

Аванпроект магистрального пассажирского самолета ХАИ-150

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

Разработан аванпроект магистрального пассажирского самолета, предназначенного для перевозки 150 пассажиров или полезной нагрузки массой 18000 кг на дальность до 3000 км с крейсерской скоростью 880 км/ч, выполнен расчет взлётной массы самолета в трех приближениях, масс его агрегатов, центровки самолета. Проведена разработка общего вида, конструктивно-силовой компоновки и мастер-геометрии самолета.

Ключевые слова: магистральный пассажирский самолет, тактические требования, геометрические и массовые характеристики, мастер-геометрия.

1. Разработка концепции создания проектируемого самолета

Украинская авиационная промышленность в первую очередь направлена на создание самолетов транспортной категории. Авиационный парк Украины пополнился пассажирскими ближнемагистральными самолетами с вместимостью до 100 человек (Ан-148, Ан-158). Создание самолетов с пассажироместимостью 300 и более человек не рентабельно, поскольку загруженность таких самолетов на магистральных авиалиниях невысока[4]. В связи с этим наиболее перспективным в данной ситуации было бы создание среднемагистрального самолета с пассажироместимостью 150 человек и практической дальностью полета 3000...5000 км. Аванпроект такого самолета (ХАИ-150), предлагается в данной работе.

В условиях современной жесткой 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, 2].

По аэродинамике: обеспечить аэродинамическое качество самолета на крейсерском режиме не менее 16; сократить дистанции взлета и посадки благодаря применению закрылков и предкрылков, занимающих до 80% размаха крыла; разработать аэродинамическую схему самолета, позволяющую существенно снизить аэродинамическое сопротивление самолета и сопротивление интерференции по сравнению с достигнутым уровнем; достигнуть снижения вероятности сваливания на критических углах атаки. Если сваливание происходит, – обеспечить самостоятельный выход самолета из него без участия пилота; применить современные суперкритические профили крыла; обеспечить компоновку с запасом статической устойчивости $m_z^{cy} = -(0,05...0,09)$.

По прочности: конструкция планера должна обеспечить ресурс не менее 80 000 летных часов.

По конструкции: выполнить конструкцию планера таким образом, чтобы ее масса составляла не более 27% от взлетной массы самолета, а полная массовая отдача достигала 50...60%. Эта задача реализуется применением современных методов расчета на прочность, использованием современных композиционных материалов, материалов с повышенными механическими свойствами (1420, В95АТ, 1161Т, 1933ТЗ, Д16АТ), герметичного высокоресурсного крепежа.

По управлению: система управления должна обеспечивать устойчивость и управляемость самолета на всех предусмотренных режимах полета и при этом

иметь минимальную массу и максимально возможную надежность и безотказность. Использование автоматизированной многократной электрогидродистанционной системы управления самолетом обеспечит требуемый уровень надежности и безопасности полета при малой степени статической устойчивости.

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.

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 часов, замена неисправного оборудования – не более 30 минут).

По электронике: снизить нагрузки на экипаж до 15 %, расширение функциональных возможностей бортового оборудования в 1,4 – 1,6 раза, интеграция пультов управления.

На основе разработанной концепции создания ЛА сформированы и предъявлены тактические требования, представленные в табл. 1.1.

Таблица 1.1

Тактические требования к проектируемому самолету

M_{\max}	$M_{\text{крейс}}$	$H_{\text{крейс}}, \text{ м}$	$n_{\text{пасс}}, \text{ чел.}$	$n_{\text{эк}}, \text{ чел.}$	$L, \text{ км}$	$L_p, \text{ м}$	$V_{\text{посад}}, \text{ км/ч}$
0,9	0,815	11000	150	7	3000	1200	250

Техническое задание

Самолет «ХАИ-150» создается как база семейства пассажирских самолетов с пассажироместимостью 150 чел. с двумя двигателями типа ТРДД CFM56-7B26 или ПС-90А(Е)-76.

Проектируемый самолет должен обеспечить выполнение таких требований [5, 10]:

- конкурентоспособность;
- широкий диапазон по дальности, скорости и комфорту;
- высокая экономичность перевозок (топливная эффективность);
- разнообразие вариантов применения;
- возможность перелетов в сложных метеорологических условиях для обеспечения высокой регулярности полетов (однако не в ущерб требованиям обеспечения безопасности);
- минимальное влияние на окружающую среду;
- высокий уровень эксплуатационных и технических характеристик.

Самолет, его двигатели, оборудование и другие комплектующие изделия, а также эксплуатационная документация должны соответствовать:

- авиационным правилам АП-25 и дополнительным требованиям к летной годности самолета «ХАИ-150»;
- двигатель – авиационным правилам АП-33;
- ВСУ – авиационным правилам АП-ВД;
- настоящему техническому заданию.

По шуму на местности самолет должен удовлетворять требованиям главы 4 международных стандартов «Охрана окружающей среды», приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации и требованиям АП-36.

Необходимо, чтобы двигатели удовлетворяли требованиям АП-33, АП-34, требованиям приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации (по эмиссии) и требованиям АП-36 (по шуму).

Конструкция планера самолета должна обладать ресурсом не менее 80 000 летных часов и сроком службы более 30 лет, двигателя – 30 000 летных часов. Топливная эффективность самолета должна составлять не более 20 г на один пассажиро-километр.

Ожидаемые условия эксплуатации:

- барометрическое давление – во всем диапазоне высот полета в соответствии с ГОСТ 4401-81;
- изменение температуры по высоте в соответствии с ГОСТ 4401-81;
- относительная влажность воздуха у земли – 98% при температуре наружного воздуха +35°C;
- массовая плотность, кинематическая вязкость и барометрическое давление – по ГОСТ 4401-81.

Самолет должен иметь входные двери-трапы, для обеспечения автономности посадки и высадки пассажиров и экипажа. Необходимо, чтобы высота пассажирской кабины была не менее 1900 мм, ширина центрального прохода – 510 мм.

Конструкция самолета и его функциональных систем должна обеспечивать:

- доступность объектов контроля;
- легкоприсоединяемость и легкосъёмность устройств сопряжения;
- доступность элементов конструкции для визуального, оптического и дефектоскопного контроля.

Весовая компоновка и центровка должны обеспечивать возможность эксплуатации как с полным, так и с 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.

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

Для повышения конкурентоспособности и более широкого применения необходимо предусмотреть возможность модификации ЛА в транспортную, санитарную и другие комплектации. В частности, требуется рассмотреть вариант конструкции с грузовой рампой в хвостовой части фюзеляжа и размещения внутри самолета соответствующего оборудования для грузоперевозок (грузовой пол, лебедки, тельферы, швартовка).

Самолет должен обеспечивать полеты:

- днем и ночью;
- в условиях обледенения;
- над водным пространством;

- над равниной, холмистой и горной местностью.

Комплекс средств наземного технического обслуживания должен обеспечивать качественное, высокопроизводительное ТО, поиск и устранение отказов и неисправностей самолета на всех формах регламентных работ как в условиях ангара, так и на перроне, а также эффективное и безопасное выполнение погрузочно-разгрузочных работ.

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

- Bombardier SC 300 (рис. 1.1);
- McDonnell 90-30 (рис. 1.2);
- Embraer RJ-195 (рис. 1.3);
- Airbus 320-230 (рис. 1.4);
- Ту-204-300 (рис. 1.5);
- Boeing 737-700 (рис. 1.6);
- Ан-158 (рис. 1.7).

