

## **Аванпроект среднемагистрального самолёта бизнес-класса**

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

Разработан аванпроект среднемагистрального самолёта бизнес-класса укороченного взлёта и посадки, предназначенного для перевозки 15 пассажиров с крейсерской скоростью полёта 810 км/ч на дальность до 6000 км, выполнен расчёт взлётной массы самолёта и масс его агрегатов, центровки самолёта. Разработаны общий вид и мастер-геометрия самолёта, аэродинамическая, объёмно-массовая и конструктивно-силовая компоновки.

**Ключевые слова:** среднемагистральный самолет бизнес-класса, тактико-технические требования, геометрические и массовые характеристики, мастер-геометрия, модель распределения пространства.

В условиях современного развития мирового рынка по оказанию услуг в области авиационных перевозок большим спросом пользуются самолёты бизнес-класса [2, 3]. Эти самолёты позволяют их владельцам или лицам, арендующим такую технику, выбирать индивидуальные маршруты полёта, не зависеть от графика полетов самолетов регулярных авиалиний. Безупречный сервис, конфиденциальность, эффективное использование времени, отсутствие посторонних лиц на борту делают самолёты такого класса незаменимыми для представителей бизнеса, руководителей крупных организаций. Эти факторы обусловили высокую конкуренцию среди разработчиков самолётов подобной категории.

Согласно прогнозам американской компании Honeywell [2] объём мировых продаж бизнес-джетов по итогам текущего года возрастут на 8 процентов и составят 18,4 млрд долларов. Важно отметить, что наибольшим спросом в последнее время пользуются именно средне- и дальнемагистральные самолёты бизнес-класса со средней стоимостью 25 млн долларов. Такие тенденции развития данный сегмент рынка авиационных перевозок получил после мирового кризиса экономики 2008 года [2]. Это привело к тому, что многие крупные компании ограничились средствами на эксплуатацию обычных дальнемагистральных самолётов, используемых для деловых перелётов, и отдали предпочтение самолетам бизнес-класса. Так, например, McDonald's приобрел самолёты Challenger 605 фирмы Bombardier, а компании A BlackRock, Starbucks и Johnson & Johnson отдали предпочтение концерну Gulfstream, заказав у него самолёты G 550 [2]. Самолёты именно такого класса с большой дальностью полёта от 5000 км экономически более выгодны для перевозки небольшого количества пассажиров (руководителей крупных компаний, представителей бизнеса и т.д.). Рост закупок самолетов бизнес-класса с небольшой дальностью полёта не наблюдается, так как их большое количество было произведено в докризисный период [2]. Фирма Honeywell [2] предполагает, что прибыль от продажи среднемагистральных и дальнемагистральных самолётов бизнес-класса к 2016 году составит уже 22 млрд долларов.

Интеграция украинской экономики в мировую ведет к росту сегмента рынка деловых авиaperезвозок в нашей стране и, соответственно, к росту спроса на среднемагистральные самолёты бизнес-класса. Однако в нашей стране самолёты подобного класса не выпускаются, и нишу данного сегмента рынка как в Украине, так и в странах СНГ занимают либо морально устаревшие самолёты, переоборудованные под перевозку малого количества пассажиров в бизнес-комлектации,

либо бизнес-джеты иностранных фирм. Поэтому полеты таких самолетов экономически очень затратные.

Украина является одной из немногих мировых стран с полным циклом производства авиационной техники. Разработка и производство самолетов бизнес-класса отечественного производства будут требовать меньших затрат при их производстве, эксплуатации и ремонте и создадут в стране дополнительные рабочие места. При этом, адаптируясь под специфику системы транспорта Украины и стран СНГ, самолёты подобного класса могут успешно эксплуатироваться также и в транспортной конфигурации, перевозить грузы, почту, больных и т.п.

Поэтому задача разработки аванпроекта среднемагистрального самолета бизнес-класса является *актуальной*.

*Цель данной статьи* – разработка аванпроекта среднемагистрального самолёта бизнес-класса, который по совокупности своих характеристик превзойдет самолеты подобного класса.

Основной версией самолета является его компоновка в варианте бизнес-класса, однако он сможет эксплуатироваться на регулярных авиaperевозках как в пассажирской, так и транспортной конфигурациях.

В качестве самолетов-аналогов были отобраны образцы самолетов лидеров в данном сегменте рынка авиационных перевозок, одни из которых: 750 Citation X (Cessna, США) см. рис. 1, Challenger 300 (Bombardier, Канада) см. рис. 2, Gulfstream G200 (Gulfstream, США) см. рис. 3, Cessna 680 (Cessna, США) см. рис. 4, Raytheon Hawker 4000 (BAe, Британия) см. рис. 5. Анализ статистики позволил исследовать технические характеристики самолётов-конкурентов, поставить цели проектирования, разработать техническое задание, а также определить тенденции и пути развития вновь проектируемого самолёта. Основные геометрические, массовые и лётно-технические характеристики самолётов-аналогов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Статистические данные самолётов-аналогов

	Наименование самолета	Cessna 680	Gulfstream G200	Raytheon Hawker 4000	Challenger 300	Cessna 750 Citation X	Проектируемый самолёт
Летные данные	$V_{\text{крейс}}$ , км/ч	778	797	870	850	956	810
	$V_{\text{max}}$ , км/ч	848	915	893	870	977	910
	$H_{\text{крейс}}$ , м	14 300	13 800	13 700	13 700	12 300	12 000
	$H_{\text{max}}$ , м	15 550	15 000	16400	15 700	15 600	15 000
	$V_{\text{отр}}$ , км/ч	220	235	285	280	245	210
	$V_{\text{пос}}$ , км/ч	165	174	160	171	180	160
	$L$ ( $m_T$ max), км	5638	6667	6075	5741	6020	6 000
	$L_{\text{разб}}$ , м	1470	1567	1920	1855	1630	1 300
	$L_{\text{проб}}$ , м	990	1036	1220	1000	1100	900

