над водными пространствами.

Самолёт, системы, двигатели и оборудование должны эксплуатироваться в пределах назначенного ресурса.

Функциональные возможности и технический уровень самолёта и оборудования должны обеспечить заданные ЛТХ и сертификационные требования: соответствие нормам лётной годности (АП-25, FAR-25, JAR-25), (двигатели по АП-33).

По эмиссии двигателя самолёт должен удовлетворять требованиям приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации и требованиям АП-34, по шуму – требованиям АП-36.

Весовая компоновка и центровка должны обеспечивать возможность эксплуатации как с полным, так и неполным количеством пассажиров при всех возможных в эксплуатации вариантах загрузки и заправки топливом в соответствии с инструкцией по загрузке и центровке без использования балласта. Запас центровки против опрокидывания самолета на хвост должен быть не менее 5% САХ.

Для достижения высокой конкурентоспособности проектируемого ЛА необходимо оценить достигнутый уровень развития самолетов данного класса. На основе заданных тактико-технических требований подобраны самолеты-прототипы, являющиеся лидерами в данном классе самолетов:

- Gulfstream G650 (рис. 1);
- Falcon 2000DX (рис. 2);
- Bombardier Challenger 850 (рис. 3);
- Global 5000 (рис. 4);
- Bombardier Global Express XR 850 (рис. 5).

Основные геометрические, массовые и лётно-технические характеристики самолётов-аналогов представлены в табл. 1.



Рис. 1. Gulfstream G650



Рис. 2. Falcon 2000DX



Рис. 3. Bombardier Challenger 850



Рис. 4. Global 5000



Рис. 5. Bombardier Global Express XR 850

Таблица 1

## Статистические данные самолётов-аналогов

Характеристики ЛА	Наименование самолета	Gulfstream G650	Falcon 2000DX	Bombardier Challenger 850	Global 5000	Bombardier Global Express XR 850	Проектируемый самолёт
Летные данные	$V_{крейс}$ , км/ч	904	850	819	904	904	850
	$V_{max}$ , км/ч	965	891	859	950	935	900
	$H_{крейс}$ , м	12497	12235	-	15545	13105	12000
	$H_{max}$ , м	15455	14330	12500	16000	15000	14000
	$V_{отр}$ , км/ч	250	246	260	280	270	220
	$V_{пос}$ , км/ч	180	175	187	190	184	170
	$L(m_{max})$ , км	12964	7037	5778	9630	11390	7800
	$L_{разб}$ , м	1829	1740	1918	1689	1870	900
	$L_{проб}$ , м	914	845	887	804	814	
Массовые данные	$m_0(m_{взл})$ , кг	39854	15567	21340	41957	39747	17424
	$m_{гр}$ , кг	2948	3202	2540	3000	2585	2300
	$n_{пас}$ , чел.	11...18	19	15...19	19	8...19	19
Данные СУ	Число и тип двигателя	2хТРДД R-R BR725	2хТРДД Pr & Wh PW308 C	2хТРДД General Electrics CF34-3B1	2хТРДД R-R BR710 A2-20	2хТРДД R-R BR710A2-20	2хТРДД General Electrics CF34-1A
	$P_0$ , кН	2х35,8	2х31,15	2х38,84	2х65,6	2х65,5	2х38,524
	$m_{дв}$ , кг	613	623,5	757,5	1591	1591	738

Окончание табл.1

	Степень двухконтур- ности	4,6	3,8	6,2	5,8	5,8	6,2
Геометрические данные	$S, \text{ м}^2$	119,2	49,02	48,35	94,9	94	49,5
	$L, \text{ м}$	30,36	19,33	21,21	28,65	28,65	22,26
	$\chi^\circ$	36°	29°	25°	30°	37°	30°
	$\lambda$	7,7	7,6	8,9	8,6	8,6	10
	$\eta$	4,85	4,31	4,04	4,44	5,18	5
	$L_\phi, \text{ м}$	26,7	19,6	24,38	25,32	26,31	24,3
	$d_\phi, \text{ м}$	2,75	2,35	2,69	2,87	2,69	2,7
	$\lambda_\phi, \text{ м}$	9,71	8,34	9,06	8,82	9,78	9
	$\Sigma S_{\text{мид}}, \text{ м}^2$	11,534	6,423	10,289	11,537	12,668	5,726
Производные величины	$p = \frac{m_0 g}{10S},$ даН/м <sup>2</sup>	379	384	440,8	433,2	468,2	345
	$t_0 = \frac{P_0}{m_0 g}$	0,32	0,34	0,33	0,319	0,3	0,35
	$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}} g}{P_0}$	0,168	0,196	0,191	0,238	0,238	0,188
	$K_{\text{вес.отд}} = \frac{m_{\text{зр}}}{m_0}$	0,065	0,17	0,11	0,054	0,06	0,132

На основе статистических данных, разработанной концепции создания ЛА сформированы тактические требования, представленные в табл. 2.

Таблица 2

Тактические требования к проектируемому самолету

$M_{\text{тах}}$	$M_{\text{крейс}}$	$H_{\text{крейс}}, \text{ км}$	$n_{\text{пас}}, \text{ чел.}$	$n_{\text{пас}}, \text{ чел.}$	$L, \text{ км}$	$L_p, \text{ м}$
0,9	0,7	10	19	3	7800	900

Исходя из тактических требований и данных самолетов-прототипов выбрана нормальная аэродинамическая схема с низкорасположенным свободонесущим стреловидным крылом, оперение Т-образное, два двигателя ТРДД, расположенных на пилонах в хвостовой части фюзеляжа. Шасси – трехопорное с носовой опорой.

Основные преимущества такой аэродинамической схемы [2]:

- крыло находится в чистом невозмущенном воздушном потоке и не затеняется оперением;

- носовая часть фюзеляжа короткая и не создает дестабилизирующий момент по курсу, что позволяет уменьшить площадь вертикального оперения и его массу;

- для экипажа улучшается обзор передней полусферы.

К недостаткам можно отнести:

- для обеспечения устойчивости полета самолета ГО должно создавать отрицательную подъемную силу.

Основные преимущества выбранного расположения крыла относительно фюзеляжа [2]:

- используется экранный эффект (поверхность аэродрома);

- применяется больший внутренний объем фюзеляжа;

- меньше высота опор шасси, упрощается их уборка;

- повышается безопасность пассажиров и экипажа при аварийной посадке;

- выше плавучесть при аварийной посадке на воду, что позволяет эвакуировать пассажиров и экипаж.

Крыло самолета стреловидное, с углом стреловидности по линии  $\frac{1}{4}$  хорд равно  $33^\circ$ .

Преимущества такой формы [2]:

- снижение волнового сопротивления на умеренных дозвуковых скоростях;

- повышение  $M_{кр}$  (0,9  $M$ );

- высокая скорость дивергенции, высокая поперечная устойчивость.

Оперение выполнено по Т-образной схеме, преимущества которого следующие [2]:

- обтекание ГО невозмущенным потоком;

- снижение вибрации и шума внутри самолета.

Трехопорное шасси с носовой опорой имеет следующие преимущества:

- отсутствие опасности капотирования;

- возможность эффективного торможения колес после посадки;

- упрощение пилотирования;

- хороший обзор для экипажа.

Расположение двигателей в хвостовой части фюзеляжа обуславливается рядом достоинств:

- аэродинамически «чистое» крыло;

- снижение шума в пассажирских салонах;

- улучшение противопожарной безопасности;

- защита от попадания в двигатель посторонних предметов.

