

УДК 629.7.01

А. Н. Алимпиев, В. А. Богуслаев, В.С. Кривцов
А. К. Мяслица, И. П. Сунцов, А. Г. Гребеников,
А. М. Гуменный, С. М. Еременко, А. А. Соболев

Модификация аванпроекта реактивного учебно-тренировочного самолета для первоначального обучения

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

Разработаны техническое задание и аванпроект учебно-тренировочного самолета, базовый вариант которого предназначен для обучения курсантов. Состав экипажа – 2 человека. Максимальная скорость полета проектируемого самолета составила 900 км/ч, скороподъемность у земли – 70 м/с, радиус действия – 700 км. Проведен анализ статистических данных самолетов аналогичного назначения. Выбрана и обоснована схема самолета. Определена взлетная масса самолета в трех приближениях, которая составила 5640 кг. Определены геометрические параметры. Разработан общий вид, компоновка, центровка и мастер-геометрия проектируемого учебно-тренировочного самолета.

Ключевые слова: реактивный учебно-тренировочный самолет, летно-технические характеристики, взлетная масса, схема, мастер-геометрия.

Для овладения сложной авиационной техникой нового поколения необходима многоступенчатая система подготовки, на начальном этапе которой будущий пилот получает базовые навыки пилотирования по основным видам подготовки. Первоначальная подготовка летного состава зачастую происходит на легких двухместных самолетах.

Наличие новых реактивных учебно-тренировочных самолетов (УТС), обладающих хорошими динамическими и маневренными характеристиками, позволит повысить профессиональный уровень летного состава, уровень летной подготовки курсантов. При проектировании УТС следует учесть потребности отечественных и иностранных заказчиков.

Разрабатывая такой тип летательного аппарата, необходимо применение отечественных комплектующих (двигателей, оборудования), что даст возможность значительно снизить стоимость производства. Создание нового учебно-тренировочного самолета обеспечит заказами предприятия авиационной промышленности Украины. В работе [1] представлен аванпроект легкого УТС. Для расширения его технических и учебно-тренировочных характеристик целесообразно применение современного двигателя и увеличение полезной нагрузки.

Целью данной работы является разработка модификации реактивного учебно-тренировочного самолета для первоначального обучения.

I Техническое задание на проектирование реактивного учебно-тренировочного самолета

Самолет создается как база семейства маневренных самолетов с экипажем в количестве двух человек, одним двигателем ТРДД АИ-222-25.

Проектируемый самолет должен обеспечить:

- широкий диапазон функциональных возможностей по скорости, высоте полета: максимальная скорость полета – не менее 900 км/ч, максималь-

ная высота полета – не менее 11000 м;

- высокие маневренные характеристики ($m_z^{c_y} = -(0,03...0,05) \cdot b_{CAH}$);
- дистанцию разбега и пробега не более 550 м;
- современный уровень технического и эксплуатационного совершенства;
- соответствие современным нормам летной годности (АП-23 – самолеты акробатической категории) и стандартам качества.

Базовый самолет создается для замены устаревших учебно-тренировочных самолетов.

1. Назначение самолета

1. Самолет первоначальной подготовки летчиков для:

– вывозных полетов и демонстрационных полетов тех, кто обучается с инструктором;

– обучения выполнения взлета и посадки

– полетов по маршруту и обучение приемам самолетовождения и навигации;

– полета и посадки по приборам (под шторкой);

– освоение техники пилотирования при выполнении типовых фигур высшего пилотажа;

– освоения элементарных видов маневрирования.

2. УТС для:

– поддержания навыков техники пилотирования летного состава;

– патрулирования ЛЭП, газопроводов и т. д.

– разведки малоскоростных низколетящих целей (самолеты, вертолеты).

3. Модификация в БПЛА на базе разработанного УТС.

2. Общие требования

Самолет, его двигатели, оборудование и другие комплектующие изделия, а также эксплуатационная документация должны соответствовать авиационным правилам (АП-23).

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 функциональных 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.

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 – 15000;
- 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	– 1000 кг.
Максимальная скорость полета	– 900 км/ч.
Крейсерская скорость полета	– 850 км/ч.
Крейсерская высота полета	– 8000 м.
Радиус действия	– 700 км.
Длина разбега	– 550 м.
Скороподъемность у земли	– 70 м/с.
Максимальная эксплуатационная перегрузка	– +9g, -4g.

II 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 [2].

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

Результаты обработки статистических данных приведены в табл. 1.

Hawk Mk.100 – британский реактивный дозвуковой учебно-тренировочный самолёт и лёгкий штурмовик. Двухместный летательный аппарат, оснащенный одним реактивным двигателем (рис. 1). Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме. Шасси убирающееся, трехпорное, вертикальное оперение однокилевое.

