

УДК 629.7.01

А. К. Мялица, В. С. Кривцов, А. Г. Гребеников,
А. М. Гуменный, С. М. Еременко, А. А. Соболев

Сравнительный анализ проектов учебного самолета

*Харьковское государственное авиационное производственное предприятие
Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

На основе анализа рынка воздушных судов разработан проект создания современного учебного самолета, предназначенного для подготовки курсантов летного профиля обучения, а также для совершенствования техники пилотирования летного состава. Состав экипажа – 2 человека. Проведен анализ статистических данных самолетов аналогичного назначения. Выбрана и обоснована схема самолета. Рассчитана взлетная масса самолета в трех приближениях. Определены геометрические параметры. Разработан общий вид и мастер-геометрия проектируемого учебного самолета. Сравнены характеристики двух вариантов проекта учебного самолета

Ключевые слова: концепция, аванпроект, реактивный учебный самолет, летно-технические характеристики, взлетная масса, схема, мастер-геометрия.

Процесс проектирования начинается с разработки концепции самолета на основе исследований эффективности применения авиационной техники и выработки перспективных требований, обеспечивающих технический уровень совершенства, превосходящий уровень лучших зарубежных и отечественных самолетов аналогичного класса, и появление в конечном итоге конкурентоспособного самолета.

Проектирование и создание самолета с требуемыми характеристиками представляют собой сложную научно-техническую проблему по ряду основных направлений развития авиации: аэродинамика, устойчивость и управляемость, прочность, конструкция, весовое совершенство, создание современной силовой установки, материалы, технология, системы и оборудование, эксплуатационная технологичность, безопасность и надежность. Необходимо разработать обширную программу исследований для обеспечения характеристик самолета по этим направлениям.

В настоящее время на территории Украины не производят учебные самолеты (УС), а из-за устаревания эксплуатируемой техники потребность в самолетах этого типа растет с каждым годом.

Наличие новых реактивных учебных самолетов, обладающих хорошими динамическими и маневренными характеристиками, позволит повысить профессиональный уровень летного состава, уровень летной подготовки курсантов.

При проектировании УС следует учесть потребности отечественных заказчиков и экспортные возможности самолета.

Разрабатывая такой тип летательного аппарата, необходимо максимально использовать отечественные комплектующие (двигатели, оборудование, элементы системы управления и т. д.), что даст возможность значительно снизить стоимость производства и повысить научно-технический потенциал Украины. Создание нового учебного самолета обеспечит заказами предприятия авиационной промышленности страны.

Разрабатываемый самолет должен превосходить существующие аналоги по летно-техническим, ресурсным, эксплуатационным и экономическим характеристикам.

Аэродинамическая компоновка самолета должна обеспечивать крейсерское аэродинамическое качество 12-14 единиц.

Взлетно-посадочные характеристики должны обеспечивать безопасную эксплуатацию проектируемого самолета с грунтовых аэродромов, дистанцию разбега и пробега не более 600 м.

Весовое совершенство должно обеспечивать весовую отдачу по массе конструкции планера не более 28%.

Разрабатываемый самолет должен иметь широкий диапазон функциональных возможностей по скорости, высоте полета: максимальная скорость полета – не менее 930 км/ч, максимальная высота полета – не менее 12500 м.

Объемно-весовая и аэродинамическая компоновка должны обеспечивать высокие маневренные характеристики ($m_z^c y = -(0,01...0,03) \cdot b_{CAK}$). Для повышения характеристик управляемости самолет должен быть оснащен электродистанционной системой управления.

Проектный ресурс планера должен составлять не менее 20000 летных часов.

Для обеспечения конкурентоспособности разрабатываемый самолет должен удовлетворять требованиям современных норм летной годности и ОТТ ВВС.

Техническое задание (ТЗ) на проектирование учебного самолета

Учебный самолет создается как база семейства маневренных самолетов с экипажем в количестве двух человек и силовой установкой, оснащенной двумя двигателями ТРДД типа АИ-322. Дальнейшая модификация двигателя и применение системы поворота вектора тяги позволят улучшить летные характеристики проектируемого самолета.

1. Назначение самолета

Самолет первоначальной подготовки летчиков предназначенный для:

- вывозных полетов и демонстрационных полетов тех, кто обучается с инструктором;
- обучения выполнению взлета и посадки;
- полетов по маршруту и обучения приемам самолетовождения и навигации;
- полета и посадки по приборам (под шторкой);
- освоения техники пилотирования при выполнении типовых фигур пилотирования;
- освоения элементарных видов маневрирования;
- поддержания навыков техники пилотирования;
- разведки малоскоростных низколетящих целей (самолеты, вертолеты);

2. Общие требования

Самолет, его двигатели, оборудование и другие комплектующие изделия, а также эксплуатационная документация должны соответствовать современным нормам летной годности.

Необходимо, чтобы средства наземного обслуживания и ремонта соответствовали настоящему ТЗ.

Для самолета должны быть разработаны программы подготовки летного и инженерно-технического состава до завершения сертифицированных испытаний.