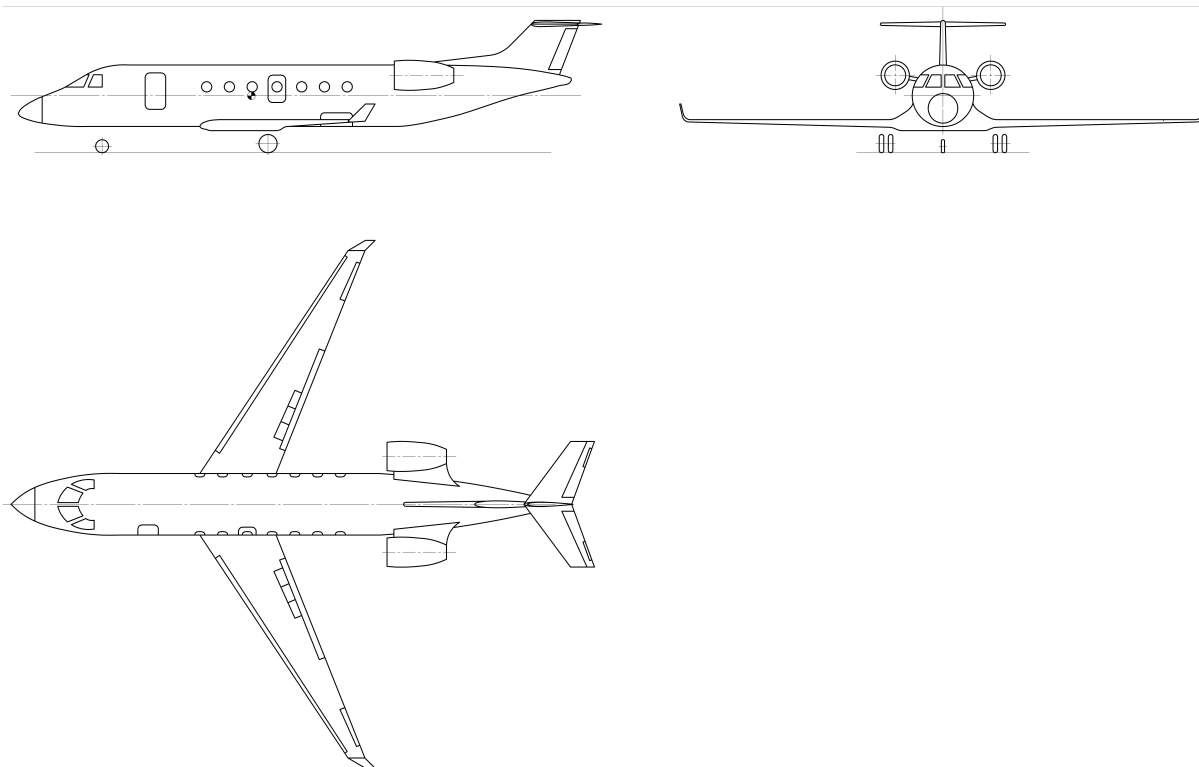


Рис. 6. Схема проектируемого самолета

На основе статистических данных определяем и заносим в табл. 3 значения основных геометрических параметров самолета на этапе нулевого приближения.

Таблица 3

Основные начальные геометрические параметры самолета

$\lambda$	$\chi^\circ$	$\eta$	$c, \%$	$\bar{b}_3$	$\delta_3^\circ$	$\bar{S}_{эл}$	$\lambda_\phi$	$D_\phi, \text{м}$	$L_\phi, \text{м}$
10	30	5	11	0,25	25/50	0,052	9	2,7	24,3
$\bar{S}_{20}$	$\bar{S}_{60}$	$\lambda_{20}$	$\lambda_{60}$	$\chi_{20}^\circ$	$\chi_{60}^\circ$	$c_{20}, \%$	$c_{60}, \%$	$\eta_{20}$	$\eta_{60}$
0,17 5	0,2	3,5	1,1	33	40	11,56	7,95	2	2

Взлетная масса самолета в нулевом приближении определяется формулой

$$m_0 = \frac{m_{zp} + m_{сн}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{об.унр})}$$

где  $m_{nac} = 120 \cdot n_{nac} = 120 \cdot 19 = 2280$  кг.

В расчётах масса коммерческой (целевой) нагрузки  $m_{nac} = 2300$  кг, которая включает в себя массу пассажиров и груза. На основе статистики для самолёта данного класса приняты следующие величины:  $\bar{m}_k = 0,27$ ,  $\bar{m}_{cy} = 0,135$ ,  $\bar{m}_k = 0,27$ ,  $\bar{m}_{об.унр} = 0,13$ .

Массу служебной нагрузки и снаряжения определяют по формуле

$$m_{сн} = m_{эж} \cdot m_{прод} \cdot m_{вода} \cdot m_{тех.жид} \cdot m_{лит.апт.чехл.крес} \cdot m_{спас.об},$$

где  $m_{эж} = 80 \cdot n_{эж} = 240$  кг – масса экипажа;

$m_{прод}$  – масса продуктов.

Исходя из потребностей человека вес одной порции составляет:  
 $m_{порц} = 1$  кг, с учетом большой дальности полета на борту самолета предусмотрено двухразовое питание. Поэтому масса продуктов

$$m_{прод} = 2 \cdot m_{порц} \cdot (n_{нас} + n_{эж}) = 2 \cdot 1 \cdot (19 + 3) = 44 \text{ кг};$$

$m_{вода} = 15$  кг – масса воды;

$m_{тех.жид} = m_{СТ-2} + m_{ПОЖ} + m_{ОГЖ} + m_{ЖГС}$  – масса технических жидкостей, расходуемых в полете;

$m_{СТ-2} = 4,6$  кг – жидкость для унитаза.

Противообледенительная жидкость – спирт-ректификат гидролизный в объеме  $V_{ПОЖ} = 2,7$  л (плотность  $\rho_{ПОЖ} = 789,3$  г/л):

$$m_{ПОЖ} = \rho_{ПОЖ} \cdot V_{ПОЖ} = 789,3 \cdot 2,7 = 2,131 \text{ кг};$$

$m_{ОГЖ} = 8,5$  кг – огнегасящая жидкость фреон 114 В<sub>2</sub>.

Жидкость гидросистемы АМГ-10 в объеме  $V_{ЖГС} = 50$  л (плотность  $\rho_{ЖГС} = 850$  г/л):

$$m_{ЖГС} = \rho_{ЖГС} \cdot V_{ЖГС} = 850 \cdot 50 = 42,5 \text{ кг}.$$

$$m_{тех.жид} = m_{СТ-2} + m_{ПОЖ} + m_{ОГЖ} + m_{ЖГС} = 4,6 + 2,131 + 8,5 + 42,5 = 56,731 \text{ кг};$$

$m_{лит.апт.чехл.крес} = 35$  кг – масса литературы, аптечки, чехлов для кресел и т.д.

В спасательное оборудование входит:

- спасательный трап  $m_{трап} = 22$  кг;
- лодка спасательная ЛАС-5М-3 (5 шт.)  $m_{лодки} = 34$  кг;
- жилет спасательный ГОСТ 22336-77 (22 шт.)  $m_{жилет} = 0,45$  кг;
- другое оборудование  $m_{др.об} = 30$  кг.

Масса спасательного оборудования

$$m_{спас.об} = m_{трап} + m_{лодки} + m_{жилет} + m_{др.об} = 22 + 5 \cdot 34 + 0,45 \cdot 22 + 30 = 209,9 \text{ кг}.$$

Итак, масса служебной нагрузки и снаряжения

$$m_{сн} = 240 + 44 + 15 + 56,731 + 35 + 209,9 = 600 \text{ кг}.$$

Значение  $\bar{m}_m$  в нулевом приближении определяют по формуле

$$\bar{m}_m = 1,1 \cdot \left( 1 - e^{-\frac{L \cdot C_p}{V_{кр} \cdot K_{max}}} \right),$$

где  $C_p = 0,61$  кг/(даН\*ч),  $K_{max} = 18$ ,



$$\bar{m}_m = 1,1 \cdot \left( 1 - e^{-\frac{7800 \cdot 0,61}{850 \cdot 18}} \right) = 0,29$$

Тогда

$$m_0 = \frac{2300 + 600}{1 - (0,27 + 0,135 + 0,13 + 0,29)} = 16563 \text{ кг.}$$

При выборе двигателя необходимо учитывать то, что часть мощности двигателя отбирается на работу систем самолета. Стартовую тягу  $P_0$  определяют из условия безопасного продолжения взлёта с одним отказавшим двигателем. В качестве двигателей силовой установки рассмотрены два варианта: двигатель General Electrics CF34-1A со стартовой тягой 38,524 кН и двигатель АИ-22 со стартовой тягой 36,82 кН. Основные характеристики двигателей приведены в табл. 4 [5,6].