Результаты сбора и обработки статистических данных представлены в табл. 1.2.



Рис. 1.1. Схема самолета Bombardier SC 300

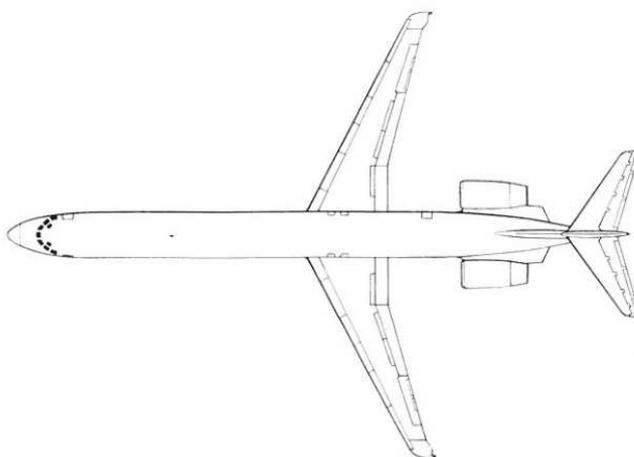
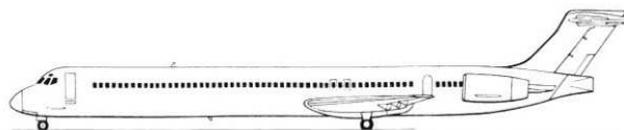


Рис. 1.2. Схема самолета MD 90-30



Рис. 1.3. Схема самолета ERJ-195

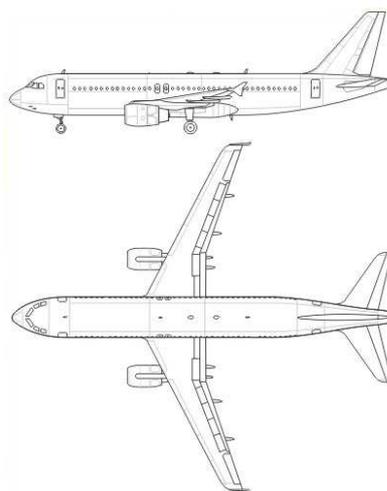


Рис. 1.4. Схема самолета A320-230

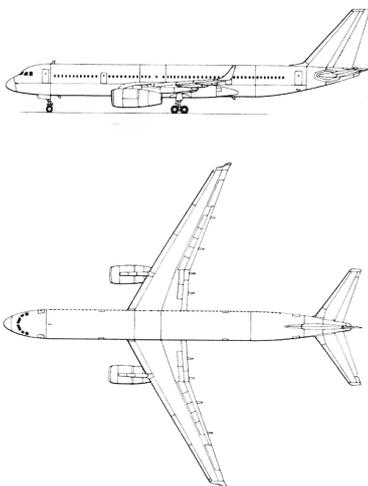


Рис. 1.5. Схема самолета Ту-204-300

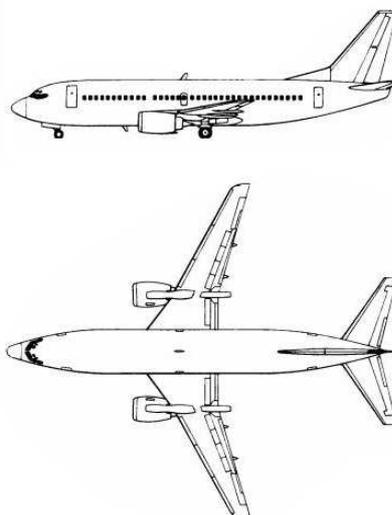


Рис. 1.6. Схема самолета Boeing 737-700

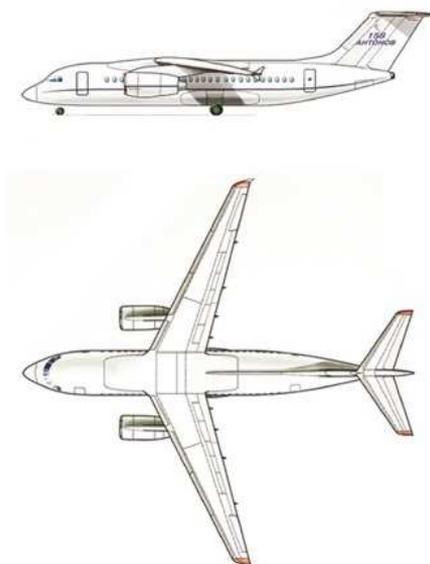


Рис. 1.7. Схема самолета Ан-158

Таблица 1.2

Статистические данные самолетов-аналогов

Название самолета, страна-изготовитель, год выпуска		CS300 Канада 2013	MD-90-30 США 1993	ERJ-195 Бразилия 2004	A320-230 Франция 1988	Ту-204-300 Россия 2005	Boeing 737-700 США 1997	Ан-158 Украина 2010	Проектируемый самолет
Летные данные	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	870	810	870	900	830	828	820	880
	V_{max} , км/ч	900	875	890	930	850	876	870	920
	$H_{\text{крейс}}$, м	12000	10670	11000	11275	11100	11000	11000	11000
	H_{max} , м	13300	12100	12000	12700	12500	12200	12500	12500
	$V_{\text{отр}}$, км/ч	270	290	260	280	290	260	270	240
	$V_{\text{пос}}$, км/ч	280	300	280	300	320	275	290	250
	$H_{\text{пот}}$, м	12500	11300	12000	12000	12100	12500	12500	12500
	$L(m_{T\text{max}})$, км	5460	4400	4074	5370	7370	6230	6000	7000
	$L(m_{\text{грmax}})$, км	–	3060	2650	3980	5920	–	2500	3000
	$L_{\text{разб}}$, м	1220	1550	1300	1400	1600	1300	1100	1200
	$L_{\text{проб}}$, м	900	1000	1100	1000	1100	1000	800	900
Массовые данные	$m_0(m_{\text{взл}})$, кг	65317	70760	50790	77000	107500	68000	43700	
	$m_{\text{груз}}$, кг	18552	17800	13650	20300	18000	16500	9800	18000
	$n_{\text{пас}}$	130	172	122	150	164	148	99	150
	$m_{\text{пос}}$, кг	55340	64410	45000	70000	88000	60781	41000	
	$m_{\text{пуст}}$, кг	35800	39990	28970	41800	54000	38140	23000	
	$m_{\text{к}}$, кг	18290	19815	14475	21715	30100	19050	12240	
	$m_{\text{т}}$, кг	17000	18370	13200	23860	36000	20900	11500	
$m_{\text{об}}$, кг	6530	7070	5080	7700	10750	6800	4370		
Данные СУ	P_0 , кН	103,6	111,3	82,3	111,3	157	117	68	
	$m_{\text{дв}}$, кг	2400	2484	1700	2327	2950	2370	1500	
	Число и тип двигателей	2 ТРДД Pr&Wh1 524G	2 ТРДД IAE V2525-D5	2 ТРДД GenE1 CF34-10E	2 ТРДД IAE V2500-A5	2 ТРДД ПС90А	2 ТРДД CFM56-7B20	2 ТРДД Д-436-148	2 ТРДД
	C_p , кг/кгс*ч	0,45	0,53	0,45	0,52	0,595	0,55	0,58	
	γ , степень двухконтурности	12	4,8	5,2	5,4	4,5	5,1	4,9	