В целях контроля над правильностью выдерживания заданных режимов полета и контроля техники пилотирования, оценки профессионального уровня пилотов, оценки технического состояния самолета, его оборудования и функциональ-

ных систем контроля условий эксплуатации в процессе выработки ресурса планера следует обеспечить обработку и анализ полетной информации с использованием наземной системы на базе персонального компьютера.

Система должна включать в себя:

- бортовой съемный носитель информации, получающий информацию от соответствующих самолетных датчиков сигналов;
- персональную ЭВМ с принтером, устройство ввода и воспроизведения информации и специальное программное обеспечение.

Самолет необходимо оснастить основной и резервной системами управления:

- основная – электродистанционная система управления, работающая совместно с резервным механическим контуром управления;
- резервная – с использованием только резервного механического контура управления.

Учебный самолет следует оснастить современной радиолокационной системой и системой управления вооружением.

3. Ожидаемые условия эксплуатации

Барометрическое давление – во всем диапазоне высот полета в соответствии с ГОСТ 4401-81.

Температура наружного воздуха – изменение температуры по высоте в соответствии с ГОСТ 4401-81. При этом работоспособность самолета и его систем в указанном диапазоне температур должна сохраняться после пребывания самолета на земле при температуре до минус 60° С.

Относительная влажность воздуха у земли – 98% при температуре наружного воздуха +40° С.

Массовая плотность воздуха должна соответствовать диапазону температур наружного воздуха и барометрических давлений по международной стандартной атмосфере (ГОСТ 4401-81).

Максимальные составляющие ветра при взлете и посадке на сухой бетонированной ВПП:

- боковая составляющая – 12 м/с;
- попутная составляющая – 5 м/с;
- встречная составляющая – 30 м/с.

Состав экипажа: инструктор, курсант.

Тип ВВП – с искусственным покрытием и грунтовые, подготовленные в соответствии с действующим НАС ГА.

Превышение аэродрома над уровнем моря – от минус 300 м до плюс 3000 м.

Самолет предназначен для выполнения полетов:

- по правилам визуальных полетов и полетов по приборам;
- в простых и сложных метеоусловиях, в условиях обледенения;
- днем и ночью;
- над равнинной и горной поверхностью;
- над водными пространствами с удалением от суши до 30 мин полета.

Ресурсы и сроки службы:

а) самолета (до списания):

- посадок – 15 000;
- летных часов – 20 000;
- срок службы – 20 лет;

б) двигателя:

- полный назначенный – 2 500 ч;
в) комплектующих изделий – как правило, должны соответствовать ресурсу самолета или иметь ресурс, кратный периодичности ремонтных форм.

4. Требования к летно-техническим характеристикам

Масса целевой нагрузки	– 3000 кг.
Максимальная скорость полета	– 930 км/ч.
Крейсерская скорость полета	– 850 км/ч.
Крейсерская высота полета	– 8000 м.
Радиус действия	– 740 км.
Длина разбега	– 500 м.
Скороподъемность у земли	– 100 м/с.
Максимальная перегрузка	– +9g, -4g.

Сбор, обработка и анализ статистических данных.

Выбор основных относительных начальных параметров самолета

На основе основных требований к проектируемому самолету, представленных в техническом задании, проанализированы статистические данные самолетов подобного класса [1].

Схемы самолетов- аналогов показаны на рис. 1-5.



Рис. 1. Самолет L-159 (Чехия)



Рис. 2. Самолет T-50 (Корея)



Рис. 3. Самолет М-346 (Италия)

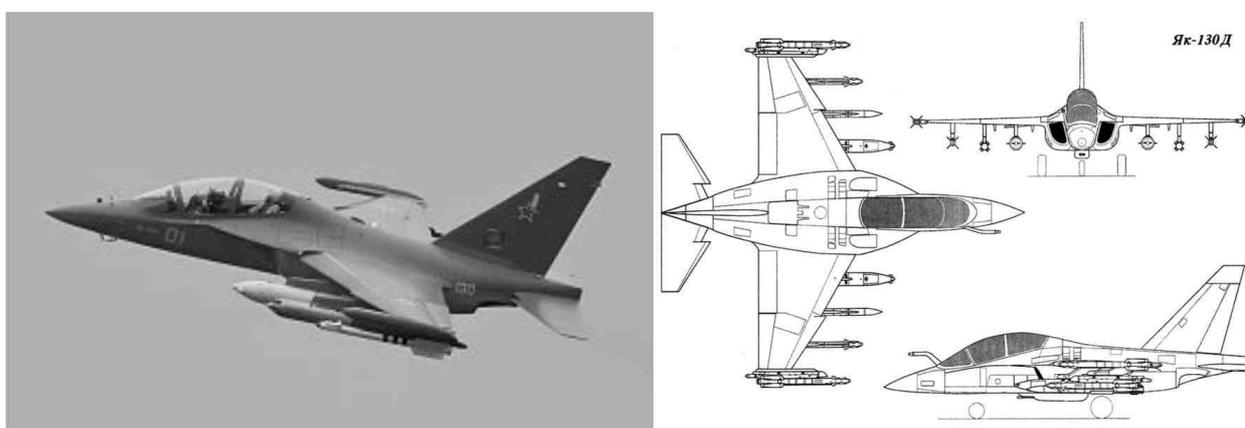


Рис. 4. Самолет Як-130 (Россия)



Рис. 5. Самолет JL-15 (Китай)

Результаты обработки статистических данных приведены в табл. 1.