Таблица 4

Характеристики двигателя

Двигатель	Масса, кг	Стартовая тяга, кН	Степень двухконтурности	Длина, мм	Диаметр вентилятора, мм
General Electrics CF34-1A	738	38,524	6,2	2612	1245
АИ 22	765	36,82	4,94	3060	1020

При расчёте массовых характеристик в первом приближении учитывают также влияние на них удельной нагрузки на крыло и геометрических параметров [4]. На массу крыла оказывают влияние такие геометрические характеристики, как удлинение, сужение, стреловидность, относительная толщина профиля. Геометрические характеристики, в свою очередь, влияют на аэродинамические характеристики. В данной работе рассмотрено влияние удельной нагрузки на крыло, сужение и удлинение крыла на его массу, массу самолёта.

Для выбора  $m_{0\min}^1$  и  $P_{opt}$  необходимо на графиках влияния удельной нагрузки на крыло и удлинения(сужения) на взлетную массу самолета нанести ограничения удельной нагрузки на крыло по посадочной скорости  $P_{пред}^{V_{noc}}$  и по величине нормальной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере  $P_{пред}^{ny}$ , которые определяют по следующим формулам:

$$P_{пред}^{ny} = 3,6 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W, \quad P_{пред}^{V_{noc}} = 0,0058 \cdot V_{noc}^2 \cdot C_{yотр},$$

где  $V_{noc} = 200$  км/ч – посадочная скорость;

$C_{yотр}$  – коэффициент подъемной силы при отрыве;

$$C_y^\alpha = \frac{0,11 - 0,029 \cdot \sqrt[4]{c}}{\frac{1}{\cos \chi_{0,5}} + \frac{2}{\lambda}} - \text{коэффициент подъемной силы по углу атаки;}$$

$V = 250$  км/ч – скорость полета вблизи земли;

$W = 15$  м/с – скорость восходящего потока.

Результаты представлены в табл. 4.

Таблица 4

Ограничения по удельной нагрузке

Параметры	$\lambda$			$\eta$		
	6	8	10	3	4	5
$P_{пред}^{Vнос}$	320,16	329,44	334,08	331,76	338,72	341,04
$P_{пред}^{ну}$	498,292	445,653	419,09	419,09	449,024	496,92

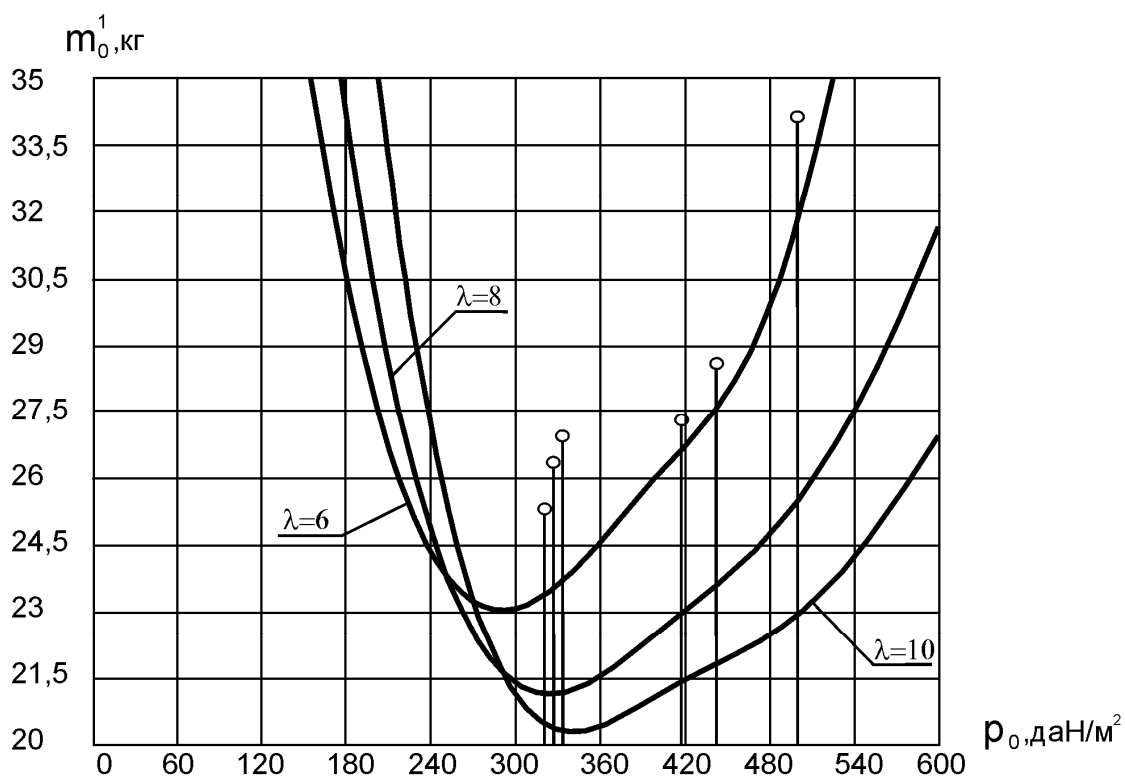


Рис. 7. Влияние удельной нагрузки на крыло и удлинения на взлетную массу самолета

Как видно из графика, (рис. 7), минимальная масса:

для  $\lambda = 6 - m_{0min}^1 = 23025$  кг при  $p_{opt} = 289$  даН/м<sup>2</sup>;

для  $\lambda = 8 - m_{0\min}^1 = 21145$  кг при  $p_{opt} = 323$  даН/м<sup>2</sup>;

для  $\lambda = 10 - m_{0\min}^1 = 20283$  кг при  $p_{opt} = 344$  даН/м<sup>2</sup>.

Из этого можно сделать вывод о том, что минимальная взлетная масса обеспечивается при  $\lambda = 10$ .

Аналогично проводим на ЭВМ расчет для изучения влияния сужения на взлетную массу самолета. При исследовании влияния сужения остальные параметры остаются неизменными, кроме уже полученных при исследовании влияния удлинения, такие, как  $\lambda$ ,  $p_0$ .

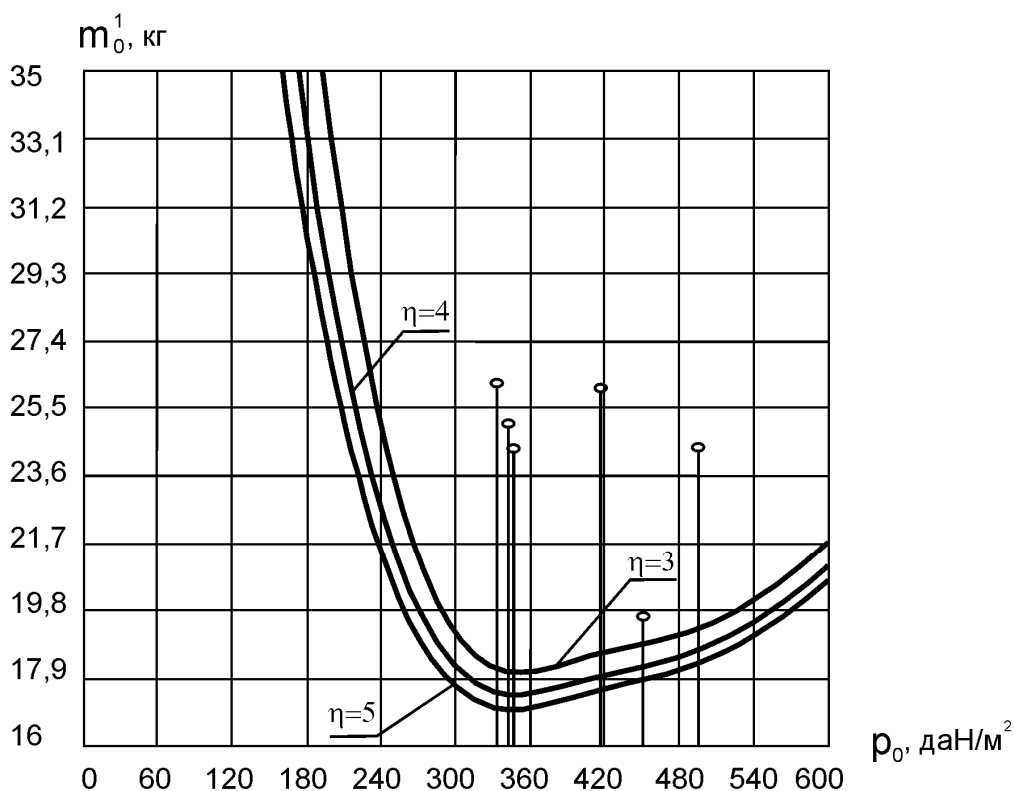


Рис. 8. Влияние удельной нагрузки на крыло и сужения на взлетную массу самолета

Как следует из рис. 8, минимальная масса:

для  $\eta = 3 - m_{0\min}^1 = 18055$  кг при  $p_{opt} = 350$  даН/м<sup>2</sup>;

для  $\eta = 4 - m_{0\min}^1 = 17430$  кг при  $p_{opt} = 346$  даН/м<sup>2</sup>;

для  $\eta = 5 - m_{0\min}^1 = 17025$  кг при  $p_{opt} = 345$  даН/м<sup>2</sup>.

Минимальный взлётный вес обеспечивается при  $\eta = 5$ .

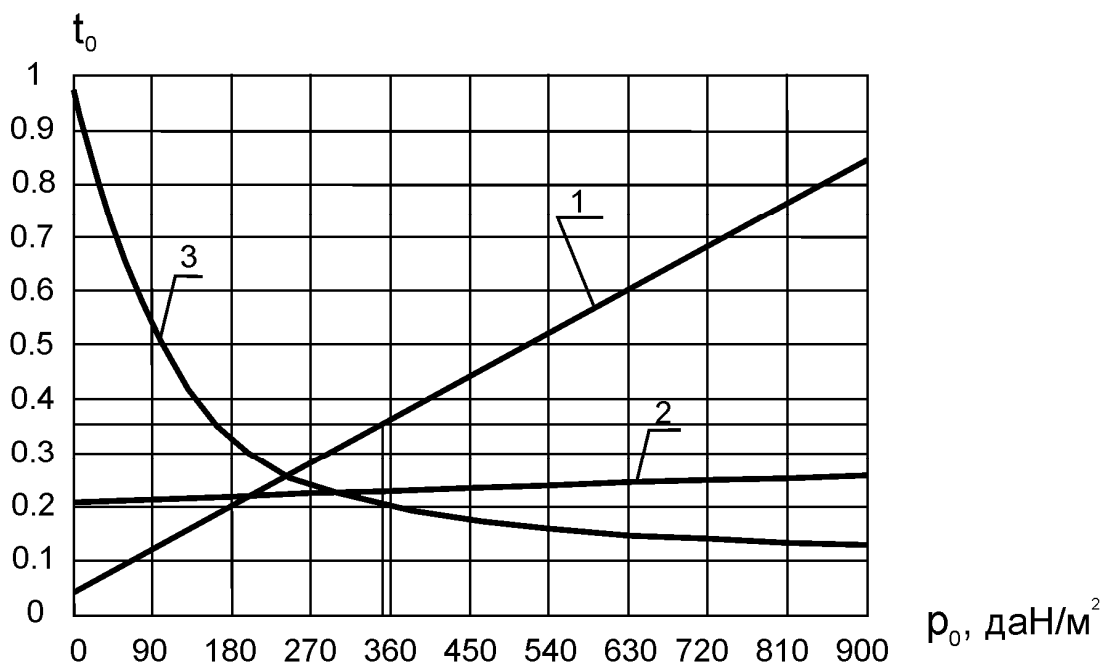


Рис. 9. Влияние удельной нагрузки на крыло и сужения на потребные тяговооруженности:

- 1 – стартовая тяговооруженность, определяемая длиной разбега;
- 2 – стартовая тяговооруженность, определяемая безопасностью взлета;
- 3 – стартовая тяговооруженность, определяемая крейсерской скоростью

На основе рис. 9 определяем стартовую тяговооруженность для  $p_0 = 345$ ,  $t_0 = 0,35$ .

По уже полученным данным уточняем массы агрегатов и топлива. Результаты приведены в табл. 5.

Таблица 5

Массы основных агрегатов самолёта

Наименование	Относительная масса	Масса, кг
Крыло $m'_{кр}$	0,114	1950
Фюзеляж $m'_{ф}$	0,139	2366,5
Оперение $m'_{он}$	0,0264	450,5
Шасси $m'_{ш}$	0,05	851,25
Силовая установка $m'_{су}$	0,12	2059
Топливо $m'_m$	0,29	4936,5
Коммерческая нагрузка + снаряжение и служебная нагрузка	–	4478,43

Суть второго приближения заключается в уточнении массы силовой установки и массы топлива. При этом следует заметить, что могут быть уточнены

и другие слагаемые взлетной массы. В частности, ниже будут предложены также способы уточнения массы оборудования. Таким образом, цель второго приближения – уточнение массы силовой установки, массы топлива и оборудования.

### Масса силовой установки самолета

Для определения массы силовой установки применим формулу

$$m''_{cy} = R \cdot n_{дв} \cdot m_{дв},$$

где  $n_{дв}$  – количество двигателей;

$m_{дв} = 738$  кг – масса двигателя General Electric CF34-1A;

$R$  – коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателей:

$$R = k_1 \cdot \left(1 + 0,1 \cdot \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}\right) \cdot \left(k_{\phi} + \frac{k_{\epsilonз}}{\gamma_{дв}} \cdot (1,2 + 0,275 \cdot y^{0,75})^2\right),$$

где  $k_1 = 0,95$  – коэффициент, учитывающий количество двигателей и место установки их на самолете;

$n_{дв.рев}$  – число двигателей, оборудованных реверсорами тяги;

$n_{дв}$  – число двигателей, установленных на самолете;

$k_{\phi} = 1$  – коэффициент, учитывающий наличие форсажа двигателей;

$k_{\epsilonз} = 0,0236$  – коэффициент, учитывающий тип воздухозаборников и сопел двигателей;

$\gamma_{дв} = 0,188$  – паспортный удельный вес двигателя;

$y = 6,2$  – степень двухконтурности двигателя.

Определяем значение коэффициента

$$R = 0,95 \cdot \left(1 + 0,1 \cdot \frac{2}{2}\right) \cdot \left(1 + \frac{0,0236}{0,188} \cdot (1,2 + 0,275 \cdot 6,2^{0,75})^2\right) = 1,727.$$

Зная все необходимые величины, определим массу СУ:

$$m''_{cy} = 1,727 \cdot 2 \cdot 738 = 2549 \text{ кг.}$$

### Масса топлива самолета

Относительная масса топлива представляет собой сумму:

$$\bar{m}''_m = \bar{m}''_{m.сн.п} + \bar{m}''_{m.нв} + \bar{m}''_{m.крейс} + \bar{m}''_{m.нз} + \bar{m}''_{m.пр},$$

где  $\bar{m}''_{m.нв}$  – относительная масса топлива, расходуемая на набор высоты;

$\bar{m}''_{m.сн.п}$  – относительная масса топлива, расходуемая на снижение и посадку;

$\bar{m}''_{m.крейс}$  – относительная масса топлива, расходуемая в крейсерском полете;

$\bar{m}''_{m.нз}$  – относительная масса топлива навигационного запаса;

$\bar{m}_{m.нр}'' = 0,006$  – относительная масса неучтенных расходов топлива.