	Наименование самолета	Cessna 680	Gulfstream G200	Raytheon Hawker 4000	Challenge r 300	Cessna 750 Citation X	Проектируемый самолёт
Массовые данные	$m_0(m_{взл}), \text{ кг}$	13745	16080	17920	17620	16375	
	$m_{гр}, \text{ кг}$	1215	1440	1200	1800	1486	2300
	$n_{пас}, \text{ чел}$	8-12	4-18	8-12	16	14	max 15
	$m_{пос}, \text{ кг}$	9890	13608	11270	12180	8375	
	$m_{пуст}, \text{ кг}$	8029	8981	10659	10591	9843	
	$m_k, \text{ кг}$	3091	4778	7560	4662	3288	
	$m_T, \text{ кг}$	4810	6804	8300	6804	6256	
Данные СУ	$P_0, \text{ кН}$	2x25,8	2x26,9	2x30,7	2x26,9	2x30,7	
	$m_{дв}, \text{ кг}$	520	520	-	520	-	
	Число и тип двигателя	2xТРДД PW306с	2xТРДД PW306А	2xТРДД PW308А	2xТРДД PW306А	2xТРДД Rolls-Royce	2 xТРДД
	$C_p, \text{ кг/даНч}$	0,55	0,59	0,61	0,59	0,62	
Геометрические данные	$S, \text{ м}^2$	29,57	34,28	42,089	44,119	50	
	$L, \text{ м}$	13,35	17,7	18,8	19,46	19,4	
	$\chi^\circ$	13	25	25	25	21	32 – 26°
	$\lambda^\circ$	7,5	8,5	5,2	6,9	7,45	8,9
	$\bar{c}$	0,11	0,115	0,108	0,113	0,109	0,14/0,11
	$\eta$	5,1	4,1	3,1	4	2,5	2,3x2,2
	$L_\phi, \text{ м}$	17,8	18,97	21	20,93	22	21
	$d_\phi, \text{ м}$	1,73	2,5	2,4	2,1	1,8	2,8
	$\lambda_\phi, \text{ м}$	10,3	7,6	8,75	9,96	12,2	7,5
$\Sigma S_{мид}, \text{ м}^2$	3,6	6,1	5,78	5,4	3,8	6,15	
Производные величины	$p = \frac{m_0 g}{10S}, \text{ даН/м}^2$	459	469	426	400	327	
	$t_0 = \frac{P_0}{m_0 g}$	0,36	0,33	0,36	0,3	0,45	
	$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв} g}{P_0}$	0,19	0,18	0,17	0,18	0,19	
	$K_{вес.отд} = \frac{m_{зр}}{m_0}$	0,088	0,089	0,067	0,1	0,11	
	$\bar{S}_{эл}$	0,05	0,07	0,06	0,049	0,06	
	$\bar{S}_{зо}$	0,19	0,22	0,28	0,18	0,3	
	$\bar{S}_{во}$	0,18	0,19	0,2	0,17	0,2	

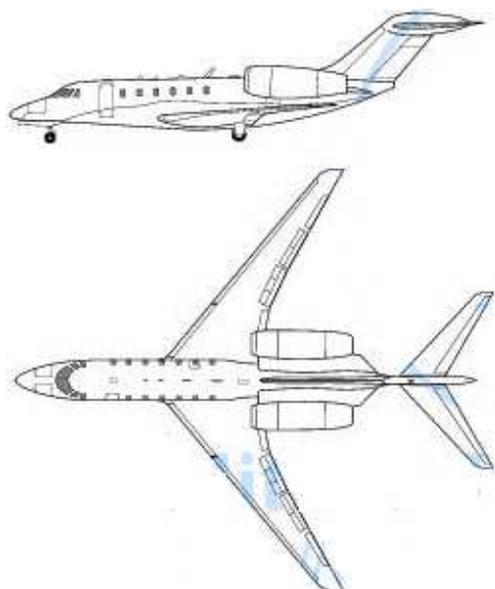


Рис. 1. Схема самолёта Cessna 750 Citation X

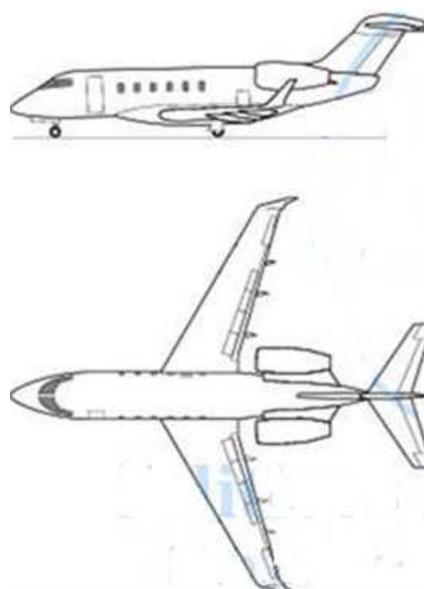


Рис. 2. Схема самолёта Challenger 300

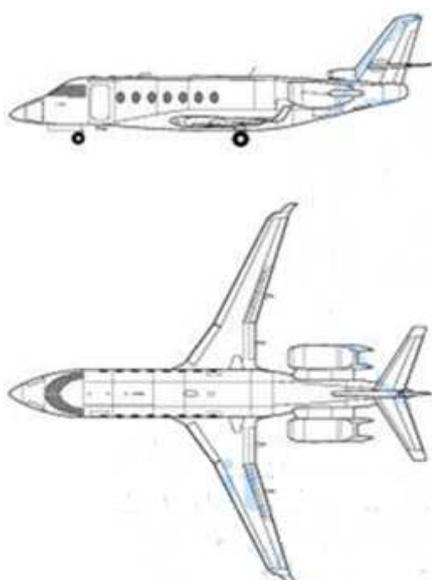


Рис. 3. Схема самолёта Gulfstream G200

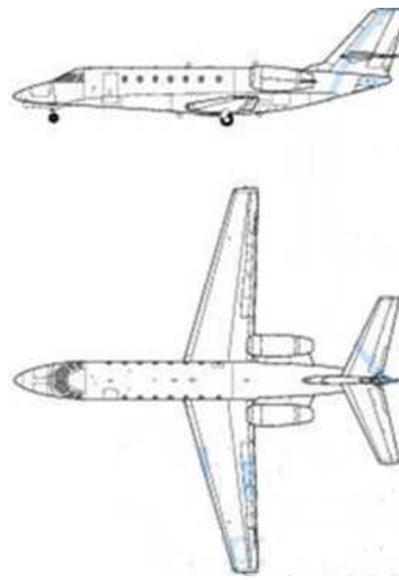


Рис. 4. Схема самолёта Cessna 680

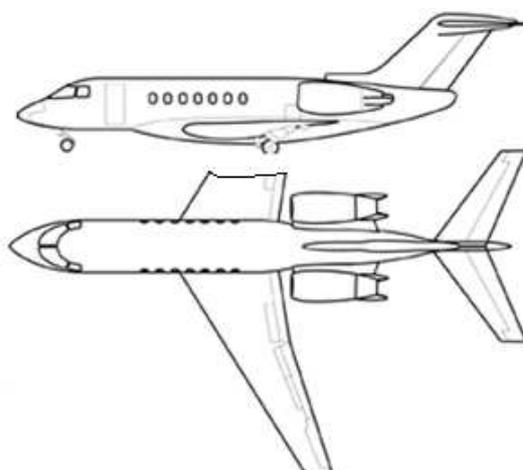


Рис. 5. Схема самолёта Raytheon Hawker 4000

Создаваемый самолёт должен превосходить свои аналоги по ряду экономических и эксплуатационных показателей, обуславливающих его конкурентную способность. Достижение поставленной цели возможно при реализации новых концепций:

– по аэродинамике: довести аэродинамическое качество самолета на крейсерском режиме полета до 18 единиц и на взлётном режиме до 11...12 единиц, сократить дистанции взлёта и посадки. Сложности удовлетворения таким требованиям разрешит новая аэродинамическая схема, которая позволит снизить аэродинамическое сопротивление (в том числе взаимное влияние частей самолёта друг на друга), повысить несущие свойства, улучшить взлётно-посадочные характеристики и характеристики управляемости, снизить вероятность сваливания, достичь высоких критических углов атаки. V-образное хвостовое оперение при правильном подборе угла развала обладает меньшим сопротивлением интерференции;

