

## **Аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»*

Разработан аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета, базовый вариант которого предназначен для перевозки шести пассажиров с крейсерской скоростью 350 км/ч на расстояние до 500 км. Проведен анализ статистических данных самолетов аналогичного назначения. Выбрана и обоснована схема самолета. Рассчитана взлетная масса самолета и его геометрические параметры. Разработан общий вид и мастер-геометрия проектируемого легкого самолета.

**Ключевые слова:** легкий самолет, схема общего вида, летно-технические характеристики, проектирование, мастер-геометрия.

В условиях прогрессирующего международного разделения труда и роста международных экономических и культурных связей значение воздушного транспорта для потребностей общества становится все более существенным.

В последнее время в Украине возросла потребность в самолетах малой авиации, которые необходимы в разных сферах деятельности.

Они могут применяться для перевозки пассажиров и грузов, почты, патрулирования местности и коммуникаций, медицинского обслуживания населения; для первоначального обучения, выполнения тренировочных полетов, а также для воздушной акробатики. Особенностью применения таких самолетов является их взлет и посадка с подготовленных и неподготовленных площадок в малых населенных пунктах, в которых нет аэропортов и оборудованных взлетно-посадочных полос [2, 3].

Украина имеет высокий потенциал проектирования и производства легких самолетов, обучения летного состава и любителей авиации благодаря наличию высококвалифицированных специалистов, имеющих большой опыт практической работы на предприятиях Украины, программы обучения молодых специалистов в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Национальном авиационном университете, Кировоградской летной академии и большой научно-технической базы.

Специализация предприятий Украины, таких, как ООО Аэропракт, Лилиенталь, ТММ-Авиа, ХГАПП, и частных КБ основывается на производстве сверхлегких и легких самолетов с количеством пассажиров 1 – 4 чел., предназначенных для выполнения учебно-тренировочных полетов, сельскохозяйственных работ и спортивных целей.

По аналитическим данным из-за кризиса экономики программа выпуска сверхлегких и легких самолетов сократилась. В то же время наблюдается рост рынка заказов к сезону 2014 года, что было нехарактерно для последних лет. Общее производство легких и сверхлегких самолетов в Украине не превышает 200 единиц в год, а их экспорт составляет более 50%. Исходя из этого очевидно, что легкие самолеты, выполняющие кроме народнохозяйственных задач, местные и региональные перевозки, не производятся в нашей стране [7, 8].

Легкие 6-местные самолеты – перспективный сектор авиационной промышленности Украины, который практически не охвачен вниманием потенциального инвестора. В местном и региональном воздушном сообщении применение таких аппаратов пока не получило должного развития. Поэтому разрабатываемый аванпроект легкого многоцелевого самолета является актуальным для развития малой авиации Украины [7, 8].

Разработка и производство легких многоцелевых самолетов в Украине будут требовать меньших затрат при их производстве, эксплуатации и ремонте по сравнению с производимыми самолетами, обеспечат в стране дополнительные рабочие места.

Важными аспектами разрабатываемого аванпроекта является создание легкого многоцелевого самолета минимальной массы, минимальных эксплуатационных и производственных затрат, лучших аэродинамических и прочностных характеристик.

Это достигается благодаря разработке концепций по аэродинамическому, прочностному и весовому совершенствованию проектируемого самолета, удовлетворяющих перспективным требованиям рынка легких самолетов

Основными отличиями проектируемого самолета от современных аналогов в мире является применение высококачественных авиационных материалов (композиционных материалов), более высокие летно-технические характеристики, простота в обслуживании, эксплуатации и транспортировке, комфортные условия для экипажа благодаря размерам салона и эффективной системе вентиляции и обогрева, применение новых легких и экономичных двигателей.

**Целью данной статьи** является создание аванпроекта легкого многоцелевого самолета.

Базовый вариант проектируемого легкого многоцелевого самолета предназначен для перевозки шести пассажиров с крейсерской скоростью 350 км/ч на расстояние до 500 км.

Для статистического анализа параметров и характеристик в качестве самолетов-аналогов подобраны легкие самолеты различных производителей: A-Viator – Италии в 2008 г. (рис. 1), TBM-850 – Франции в 2005 г. (рис. 2), Рысачок – России в 2010 г. (рис. 3), King Air C90 GTx – США в 1964 г. (рис. 4), Evektor EV-55 – Чехии в 2011 г. (рис. 6). Статистические данные самолетов-аналогов представлены в табл. 1.

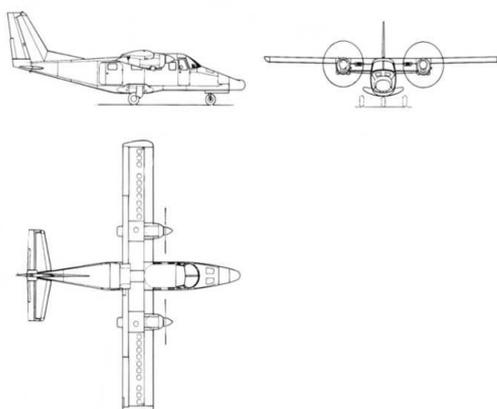


Рис. 1. Схема самолета A-Viator

**A-Viator** – легкий самолет, разработанный итальянской фирмой Vulcanair, предназначен для перевозки 6-11 пассажиров. Является простым и безопасным в эксплуатации. Оснащен двумя турбовинтовыми двигателями Rolls-Royce 250-B17C. Основные особенности самолета A-Viator – низкие эксплуатационные расходы, легкость в управлении, возможность эксплуатации на коротких, неподготовленных взлетно-посадочных полосах, простота в обслуживании, низкий уровень шума [6].

**TBM-850** – легкий самолет, разработанный французской компанией "DAHER-SOCATA" в 2005 г.

Самолет может пилотироваться одним или двумя пилотами и перевозить четыре - пять пассажиров.