Окончание табл. 1.2

Название самолета, страна изготовитель, год выпуска	CS300 Канада 2013	MD-90-30 США 1993	ERJ-195 Бразилия 2004	A320-230 Франция 1988	Ту-204-300 Россия 2005	Boeing 737-700 США 1997	Ан-158 Украина 2010	Проектируемый самолет	
Производные величины	$\xi_{во}$	0,242	0,227	0,18	0,22	0,232	0,262	0,228	0,24
	$\xi_{го}$	0,241	0,324	0,26	0,247	0,234	0,346	0,216	0,22
	$K_{мид} = m_0 / \Sigma S_{мид}$, даН/м ²	3890	4580	3710	4426	6287	3867	3000	
	$K_{отд} = m_{груз} / m_0$	0,284	0,252	0,269	0,264	0,168	0,243	0,224	
	$\gamma_{дв} = m_{дв} g / P_0$	0,227	0,219	0,203	0,206	0,184	0,199	0,216	
	$t_0 = 10 P_0 / m_0 g$	0,323	0,321	0,334	0,294	0,287	0,338	0,368	
	$\rho = m_0 g / 10 S$, даН/м ²	570	618	540	616	573	534	425	
Геометрические данные	$\Sigma S_{мид}$, м ²	16,8	15,46	13,7	17,4	17,1	17,6	14,7	
	$S_{эл}$, м ²	6,446	6,738	2,78	5,848	6,5	5	-	
	$\lambda_{ф}$	10,46	12,76	12,08	9,89	12,08	8,85	7,71	9
	$d_{ф}$	3,7	3,42	3,2	3,8	3,6	3,8	3,5	3,8
	$L_{ф}$, м	38,7	43,65	38,65	37,57	43,5	33,63	27	
	\square	2,53	3,13	3	3	3,2	3,5	4,05	3,2
	\bar{c}_0	0,135	0,139	0,14	0,13	0,14	0,13	0,13	0,13
	λ	10,97	9,62	8,92	9,48	9,49	9,41	9,57	10
	$\chi_{пк}^0$	29	28	22	27	29	25	27	27
	$L_{кр}$, м	35,1	32,87	28,72	34,09	41,8	34,3	28,91	
	S , м ²	112,3	112,3	92,5	122,6	184,2	125	87,32	

На основе проведения анализа статистических данных, а также технического задания (возможность конвертации в транспортный вариант) выбрана схема с высокорасположенным крылом и Т-образным оперением (см. рис. 2.1).

Основные преимущества такой схемы:

- крыло находится в чистом невозмущенном воздушном потоке;
- наименьшее сопротивление интерференции по сравнению с низкопланом и среднепланом;
- улучшенный обзор экипажу;

- возможность переоборудования в пассажирский или транспортный вариант;
- верхняя поверхность крыла свободна, благодаря чему создает дополнительную подъемную силу;
- малая высота шасси.

К недостаткам схемы можно отнести:

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

Горизонтальное оперение выполнено по Т-образной схеме, преимущества которого следующие:

- обтекание невозмущенным потоком;
- исключение попадания выхлопных газов от двигателей;
- снижение вибрации и шума внутри самолета.

Двигатель расположен на пилонах под крылом, что способствует уменьшению действующих нагрузок на крыло.

Шасси представляет собой трехопорную схему с носовой стойкой, которая имеет такие преимущества:

- низкий шанс капотирования самолета при посадке;
- лучшая устойчивость при движении на земле;
- простота уборки.

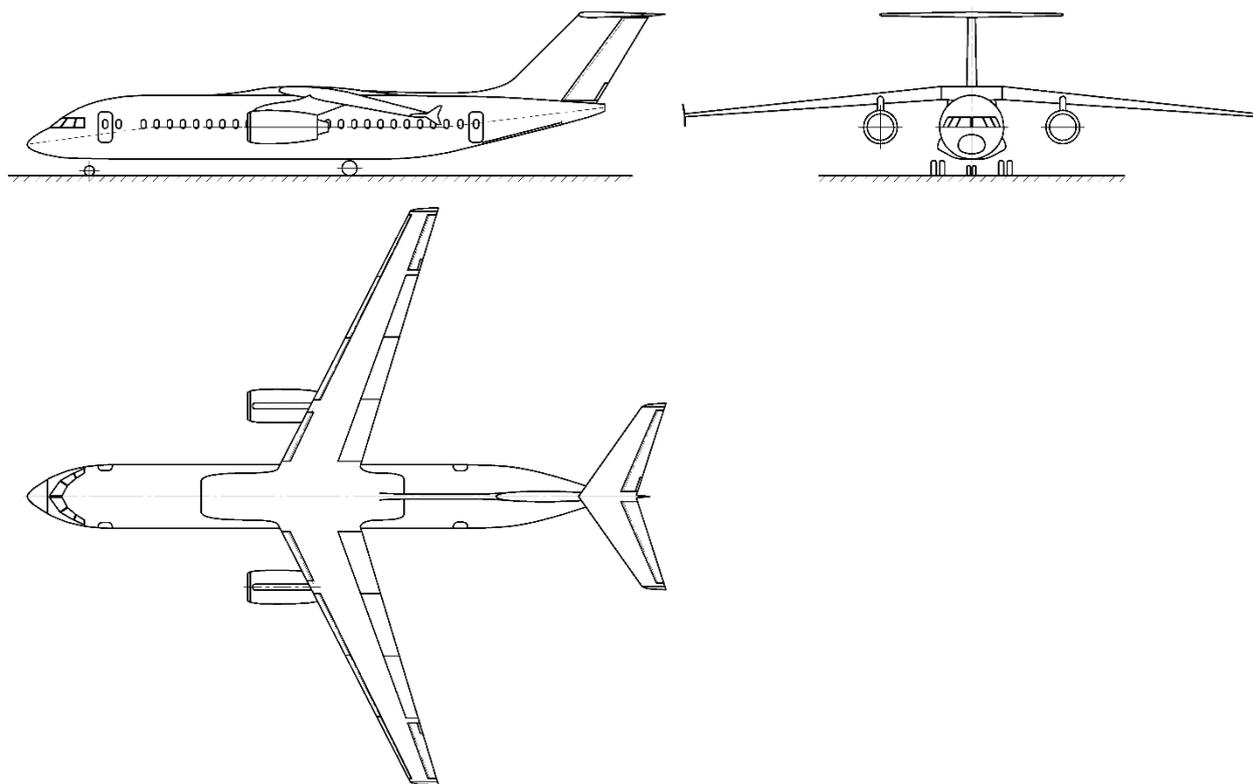


Рис. 2.1. Схема проектируемого самолета

На основе обработки статистических данных самолетов-аналогов на этапе технического предложения выберем относительные геометрические параметры проектируемого самолета (табл. 1.3).

Таблица 1.3

Основные геометрические параметры агрегатов самолета

λ	$X_{ПК}$	η	\bar{c}	b_3	δ_3	$S_{эл}$	λ_ϕ	D_ϕ , м
10	27	3,2	0,15; 0,11	0,25	25/50	0,04	9	3,8

$\bar{S}_{Г0}$	$\bar{S}_{В0}$	$\lambda_{Г0}$	$\lambda_{В0}$	$X_{ПК}^{Г0}$	$X_{ПК}^{В0}$	$\bar{c}_{Г0}$	$\bar{c}_{В0}$	$\eta_{Г0}$	$\eta_{В0}$
0,22	0,24	4	1	35	45	0,1	0,1	2,5	1,5

2. Определение массы самолета

В данной работе рассмотрено влияние удельной нагрузки на крыло и удлинения крыла на его массу и массу самолета (рис. 2.1). По аналитическим зависимостям [1, 2, 7, 8, 10] определена взлетная масса самолета в трех приближениях, результаты приведены в табл. 2.1 – 2.3.