Таблица 1

Статистические данные самолетов-аналогов

	Наименование самолета	L-159 ALCA	T-50	M-346	Як-130	JL-15
Справочные данные	Страна-производитель	Чехия	Корея	Италия	Россия	Китай
	Поколение	3	3	3	3	3
	Начало эксплуатации	2001	2006	2010	2010	2011
	Срок эксплуатации	14	9	5	5	4
	Количество произведенных ЛА	72	70	57	58	6
Массово-габаритные харак- теристики	Размах крыла, м	9,54	9,11	9,72	9,72	8,73
	Площадь крыла, м кв.	18,8	26,6	23,52	23,5	21
	Масса пустого, кг	4320	6441	4610	4500	5000
	Взлетная масса (нормальная), кг	5711	8890	5800	5700	7000
	Взлетная масса (максимальная), кг	8000	11195	9520	9000	9800
	Масса топлива во внутренних ба- ках, кг	1551	1500	2000	1600	2000
	Масса полезной нагрузки, кг	2340	3000	3000	3000	2000
	Количество точек подвески	7	7	9	9	6
	Масса полезной нагрузки, кг	3680	4754	4910	4500	4800
Летно-технические характе- ристики	Скорость, максимальная, км/ч	936	1650	1059	1050	1500
	Скорость крейсерская, км/ч	786	987			
	Практический потолок, м	13200	14650	13715	1200	16500
	Скороподъемность, максималь- ная, м/с	62,1	168	103	100	200
	Дальность полета (баз ПТБ), км	1570	1500	2074	1500	1900
	Дальность полета (перегоночная), км	2530	2400	2852	2000	3000
	Длина разбега, м	470	510	320	340	300
	Длина пробега, м	628	630	470	490	500
	Максимальная эксплуатационная перегрузка	8	8	8	8	8
Силовая установка	Количество двигателей	1	1(Ф)	2	2	2(Ф)
	Тип двигателей	ТРДД Honeywell F124-GA-100	ТРДД GE F404	ТРДД Honeywell F124-GA- 100	ТРДД AI-222- 25	ТРДД AI-222- 26(Ф)
	Тяга на режиме «максимал», кН	28,2	54	55,8	49	49
	Тяга на режиме «форсаж», кН		78,7			78,4
	Максимальная тяговооружен- ность (нормальная взлетная)	0,36	0,72	0,6	0,56	0,82
Удельные характе- ристики	Удельная нагрузка на крыло, нормальная кг/м.кв.	303	334,2	246,6	242,6	333,3
	Удельная нагрузка на крыло, мак- симальная кг/м.кв.	425,5	420,9	404,8	383	466,7
	Относительная масса нагрузки (при максимальной массе)	0,29	0,27	0,32	0,33	0,2
	Относительная масса полезной нагрузки (максимальная)	0,46	0,425	0,516	0,5	0,49
Запас ресурса, эксплуатационный, год		25	30	30	30	30
Цена, в среднем, млн \$		12	25	32	15	10

Предлагается два варианта проекта учебного самолета: первый вариант – с крылом обратной стреловидности; второй – с крылом прямой стреловидности.

Учебный самолет с крылом обратной стреловидности

Основываясь на собранных статистических данных, выберем основные параметры самолета в нулевом приближении и занесем их в таблицу (см. табл. 2).

Таблица 2

Основные параметры самолета

λ	$\chi_{п.к}$, град	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{эл}$	λ_{ϕ}	D_{ϕ} , м	L_{ϕ} , м
6	-10	2	0,09	0,3	14/30	0,057	6,72	1,32	8,87
\bar{S}_{zo}	$\bar{S}_{\phi o}$	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ГО}$, град	$\chi_{ВО}$, град	$\bar{c}_{ГО}$	$\bar{c}_{ВО}$	$\eta_{ГО}$	$\eta_{ВО}$
0,18	0,3	3,2	1,8	24	40	0,09	0,09	2,1	4,5

Здесь $\lambda = l^2 / S$ – удлинение крыла (оперения);
 χ – угол стреловидности крыла (оперения);
 $\eta = b_0 / b_k$ – сужение крыла (оперения);
 $\bar{c} = c / b$ – относительная толщина профиля;
 $\bar{b}_3 = b_3 / b_0$ – относительная хорда закрылка;
 δ_3 – углы отклонения закрылка;
 \bar{S} – относительная площадь элеронов (оперения).

Общий вид и компоновочная схема

УС выполнен по нормальной аэродинамической схеме.

Нормальная аэродинамическая схема в наибольшей степени удовлетворяет комплексу требований, предъявляемых к пилотируемым летательным аппаратам по устойчивости, управляемости, безопасности полёта и другим летно-техническим характеристикам.