TBM-850 имеет возможность осуществлять взлет и посадку на аэродроме с превышением над уровнем моря до 8000 футов (243,84 м). Для взлета и посадки TBM-850 подходят бетонные, травяные или частично подготовленные взлетно-посадочные полосы [6].

**Рысачок** – лёгкий двухмоторный турбовинтовой российский самолёт, спроектированный ООО "Научно-коммерческая фирма Техноавиа".

Самолет представляет собой цельнометаллический моноплан с низким расположением крыла.

Рысачок может взлетать с грунтовых площадок длиной 500 м с прочностью грунта не менее 5,5 кг/см<sup>2</sup> [6].

**King Air C90 GTx** – лёгкий самолёт, разработанный компанией Hawker Beechcraft. Серийно производится с 1964 года и продолжает выпускаться в разных модификациях.

Самолёт представляет собой моноплан нормальной аэродинамической схемы. Оснащен двумя турбовинтовыми двигателями Pratt Whitney PT6A-135, что позволяет снизить затраты на обслуживание и уровень шума [6].

**Evektor EV-55** – чешский лёгкий многоцелевой самолёт укороченного взлёта и посадки.

Предназначен для перевозки пассажиров и грузов с возможностью взлета и посадки на взлётно-посадочную полосу с искусственным и грунтовым покрытием в простых и сложных метеоусловиях.

Самолет представляет собой цельнометаллический моноплан нормальной схемы с высокорасположенным крылом и Т-образным оперением [6].

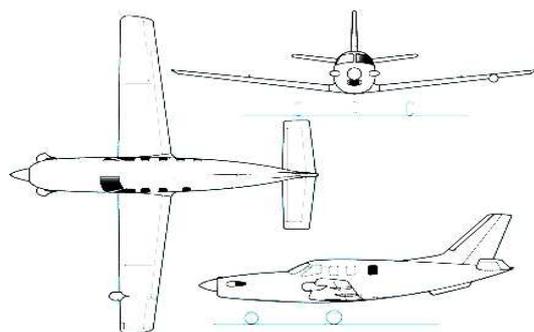


Рис. 2. Схема самолета TBM-850

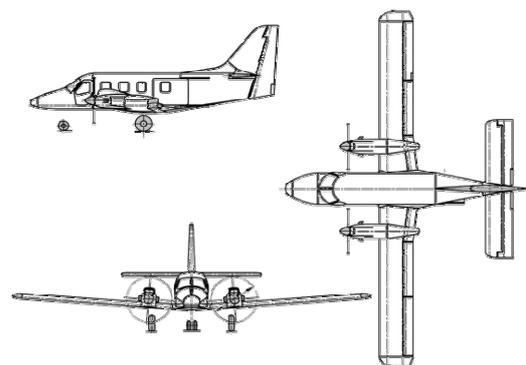


Рис. 3. Схема самолета Рысачок

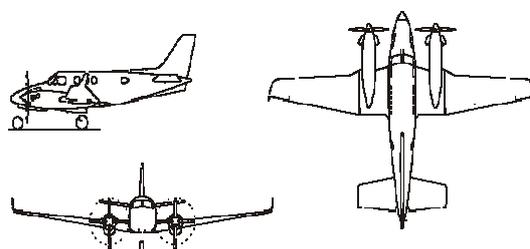


Рис. 4. Схема самолета King Air C90 GTx

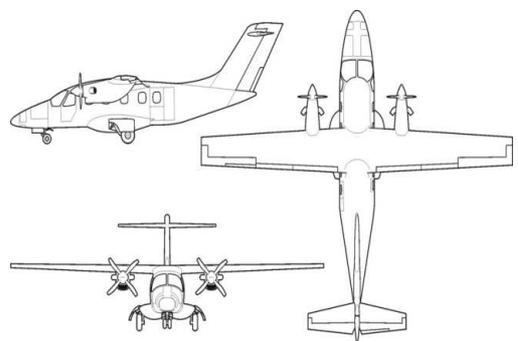


Рис. 5. Схема самолета Evektor EV-55

Таблица 1

## Статистические данные самолетов-аналогов

Наименование самолета		A-Viator	TBM-850	Рысачок	King Air C90 GTx	Evektor EV-55	Проектируемый самолет
Летные данные	$V_{кр}$ , км/ч	315	467	390	504	220	350
	$V_{max}$ , км/ч	395	593	450	550	408	400
	$H_{кр}$ , км	3	4	5	5	6	3,5
	$V_{отр}$ , км/ч	176	187	172	151	180	150
	$V_{нос}$ , км/ч	123	129	160	148	153	112
	$V_y$ , м/с	7,87	12,09	9	9,92	8,5	8,2
	$H_{ном}$ , км	7,580	9,45	6,000	9,144	7,5	7
	$L(m_{m\ max})$ , км	1575	2935	2000	2289	2200	1500
	$L(m_{зр\ max})$ , км	800	1000	950	552	700	500
	$L_{разб}$ , м	400	866	370	729	420	300
	$L_{проб}$ , м	320	741	350	717	510	295
Массовые данные	$m_0(m_{взл})$ , кг	3000	3300	5800	4756	4500	
	$m_{взл.\ max}$ , кг	3025	3353	6000	4783	4600	
	$n_{нас}$ , чел	6-11	4-5	до 10	7-8	9	6
	$m_{нос}$ , кг	2852	3186	4842	4460	3275	
	$m_{пуст}$ , кг	1680	2081	4500	3152	2597	
	$m_{ком}$ , кг	1345	605	1500	1501	1776	600
	$m_m$ , кг	675	860	1197	1167	1656	
	$m_{пуст.сн}$ , кг	2550	2686	3850	3282	2624	
Данные силовой установки	$P_0(N_0)$ , л.с. (кВт)	2×450	1×700	2×750	2×550	2×536	
	$m_{дв}$ , кг	2×93	122,47	2×202	2×150	2×153	
	Число и тип двигателей	2 ТВД Rolls-Royce 250-B17C	1 ТВД Pratt Whitney PT6A-66D	2 ТВД Walter M601F	2 ТВД Pratt Whitney PT6A-135	2 ТВД Pratt Whitney PT6A-21	2 ТВД
	$C_e$ , кг/кВт·ч	0,285	0,408	0,385	0,35	0,2	