Для расчета этих составляющих используют такие формулы:

$$\bar{m}_{m.нв}'' = \frac{0,0035 \cdot H_{нач} \cdot (1 - 0,03 \cdot y)}{1 - 0,004 \cdot H_{нач}} = \frac{0,0035 \cdot 10 \cdot (1 - 0,03 \cdot 6,2)}{1 - 0,004 \cdot 10} = 0,0297,$$

$$\begin{aligned} \bar{m}_{m.сн.н}'' &= 0,002 \cdot H_{кон} \cdot (1 - 0,03 \cdot y) \cdot (1 - 0,023 \cdot H_{кон}) = \\ &= 0,002 \cdot 10 \cdot (1 - 0,03 \cdot 6,2) \cdot (1 - 0,023 \cdot 10) = 0,0151, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \bar{m}_{m.крейс}'' + \bar{m}_{m.нз}'' &= 0,052 + \left( \frac{0,2 \cdot (L - 40 \cdot H_{cp})}{a_H \cdot M_{крейс} - 0,28 \cdot W_в} \cdot C_{p.крейс} \times \right. \\ &\times \left. \sqrt{\frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_\phi)}{k_2 \cdot \lambda} \cdot (F_1 + F_2 \cdot p)} \right), \end{aligned}$$

где  $H_{cp} = \frac{10 + 10}{2} = 10$  – средняя высота крейсерского полёта;

$L = 7800$  – дальность полета, км;

$M_{крейс} = 0,7$  – число Маха, соответствующее крейсерской скорости полета;

$C_{p.крейс}$  – удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/даН·ч:

$$\begin{aligned} C_{p.крейс} &= \frac{0,85}{1 + 0,37 \cdot y^{0,75}} \cdot \left[ 1 + (0,27 + 0,2 \cdot y \cdot M_{крейс}^2) \sqrt{M_{крейс}} - 0,02 \cdot H_{cp} \right] = \\ &= \frac{0,85}{1 + 0,37 \cdot 6,2^{0,75}} \cdot \left[ 1 + (0,27 + 0,2 \cdot y \cdot 0,7^2) \sqrt{0,7} - 0,02 \cdot 10 \right] = 0,5315. \end{aligned}$$

$a_H = 299,53$  – скорость звука на средней высоте крейсерского полёта, м/с;

$W_в = 50$  – скорость встречного ветра, км/ч.

Выражение для  $\frac{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_\phi)}{k_1 \cdot \lambda}$  представляет собой коэффициент отвала

полюры.

$$\begin{aligned} k_1 &= 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \cdot \chi_{0,25} - 7,778 \cdot 10^{-5} \cdot (\chi_{0,25})^2 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \cdot 30 - \\ &- 7,778 \cdot 10^{-5} \cdot (30)^2 = 0,95; \end{aligned}$$

$k_2 = 1,02$ , так как  $\lambda = 10$ .

Для расчетов  $\bar{S}_\phi$  используем следующую формулу:

$$\bar{S}_\phi = \frac{d_\phi}{S_{кр}} \cdot \left( \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} \cdot \sqrt{\frac{S_{кр}}{\lambda}} - \frac{d_\phi}{\lambda} \cdot \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \right) = \frac{2,7}{48,41} \cdot \left( \frac{2 \cdot 5}{5 + 1} \cdot \sqrt{\frac{48,41}{\lambda}} - \frac{2,7}{10} \times \right. \\ \left. \times \frac{5 - 1}{5 + 1} \right) = 0,037,$$

$$F_1 = k_0 \cdot (C_{хтр.кр} + C_{хв.кр}),$$

где  $k_0 = 1,3$  – коэффициент, учитывающий увеличение сопротивления за счет оперения;

$C_{хтр.кр}$  – коэффициент сопротивления трения крыла;

$C_{хв.кр}$  – коэффициент волнового сопротивления крыла.

$$C_{хтр.кр} = \frac{0,174 \cdot \left( 1 + 2 \cdot \bar{c} + 9 \cdot \bar{c}^2 \right) \cdot \left( 1 + 2 \cdot \bar{c} \cdot M_{крейс} \right)}{\left( \lg \text{Re}_{кр} - 1,6 \right)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2 \cdot M_{крейс}^2}} \cdot \left( 1 - k_{инт} \cdot \bar{S}_\phi \right) + 0,001 \cdot \bar{l}_{щ}, \text{ГД}$$

$$\text{е } \text{Re}_{кр} = f(H) \cdot M_{крейс} \cdot \sqrt{\frac{S}{\lambda}};$$

$\bar{c} = 0,118$  – относительная толщина профиля;

$k_{инт} = 0,65$  – коэффициент интерференции;

$\bar{l}_{щ} = 1,9$  – относительная длина всех щелей между крылом и механизацией;

$$f(H) = 2,33 \cdot \left( 1 - \frac{H}{12} + \frac{H^2}{535} \right) \cdot 10^7 = 8238473,5,$$

$$\text{Re}_{кр} = 8238473,5 \cdot 0,7 \cdot \sqrt{\frac{48,41}{10}} = 1.2689 \cdot 10^7.$$

Тогда получим

$$C_{хтр.кр} = \frac{0,174 \cdot (1 + 2 \cdot 0,118 + 9 \cdot 0,118^2) \cdot (1 + 2 \cdot 0,118 \cdot 0,7)}{(\lg \text{Re}_{кр} - 1,6)^2 \cdot \sqrt{1 + 0,2 \cdot 0,7^2}} \times \\ \times (1 - 0,65 \cdot 0,037) + 0,001 \cdot 1,9 = 0,0104.$$

Определим критическое число Маха крыла:

$$M_{крит} = 1 - \frac{x \cdot \lambda^2 \cdot \sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0,2} \cdot \cos \chi_{0,25} = 1 - \frac{0,5 \cdot 10^2 \cdot \sqrt{0,118}}{10^2 + 0,2} \cdot \cos 30^\circ = 0,7176.$$

Так как  $M_{крит} \geq M_{крейс}$ , то волновое сопротивление в расчете не учитывается:  $C_{хв.кр} = 0$ .

$$F_1 = 1,3 \cdot (0,0104 + 0) = 0,0135.$$

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа и мотогондол вычисляются из выражения

$$F_2 = \frac{(C_{xmp.\phi} + C_{xв.\phi})}{k_{мид}},$$

где  $k_{мид} = 2917$  – нагрузка на мидель, даН/м<sup>2</sup>;

$$C_{xmp.\phi} = 3,1 \cdot \lambda_{\phi} \cdot (1 + 0,1 \cdot M_{крейс}^2)^{0,167} \cdot \left[ \frac{0,455}{(\lg Re_{\phi})^{2,58}} - \frac{1700}{Re_{\phi}} \right],$$

$$\begin{aligned} Re_{\phi} &= f(H) \cdot M_{крейс} \cdot \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi} = f(H) \cdot M_{крейс} \cdot f(H) \cdot M_{крейс} \cdot L_{\phi} = \\ &= 8238473,5 \cdot 0,7 \cdot 24,3 = 1,4014 \cdot 10^8. \end{aligned}$$

Тогда получим

$$\begin{aligned} C_{xmp.\phi} &= 3,1 \cdot 10 \cdot (1 + 0,1 \cdot 0,7^2)^{0,167} \cdot \left[ \frac{0,455}{(\lg(1,4014 \cdot 10^8))^{2,58}} - \frac{1700}{1,4014 \cdot 10^8} \right] = \\ &= 0,0631. \end{aligned}$$

$M_{крит.\phi} = 1 - \frac{1}{\lambda_{\phi} + 2 \cdot \lambda_{н.ч}}$ , где  $\lambda_{н.ч} = 1,8$  – удлинение носовой части фюзеляжа.

$$M_{крит.\phi} = 1 - \frac{1}{9 + 2 \cdot 1,8} = 0,9206.$$

Так как  $M_{крит.\phi} \geq M_{крейс}$ , то волновое сопротивление в расчете не учитывается:  $C_{xв.\phi} = 0$ .