– по весовому совершенству: конструкция планера должна обладать весовой отдачей по массе конструкции планера не более 27%, по полезной нагрузке 60% и более. Реализация такой задачи возможна благодаря широкому применению современных композиционных материалов и использованию новых наполнителей. Применение V-образного хвостового оперения повлечёт за собой снижение массы конструкции оперения путём совмещения функций ВО и ГО и, как следствие, уменьшение площади хвостового оперения;

– по управлению: самолет должен быть устойчивым на всех режимах полета ( $m_z^{Cy} = -(0,03...0,07)$ ) и не иметь тенденции к сваливанию на крыло при выходе на большие углы атаки путём применения специальной формы крыла в плане и механизации передней кромки крыла, повышения несущих свойств фюзеляжа. Наличие большого количества отклоняемых поверхностей (рули высоты на хвостовом оперении и цельноповоротное переднее горизонтальное оперение (ПГО)) даёт возможность более эффективно управлять самолётом в продольном канале (особенно важно на взлётно-посадочном режиме). Следует предусмотреть возможность дифференциального отклонения рулей на хвостовом оперении и консолей цельноповоротного ПГО;

– по системам: система управления самолета – электродистанционная с четырёхкратным резервированием. На самолёте устанавливается цифровое оборудование, обладающее существенно меньшей массой в отличие от аналогового. В систему управления включена САУ. Кабина пилотов оборудуется жидкокристаллическими дисплеями высокого разрешения;

– по долговечности и ресурсу: при заданной весовой отдаче конструкция планера должна обеспечить осуществление не менее 80 000 лётных часов;

– по эксплуатационной технологичности и ремонту: конструкция планера и систем позволит осуществлять удобную и комфортную посадку пассажиров, быструю загрузку грузами, даст возможность в короткие сроки подготовить самолёт к следующему вылету, а также при необходимости легко устранить неисправность. Время предполётной подготовки – не более 2 часов, замена оборудования при неисправности – не более 30 минут, аварийное покидание пассажиров салона – не более 90 секунд.

На основе результатов обработки статистических данных по самолётам-аналогам разработаны тактические требования к проектируемому самолёту, представленные в табл. 2.

Тактические требования к проектируемому самолёту

$M_{\max}$	L, км	$n_{\text{пас, чел.}}$	$L_p$ , м	$H_{\text{пот}}$ , км	$V_{\text{кр}}$ , км/ч	$H_{\text{крейс}}$ , м	$n_{\text{эк}}$ , чел.
0,86	6 000	15	1300	15	810	12 000	3

Проектируемый самолёт должен обеспечить в полной мере:

- 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 [6];
- характеристики надёжности и эксплуатационной технологичности.

Конструкция планера самолёта должна обладать ресурсом в 80 000 лётных часов, сроком службы не менее 30 лет. Топливная эффективность самолёта должна составлять 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 до конструктивно-сменных элементов с помощью построенной 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 равниной, 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 должен обеспечить задание 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.

Конструкторская документация должна быть выполнена с применением современных компьютерных интегрированных технологий. Проектирование самолёта ведут с применением систем CAD\CAM\CAE\PLM.

К конструкции проектируемого самолёта предъявлены следующие требования:

1. Крыло – кессонной конструктивно-силовой схемы, состоит из центроплана и консольных частей, оснащено механизацией по передней и задней кромкам. Весь запас топлива располагается в крыле.

2. Оперение – состоит из ПГО, V-образное хвостовое оперение. Оперение и рулевые поверхности выполняют из КМ.

3. Фюзеляж – балочно-стрингерной КСС. Силовые элементы фюзеляжа выполняют из композиционных материалов.

4. Системы самолёта должны включать в себя: электродистанционную систему управления, гидравлическую систему выпуска-уборки шасси и закрылков, систему электроснабжения, системы функционирования и контроля работы СУ.

5. Необходимо иметь возможность эксплуатации самолёта на малоподготовленных аэродромах, самолёт должен оборудоваться входными дверями-трапами, позволяющими осуществлять посадку пассажиров без наличия трапа, аварийными выходами и люками.

Одним из путей достижения поставленной цели является выбор аэродинамической компоновки самолёта [5, 9, 10, 11, 13]. Проектируемый самолёт выполнен по нормальной аэродинамической схеме с низкорасположенным свободносущим стреловидным крылом. Оборудован передним горизонтальным оперением (ПГО). Хвостовое оперение выполнено V-образным. Два двухконтурных турбореактивных двигателя силовой установки расположены в хвостовой части фюзеляжа на пилонах (см. рис. 6).

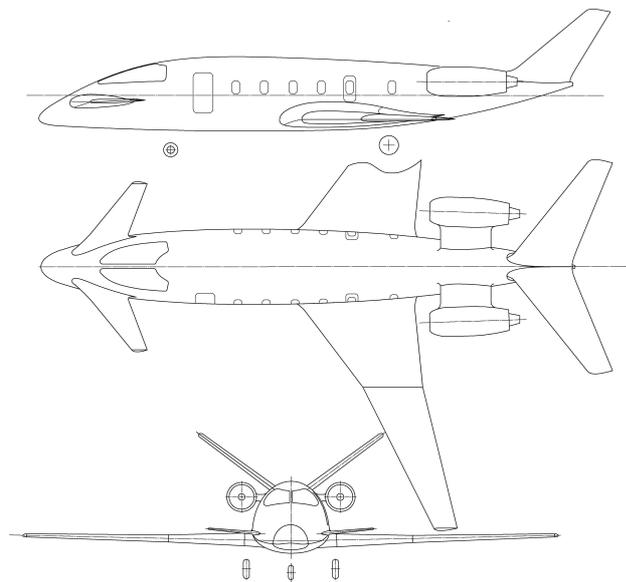


Рис. 6. Схема самолёта

Особая форма фюзеляжа, развитые зализы уменьшают лобовое сопротивление и увеличивают несущие свойства фюзеляжа и самолёта в целом, кроме того, позволяет увеличить внутреннее пространство фюзеляжа, что немаловажно для салона в бизнес-комплектации.

В разработанной схеме ПГО позволит улучшить взлётно-посадочные характеристики, исключит потери подъёмной силы на балансировку. Выбранное для данного самолёта V-образное оперение создаёт меньшее сопротивление по сравнению с классическим путём совмещения функций горизонтального и вертикального оперений и уменьшения площади омываемой поверхности.

Два ТРДД располагают в хвостовой части фюзеляжа на пилонах. Шасси – трёхопорное с носовой опорой.

Самолет оснащён передним ГО и хвостовым оперением, что позволит [13]:

- снизить потери подъемной силы крыла на балансировку;
- повысить маневренность;
- уменьшить площадь крыла;
- уменьшить массу крыла;
- улучшить взлётно-посадочные характеристики;
- снизить взлётно-посадочные скорости;
- улучшить управляемость.

Крыло размещено в нижней части фюзеляжа. При данной схеме расположения крыла достигаются следующие преимущества [13]:

- используется эффект экрана при взлете;
- меньше высота опор шасси, упрощаются их компоновка и схема уборки;
- повышается безопасность пассажиров и экипажа при аварийной посадке;
- выше плавучесть при аварийной посадке на воду, что позволяет эвакуировать пассажиров и экипаж;
- используется больший внутренний объём фюзеляжа.