Окончание табл. 1

Наименование самолета		A-Viator	TBM-850	Рысачок	King Air C90 GTx	Evektor EV-55	Проектируемый самолет
Геометрические данные	$S, \text{ м}^2$	18,6	18	30,50	33	22,6	
	$L, \text{ м}$	12	12,68	18	16,36	16,10	
	$\chi_{нк}, \text{ град}$	0	1	3	0	3	
	$\lambda$	7,74	8,9	10,6	8,11	11,4	7,8
	$\bar{c}_0, \bar{c}_{кон}$	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12	0,12
	$\eta$	1	1,7	2,7	1	1,2	2,2
	$L_{\phi}, \text{ м}$	11,27	10,65	12,44	10,82	14,35	
	$D_{\phi}, \text{ м}$	1,690	1,7	1,87x2	1,37x1,45	1,37x1,61	
$p_0 = \frac{m_0 g}{10S}, \text{ даН/м}^2$		158,2	174,3	186,5	141	195	130
Производные данные	$t_0 = \frac{10N_0}{m_0 g}$	0,305	0,213	0,258	0,235	0,243	0,28
	$\gamma_{дв} = \frac{m_{дв}}{N_0}, \text{ кг/л.с.}$	0,207	0,175	0,269	0,245	0,285	0,2
	$K_{огр.пол} = m_{зр}/m_0$	0,448	0,183	0,258	0,315	0,394	
	$\bar{S}_{эл} = S_{эл}/S$	0,078	0,062	0,04	0,097	0,12	0,06
	$\bar{S}_{ГО}$	0,177	0,252	0,253	0,345	0,205	0,26
	$\bar{S}_{ВО}$	0,133	0,201	0,159	0,319	0,28	0,15

Новый самолет должен удовлетворять заданным перспективным требованиям, соответствующим задачам разных сфер деятельности общества, и обеспечивать высший уровень экономических и эксплуатационных показателей отечественных и зарубежных легких самолетов аналогичного назначения.

Достижение данной цели возможно при выполнении следующих концепций:

– по аэродинамике: получить аэродинамическое качество самолета 15-16 единиц на крейсерском режиме полета и на взлетном режиме – 11-12 единиц. Выполнение этого требования возможно благодаря применению классической аэродинамической схемы с высокорасположенным крылом, имеющим меньшее сопротивление интерференции по сравнению с аэродинамической схемой низкоплана. Использование композиционных материалов для элементов крыла, оперения и фюзеляжа позволяет значительно улучшить аэродинамическое качество поверхности и соответственно всего самолета. Убирающееся шасси также способствует уменьшению лобового сопротивления;

– по весовому совершенству: конструкция планера должна обладать весовой отдачей по массе конструкции планера не более 27 %, по полезной нагрузке 60% и более. Для удовлетворения данного требования применяют современные композиционные материалы, существенно повышающие весовое совершенство конструкции, обладающие высокой удельной прочностью и жесткостью;

– по управлению: необходимо чтобы самолет был устойчивым и управляемым на всех режимах полета. Запас статической устойчивости должен составлять  $m_z^{C_y} = (0,1...0,12) b_{САХ}$ . Применение классической схемы самолета и наличие органов управления, таких, как элероны, закрылки, рули высоты и направления, делает возможным высокую устойчивость и управляемость проектируемого легкого самолета на всех режимах полета;

– по системам: все системы должны обеспечивать надежную работу. Величина усилий командного рычага на всех режимах полета должна находиться в пределах: по тангажу – от 2,5 до 25 кгс; по крену – от 1, 5 до 15 кгс; по курсу – от 3 до 50 кгс;

– по прочности и ресурсу: при заданной весовой отдаче конструкция планера должна обеспечить не менее 20 000 летных часов;

– по эксплуатационной технологичности и ремонту: необходимо чтобы компоновка самолета осуществляла удобную и быструю посадку–высадку пассажиров путем использования съемной ступеньки. Конструкция самолета даст возможность осуществить быстрый осмотр и подготовку к полету без дополнительного обслуживающего персонала.

С учетом статистических данных назначены основные тактико-технические требования (ТТТ), которые в наибольшей степени удовлетворяют всем требованиям, предъявляемым к современному легкому многоцелевому самолету [1, 2]. Основные тактико-технические требования к проектируемому самолету приведены в табл. 2.

Таблица 2

Основные тактико-технические требования самолета

$M_{max}$	$L_{max}$ , км	$n_{нас}$ , чел	$L_p$ , м	$H_{ном}$ , м	$V_{кр}$ , км/ч	$t_{наб}$ , мин	$n_{эк}$ , чел	$H_{кр}$ , м
0,35	1 500	6	300	7 000	350	5	1	3 500

Ожидаемые условия эксплуатации и эксплуатационные факторы:

– барометрическое давление во всем диапазоне высот полета – 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 – от минус 35°С до +35°С;

– относительная влажность наружного воздуха у земли при +35°С ≤ 70%;

– направление и скорость ветра у земли:

– встречная составляющая ≤ 25 м/с;

– попутная составляющая ≤ 5 м/с;

– боковая составляющая под углом 90° к ВПП:

при  $f \geq 0,5$  ≤ 15 м/с;

при  $f \geq 0,3$  < 6 м/с.

Допустимые состояния ВПП (по НАС ГА-86):

– сухая;

– влажная;

– мокрая, с участками воды;

- залитая водой до 10 мм;
- покрытая слоем слякоти до 15 мм;
- заснеженная (слой снега до 50 мм).