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа и мотогондол будет равен:

$$F_2 = \frac{(0,0631 + 0)}{2917} = 2,163 \cdot 10^{-5}.$$

Зная все необходимые величины, находим

$$\begin{aligned} \bar{m}_{т.крейс}'' + \bar{m}_{т.нз}'' &= 0,052 + \left( \frac{0,2 \cdot (7800 - 40 \cdot 10)}{299,53 \cdot 0,7 - 0,28 \cdot 50} \cdot 0,5315 \times \right. \\ &\times \left. \sqrt{\frac{1,02 \cdot (1 + 0,037)}{0,95 \cdot 10} \cdot (0,0135 + 2,163 \cdot 10^{-5} \cdot 345)} \right) = 0,2462. \end{aligned}$$

Масса топлива во втором приближении будет равна:



$$\bar{m}_m'' = 0,0151 + 0,0297 + 0,2462 + 0,006 = 0,297,$$

$$m_m'' = \bar{m}_m'' \cdot m_0' = 0,297 \cdot 17025 = 5056,5.$$

### Масса оборудования и снаряжения

Массу оборудования определяют по формуле Бадягина

$$m_{об.сн}'' = k_c \cdot k_{об}^{cx} \cdot \left[ 500 + 0,12 \cdot m_0' + 0,04 \cdot m_0' \cdot \sqrt{\frac{n_{нс} + n_{эк}}{100}} - 0,0011 \cdot (m_0')^{1,333} \right],$$

где  $k_c = 0,67$  – коэффициент весового совершенства оборудования;

$k_{об}^{cx} = 1,04$  – для самолетов с двигателями на кормовой части фюзеляжа.

Получим:

$$m_{об.сн}'' = 0,67 \cdot 1,04 \cdot \left[ 500 + 0,12 \cdot 17025 + 0,04 \cdot 17025 \cdot \sqrt{\frac{19+3}{100}} - 0,0011 \cdot (17025)^{1,333} \right] =$$

$$= 1660 \text{ кг.}$$

Таким образом взлетная масса самолета во втором приближении составит:

$$m_0'' = m_{кр}' + m_{ф}' + m_{он}' + m_{ш}' + m_{эк} + m_{об}'' + m_{су}'' + m_m'' + m_{ком} =$$

$$= 1950 + 2366,5 + 450,5 + 851,25 + 240 + 1660 + 2549 + 5056,5 + 2300 =$$

$$= 17424 \text{ кг.}$$

### Определение геометрических размеров основных агрегатов самолета

Площадь крыла  $S_{кр} = 49,545 \text{ м}^2$ ; размах крыла  $l = 22,259 \text{ м}$ ; корневая хорда  $b_0 = 3,71 \text{ м}$ ; концевая хорда  $b_k = 0,742 \text{ м}$ ; САХ крыла  $b_{САХ} = 2,556 \text{ м}$ ; координата САХ по размаху крыла  $z_a = 4,328$ ; профиль крыла DSMA-523A.

Площадь горизонтального оперения  $S_{го} = 8,67 \text{ м}^2$ ; размах ГО  $l_{го} = 5,509 \text{ м}$ ; корневая хорда  $b_{0го} = 2,099 \text{ м}$ ; концевая хорда  $b_{кго} = 1,049 \text{ м}$ ; САХ ГО  $b_{САХго} = 1,632 \text{ м}$ ; координата САХ ГО по размаху  $z_{аГО} = 1,224$ ; профиль ГО GOE 416A.

Площадь вертикального оперения  $S_{во} = 9,909 \text{ м}^2$ ; размах ВО  $l_{во} = 3,301 \text{ м}$ ; корневая хорда  $b_{0во} = 4 \text{ м}$ ; концевая хорда  $b_{кво} = 2 \text{ м}$ ; САХ ВО  $b_{САХво} = 3,113$ ; координата САХ ВО по размаху  $z_{аВО} = 1,467$ ; профиль ВО ВТР8.

Длина фюзеляжа  $l_{ф} = 24,3 \text{ м}$ ; длина носовой части фюзеляжа  $l_{фн.ч} = 4,86 \text{ м}$ ; длина хвостовой части фюзеляжа  $l_{фх.ч} = 8,066 \text{ м}$ .

Для трехопорного шасси основными параметрами являются: база шасси  $b = 7,29$  м; угол опрокидывания  $\varphi = 15^\circ$ ; вынос основных опор  $e = 0,729$  м; вынос передней опоры  $a = 6,561$  м; угол выноса основных опор  $\gamma = 16^\circ$ .

На основе полученных геометрических данных разработан чертеж общего вида (рис. 10) и мастер-геометрия (рис. 11) проектируемого самолета.

### Расчет центровки самолета

При определении центра тяжести пустого самолёта координаты центра тяжести крыла агрегатов и узлов будем определять следующим образом:

- стреловидное кессонное крыло (положение центра масс на  $0,4 \cdot b_{САХ}$ );
- стреловидное оперение (положение центра масс ГО на  $0,45 \cdot b_{САХ.ГО}$ , ВО – на  $0,5 \cdot b_{САХ.ВО}$ );
- фюзеляж (разделен на три части для более точного расчета);
- другие агрегаты и узлы.

Координаты центра тяжести самолёта относительно носка фюзеляжа находим из выражений [3]:

$$x_{ц.м} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad y_{ц.м} = \frac{\sum_{i=1}^n m_i \cdot y_i}{\sum_{i=1}^n m_i},$$

где  $m_i$  – масса агрегата или узла;

$x_i, y_i$  – координаты положения центра тяжести этого узла или агрегата.

Центровка самолёта определяется формулами:

$$\bar{x}_{ц.м} = \frac{x_{ц.м} - x'_{САХ}}{b_{САХ}}, \quad \bar{y}_{ц.м} = \frac{y_{ц.м} - y'_{САХ}}{b_{САХ}},$$

где  $x'_{САХ} = 10,28$  м,  $y'_{САХ} = -0,42$  м – координаты носка САХ относительно носка фюзеляжа;

$b_{САХ} = 2,556$  м – длина средней аэродинамической хорды.

Расчёт центровок проводим для вариантов[3]:

- максимально допустимая масса самолета с полной нагрузкой, баки заполнены полностью;
  - максимально допустимая масса самолета с полной заправкой топливом и соответственно уменьшенной нагрузкой 15 пассажиров;
  - самолет с полной заправкой топливом без нагрузки (перегоночный вариант);
  - самолет с полной нагрузкой + 10% топлива (предельный посадочный вариант);
  - пустой самолет с экипажем на стоянке;
  - пустой самолет без экипажа на стоянке.
- Результаты расчета приведены в табл. 6-11.

Таблица 6

Максимально допустимая масса самолета с полной нагрузкой, баки  
заполнены полностью (шасси убрано)

Агрегат	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$y_i$ , м	$m_i \cdot x_i$ , кг·м	$m_i \cdot y_i$ , кг·м
Крыло	1950	11,302	-0,42	22038,9	-819
ГО	293	24,18	3,911	7084,74	1145,92
ВО	157	22,425	2,233	3520,73	350,581
Нос фюзеляжа	1300	3	0,768	3900	998,4
Центральна. часть фюзеляжа	533,25	10	0,768	5332,5	409,54
Хвост фюзеляжа	533,25	19	0,768	10131,75	409,54
Носовая стойка шасси	200	3,151	- 0,284	630,2	-56,8
Основная стойка шасси	651,25	11,324	-0,4	7374,755	-260,5
Экипаж	240	3	1,018	720	244,32
Пассажиры	1520	12,15	1,018	18468	1547,36
Багаж	780	12,5	- 0,416	9750	-324,48
Силовая установка	2549	14,43	0,9	36782,07	2294,1
Топливо (бак №1)	2675,5	9,833	-0,42	26308,19	- 1123,71
Топливо (бак №2)	633	10,115	-0,43	6402,8	-272,19
Топливо (бак №3)	1748	11,519	-0,42	20135,21	-734,16
Радиоэлектронное оборудование	500	0,75	0,12	375	60
Электрооборудование	330	14	0,2	4620	66
Гидравлическое оборудование	330	11,25	-0,25	3712,5	-82,5
Оборудование пассажира салона	500	5,3	0,6	2650	300
Всего	17423,25			189937,34	4152,42
Координата ц.т.	$x_{ц.т}$	10,901			
	$y_{ц.т}$	0,243			
Центровка	$\bar{x}_{ц.т}$	0,238			
	$\bar{y}_{ц.т}$	0,258			