Крыло самолета стреловидное с изломом по передней кромке, угол стреловидности по линии  $\frac{1}{4}$  хорд  $\chi = 32^\circ$  после излома  $26^\circ$ . Благодаря излому генерируются вихри, которые затягивают отрыв потока до больших углов атаки.

Сечения фюзеляжа образованы коническими кривыми, отсутствует цилиндрическая часть. В местах стыков крыла, оперения и мотогондол к фюзеляжу имеются развитые зализы, что реализует высокие несущие свойства фюзеляжа, снижение взаимного влияния частей самолёта [9, 10, 13], эстетичность форм.

V-образное хвостовое оперение позволит уменьшить сопротивление, его массу, при правильном подборе угла развала можно добиться положительной интерференции, удобно с точки зрения компоновочных соображений.

Шасси трёхопорное, с носовой опорой.

Самолет оснащён двумя ТРДД, расположенными в хвостовой части фюзеляжа. Это позволит снизить шум в салоне, сделать крыло аэродинамически «чистым», выбрать поперечное «V» из условий поперечной устойчивости и управляемости, снизить риск попадания посторонних предметов в двигатель:

На этапе нулевого приближения геометрические параметры агрегатов самолёта выбирают по статистике, составленной из самолётов-аналогов [14], и уточняют на этапе первого и последующих приближений, учитывая их влияние на массу агрегата, технологию производства, на топливную эффективность и т.п., остановив свой выбор на компромиссе. Таким образом, в табл. 3 сведены основные геометрические характеристики самолёта, принятые на этапе нулевого приближения.

Таблица 3

Основные начальные геометрические параметры самолета

$\lambda$	$\chi^\circ$	$\eta$	$\bar{c}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$	$\bar{S}_{эл}$	$\lambda_\phi$	$\eta_{хо}$
8,9	32/26°	6	0,14/0,11	0,25	15/40°	0,08	7,5	3
$\bar{S}_{мех}$	$\bar{S}_{нго}, \bar{S}_{хо}$	$\lambda_{нго}$	$\lambda_{хо}$	$\chi^\circ_{пго}$	$\chi^\circ_{хо}$	$\bar{c}_{нго}$	$\bar{c}_{хо}$	$\eta_{нго}$
0,16	0,15; 0,21	5,18	5,1	35	36	0,08	0,08	3,3

Взлетная масса самолета в нулевом приближении определяется формулой [9, 10, 12, 13, 14]:

$$m_0 = \frac{m_{zp} + m_{эк}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{об.упр})},$$

$m_{nac} = 120 \cdot n_{nac} = 120 \cdot 15 = 1800$  кг. При перелёте на большие расстояния массу одного пассажира принимают 120 кг. В расчётах масса коммерческой (целевой) нагрузки  $m_{cp} = 2300$  кг, которая включает в себя массу пассажиров и груза;

$m_{ЭК} = 80 \cdot n_{ЭК}$ ,  $m_{ЭК} = 240$  – масса экипажа.

Из статистики для самолёта данного класса приняты следующие величины:  $\bar{m}_k = 0,27$ ;  $\bar{m}_{cy} = 0,1$ ;  $\bar{m}_{об.унр} = 0,1$  [13, 14].

Значение  $\bar{m}_m$  определяют по формуле:

$$\bar{m}_m = 1,1 \cdot \left( 1 - e^{-\frac{L \cdot C_p}{V_{кр} K_{max}}} \right); m_0 = 15\,000 \text{ кг.}$$

По известным относительным массам основных агрегатов находят их абсолютные массы

При выборе двигателя необходимо учитывать то, что часть мощности двигателя отбирается на работу систем самолета (электросистемы, противообледенительной системы и т.д.). Стартовую тягу  $P_0$  определяют из условия безопасного продолжения взлёта с одним отказавшим двигателем. В качестве двигателей силовой установки рассмотрены два варианта: двигатель Allison AE 3007C3 со стартовой тягой 34 кН и двигатель АИ-22 со стартовой тягой 38 кН. Основные характеристики двигателей представлены в табл. 4.

Таблица 4

Характеристики двигателей

Двигатель	Масса, кг	Стартовая тяга, кН	Длина, м	Диаметр вентилятора, м
Allison AE 3007C3	783	34	3	0,73
АИ 22	765	38	3,01	1,39

### Исследование влияния параметров самолета на взлетную массу

При расчёте массовых характеристик в первом приближении учитывают также влияние на них удельной нагрузки на крыло и геометрических параметров [9, 10, 12, 13]. На массу крыла оказывают влияние такие геометрические характеристики, как удлинение, сужение, стреловидность по передней и задней кромкам, относительная толщина профиля и др. Геометрические характеристики, в свою очередь, влияют на аэродинамические характеристики (качество, несущие свойства, коэффициент отвала поляры и др.). Таким образом, нахождение компромисса для самолёта определённого назначения есть задача оптимизации, которая является многокритериальной и требует значительного времени на подготовку и её решение. В данной работе рассмотрено влияние удельной нагрузки на крыло, сужения и удлинения крыла на его массу, массу самолёта. По аналитическим зависимостям [12], взяв в качестве исходных данных результаты нулевого приближения, определили относительные массы агрегатов самолёта, топлива как функции от удельной нагрузки на крыло и геометрических параметров (сужения, удли-

нения), исследовали влияние параметров самолёта на величину потребных стартовых тяговооружённости (см. рис. 12 и 13).

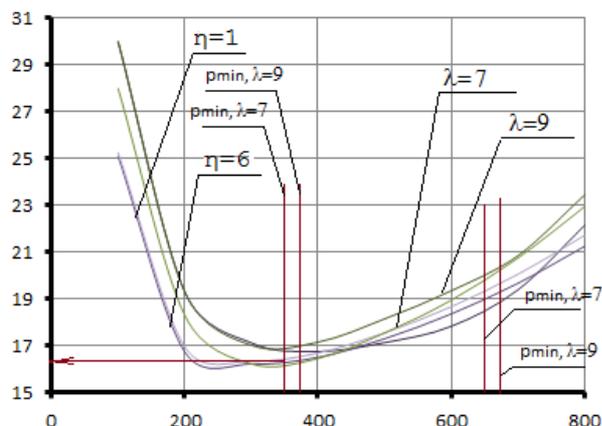


Рис. 7. Влияние сужения и удлинения крыла на взлётную массу самолета

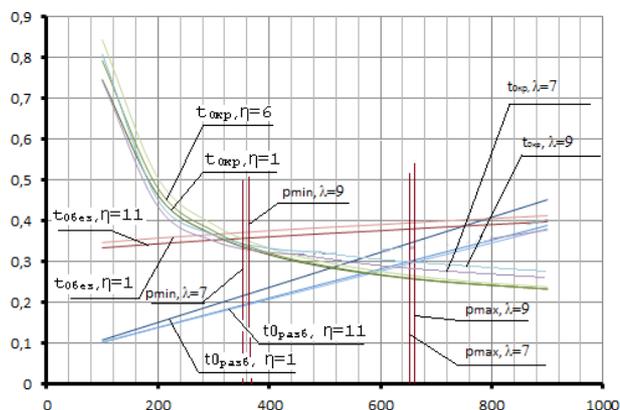


Рис. 8. Влияние удельной нагрузки на крыло при различных  $\eta$  и  $\lambda$  на потребные тяговооружённости

Ограничения по минимальной удельной нагрузке на крыло получают из условия полёта в неспокойном воздухе  $p_{пред}^{ny} = 3,6 \cdot C_y^\alpha \cdot V \cdot W = 370 \text{ даН/м}^2$ , ограничения по максимальной удельной нагрузке на крыло определяют из условия посадки на  $V_{noc}$ :

$$p_{пред}^{V_{noc}} = \frac{V_{noc}^2 \cdot C_{ynoc}}{180 \cdot (1 - \bar{m}_m)} = 651 \text{ даН/м}^2, \text{ где } C_y^\alpha = 4,01 \text{ при числе Ма}$$

ха, соответствующем посадочной скорости [9, 10]. Значение оптимальной нагрузки на крыло (при котором достигается минимальная масса конструкции) не вписывается во введенные ограничения, поэтому удельную нагрузку на крыло принимают по нижнему ограничению, и она составляет  $370 \text{ кг/м}^2$ . Взлётная масса при этом равна 16 700 кг. Уточнены массы агрегатов и топлива, приведенные в табл. 5.