Самолет должен обеспечивать полеты:

- по правилам визуального полета и по приборам;
- днем и ночью;
- в простых и сложных метеоусловиях;
- в условиях обледенения;
- по внутренним и международным воздушным трассам;
- над равнинной, холмистой и горной местностью;
- над водными пространствами.

Планер самолета, системы, силовая установка и оборудование должны эксплуатироваться в пределах назначенного ресурса.

Функциональные возможности и технический уровень самолета и оборудования должны обеспечить заданные ЛТХ и сертификационные требования в соответствии с нормами летной годности гражданских легких самолетов АП-23, двигателей воздушных судов АП-33, авиационными правилами сертификации воздушных судов по шуму на местности АП-36, процедуры сертификации авиационной техники АП-21, нормами летной годности воздушных винтов АП-35.

Конструкторская документация должна быть выполнена с применением современных компьютерных интегрированных технологий. Проектирование самолета ведется с применением систем CAD/CAM/CAE/PLM.

На основе анализа схем самолетов-аналогов выбрана классическая аэродинамическая схема с горизонтальным оперением, расположенным в хвостовой части фюзеляжа. Благодаря развитой хвостовой части фюзеляжа без затруднений обеспечивается необходимая продольная и путевая устойчивость и управляемость [1].

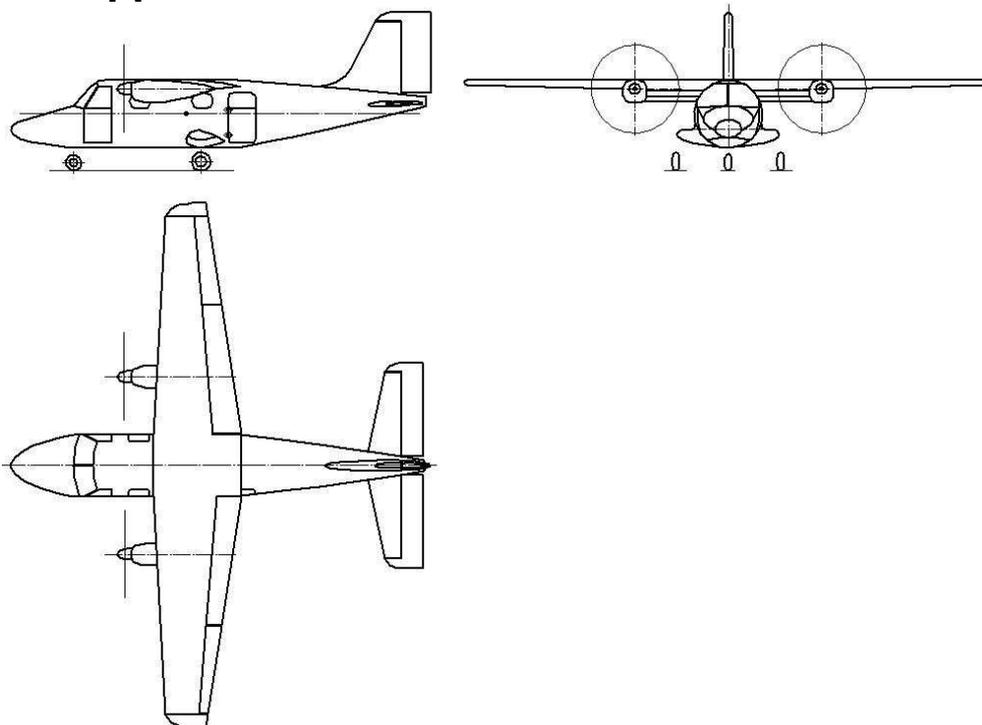


Рис. 6. Схема легкого многоцелевого самолета

Проектируемый легкий многоцелевой самолет представляет собой высокоплан с однокилевым вертикальным оперением и убирающимся трехопорным шасси с носовой стойкой, что обеспечивает высокое аэродинамическое качество и минимальную вредную интерференцию крыла и фюзеляжа на всех режимах полета.

Выбранная схема позволяет разместить в салоне экипаж и пассажиров, обеспечив для них хороший обзор и удобство входа-выхода.

Силовая установка проектируемого легкого самолета состоит из двух турбовинтовых двигателей, установленных под крылом, их агрегатов и систем, воздухозаборников, расположенных в передней нижней части двигателей и топливной системы.

Преимуществами данного расположения двигателей являются:

- короткие лобовые воздухозаборники;
- разгрузка крыла в полете с помощью установки на нем двигателей;
- дополнительная подъемная сила крыла от струи воздушных винтов.

Недостатки применяемой силовой установки:

- большой разворачивающий момент при отказе одного двигателя;
- усложнение силовых элементов крыла в зоне крепления двигателей;
- повышение массы крыла за счет силовых элементов.

Рассмотрим описание основных агрегатов конструкции планера проектируемого легкого самолета.

Крыло прямое трапециевидное с прямым центропланом обладает хорошими аэродинамическими, конструктивными и технологическими характеристиками. В качестве механизации крыла используют простые закрылки, в качестве органов управления – элероны, расположенные по всему размаху для увеличения их эффективности. На крыле установлены два турбовинтовых двигателя и топливные баки, которые разгружают его в полете. Крыло выполнено с применением композиционных материалов, что существенно снижает вес конструкции.

Фюзеляж не герметичный, конструкция выполнена с применением композиционных материалов. Габаритные параметры фюзеляжа рассчитаны в соответствии с особенностями компоновки пассажирской кабины для пяти пассажиров, кабины экипажа для одного пилота и одного пассажира и потребным объемом грузовых помещений в зависимости от выполняемой задачи, что позволяет более эффективно использовать пространство салона.