Интегральная компоновка планера УС обеспечивает уменьшение аэродинамического сопротивления.

Для обеспечения потребной продольной статической устойчивости и управляемости УС оснащен крылом обратной стреловидности (КОС). КОС обеспечивает повышение аэродинамических и летно-технических характеристик УС, среди которых:

- маневренность на больших углах атаки;
- взлетно-посадочные характеристики;
- более простое обеспечение различных компоновочных решений, так как центроплан находится позади центра масс самолета.

Стреловидное горизонтальное оперение (ГО) расположено в хвостовой части фюзеляжа.

Вертикальное оперение (ВО) двухкилевое. Кили расположены под углом к вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа, что позволяет вывести их из аэродинамической тени фюзеляжа на больших углах атаки.

Для проектируемого летательного аппарата целесообразно применение

трехопорной схемы шасси с носовой опорой. Такая схема шасси обеспечивает устойчивое движение самолёта по аэродрому; отсутствие воздействия струи газов, выходящих из двигателя, на поверхность аэродрома при стоянке и движении самолёта; возможность получения взлётного и посадочного положения самолёта без задевания элементами планера за поверхность аэродрома. Кроме того, выбранная схема шасси облегчает пилотирование самолёта на этапах взлёта и посадки, предотвращая капотирование самолёта, что наиболее актуально для учебного самолёта.

Учебный самолёт предлагается оснастить двумя газотурбинными двигателями с достаточной тягой для данного типа летательного аппарата.

Общий вид проектируемого самолета изображен на рис. 6, схема размещения нагрузки на внешних подвесках – на рис. 7.