Таблица 5

Массы агрегатов самолёта

Масса силовой установки $m_{cy} = 0,126m_0$ , кг	2104
Масса топлива $m_T = 0,352m_0$ , кг	5878
Масса крыла $m_{кр} = 0,061 m_0$ , кг	1518
Масса фюзеляжа $m_{ф} = 0,164m_0$ , кг	2238
Масса оперения $m_{оп} = 0,014m_0$ , кг	234
Масса шасси $m_{ш} = 0.057m_0$ , кг	952
Масса экипажа + масса коммерческой нагрузки +масса оборудования $m_{эко}$ , кг	3830

Определение геометрических параметров крыла, оперения проведены с учётом подфюзеляжной части. Для расчёта геометрических параметров V-образного хвостового оперения разложим его на проекции: проекция на горизонтальную плоскость условно считается хвостовым горизонтальным оперением (ГО), проекция на вертикальную плоскость – вертикальным оперением (ВО).

*Определение геометрических параметров крыла.*

Удельная нагрузка на крыло при взлете  $p_0 = 370 \text{ даН/м}^2$ . Площадь крыла определяют из соотношения

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0} = 46 \text{ м}^2.$$

Размах крыла:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = 21 \text{ м, где } \lambda, S \text{ – см. табл. 3.}$$

Корневая хорда (на оси)  $b_0 = 5,7 \text{ м}$ . Концевая  $b_k = 0,9 \text{ м}$ .

Среднюю аэродинамическую хорду вычисляют для составного крыла для каждой из составных частей:

1. Для КЧК :  $\eta = 2,6$ ;  $S = 9,4$ ;  $\chi = 26$ ;  $L = 5,83$ ;  $b_a = 1,719 \text{ м}$ . Координата САХ для КЧК по размаху крыла  $z_a = 1,242 \text{ м}$ . Координата носка САХ по оси ОХ  $x_a = 0,714 \text{ м}$ .

2. Для корневой части крыла:  $\eta = 2,3$ ;  $S = 19,1 \text{ м}^2$ ,  $\chi = 32$ ;  $L = 4,8 \text{ м}^2$ ,  $b_a = 4,185 \text{ м}$ ,  $z_a = 1,042 \text{ м}$ ,  $x_a = 0,923 \text{ м}$ .

3. Величина и расположение САХ всего крыла составит:  
 $b_a = 3,35 \text{ м}$ ,  $z_a = 2,477 \text{ м}$ ,  $x_a = 1,802 \text{ м}$ .

*Геометрические параметры фюзеляжа*

Длина фюзеляжа выбирается из условий аэродинамической, объёмно-массовой компоновки, а также условий размещения оборудования и формирования внутреннего пространства пассажирского салона,  $l_{\phi} = 21 \text{ м}$ . Длина носовой части фюзеляжа – 9 м. Длина хвостовой части фюзеляжа – 9 м.

*Геометрические параметры переднего горизонтального оперения (ПГО)*

Площадь ПГО:  $S_{nzo} = 8,8 \text{ м}^2$ , размах ГО;  $l = 6,7 \text{ м}$ , корневая хорда ГО  $b_0 = 2,016 \text{ (м)}$ ; концевая хорда ГО  $b_{kzo} = 0,611 \text{ м}$ ; средняя аэродинамическая хорда ГО:  $b_a = 1,439 \text{ м}$ ; координата САХ по размаху ГО:  $z_a = 1,376 \text{ м}$ ; координата носка САХ по оси ОХ:  $x_a = 1,309 \text{ м}$ .

*Геометрические параметры хвостового горизонтального оперения*

$S_{x.z.o} = 10,3 \text{ м}^2$ ,  $l = 7,3 \text{ м}$ ,  $b_0 = 2,013 \text{ м}$ ,  $b_k = 0,805 \text{ м}$ ,  $b_a = 1,495 \text{ м}$ ,  
 $z_a = 1,566 \text{ м}$ ,  $x_a = 1,743 \text{ м}$ .

*Геометрические параметры вертикального оперения*

$S_{\phi o} = 14,65 \text{ м}^2$ ;  $l_{\phi.o} = 3,9 \text{ м}$ ;  $b_0 = 2,8 \text{ м}$ ;  $b_{kzo} = 0,93 \text{ м}$ ;  $b_a = 2,02 \text{ м}$ ;  
 $z_a = 0,81 \text{ м}$ ;  $x_a = 0,918 \text{ м}$ .

*Геометрические параметры шасси*

Геометрические параметры шасси выбирают из условий проходимости, устойчивого движения по ВПП и пр. База шасси  $b = 8,4 \text{ м}$ . Посадочный угол  $\phi = 14^\circ$ .

Противокапотажный угол  $\gamma = 18^\circ$ . Вынос главных колес:  $e = 0,84$  м, вынос передней опоры:  $a = 7,4$  м. Положение центра тяжести от носа фюзеляжа  $10,8$  м. Колея шасси  $B = 3,6$  м.

Положение центра тяжести самолёта находится в точке, относительно которой сумма статических моментов от агрегатов равна нулю. Объём топлива находится путём интегрирования площадей бака по длине бака. Масса топлива – произведение объёма топливного бака на удельный вес топлива

$$m_T = 2 \cdot \rho_m \cdot \left( \int_0^{b_0} \frac{S_0 - S_{k1} \cdot z}{l} \int_0^l (f_1(x) - f_2(x)) dx dz + \int_0^{b_{k1}} \frac{S_{k1} - S_k \cdot z}{l} \int_0^l (f_{11}(x) - f_{21}(x)) dx dz \right)$$

$$m_T = 5878 \text{ кг.}$$

Масса топлива в корневом баке (предрасходном) равна  $1,8$  т, а в расходном

–  $1,1$  т. Итак, координату центра тяжести находят по формуле  $X_{um} = \frac{\sum_{i=1}^n S_i}{\sum_{i=1}^n M_i}$ . По-

скольку выпуск-уборку шасси производят к оси фюзеляжа, то положение центра масс не будет зависеть от конфигурации самолёта. Положение центра масс самолёта определяют при полной заправке и при 10%-ном наполнении топливных баков.

$$\text{При } 100\%: \sum_{i=1}^n S_i = 177400 \text{ кг} \cdot \text{м}; \sum_{i=1}^n M_i = 16700 \text{ кг}, X_{um} = 10,93 \text{ м.}$$

$$\text{При } 10\%: \sum_{i=1}^n S_i = 124100 \text{ кг} \cdot \text{м} \quad \sum_{i=1}^n M_i = 10820 \text{ кг} \quad X_{um} = 10,7 \text{ м.}$$

Поскольку топливные баки находятся вблизи центра масс самолёта, то степень наполнения баков мало влияет на его положение. По мере выработки топлива центр тяжести смещается вперёд на  $200$  мм. По отношению к центру тяжести крыло располагается на  $0,23 b_{сах}$  крыла при 100%-ной заправке и  $0,2 b_{сах}$  при 10%-ной заправке топливом. Расстояния от  $0,25$  средних аэродинамических хорд ГО и ВО до Ц.Т.  $L_{ГО, ВО} = 7,8$  м,  $L_{ПГО} = 8,7$  (см. рис. 10). Эти величины в процессе аэродинамических расчётов и продувок могут уточняться или изменяться.