Таблица 7

Максимально допустимая масса самолета с полной заправкой топливом + 15 пассажиров (шасси убрано)

Агрегат	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$y_i$ , м	$m_i \cdot x_i$ , кг·м	$m_i \cdot y_i$ , кг·м
Крыло	1950	11,302	-0,42	22038,9	-819
ГО	293	24,18	3,911	7084,74	1145,92
ВО	157	22,425	2,233	3520,73	350,581
Нос фюзеляжа	1300	3	0,768	3900	998,4
Центральная часть фюзеляжа	533,25	10	0,768	5332,5	409,536
Хвост фюзеляжа	533,25	19	0,768	10131,75	409,536
Носовая стойка шасси	200	3,151	-0,284	630,2	-56,8
Основная стойка шасси	651,25	11,324	-0,4	7374,76	-260,5
Экипаж	240	3	1,018	720	244,32
Пассажиры	1200	12,15	1,018	14580	1221,6
Багаж	600	12,5	-0,416	7500	-249,6
Силовая установка	2549	14,43	0,9	36782,07	2294,1
Топливо (бак №1)	2675,5	9,833	-0,42	26308,19	-1123,7
Топливо (бак №2)	633	10,115	-0,43	6402,8	-272,19
Топливо (бак №3)	1748	11,519	-0,42	20135,21	-734,16
Радиоэлектронное оборудование	500	0,75	0,12	375	60
Электрооборудование	330	14	0,2	4620	66
Гидравлическое оборудование	330	11,25	-0,25	3712,5	-82,5
Оборудование пассажирского салона	500	5,3	0,6	2650	300
Всего	16923,25			183799,34	3901,54
Координата ц.т.	$x_{ц.т}$	10,901			
	$y_{ц.т}$	0,243			
Центровка	$\bar{x}_{ц.т}$	0,238			
	$\bar{y}_{ц.т}$	0,258			

Таблица 8

Самолет с полной заправкой топливом без нагрузки (перегоночный вариант)

Агрегат	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$y_i$ , м	$m_i \cdot x_i$ , кг·м	$m_i \cdot y_i$ , кг·м
Крыло	1950	11,302	-0,42	22038,9	-819
ГО	293	24,18	3,911	7084,74	1145,92
ВО	157	22,425	2,233	3520,725	350,581
Нос фюзеляжа	1300	3	0,768	3900	998,4
Центральная часть фюзеляжа	533,25	10	0,768	5332,5	409,536
Хвост фюзеляжа	533,25	19	0,768	10131,75	409,536
Носовая стойка шасси	200	3,151	-0,28	630,2	-56,8
Основная стойка шасси	651,25	11,324	-0,4	7374,755	-260,5
Экипаж	160	3	1,018	480	162,88
Силовая установка	2549	14,43	0,9	36782,07	2294,1
Топливо (бак №1)	2675,5	9,833	-0,42	26308,19	-1123,71
Топливо (бак №2)	633	10,115	-0,43	6402,795	-272,19
Топливо (бак №3)	1748	11,519	-0,42	20135,21	-734,16
Радиоэлектронное оборудование	500	0,75	0,12	375	60
Электрооборудование	330	14	0,2	4620	66
Гидравлическое оборудование	330	11,25	-0,25	3712,5	-82,5
Оборудование пассажирского салона	500	5,3	0,6	2650	300
Всего	15043,25			161479,34	2848,09
Координата ц.т.	$x_{ц.т}$	10,734			
	$y_{ц.т}$	0,178			
Центровка	$\bar{x}_{ц.т}$	0,189			
	$\bar{y}_{ц.т}$	0,238			

Таблица 9

Самолет с полной нагрузкой + 10% топлива (предельный посадочный вариант)

Агрегат	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$y_i$ , м	$m_i \cdot x_i$ , кг·м	$m_i \cdot y_i$ , кг·м
Крыло	1950	11,3	-0,42	22038,9	-819
ГО	293	24,18	3,911	7084,74	1145,92
ВО	157	22,43	2,233	3520,73	350,58
Нос фюзеляжа	1300	3	0,768	3900	998,4
Центральная часть фюзеляжа	533,25	10	0,768	5332,5	409,54
Хвост фюзеляжа	533,25	19	0,768	10131,75	409,54
Носовая стойка шасси	200	3,151	-0,284	630,2	-56,8
Основная стойка шасси	651,25	11,3	-0,4	7374,755	-260,5
Экипаж	240	3	1,018	720	244,32
Пассажиры	1520	12,15	1,018	18468	1547,36
Багаж	780	12,5	-0,416	9750	-324,48
Силовая установка	2549	14,43	0,9	36782,07	2294,1
Топливо (бак №2)	505,65	10,12	-0,43	5114,65	-217,429
Радиоэлектронное оборудование	500	0,75	0,12	375	60
Электрооборудование	330	14	0,2	4620	66
Гидравлическое оборудование	330	11,25	-0,25	3712,5	-82,5
Оборудование пассажирского салона	500	5,3	0,6	2650	300
Всего	12872,4			142205,79	6065,047
Координата ц.т.	$x_{ц.т}$	11,047			
	$y_{ц.т}$	0,3			
Центровка	$\bar{x}_{ц.т}$	0,471			
	$\bar{y}_{ц.т}$	0,349			

Пустой самолет с экипажем на стоянке

Агрегат	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$y_i$ , м	$m_i \cdot x_i$ , кг·м	$m_i \cdot y_i$ , кг·м
Крыло	1950	11,3	-0,42	22038,9	-819
ГО	293	24,18	3,911	7084,74	1145,923
ВО	157	22,43	2,233	3520,725	350,581
Нос фюзеляжа	1300	3	0,768	3900	998,4
Центральная часть фюзеляжа	533,25	10	0,768	5332,5	409,536
Хвост фюзеляжа	533,25	19	0,768	10131,75	409,536
Носовая стойка шасси	200	4,3	-1,5	859,6	-300
Основная стойка шасси	651,25	11,59	-1,33	7546,685	-866,162
Экипаж	240	3	1,018	720	244,32
Силовая установка	2549	14,43	0,9	36782,07	2294,1
Радиоэлектронное оборудование	500	0,75	0,12	375	60
Электрооборудование	330	14	0,2	4620	66
Гидравлическое оборудование	330	11,25	-0,25	3712,5	-82,5
Оборудование пассажирского салона	500	5,3	0,6	2650	300
Всего	10066,75			109274,47	4210,734
Координата ц.т.	$x_{ц.т}$	10,855			
	$y_{ц.т}$	0,255			
Центровка	$\bar{x}_{ц.т}$	0,418			
	$\bar{y}_{ц.т}$	0,328			

Пустой самолет без экипажа на стоянке

Агрегат	$m_i$ , кг	$x_i$ , м	$y_i$ , м	$m_i \cdot x_i$ , кг·м	$m_i \cdot y_i$ , кг·м
Крыло	1950	11,302	-0,42	22038,9	-819
ГО	293	24,18	3,911	7084,74	1145,923
ВО	157	22,425	2,233	3520,725	350,581
Нос фюзеляжа	1300	3	0,768	3900	998,4
Центральная часть фюзеляжа	533,25	10	0,768	5332,5	409,536
Хвост фюзеляжа	533,25	19	0,768	10131,75	409,536
Носовая стойка шасси	200	4,298	-1,5	859,6	-300
Основная стойка шасси	651,25	11,588	-1,33	7546,69	-866,162
Силовая установка	2549	14,43	0,9	36782,07	2294,1
Радиоэлектронное оборудование	500	0,75	0,12	375	60
Электрооборудование	330	14	0,2	4620	66
Гидравлическое оборудование	330	11,25	-0,25	3712,5	-82,5
Оборудование пассажирского салона	500	5,3	0,6	2650	300
Всего	9826,8			108554,47	3966,414
Координата ц.т.	$x_{ц.т}$	11,047			
	$y_{ц.т}$	0,3			
Центровка	$\bar{x}_{ц.т}$	0,404			
	$\bar{y}_{ц.т}$	0,322			