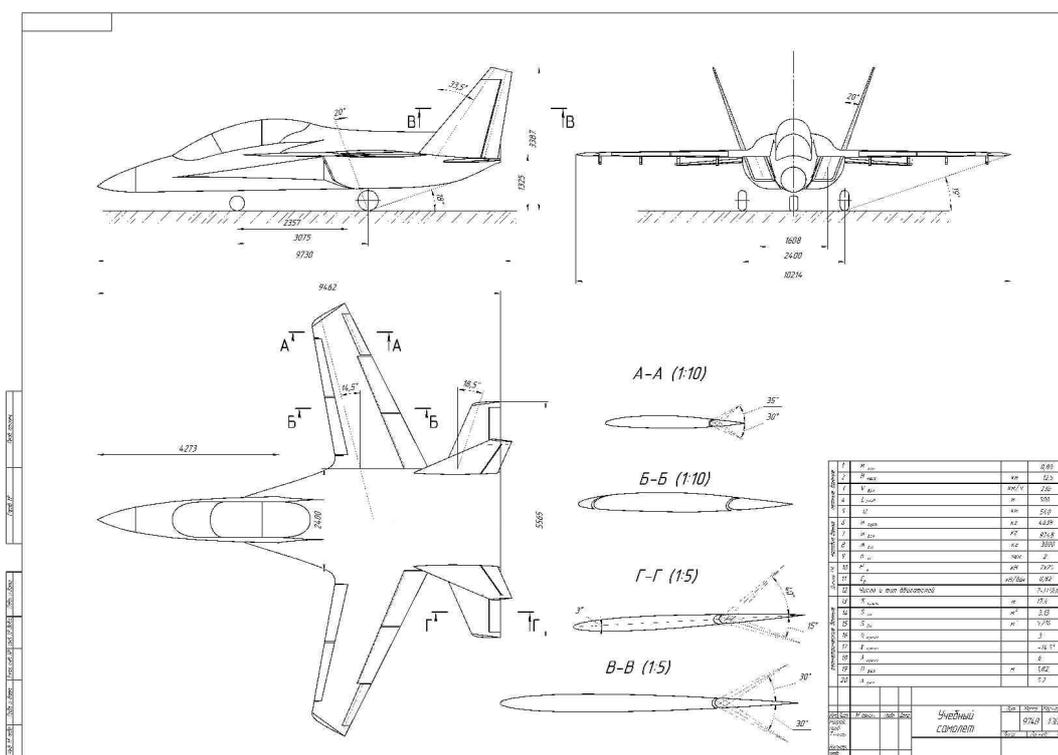


Рис. 6. Фрагмент общего вида учебного самолета

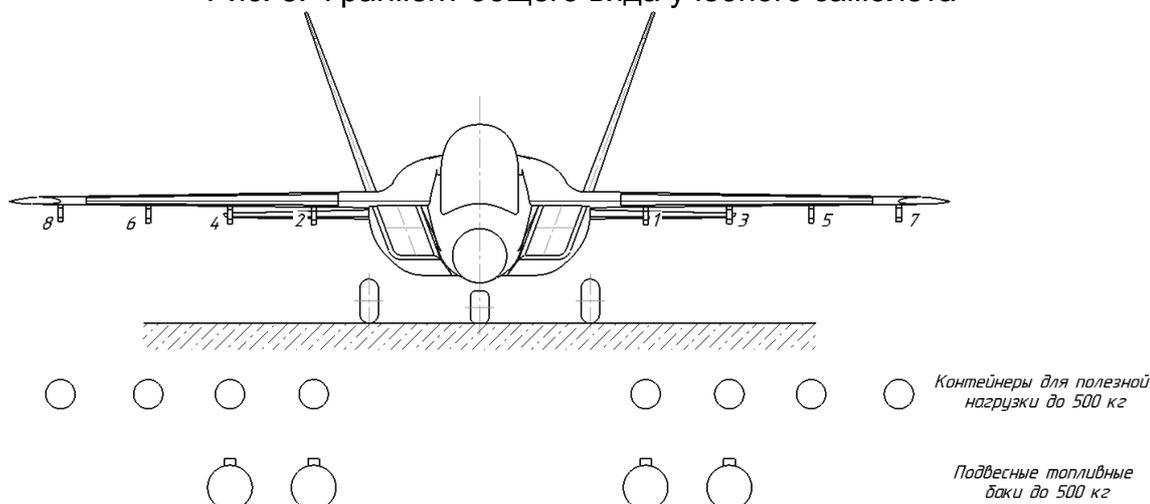


Рис. 7. Схема размещения полезной нагрузки на внешних подвесках

В процессе проектирования самолёта в качестве КСС фюзеляжа была выбрана балочно-стрингерная схема. Это самый легкий вариант из балочных КСС, обеспечивающий достаточную прочность и жесткость конструкции фюзеляжа при наименьших затратах массы. Поперечный силовой набор состоит из 28 шпангоутов, из них 13 – силовых.

ГО имеет лонжеронное КСС и включает в себя стабилизатор и руль высоты. Стабилизатор выполнен по двухлонжеронной схеме. Лонжероны расположены на 25 и 65% хорд стабилизатора.

Поперечный силовой набор стабилизатора состоит из девяти нервюр, пять из которых – силовые.

ВО состоит из кия и руля направления. Киль стреловидный, двухлонжеронной конструкции. Передний лонжерон расположен на 20% хорд кия, задний – на 65%. Передний лонжерон крепится к шпангоуту №23 фюзеляжа, а задний – к шпангоуту №26. Поперечный силовой набор кия состоит из десяти нервюр, шесть из которых силовые.

Схема шасси – трёхопорная с передней опорой. Трёхопорное шасси с передней стойкой наиболее удачно решает вопросы безопасности при посадке самолёта.

В качестве конструктивно-силовой схемы крыла выбрана лонжеронная схема. Лонжероны расположены на 20, 42 и 65% хорд крыла. На каждой консоли крыла расположены четыре подвески для контейнеров с полезной нагрузкой.

Из условий обеспечения потребной тяговооруженности выбран двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-322. Оснащение модифицированного АИ-322 поворотным соплом позволит увеличить маневренные характеристики УС.

Основные характеристики двигателя:

$P_0 = 25$ кН – стартовая тяга; $m_{дв} = 440$ кг – масса двигателя;

$c_p = 0,6$ кг/кгс·ч – удельный расход топлива; $y = 1,19$ – степень двухконтурности;

$l_{дв} = 2,238$ м – длина двигателя; $d_{дв} = 0,86$ м – диаметр двигателя.

Двухвальный двухкаскадный двигатель АИ-322 (рис. 8) состоит из двухступенчатого осевого компрессора низкого давления, восьмиступенчатого компрессора высокого давления, кольцевой камеры сгорания с 16 форсунками, одноступенчатой охлаждаемой (статор) турбины высокого давления, одноступенчатой турбины низкого давления.

Фрагмент чертежа конструктивно-силовой схемы показан на рис. 9, мастер-геометрия проектируемого самолета – на рис. 10. Основные характеристики самолета представлены в табл. 3.