Основной расчетной зависимостью для определения взлетной массы является уравнение существования самолета

$$m_0 = \frac{m_{кн} + m_{сн}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{СУ} + \bar{m}_Г + \bar{m}_{об.упр})},$$

где m_0 – взлетная масса самолета, кг;

$m_{кн} = 120 \cdot n_{пасс}$ – масса коммерческой нагрузки, кг;

$m_{сн}$ – масса снаряжения, кг;

$\bar{m}_к, \bar{m}_{су}, \bar{m}_Г, \bar{m}_{об.упр}$ – относительные массы конструкции самолета, силовой установки, топлива, оборудования и управления.

Таблица 2.1

Расчетные массы самолета

m_0^0 , кг	m_0^I , кг	m_0^{II} , кг	m_0^{III} , кг
69434	70000	69968	64231

Таблица 2.2

Характеристики подобранных двигателей

Наименование двигателя	Стартовая тяга, кгс	Степень двухконтурности	Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/кгс*ч	Сухая масса двигателя, кг	Длина двигателя, мм	Диаметр вентилятора, мм
CFM56-7B26	11927	5,1	0,572	2370	2508	1800
ПС-90А(Е)-76	14500	4,5	0,595	2950	4964	1900

Таблица 2.3

Массы агрегатов (грузов) самолета

Наименование агрегата (груза)	Масса агрегата (груза), кг
Фюзеляж	7112
Крыло	7140
Оперение	1435
Шасси	3570
Силовая установка	7474,8
Масса оборудования и управления	5575
Топливо	13364

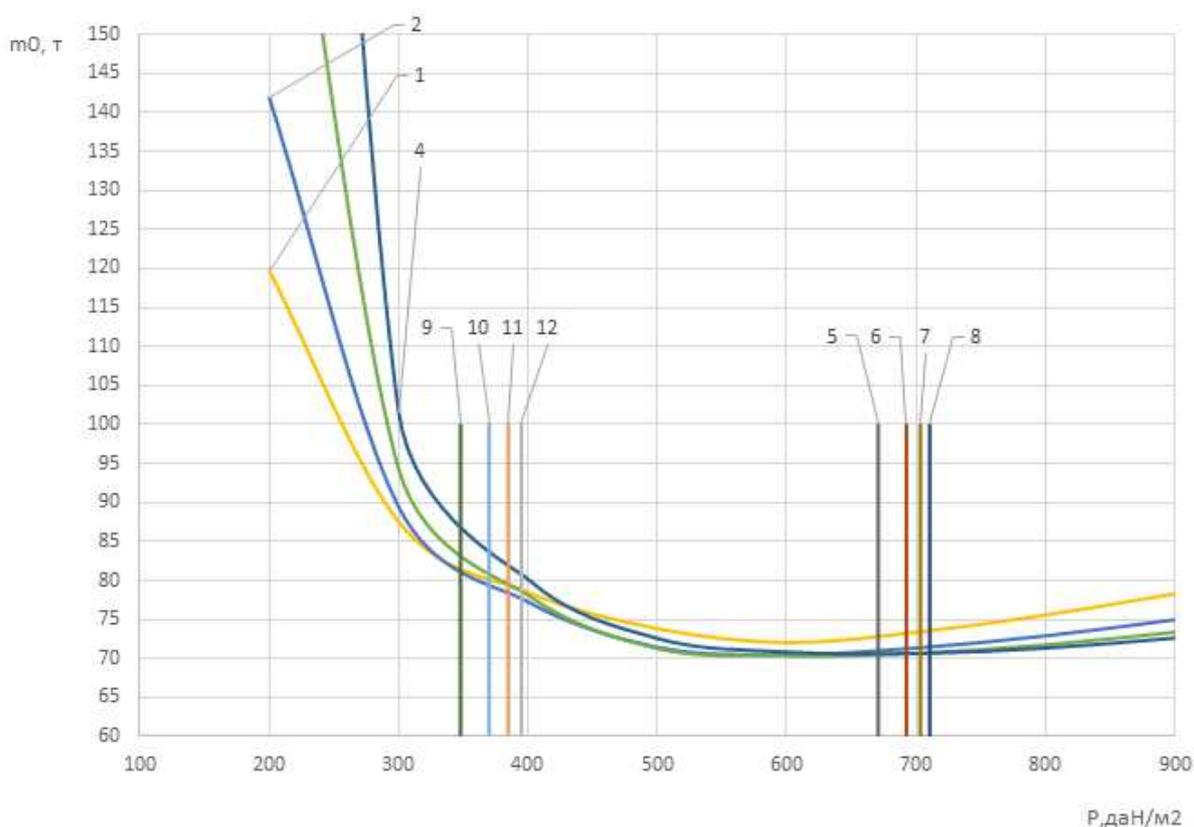


Рис. 2.1. Влияние удельной нагрузки на крыло и удлинения крыла на взлетную массу самолета: 1 – $\lambda = 6$; 2 – $\lambda = 8$; 3 – $\lambda = 10$; 4 – $\lambda = 12$;
 5 – $\lambda = 6$; 6 – $\lambda = 8$; 7 – $\lambda = 10$; 8 – $\lambda = 12$ – при ограничении $\rho_{пред}^{V_{лсс}}$;
 9 – $\lambda = 6$; 10 – $\lambda = 8$; 11 – $\lambda = 10$; 12 – $\lambda = 12$ – при ограничении $\rho_{пред}^{V_{пу}}$

Влияние выбранных параметров отслеживается по аналитическим зависимостям [6], исходные данные для которых взяты из результатов нулевого приближения. Из анализа рис. 2.2 видно, что минимальная масса самолета достигается при удлинении $\lambda = 10$ и удельной нагрузке на крыло $\rho = 544,6 \text{ даН/м}^2$.

2.2. Определение геометрических параметров самолета

Площадь крыла – $S = 115,7 \text{ м}^2$; размах крыла – $l = 34,01 \text{ м}$; концевая хорда крыла – $b_k = 1,62 \text{ м}$; корневая хорда крыла – $b_0 = 5,184 \text{ м}$; средняя аэродинамическая хорда крыла – $b_{\Sigma} = 3,712 \text{ м}$; координата САХ по размаху крыла – $z_{\Sigma} = 7,019 \text{ м}$; толщина крыла по корневой нервюре – $c_{\text{корн}} = 0,777 \text{ м}$; толщина крыла по концевой нервюре – $c_{\text{конц}} = 0,178 \text{ м}$.

Площадь горизонтального оперения – $S_{\text{ГО}} = 25,45 \text{ м}^2$; размах горизонтального оперения – $l_{\text{ГО}} = 10,7 \text{ м}$; корневая хорда горизонтального оперения – $b_{0\text{ГО}} = 3,398 \text{ м}$;

концевая хорда горизонтального оперения – $b_{\text{кГО}} = 1,359 \text{ м}$; средняя аэродинамическая хорда горизонтального оперения – $b_{\text{аГО}} = 2,524 \text{ м}$; координата САХ горизонтального оперения по размаху $z_{\text{аГО}} = 2,293 \text{ м}$; толщина горизонтального оперения по корневой хорде – $c_{\text{корн.ГО}} = 0,34 \text{ м}$; толщина горизонтального оперения по концевой хорде – $c_{\text{конц.ГО}} = 0,136 \text{ м}$.