Шасси убирающееся трехопорное с носовой стойкой. При действии боковых сил на колеса основных опор является устойчивым на этапе разбега и пробега. Для увеличения скоростных и улучшения аэродинамических характеристик используют убирающееся шасси, при этом носовую стойку убирают вперед в фюзеляж, основные стойки – в обтекатели, расположенные на фюзеляже и частично в фюзеляж.

Силовая установка. Для уменьшения эксплуатационного расхода топлива и возможности выполнения различных видов задач на проектируемом легком самолете установлены два турбовинтовых двигателя Rolls-Royce 250-B17F мощностью 420 л.с. каждый с трехлопастным винтом изменяемого шага.

Конструкция самолета позволяет все вспомогательные работы и большую часть работ оперативного технического обслуживания, связанных с осмотром и проверкой функционирования оборудования и двигателя, в случае длительной работы самолета в отрыве от базы, выполнять пилотом, специально обученным и

получившим допуск на их проведение.

Оборудование дает возможность выполнять полёты днём и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, как по правилам визуальных полётов, так и по правилам полётов по приборам.

Относительные параметры проектируемого самолета назначены с учетом статистических данных самолетов-аналогов и представлены в табл. 3.

Таблица 3

Основные относительные параметры легкого самолета

$\lambda$	$\chi_{нк}$	$\eta$	$\bar{c}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$ , град	$\bar{S}_{ГО}$	$\bar{S}_{ВО}$
7,8	3	2,2	0,12	0,25	20/40	0,26	0,15
$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ГО,0,25}$	$\chi_{ВО,0,25}$	$\bar{c}_{ГО}$	$\bar{c}_{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$
4,2	1,04	9	25	0,1	0,12	1,54	1,8

### Определение взлетной массы легкого самолета в нулевом приближении

После выбора схемы самолета определяют его взлетную массу в нулевом приближении.

Для легких самолетов, как правило, известен стандартный комплект оборудования и управления, а следовательно, масса, габаритные размеры и стоимость оборудования (для управления, навигации, связи и т.п.) [1, 2, 3, 4].

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{с.н} + m_{об.упр}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_m)} \quad (1)$$

где  $m_{ц.н}$  – масса целевой коммерческой нагрузки, которую принимают по техническому заданию или рассчитывают по формуле

$$m_{ц.н} = (m_{нас} + \Delta m_{баг}) \cdot n_{нас}, \quad (2)$$

здесь  $m_{нас}$  – расчетная масса пассажира, чел.;  $\Delta m_{баг} = 10$  – расчетная масса багажа пассажира, кг;

$$m_{ц.н} = (90 + 10) \cdot 6 = 600 \text{ кг},$$

$m_{с.н}$  – масса служебной нагрузки и экипажа, которую находят по формуле

$$m_{с.н} = (80 \dots 90) \cdot n_{эк} + \Delta m_{сн}; \quad (3)$$

здесь  $n_{эк}$  – количество экипажа, чел.,  $\Delta m_{сн}$  – масса снаряжения экипажа легкого самолета, кг;

$$m_{с.н} = 80 \cdot 1 + 10 = 90 \text{ кг}.$$

$\bar{m}_{кон} = 0,28$  – относительная масса конструкции самолета, которая включает в себя относительную массу крыла, фюзеляжа, оперения, шасси;

$\bar{m}_{cy} = 0,14$  – относительная масса силовой установки, которая состоит из относительной массы двигателей со средствами их установки и обслуживающими системами;

$\bar{m}_m$  – относительная масса топлива, которую находят по формуле

$$\bar{m}_m = \frac{L_p + 0,5 \cdot V_{крейс}}{800 \cdot K_{крейс}}, \quad (4)$$

где  $K_{крейс}$  – аэродинамическое качество в крейсерском полете, которое принимают в зависимости от степени аэродинамического совершенства самолета;  $V_{крейс}$  – крейсерская скорость, км/ч;  $L_p$  – расчетная дальность, км;

$$\bar{m}_m = \frac{1500 + 0,5 \cdot 350}{800 \cdot 16} = 0,13;$$

$m_{об.упр} = 50$  кг – относительная масса оборудования и управления.

Взлетная масса в нулевом приближении составит

$$m_0 = \frac{600 + 90 + 50}{1 - (0,28 + 0,14 + 0,13)} = 1648 \text{ кг.}$$

#### Определение взлетной массы в первом приближении

После определения взлетной массы самолета нулевого приближения необходимо вычислить массу самолета в первом приближении [2, 3, 4].

$$m_0 = m_{кон} + m_{cy} + m_m + m_{об.упр} + m_{ц.н} + m_{с.н}, \quad (5)$$

где  $m_{кон}$  – масса конструкции, определяемая по формуле

$$m_{кон} = m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}, \quad (6)$$

$m_{cy}$  – масса силовой установки, которую находим по формуле

$$m_{cy} = 1,6 \cdot m_{дв}, \quad (7)$$

$m_m$  – масса топлива, определяемая по формуле

$$m_m = \bar{m}_m \cdot m_0, \quad (8)$$

здесь относительная масса топлива

$$\bar{m}_m = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot C_e}{270 \cdot \eta_e \cdot K}, \quad (9)$$

где  $L_p$  – дальность, м;  $C_e$  – удельный расход топлива, кг/кВт·ч;  $\eta_e$  – КПД винта;  $K$  – качество.

$m_{об.упр}$  – масса оборудования и управления;

$$m_{об.упр} = m_{эл.об} + m_{радио} + m_{ан.об} + m_{пож} + m_{спец.об} + m_{быт.об} + m_{прочее} + m_{упр}, \quad (10)$$

$m_{ц.н} = 600 \text{ кг}$  – масса целевой нагрузки,

$m_{сн} = 90 \text{ кг}$  – масса снаряжения.

Результаты расчета взлетной массы первого приближения, основных элементов планера проектируемого самолета, массы силовой установки, топлива, оборудования и управления приведены в табл. 4 [2,3,4].