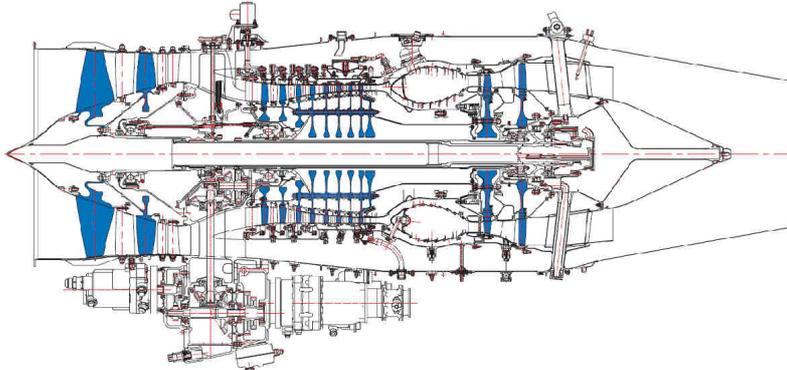


Рис. 8. Двигатель АИ-322

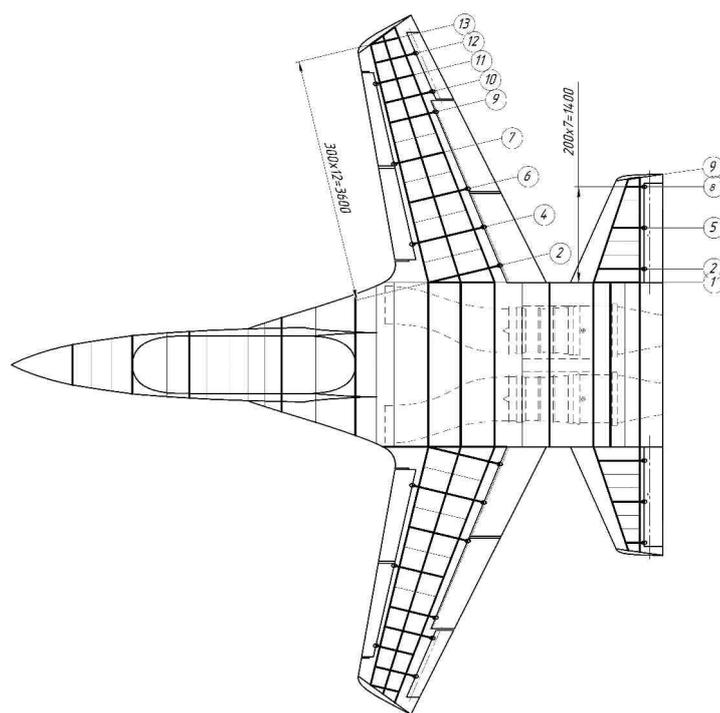
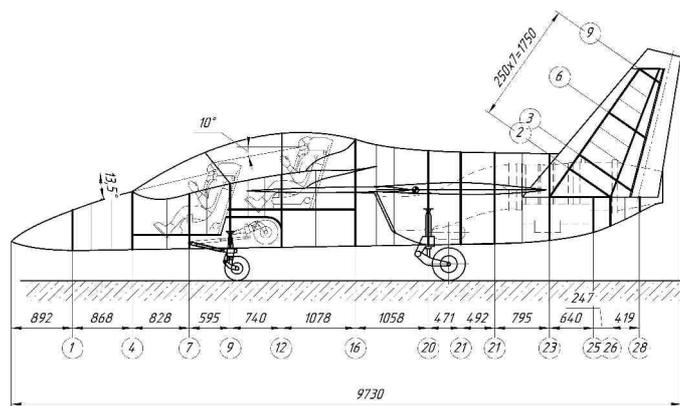


Рис. 9. Фрагмент конструктивно-силовой схемы учебного самолета

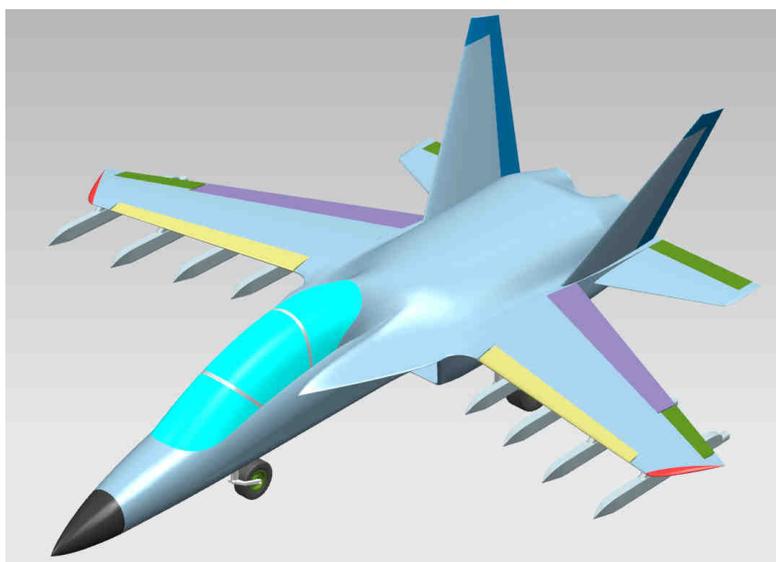


Рис. 10. Фрагмент мастер-геометрии

Учебный самолет с крылом прямой стреловидности

Согласно представленной концепции была разработана схема учебного самолета с крылом прямой стреловидности, мастер-геометрия и фрагмент чертежа которого показаны на рис.11 и 12, а основные характеристики приведены в табл.3. Применение крыла прямой стреловидности позволит увеличить критические скорости дивергенции по сравнению с крылом обратной стреловидности. Уменьшение удельной нагрузки на крыло даст возможность повысить маневренность проектируемого самолета и улучшение его взлетно-посадочных характеристик.

Сравним маневренные характеристики двух вариантов проекта УС: с крылом прямой стреловидности и с крылом обратной стреловидности.

Радиус правильного виража определяем по формуле:

$$r_{вир} = \frac{2 \cdot p \cdot n_y}{g \cdot \rho_H \cdot c_{y_{вир}} \cdot \sqrt{n_y^2 - 1}},$$

где n_y – перегрузка;

ρ_H – плотность воздуха;

$c_{y_{вир}}$ – коэффициент подъемной силы.