Площадь вертикального оперения – $S_{\text{ВО}} = 27,767 \text{ м}^2$; размах вертикального оперения – $l_{\text{ВО}} = 5,269 \text{ м}$; корневая хорда вертикального оперения – $b_{0\text{ВО}} = 6,323 \text{ м}$; концевая хорда вертикального оперения – $b_{\text{кВО}} = 4,216 \text{ м}$; средняя аэродинамическая хорда вертикального оперения – $b_{\text{аВО}} = 5,34 \text{ м}$; координата САХ вертикального оперения по размаху $z_{\text{аВО}} = 2,459 \text{ м}$; толщина вертикального оперения по корневой хорде – $c_{\text{корн.ВО}} = 0,6323 \text{ м}$; толщина вертикального оперения по концевой хорде – $c_{\text{конц.ВО}} = 0,4216 \text{ м}$.

Плечи горизонтального и вертикального оперения равны между собой и имеют значение $L_{\text{ГО}} = L_{\text{ВО}} = 14,1 \text{ м}$.

Длина фюзеляжа – $l_{\text{ф}} = 34,2 \text{ м}$; длина носовой части фюзеляжа – $l_{\text{нф}} = 5,7 \text{ м}$; длина кормовой части фюзеляжа – $l_{\text{кф}} = 7,6 \text{ м}$.

Вынос главных стоек шасси – $e = 0,58 \text{ м}$; база шасси – $B_{\text{ш}} = 13,68 \text{ м}$; колея шасси – $K_{\text{ш}} = 4 \text{ м}$.

2.3. Исследование влияния параметров самолета на дальность его полета

Дальность полета самолета можно определить по формуле Бреге

$$L = \frac{3,6 \cdot K \cdot a_H \cdot M_{\text{крейс}}}{C_p} \cdot \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_T}.$$

После ее преобразования [6] получим следующую зависимость:

$$L = \frac{2,94 \cdot a_H}{C_p} \cdot \frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 \cdot p} \cdot \sqrt{\frac{\xi \cdot t_0 \cdot k_1 \cdot \lambda}{k_2 \cdot (1 + \bar{S}_{\text{фз}})}} \cdot \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_T}.$$

Влияние удельной нагрузки на крыло отслеживается анализом выражения $\frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 p}$ в зависимости от p (рис. 2.2). Из рис. 2.2 видно, что наибольшая дальность

полета для проектируемого самолета достигается при значении удельной нагрузки на крыло $p = 800 \frac{\text{даН}}{\text{м}^2}$ (при прочих равных условиях).

Влияние геометрических параметров самолета на дальность полета видно из анализа выражения, находящегося в знаменателе:

$$C_{x0} = F_1 + F_2 \cdot p.$$

Как видно, улучшение внешних форм самолета приводит к уменьшению коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе C_{x0} , а это, в свою очередь, приводит к увеличению дальности полета. Коэффициент F_1 учитывает влияние геометрии крыла на дальность полета, а коэффициент F_2 – влияние геометрии фюзеляжа (рис. 2.3–2.5).

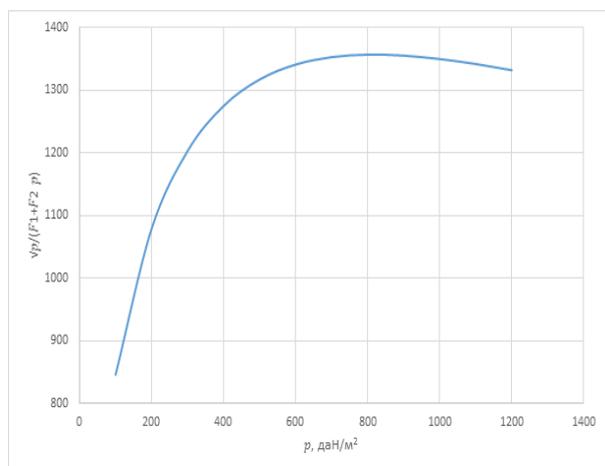


Рис. 2.2. Влияние удельной нагрузки на крыло на функцию $\frac{\sqrt{p}}{F_1 + F_2 \cdot p}$

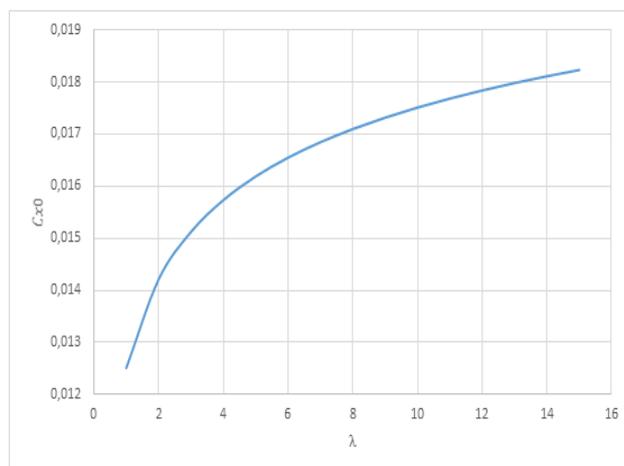


Рис. 2.3. Влияние удлинения крыла на коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе.

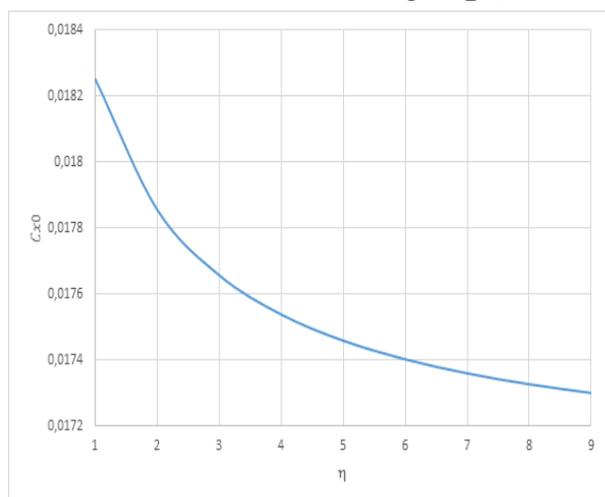


Рис. 2.4. Влияние сужения крыла на коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе.

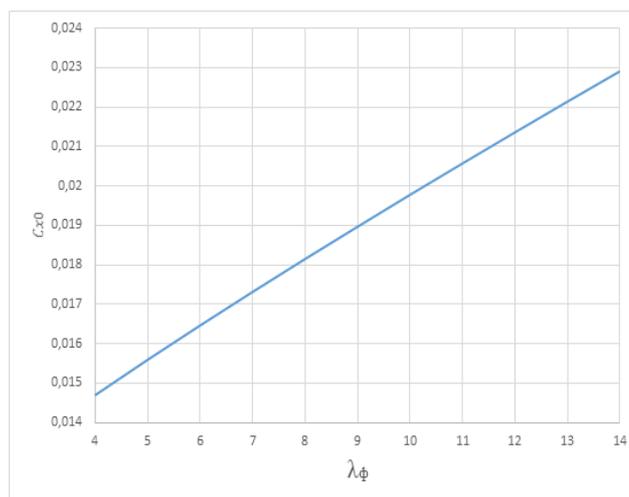


Рис. 2.5. Влияние удлинения фюзеляжа на коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе.