#### Выбор конструктивно-силовой схемы крыла

Выбор конструктивно-силовой схемы крыла определяется:

– интенсивностью нагрузки на крыло  $M_\Sigma / H^3$ ;

– толщиной условного лонжерона  $\delta_y$ ,

– схемой сборки крыла;

– компоновкой крыла;

– компоновкой фюзеляжа;

– требованием жесткости и прочности и жёсткости.

Для выбора КСС крыла и рационального размещения силовых элементов в нём необходимо вычислить следующие характеристики:

Толщина условного лонжерона,

$$\delta_y = \frac{(P_0 \cdot S \cdot z_a - 2m_i g z_i - m_{кр} g z_a) n_p}{0,96c \cdot 0,65 \cdot b_a^2 \sigma_p}.$$

Для материала Д16Т с  $\sigma_\sigma = 440$  МПа,  $\delta_y = 3,25$  мм.

Величина интенсивности моментной ( $\frac{m_0 g z_a n_y}{2H^3}$ ) нагрузки:

$$\frac{M_\Sigma}{H^3} = 6,7 \text{ МПа. Средняя относительная толщина профиля} - 12,5\%, \text{ тогда строи-}$$

тельная высота профиля бортовой нервюры составит 0,495 м.

С учётом полученных характеристик и опыта конструкций самолётов-аналогов решено крыло выполнить кессонной конструкции. Продольный силовой набор составят два лонжерона и панели. Нижняя панель крыла состоит из трёх частей, две из которых будут сборными, а одна, средняя, – цельнофрезерованная. Эта панель предназначена для выполнения в ней лючков для сборки крыла, обслуживания узлов и агрегатов, расположенных внутри кессона. Остальные панели – сборные. Стык ОЧК с центропланом – контурный.

#### *Выбор конструктивно-силовой схемы фюзеляжа*

Фюзеляж имеет балочно-стрингерную КСС. Шаг шпангоутов принят 570 мм. В местах стыка крыла, оперения, мотогондол и шасси к фюзеляжу включают в конструкцию силовые шпангоуты. Шпангоуты № 2 и 4 – стыковка переднего горизонтального оперения (ПГО), шпангоут № 10 – крепление носовой стойки, шпангоуты № 10 и 12 – усиления выреза под дверь, шпангоут № 24, 25 – крепление основных стоек шасси, шпангоуты № 20 и 24 – стыковка крыла, № 30 и 32 – присоединение мотогондол, № 36 и 38 – стыковка заднего оперения. Шаг стрингеров – 200 мм.

#### *Выбор конструктивно – силовой схемы оперения*

Переднее горизонтальное оперение выполнено однолонжеронным, цельноповоротным. Навеска выполнена по системе вала. Подшипниковые узлы устанавливают в силовом шпангоуте № 2. Трубчатый лонжерон расположен по процентной линии – 0,33b. Заднее оперение выполнено двухлонжеронным, его увязка с конструкцией фюзеляжа осуществлена с помощью шпангоутов № 31 и 33. Лонжероны располагают по следующим процентным линиям: передний лонжерон – 0,21b, задний – 0,67b.

#### *Выбор конструктивно-силовой схемы шасси*

Шасси выполнено по балочно-подкосной конструктивно-силовой схеме. Носовая стойка убирается против потока в фюзеляж. Схема навески колеса на стойку полурыважная. Данный агрегат стыкуется с планером самолёта через силовой шпангоут №10. Основные стойки выполняются рычажными с вынесенным амортизатором, и убираются частично в крыло, частично в фюзеляж. С конструкцией планера стойки увязываются через силовой шпангоут № 25, 27.

### **Создание чертежей общего вида и конструктивно-силовой схемы, построение мастер-геометрии поверхности самолёта, модели распределения пространства**

На основе полученных геометрических данных разработаны чертёж общего вида самолёта и мастер-геометрия самолета [1, 4] (см. рис. 10, 11), конструктивно-силовая схема (рис. 12) и модель распределения пространства (рис. 13).