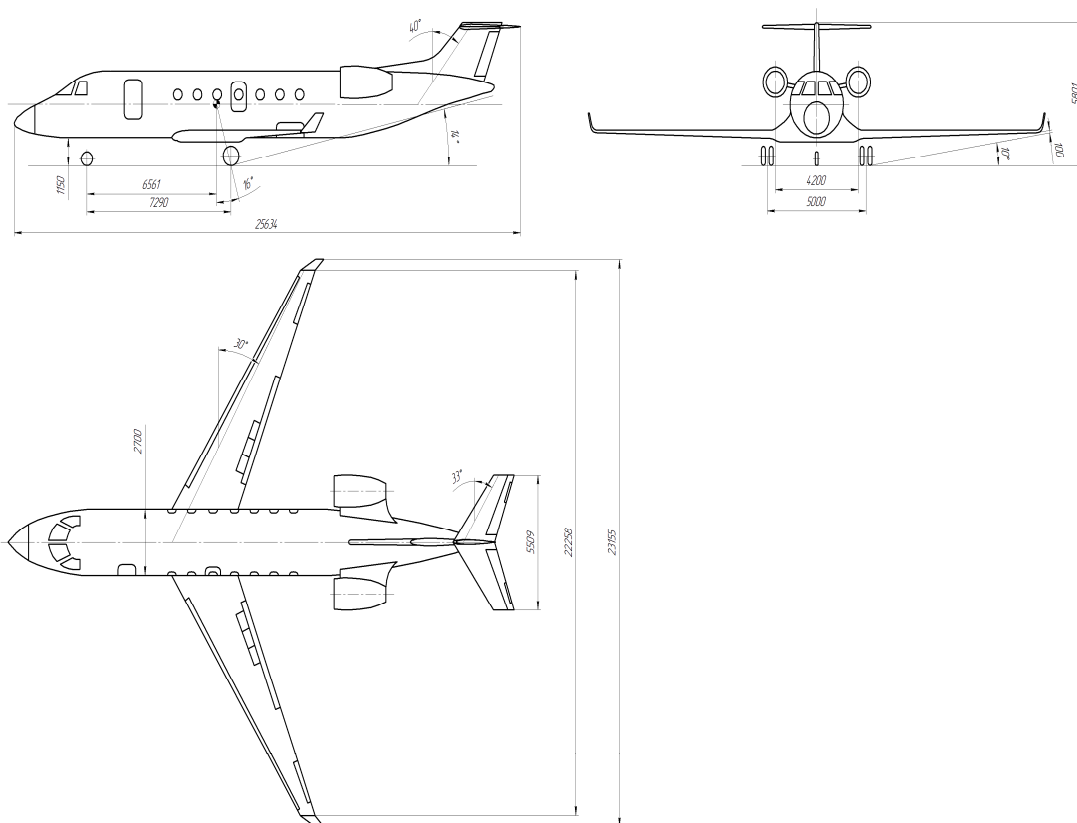


Рис 10. Фрагмент чертежа общего вида дальнемагистрального самолета бизнес-класса

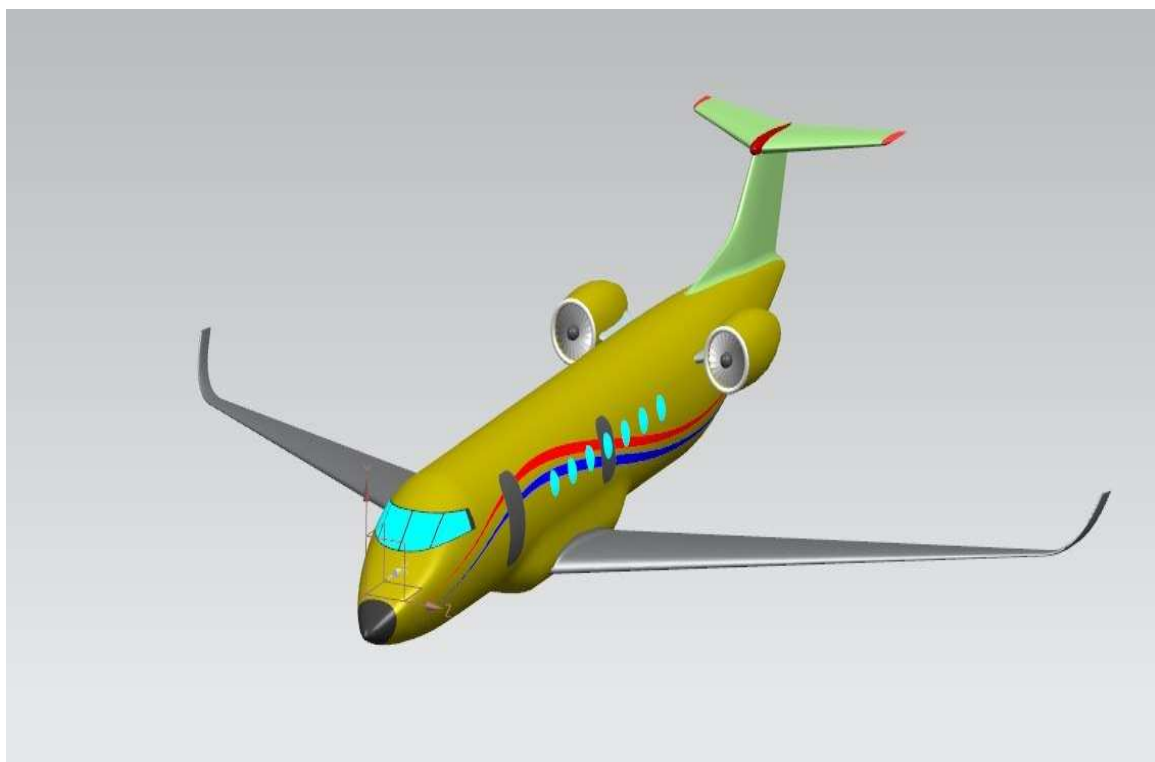


Рис 11. Мастер-геометрия проектируемого самолета

## Выводы

В данной работе был разработан аванпроект дальнемагистрального самолета бизнес-класса. На основе собранной статистики были проведены расчеты массовых и геометрических характеристик в нулевом приближении, а также уточнение масс топлива и основных агрегатов в первом и втором приближениях. В ходе выполнения расчета взлетной массы в первом приближении было проанализировано влияние удельной нагрузки на крыло, удлинения и сужения крыла на взлетную массу и массу и потребную тяговоруженность. Был разработан общий вид самолета, рассчитана центровка и построена мастер-геометрия.

## Список литературы

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с.
2. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А. К. Мяслица, Л. А. Малашенко, А. Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
3. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. пособие / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. – 3-е изд., испр. И доп.– М.:Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Проектирование самолётов [Текст]: лаб. практикум / А. Г. Гребеников, А. А. Кобылянский, В. Н. Король и др. – Х: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. Авиац.ин-т», 2002. – 176 с.
5. General Electric CF34 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ru/enc/engines/cfm34.html> – 20.10.2014.
6. АИ-22 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: или URb: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%98-22> – 20.10.2014.

Поступила в редакцию 17.02.2015

## Аванпроект далекомагістрального літака бізнес-класу ХАІ-92

Розроблено концепцію і аванпроект далекомагістрального літака бізнес-класу для перевезення 19 пасажирів на дальність до 7800 км з крейсерською швидкістю 850 км/год, визначено злітну масу літака, маси і геометрію основних агрегатів. Розроблен загальний вигляд і мастер-геометрію літака

**Ключові слова:** далекомагістральний літак, бізнес-клас, геометричні та масові характеристики, технічне завдання, тактичні вимоги.

## Preliminary design of long-range business jet KhAI-92

Pilot project of long-range business jet carrying 19 passengers over range up to 7800 km with cruising speed of 850 km/h has been developed; the airplane take-off weight, weight and geometry data of the main units have been calculated. An overall view has been developed, the CG range has been calculated.

**Keywords:** long-range aircraft, business class, geometry and weight data, performance specification, tactical requirements.