Таблица 4  
Значения взлетной массы и масс конструкции агрегатов

$m_0$ , кг	$m_{кон}$ , кг	$m_{эк}$ , кг	$m_k$ , кг	$m_{кр}$ , кг	$m_{ф}$ , кг	$m_{оп}$ , кг	$m_{ш}$ , кг	$m_m$ , кг	$m_{су}$ , кг	$m_{дв}$ , кг
2308	473	90	600	200	174	35	65	606	298	186

### Выбор двигателя и его характеристик

Для выбора типа двигателя определим его мощность исходя из того, что  $\bar{N}_0 = 0,219$  – энерговоруженность, которую находим из статистических данных.

$$N_0 = \bar{N}_0 \cdot m_0 \cdot g = 0,219 \cdot 2308 \cdot 9,81 = 505 \text{ л.с.} \quad (11)$$

Потребная мощность составляет  $N_0 = 505$  л.с., следовательно, мощность одного двигателя  $N_{01} = N_0 / n = 505 / 2 = 252,5$  л.с.

Проведем сравнительный анализ газотурбинного двигателя АИ-450С украинского производства предприятия "Мотор Сич" и турбовинтового двигателя Rolls-Royce 250-B17F. Сравнительный анализ основных технических характеристик двигателей приведен в табл. 5.

Таблица 5  
Сравнение основных технических характеристик двигателей АИ-450С и Rolls-Royce 250-B17F

Основные технические данные двигателей	АИ-450С	Rolls-Royce 250-B17F
Сухая масса двигателя $m$ , кг	115	93
Взлетная мощность $N_0$ , л.с.	450	420
Крейсерская мощность $N_{кр}$ , л.с.	300	380
Удельный расход топлива $C_e$ , кг/л.с.*ч	0,31	0,285

На основе анализа технических характеристик рассматриваемой силовой установки для проектируемого легкого многоцелевого самолета выбираем турбовинтовой двигатель Rolls-Royce 250-B17F, так как он обладает меньшей массой и меньшим удельным расходом топлива, чем газотурбинный двигатель АИ-450С.

Проверяем длину разбега самолета

$$L_{разб} = \frac{V_{omp}^2}{2 \cdot g \cdot \left( \frac{N_0}{m_0} - f \right)} = \frac{52,7^2}{2 \cdot 9,81 \cdot \left( \frac{840}{2308} - 0,03 \right)} = 260 \text{ м.}$$

Расчетная длина разбега удовлетворяет летно-техническим требованиям, назначенным в техническом задании.

### Определение статической устойчивости и управляемости

Статическую устойчивость самолета характеризует моментная диаграмма – зависимость коэффициента продольного момента  $m_Z$  от угла атаки  $\alpha$  (рис. 6).

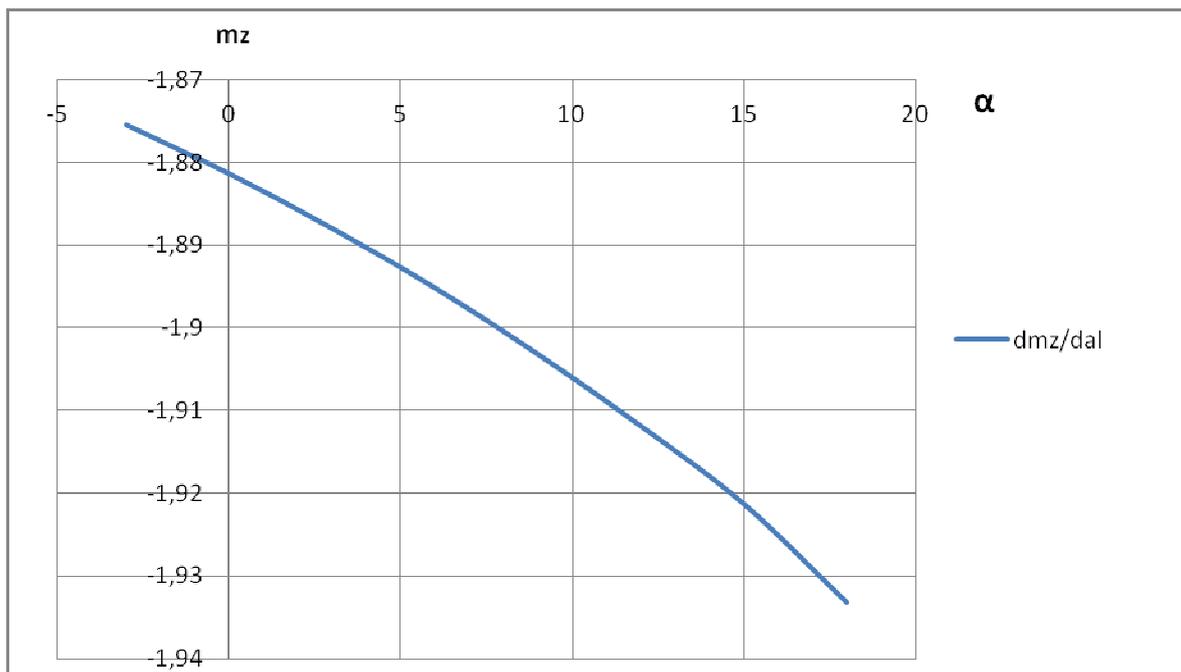


Рис. 6. Зависимость коэффициента продольного момента  $m_Z$  от угла атаки  $\alpha$

Из моментной диаграммы видим, что проектируемый самолет является статически устойчивым, так как производная  $\frac{dm_z}{d\alpha} = \frac{dm_z}{dC_y} < 0$ .

Расчет центра масс проектируемого самолета проведен для следующего эксплуатационного случая: масса самолета взлетная, шасси убрано, целевая нагрузка максимальная, масса топлива максимальная.

Относительная координата центра тяжести относительно средней аэродинамической хорды составляет  $\bar{x}_m = \frac{x_m}{b_{CAH}} = \frac{0,341}{1,53} = 0,22$ .