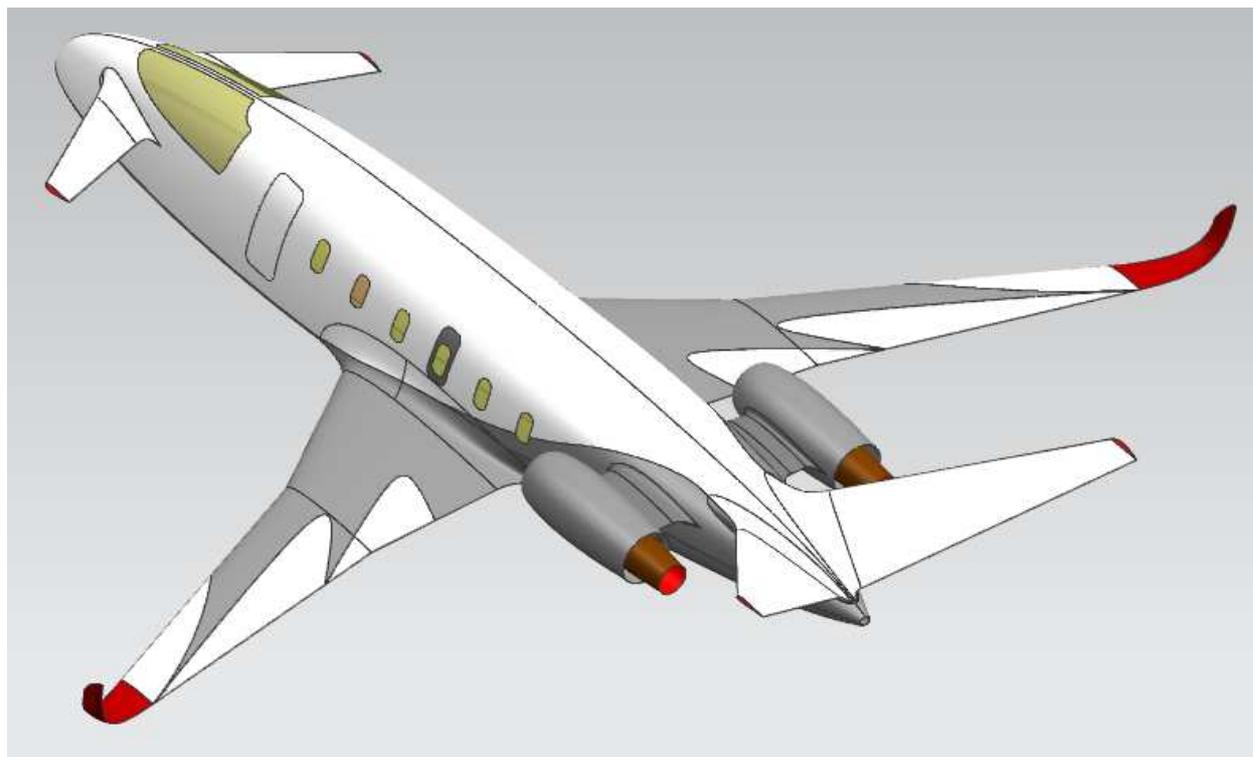


Рис. 11. Мастер-геометрия проектируемого самолета

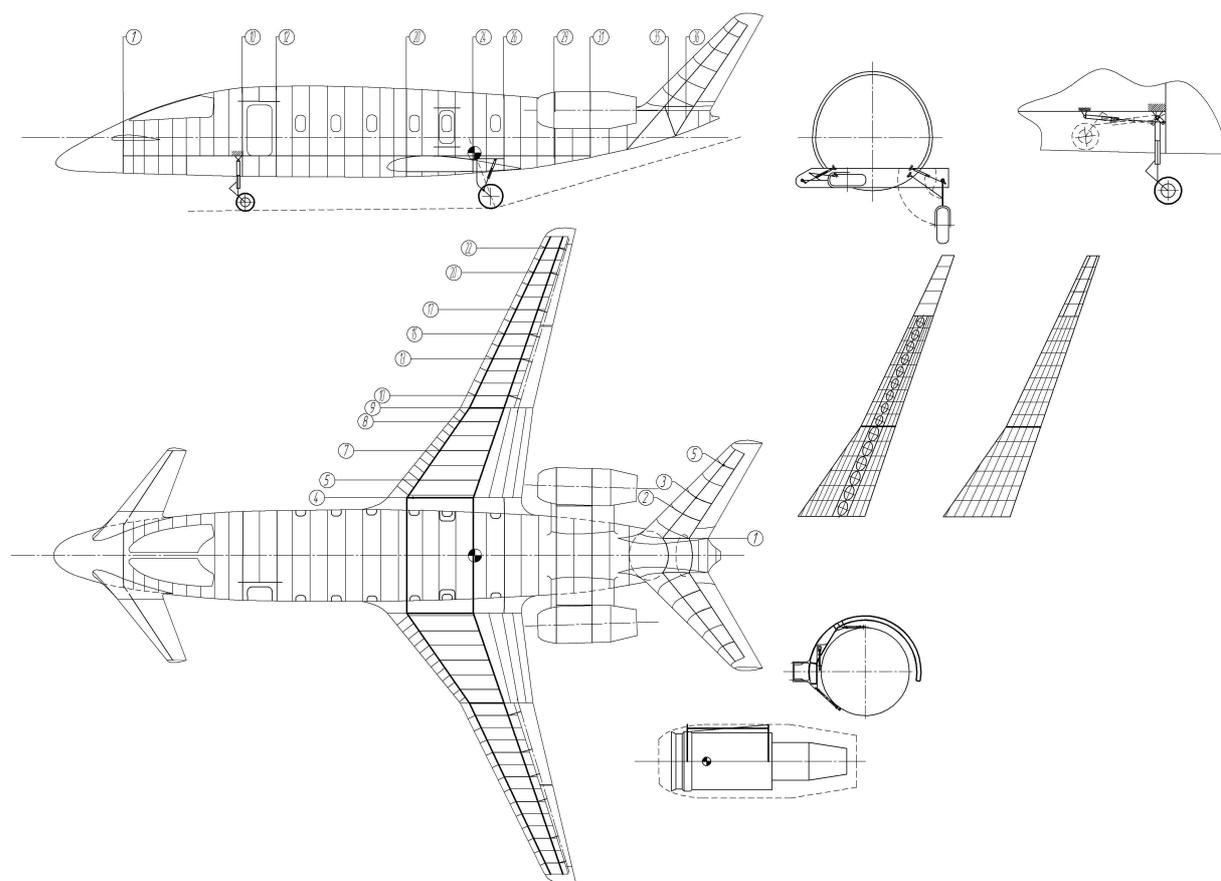


Рис 12. Фрагмент чертежа конструктивно-силовой схемы самолёта

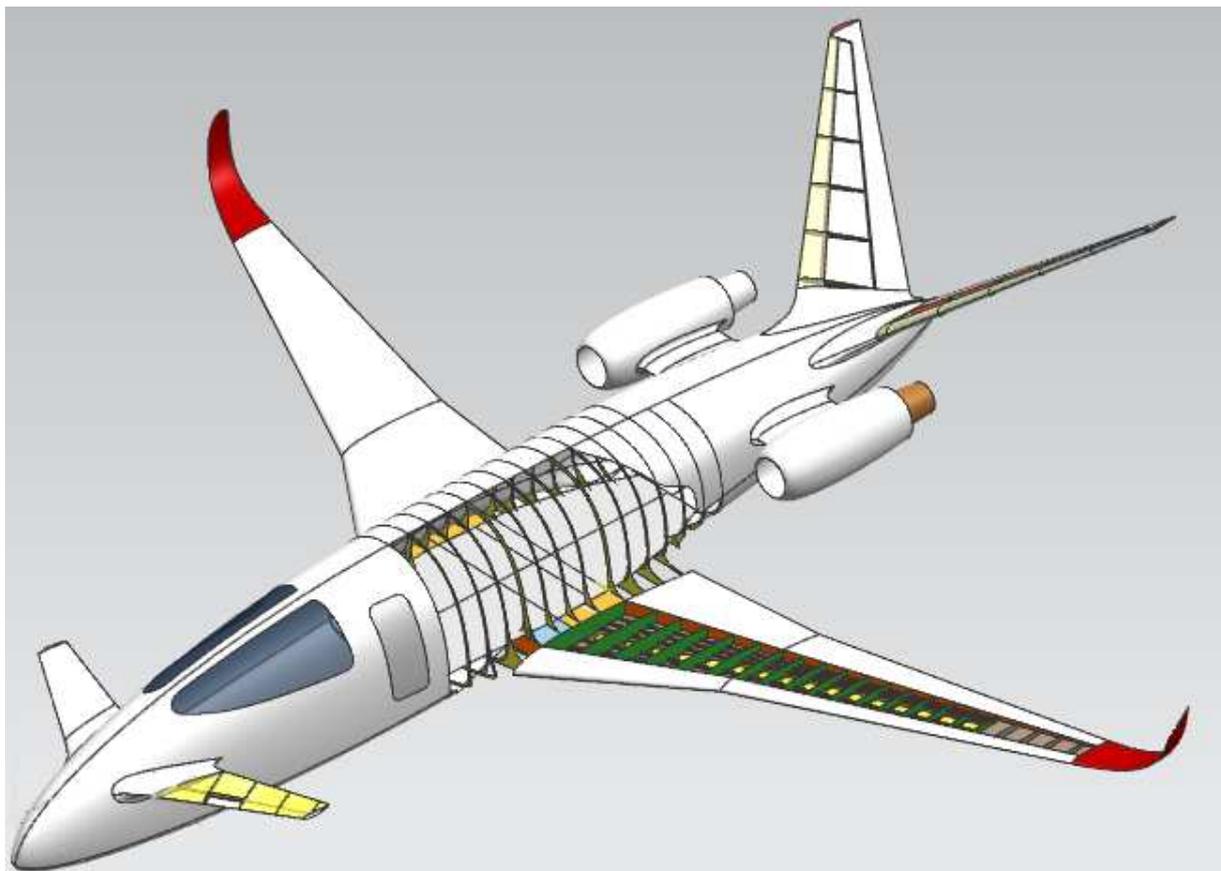


Рис. 13. Фрагмент модели распределения пространства самолета

Предложен один из вариантов компоновки пассажирского салона бизнес-класса (см. рис. 14).