Диаграмма груз-дальность является одним из основных показателей экономической эффективности проектируемого летательного аппарата, который интересен прежде всего заказчику. Диаграмма отражает зависимость дальности полета от массы перевозимого груза (пассажиров) (рис. 2.6).

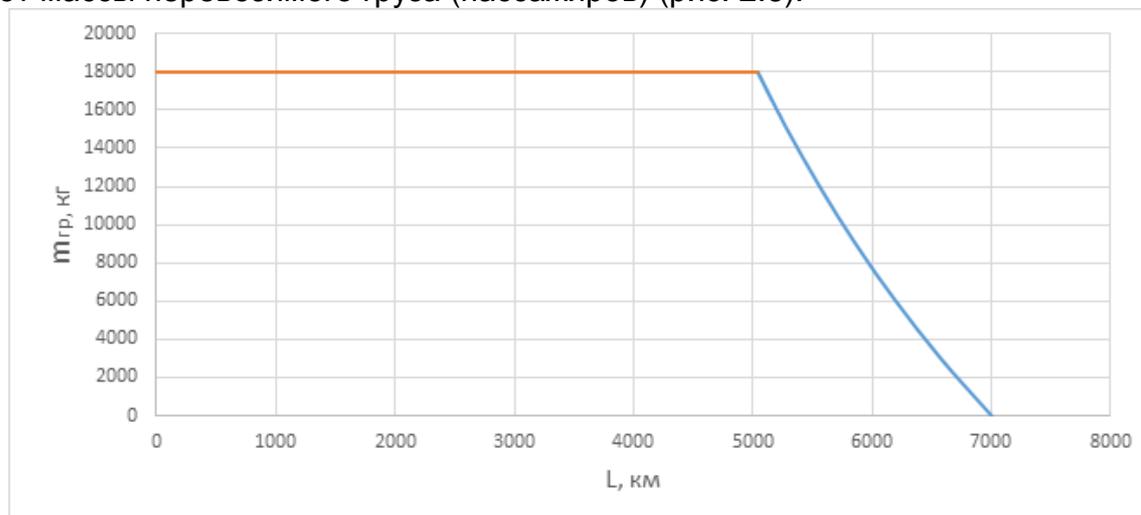


Рис. 2.6. Диаграмма груз-дальность проектируемого ЛА

Из рис. 2.6 видно, что максимальная дальность L_{\max} в перегоночном варианте соответствует 7000 км.

Еще одним из важнейших экономических параметров самолета является величина затрат топлива на одного пассажира на один километр полета. В нашем случае эти затраты равняются (для компоновки на 150 пассажиров):

$$Q_{\text{пасс-км}} = \frac{C_{p, \text{крейс}} \cdot P_{\text{крейс}}}{V_{\text{крейс}} \cdot n_{\text{пасс}}} = \frac{0,572 \cdot 4015 \cdot 10^3}{880 \cdot 150} = 17,4 \frac{\text{г}}{\text{пасс} \cdot \text{км}}.$$

Поскольку предусмотрена модификация ЛА в транспортный вариант, целесообразно рассчитать также затраты на перевозку тонны груза на один километр:

$$Q_{\text{т-км}} = \frac{C_{p, \text{крейс}} \cdot P_{\text{крейс}}}{V_{\text{крейс}} \cdot m_{\text{ком}}} = \frac{0,572 \cdot 4015 \cdot 10^3}{880 \cdot 18} = 145 \frac{\text{г}}{\text{т} \cdot \text{км}}.$$

Полученные показатели соответствуют современным требованиям топливной экономичности.

3. Формирование облика самолета

3.1. Центровка самолета

Положение центра масс определяют по двум осям Ox и Oy , однако в данной работе проведем центровку по продольной оси Ox . За начало координат принимают носок фюзеляжа, ось Ox совмещают со строительной горизонталью фюзеляжа (рис. 3.1).

Для расчета центровки составляют центровочную ведомость самолета. В нее включают массы всех основных элементов, составляющих самолет, их координаты и величины статических моментов относительно начала координат.

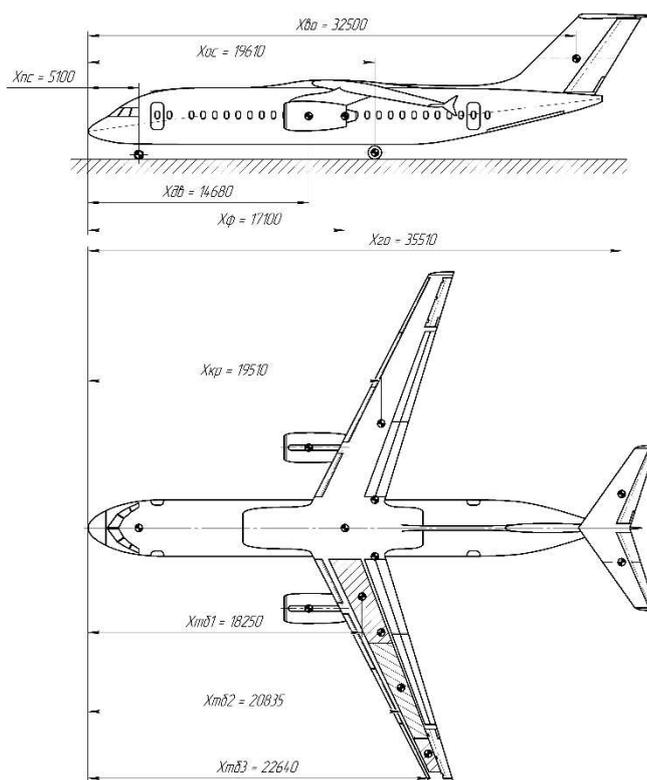


Рис. 3.1. Схема расположения центров тяжести агрегатов (груза)

Положение центра тяжести для основных расчетных случаев:

1) максимально допустимая взлётная масса самолета с полной нагрузкой и соответствующим запасом топлива:

$$X_T = 18,57 м, \overline{x_T} = 0,247;$$

2) максимально допустимая взлетная масса самолета с полной заправкой топливом и уменьшенной полезной нагрузкой вдвое:

$$X_T = 18,554 м, \overline{x_T} = 0,242;$$

3) самолет с полной заправкой топливом без полезной нагрузки (перегоночный вариант):

$$X_T = 18,529 м, \overline{x_T} = 0,236;$$

4) самолет с полной полезной нагрузкой без топлива (предельный посадочный вариант):

$$X_T = 18,5 м, \overline{x_T} = 0,228;$$

5) пустой самолет без полезной нагрузки и топлива:

$$X_T = 18,472 м, \overline{x_T} = 0,22.$$

Для обеспечения устойчивости и управляемости самолета на крейсерском режиме полета определено положение фокуса и выполнен расчет продольного момента самолета [8,9], величина которого равна: $\overline{x_F} = 0,331$.

Для устойчивого полета, необходимо чтобы величина продольного момента соответствовала:

$$m_z^{C_y} = -0,05 \dots -0,09,$$

в данном случае имеем (для расчетного случая №1):

$$m_z^{C_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F = 0,247 - 0,331 = -0,084.$$

Как видно, значение запаса статической устойчивости $m_z^{C_y}$ входит в заданные пределы.

На рис. 3.2 показана одноклассная компоновка на 150 мест, эконом-класс, шаг кресел 762 мм (30").