Вычислим радиусы виражей у земли для двух вариантов при величине перегрузки $n_y = 5$.

$$r_{вир1} = \frac{2 \cdot 560 \cdot 10 \cdot 5}{9,81 \cdot 1,225 \cdot 1,3 \cdot \sqrt{5^2 - 1}} = 731 \text{ м}; \quad r_{вир2} = \frac{2 \cdot 430 \cdot 10 \cdot 5}{9,81 \cdot 1,225 \cdot 1,49 \cdot \sqrt{5^2 - 1}} = 490 \text{ м}$$

При этом время виража при скорости 750 км/ч для первого варианта составит 22 с, для второго – 15 с.

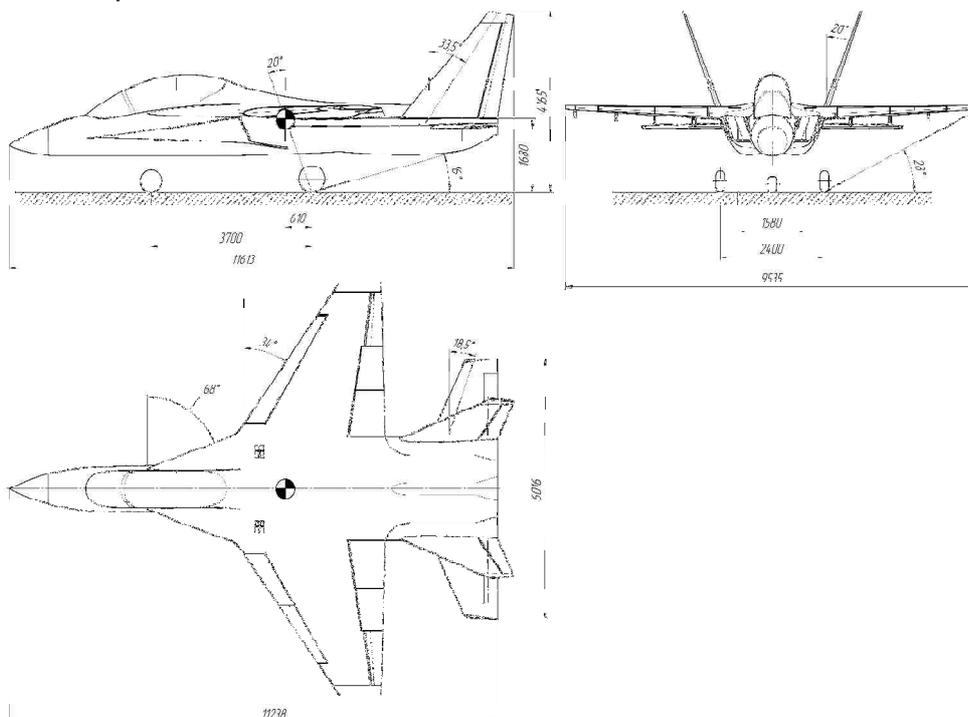


Рис. 11. Фрагмент чертежа общего вида УС с крылом прямой стреловидности

Таблица 3

Основные характеристики проектируемого самолета

Характеристики		Условные обозначения	Вариант с крылом обратной стреловидности	Вариант с крылом прямой стреловидности
Летные данные	Максимальная скорость	V_{max} , км/ч	930	1040
	Максимальная высота полета	H_{max} , м	12500	14000
	Взлетная скорость	$V_{взл}$, км/ч	220	220
	Радиус действия при максимальной массе топлива	$R(m_{m\ max})$, км	1140	1180
	Радиус действия при максимальной массе груза	$R(m_{зр\ max})$, км	740	780
	Длина разбега	$L_{разб}$, м	500	570
	Длина пробега	$L_{проб}$, м	550	600
Массовые данные	Взлетная масса	$m_0(m_{взл})$, кг	9750	9730
	Посадочная масса	$m_{нос}$, кг	9150	9150
	Масса пустого самолета	$m_{пуст}$, кг	4639	5020
	Масса оборудования	$m_{об}$, кг	1014	1043
	Масса полезной нагрузки	$m_{зр}$, кг	3000	3000
	Количество членов экипажа	$n_{эж}$, чел	2	2
	Масса топлива (без ПТБ)	m_m , кг	1809	1498
	Масса конструкции	m_k , кг	2609	2904
Данные СУ	Число и тип двигателя	N	2хТРДД АИ-322	2хТРДД АИ-322
	Стартовая тяга	P_0 , кН	24,5	24,5
	Масса двигателя	$m_{дв}$, кг	440	440
	Удельный расход топлива	C_p , кг/даН·ч	0,6	0,6
Геометрические данные	Площадь крыла	S , м ²	17,4	22,7
	Размах крыла	l , м	10,2	9,53
	Стреловидность крыла	χ	-10°	34°
	Удлинение крыла	λ	6	4
	Сужение крыла	η	3	4
	Длина фюзеляжа	$L_{ф}$, м	9,462	11,24
	Относительная площадь элеронов	$\bar{S}_{эл}$	0,054	0,054
	Относительная площадь горизонтального оперения	$\bar{S}_{ГО}$	0,18	0,18
Относительная площадь вертикального оперения	$\bar{S}_{ВО}$	0,3	0,3	
Производные величины	Максимальная тяговооруженность (нормальная взлетная)	t	0,523	0,524
	Удельная нагрузка на крыло	p , кг/м ²	560	430
	Относительная масса нагрузки (при максимальной массе самолета)	$\bar{m}_{зр}$	0,307	0,308