Предельно передняя центровка  $\bar{x}_{mn} = 0,157 \cdot b_{CAH}$ .

Предельно задняя центровка  $\bar{x}_{nz} = 0,318 \cdot b_{CAH}$ .

На рис. 7 показано положение фокуса самолета и его агрегатов, рассчитанных по программе, разработанной кафедрой аэрогидродинамики ХАИ.

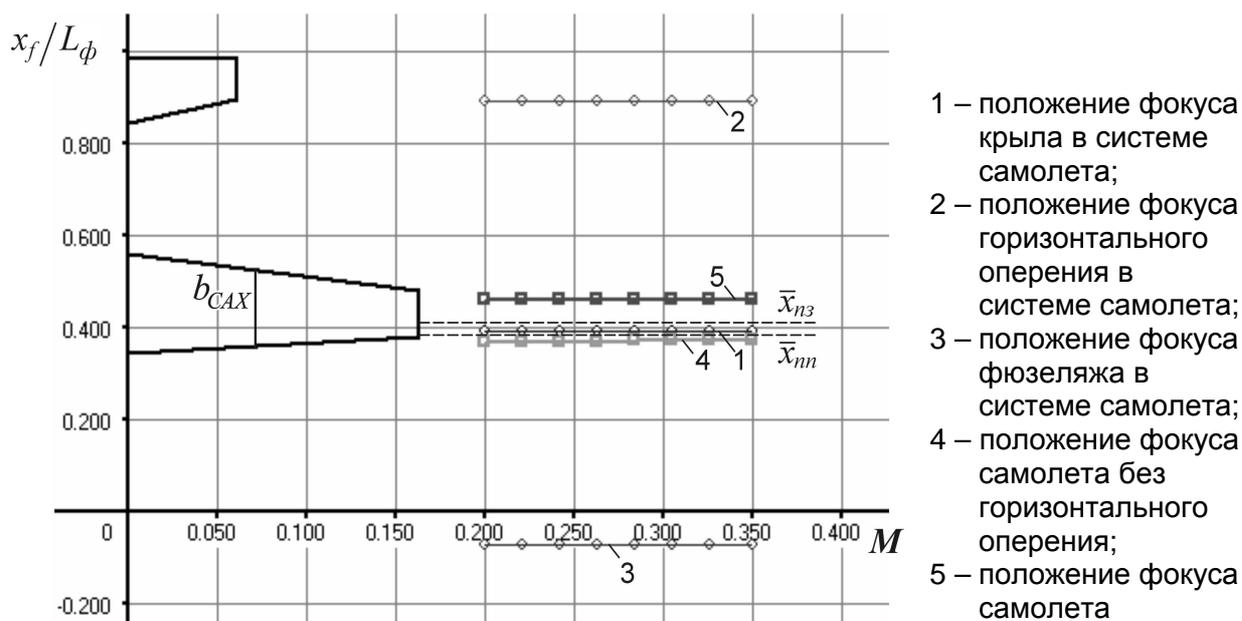


Рис. 7. Положение фокуса  $x_f$ , выраженное в длине фюзеляжа  $L_\phi$

На основе полученных геометрических данных разработан чертеж общего вида легкого многоцелевого самолета (рис. 8), и с помощью компьютерной интегрированной системы Siemens NX создана его мастер-геометрия (рис. 9) [5].