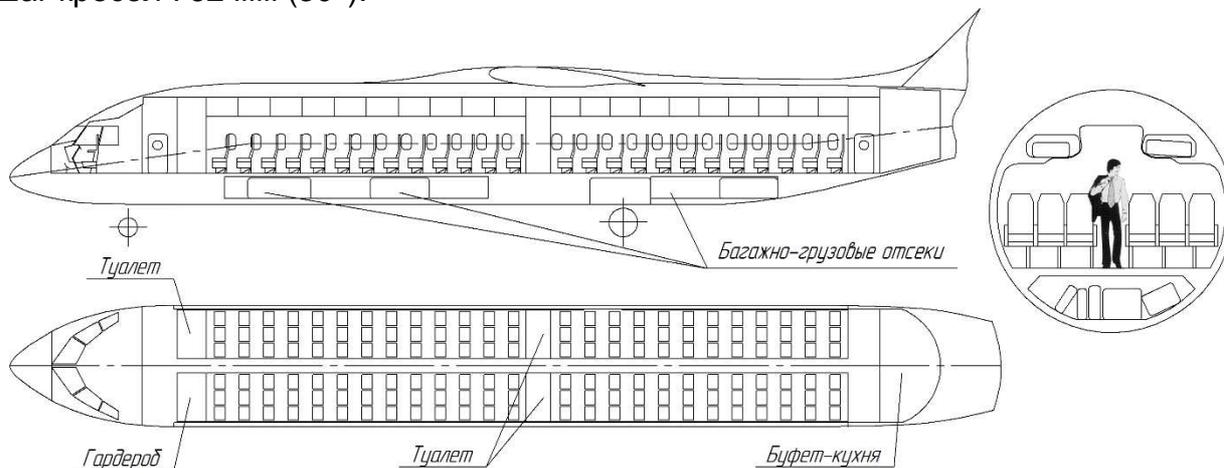


Рис. 3.2. Схема компоновки пассажирского салона

4. Создание чертежей общего вида, конструктивно-силовой схемы, построение мастер-геометрии самолета

На основе полученных геометрических параметров разработан общий вид самолета (рис. 4.1), мастер-геометрия самолета (рис. 4.2), конструктивно-силовая схема и распределение пространства самолета (рис. 4.3-4.5).