Сравнение полученных характеристик проектов учебных самолетов позволяет заключить, что применение крыла прямой стреловидности малого удлинения дает возможность увеличить максимальную скорость, максимальную высоту полета, маневренность, однако при этом ухудшаются взлетно-посадочные характеристики.

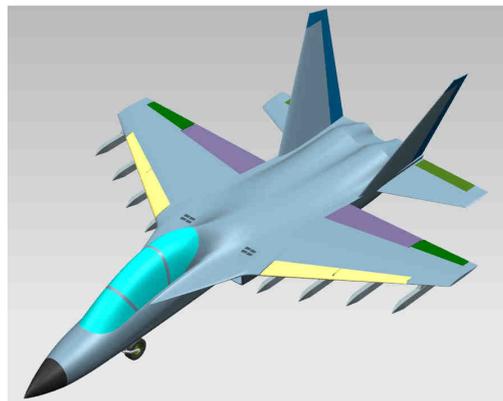


Рис. 12. Фрагмент мастер-геометрии УС с крылом прямой стреловидности

Выводы

Разработан проект дозвукового реактивного учебного самолета. На основе анализа схем самолетов-прототипов выбрана классическая схема с горизонтальным оперением, расположенным позади крыла, двухкилевым вертикальным оперением и убирающимся трехопорным шасси с носовой стойкой. Назначены современные тактико-технические требования. Для вариантов учебного самолета с крылом прямой и обратной стреловидности рассчитана взлетная масса в трех приближениях. По рассчитанным геометрическим параметрам разработаны общие виды самолетов и мастер-геометрия.

В результате сравнения двух вариантов проекта учебного самолета, для удовлетворения заданных тактико-технических требований, следует выбрать самолет с крылом прямой стреловидности малого удлинения.

Список литературы

1. Jane's All the World's Aircraft 2004-2005 / Paul Jackson. – L.: Jane's Information Group, 2005. – 860 p.
2. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ru/lanow.html>. – 02.04.2015 г.
3. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями [Текст]: учеб. пособие / П. В. Балабуев, С. А. Бычков, А. Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2003. – 390 с.
4. 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.
5. Кривцов, В. С. Основы аэрокосмической техники [Текст]: учебник для высш. учеб. заведений (направление «Авиация и космонавтика») / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – Ч. 1.– Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2003. - 620 с.
6. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П. С. Гончаров и др. – М.: ДМК Пресс, 2010. – 504 с.
7. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. – Ч. 3 / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского "Харьк. авиац. ин-т", 2014. – 376 с.

Поступила в редакцию 14.06.2016

Порівняльний аналіз проектів навчального літака

На основі аналізу ринку літаків розроблено проект створення сучасного навчального літака, призначеного для підготовки курсантів льотного профілю навчання, а також для вдосконалення техніки пілотування льотного складу. Склад екіпажу літака – 2 чоловіки. Проведено аналіз статистичних даних літаків аналогічного призначення. Вибрано та обґрунтовано схему літака. Розраховано злітну масу літака в трьох наближеннях. Визначені геометричні параметри. Розроблено загальний вигляд і майстер-геометрію навчально-тренувального літака, що проектується. Порівняно характеристики двох варіантів проектів навчального літака.

Ключові слова: концепція, аванпроект, реактивний навчальний літак, льотно-технічні характеристики, злітна маса, схема, майстер-геометрія.

Comparative Research of Training Plane Projects

On the airplane market analysis ground project of modern training plane intended for cadets tutoring and perfecting flight personnel piloting technique is developed. The crew consists of two persons. The analysis of the statistical given planes of similar purpose is made. The plane scheme is selected and justified. The plane take-off mass in three approximations is calculated. Geometrical parameters are determined. The general view and master geometry of the designed trainer plane is developed. Two variants of training plane projects characteristics are compared.

Keywords: concept, pilot project, training jet plane, flight characteristics, take-off mass, scheme, master geometry.

Сведения об авторах:

Мялица Анатолий Константинович – д-р техн. наук, проф. каф. 103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Кривцов Владимир Станиславович – д-р техн. наук, проф., ректор, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Гребеников Александр Григорьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. 103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Гуменный Андрей Михайлович – канд. техн. наук, доц. каф. 103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Еременко Сергей Михайлович – канд. техн. наук, науч. сотр. проблемной научно-исследовательской лаборатории аэрогидродинамики и акустики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Соболев Александр Александрович – аспирант каф. 103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.