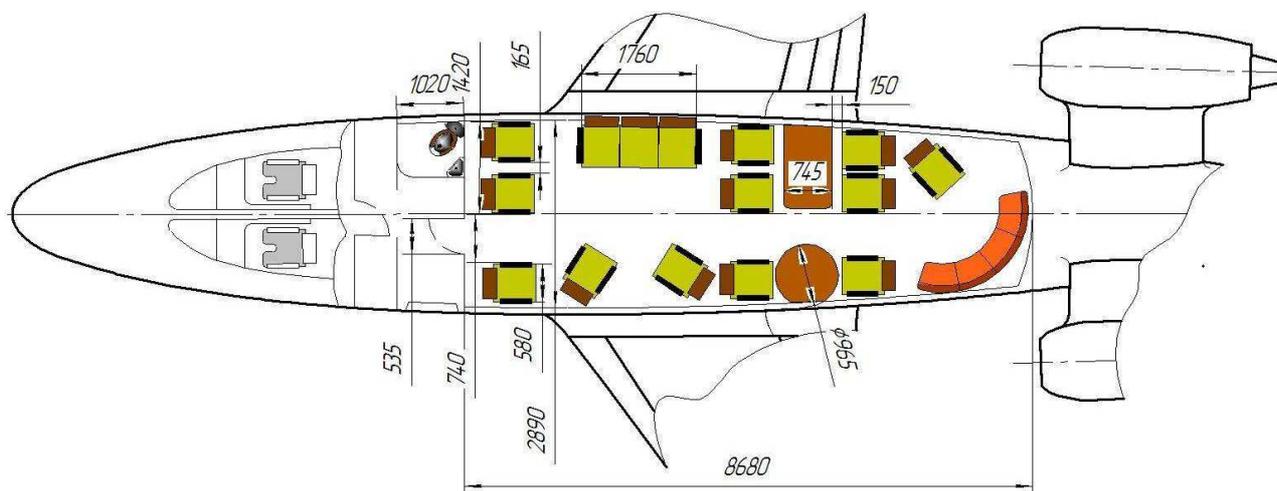


Рис. 14. Вариант компоновки пассажирского салона

### Выводы

В результате анализа собранной статистики по самолётам-аналогам, выполнения расчёта массовых характеристик и геометрических параметров в нулевом приближении, а также уточнения масс агрегатов и планера самолёта, топлива

в первом приближении была разработана мастер-геометрия проектируемого самолёта, выбрана конструктивно-силовая схема планера самолёта и его агрегатов, построена модель распределения внутреннего пространства в системе трёхмерного моделирования Siemens NX. Также в ходе выполнения первого приближения проанализировано влияние удельной нагрузки на крыло и геометрических характеристик крыла на относительную массу конструкции, взлётную массу самолёта, потребную тяговооружённость.

### Список использованной литературы

1. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П.С. Гончаров, М.Ю. Ельцов, С.Б. Коршиков и др. - М.: ДМК Пресс, 2010. – 504 с.
2. Андрей Котов. Компании США снова скупают бизнес-джеты [Электронный ресурс]. – Режим доступа: или URb: <http://www.rbcdaily.ru/world/562949989317722> – 22.10.2013
3. Вячеслав Семибратов. От Вашингтона до Нью-Дели [Электронный ресурс] – Режим доступа: или URb: <http://www.kommersant.ru/doc/1020126/print> – 08.09.2008.
4. Данилов, Ю. Практическое использование NX [Текст] / Ю. Данилов, И. Артамонов. – М.: ДМК Пресс, 2011. – 332 с.
5. Житомирский, Г.И. Конструкция самолетов [Текст]: учеб. для студентов авиац. специальностей вузов / Г.И. Житомирский. – М.: Машиностроение, 1991. – 400 с.
6. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М.: МАК, 1994. – 322 с.
7. Основы компьютерного моделирования с помощью интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM UNIGRAPHICS NX [Текст]: учеб. пособие / А.Г. Гребеников, С.В. Удовиченко, А.М. Гуменный и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "ХАИ". – 2004. – 198 с.
8. Основы компьютерного моделирования с помощью интегрированной системы CAD/CAM/CAE/PLM UNIGRAPHICS NX [Текст]: учеб. пособие по лаб. практикуму / А.Г. Гребеников, С.В. Удовиченко, А.М. Гуменный и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", EDS PLM SOLUTIONS, АНТО "КНК", 2005. – 104 стр.
9. 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.
10. 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.
11. Проектирование конструкций самолетов [Текст] / Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян, И.М. Авлядин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
12. Проектирование самолётов/ А.Г. Гребеников, А.А Кобылянский, В.Н. Король и др. – Лабораторный практикум. – Харьков: Нац. Аэрокосмический ун-т «Харьк. Авиац.ин-т», 2002 – 176 с.
13. Проектирование самолетов [Текст]: 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.
14. 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:** кан-т техн. наук, доцент, начальник конструкторского отдела Е.Т. Василевский, Государственное предприятие «АНТОНОВ», г. Киев.

Поступила в редакцию 12.11.13.

## **Аванпроект середньомагістрального літака бізнес-класу**

Розроблено аванпроект середньомагістрального літака бізнес-класу скороченого злету та посадки, призначеного для перевезення 15 пасажирів із крейсерською швидкістю польоту 810 км/год на дальність до 6000 км, виконаних розрахунків злітної маси літака та мас його агрегатів, центрування літака. Розроблено загальний вигляд і майстер-геометрію літака, аеродинамічну, об'ємно-масову та конструктивно-силову компоновки.

**Ключові слова:** середньомагістральний літак бізнес-класу, тактико-технічні вимоги, геометричні та масові характеристики, майстер-геометрія, модель розподілу простору.

## **Pilot project of medium range business version category airplane**

Subject of development is medium range business version category airplane of short takeoff and landing designed for carrying 15 passengers with a cruising flight speed of 810 km/h at a distance up to 6000 km. Calculation of aircraft takeoff mass as well as mass of its components and airplane center of gravity has been performed. General view and master-geometry alongside with aerodynamic, dimensional – mass, structural and load-bearing arrangement of aircraft have been also subjected to development.

**Key words:** medium range business version category airplane, technical and operational requirements, geometric and mass characteristics, master-geometry, space distribution model.