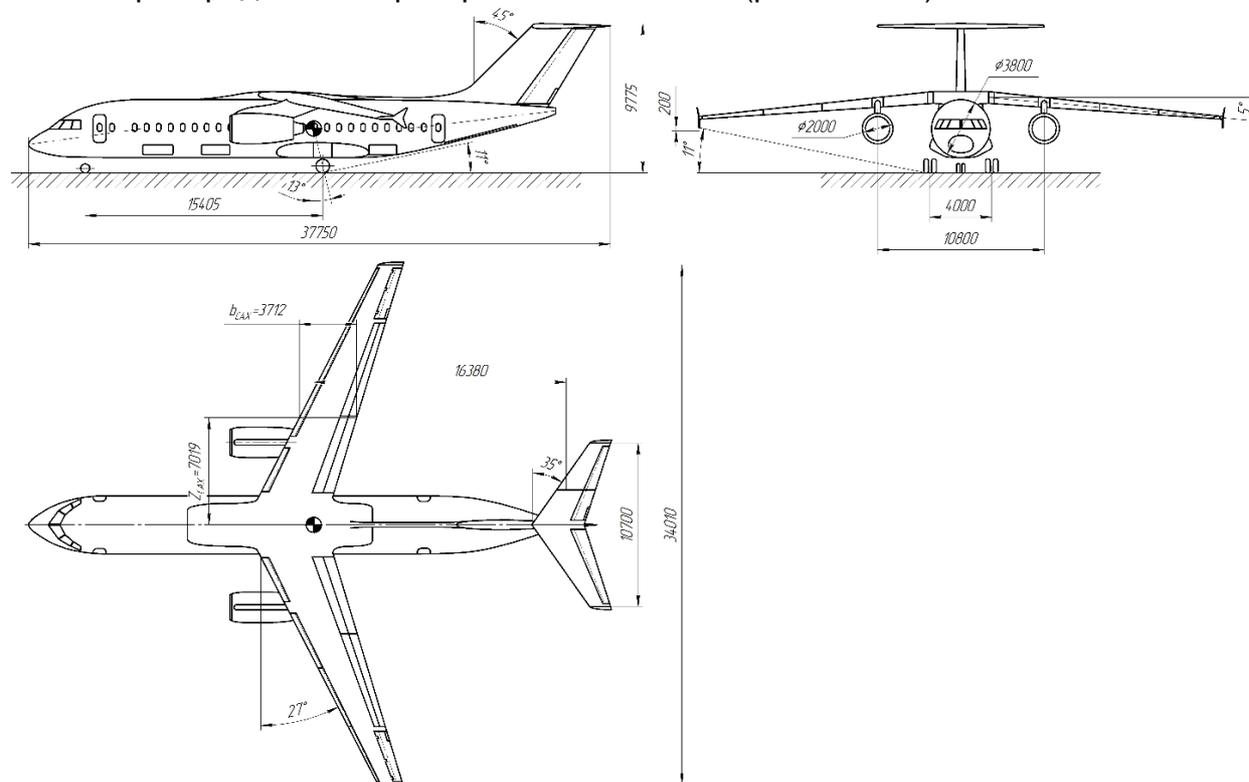


Рис. 4.1. Общий вид самолета



Рис. 4.2. Мастер-геометрия самолета ХАИ-150

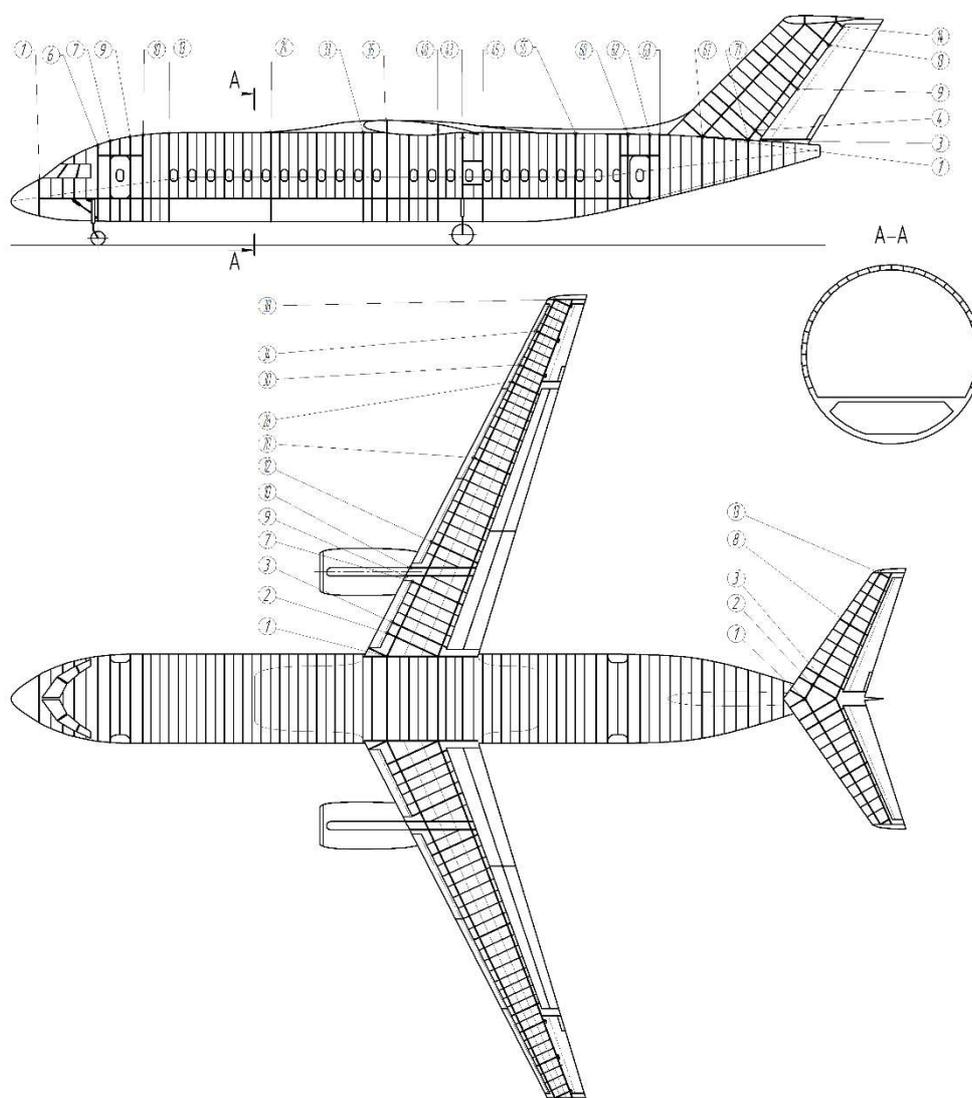


Рис. 4.3. Общий вид конструктивно-силовой схемы самолета

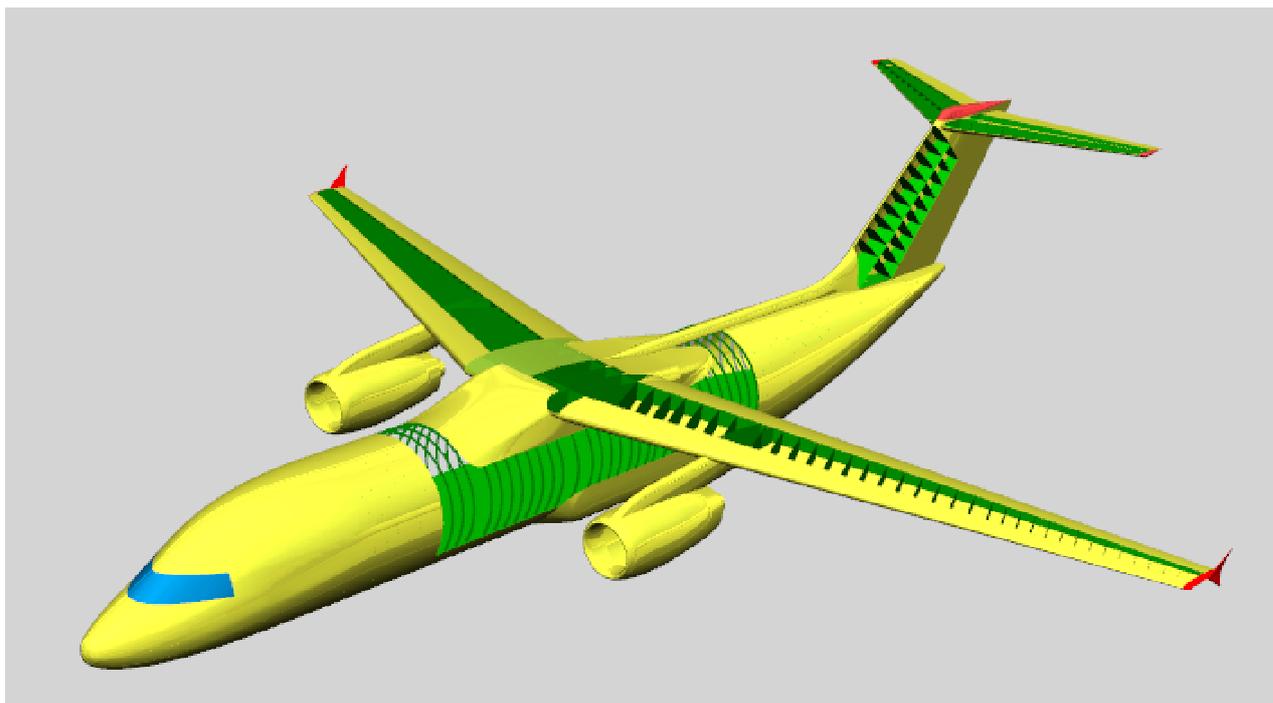


Рис. 4.4. Фрагмент модели распределения пространства самолета

Выводы

Разработан аванпроект магистрального пассажирского самолета для перевозки 150 пассажиров на дальность 3000 км. Исследовано влияние удельной нагрузки и геометрических характеристик крыла на относительную массу конструкции, потребную тяговооруженность и взлетную массу самолета. Разработаны: аэродинамическая, объемно-массовая, конструктивно-силовая компоновки; чертеж общего вида и мастер-геометрия проектируемого самолета. Рассчитана диаграмма груз-дальность и определена величина затрат топлива на перевозку одного пассажиро-километра и одного тонно-километра груза, составляющая соответственно 17,4 гр/пасс-км и 145 гр/т-км. Представленные результаты являются основой для дальнейшей разработки эскизного и рабочего проекта самолета.

Список литературы

1. Машиностроение. Энциклопедия / Ред. совет: К.В. Фролов (пред.) и др. – М.:Машиностроение. Самолеты и вертолеты. Т. IV-21. Проектирование, конструкции системы самолетов и вертолетов. Кн. 2 / А.М. Матвеев, А.И. Акимов, М.Г. Акопов и др.; под. общ. ред. А.М. Матвиенко. – 752 с.
2. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 1. – 439 с.
3. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 2. – 326 с.
4. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. / Д.С. Кива, А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 3. – 376 с.

5. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с.
6. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч.1. – 454 с.
7. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие: в 2 ч. / П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Ч.2. – 390 с.
8. Проектирование самолетов / А.Г. Гребеников, А.А. Кобылянский, В.Н. Король и др.: лаб. практик. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2002. – 176 с.
9. Проектирование самолетов: учеб. для вузов/ С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.:Машиностроение, 1983. – 616 с.
10. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А.К. Мялица, Л.А. Малашенко, А.Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т. «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.

Рецензент: к.т.н., доц. А.М. Гуменный Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

Поступила в редакцию 10.09.2014

Аванпроект магістрального пасажирського літака ХАІ-150

Розроблено аванпроект магістрального пасажирського літака, призначеного для перевезення 150 пасажирів або корисного навантаження масою 18000 кг на дальність до 3000 км з крейсерською швидкістю 880 км/год, виконано розрахунок злітної маси літака у трьох наближеннях, мас його агрегатів, центрування літака. Проведено розроблення зовнішнього вигляду літака, його конструктивно-силового компонування і майстер-геометрії.

Ключові слова: магістральний пасажирський літак, тактичні вимоги, геометричні та масові характеристики, майстер-геометрія.

Project of medium-haul passenger aircraft KhAI-150

Subject of development is medium-haul passenger aircraft designed for carrying 150 passengers or payload of 18000 kg at a distance up to 3000 km with a cruising flight speed of 880 km/h. Calculation of aircraft take-off mass in three approximations, mass of its units and airplane center of gravity has been performed. Project also includes the development of general view, structural and load-bearing arrangement and master-geometry of aircraft.

Keywords: medium-haul passenger aircraft, operational requirements, geometric and mass characteristics, master-geometry.