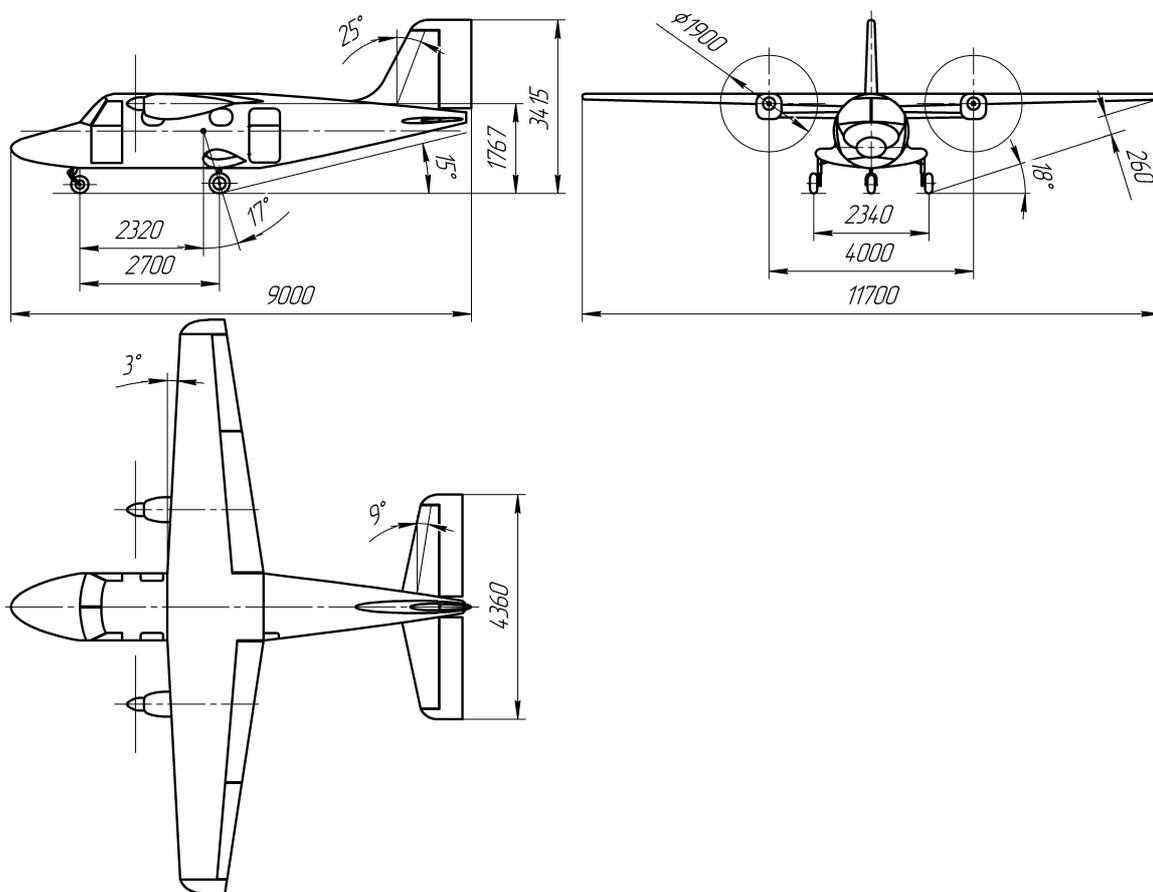


Рис. 8. Фрагмент чертежа общего вида легкого самолета транспортной категории

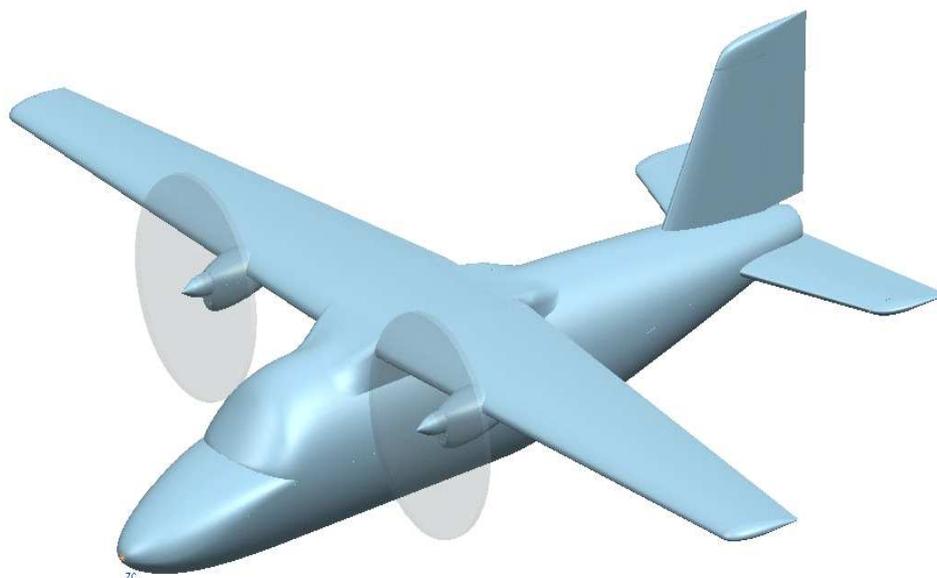


Рис. 9. Мастер-геометрия легкого многоцелевого самолета

## ВЫВОДЫ

Разработан аванпроект гражданского легкого многоцелевого самолета. На основе анализа схем самолетов-прототипов выбрана классическая схема высокоплана с горизонтальным оперением, расположенным позади крыла, и убирающимся трехопорным шасси с носовой стойкой. Назначены современные тактико-технические требования. Рассчитана взлетная масса легкого многоцелевого самолета, которая составляет  $m_0 = 2308$  кг. По рассчитанным геометрическим параметрам построен общий вид самолета и его мастер-геометрия.

Проектируемый самолет предназначен для выполнения задач гражданского назначения и может применяться в следующих вариантах: перевозка 6 пассажиров; 3 пассажиров и 300 кг груза; 2 пассажиров и 400 кг груза; 800 кг груза; в качестве VIP варианта; санитарный, патрульный варианты и т.п.

Разработанный аванпроект легкого многоцелевого самолета предполагает снижение затрат и подготовительного цикла производства за счет правильного сочетания современных информационных технологий, высококачественных авиационных материалов (композиционные материалы), легких и экономичных двигателей.

## Список литературы

1. 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.
2. Арепьев, А.И. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и основных параметров [Текст] / А.И. Арепьев. – М.: МЯТУГА, 2001. – 134 с.
3. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
4. Чумак, П.И. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов, [Текст] / П.И. Чумак, В.Ф. Кривокрысенко, 1991. – 200 с.

5. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П.С. Гончаров и др. – М.: ДМК Пресс, 2010. – 504 с.
6. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ru/lanow.html>. – 24.04.2014 г.
7. Крылья – авиация в Украине [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.wing.com.ua/> – 2014 г.
8. Жолобов, В.М. Аэрокосмическое общество Украины [Электронный ресурс] / В.М. Жолобов. Режим доступа: или URb: <http://www.space.com.ua> – 10.12.2002 г.

**Рецензент:** д. т. н., проф., зав. каф. А.Г. Гребеников, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков

### **Розробка аванпроекту легкого багатопільового літака**

Розроблено аванпроект легкого багатопільового літака, базовий варіант якого призначений для перевезення шести пасажирів з крейсерською швидкістю 350 км/год на відстань до 500 км. Проведено аналіз статистичних даних літаків аналогічного призначення. Вибрано і обґрунтовано схему літака. Розраховано його злітну масу і геометричні параметри. Створено загальний вигляд та майстер-геометрію проєктованого легкого літака.

**Ключові слова:** легкий літак, схема загального вигляду, льотно-технічні характеристики, проєктування, майстер-геометрія.

### **Develop preliminary design light aircraft of transport category**

The preliminary design light multipurpose aircraft, basic version of which is designed to carry 6 passengers with the speed of 350 km/h on the distance to 500 km, has been developed. Performed the analysis of the statistical data of aircraft of similar purpose. Selected and substantiated scheme of the aircraft. Calculated its take-off mass and geometrical parameters. Created overall view and master geometry of the projected plane.

**Keywords:** light aircraft, scheme of overall view, aircraft performance, design, master geometry.