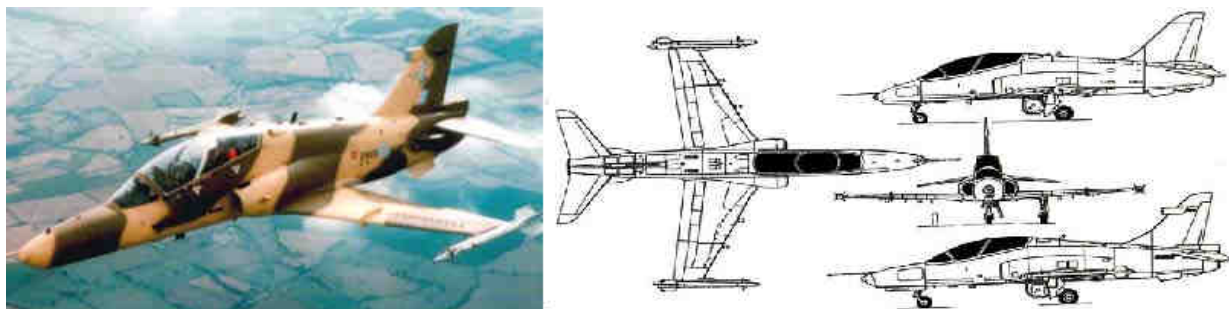


Рис. 1. Общий вид самолета Hawk Mk.100

Учебно-боевой самолет **I-22 Iryda** фирмы PZL предназначен для подготовки летчиков, может использоваться в качестве легкого штурмовика (рис. 2). Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме с высокорасположенным крылом. Шасси - трехпорное, с носовым колесом. Убирается в фюзеляж. Все опоры - одноколесные. В хвостовой части фюзеляжа размещается тормозной парашют. Оснащен двумя турбореактивными двигателями.

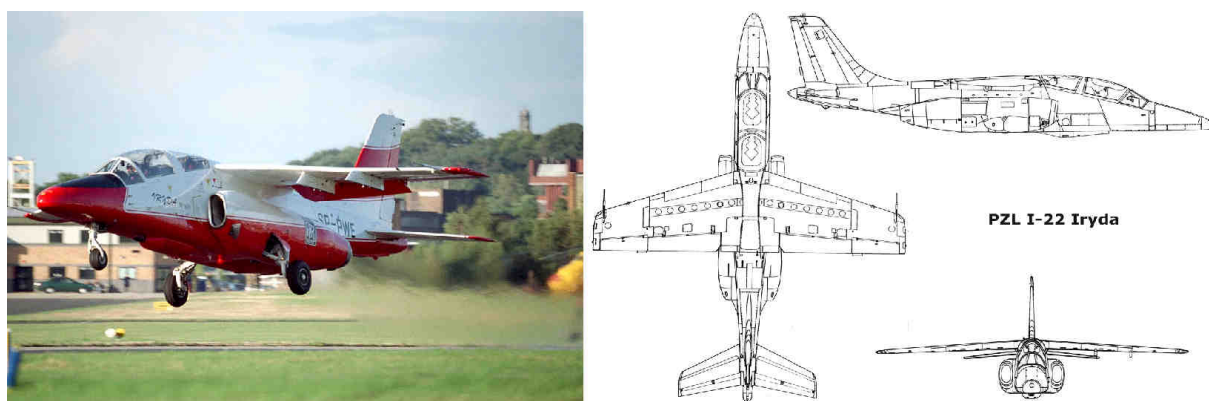


Рис. 2. Общий вид самолета I-22 Iryda

IAR-99 – румынский учебно-боевой самолёт и лёгкий штурмовик, разработанный INCAS для замены в ВВС Румынии учебно-боевых самолётов Л-29 и Л-39. Самолет может проводить оптическую разведку с помощью фотооборудования в специальном контейнере типа SMTR, устанавливаемом на узле подвески. Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме с низкорасположенным крылом, прямым горизонтальным и стреловидным вертикальным оперением (рис. 3).

Экипаж размещается по схеме тандем в герметизированной кабине, закрытой единым фонарем, в катапультных креслах Мартин-Бейкер Mk.IOL, обеспечивающих спасение на стоянке. Заднее катапультное кресло установлено с превышением 350 мм над передним.

Шасси - трехопорное, с передним колесом. Все опоры - одноколесные. Основные стойки убираются в крыло поворотом к фюзеляжу, носовая стойка - в фюзеляж поворотом вперед.



Рис. 3. Общий вид самолета IAR-99

L-59 - двухместный цельнометаллический низкоплан, выполненный по нормальной аэродинамической схеме. Самолет оснащен трехопорным шасси с носовым колесом и двухконтурным турбореактивным двигателем.

Фюзеляж самолета состоит из двух частей - передней и хвостовой, состыкованных между собой по шпангоутам. Хвостовая часть фюзеляжа и киль представляют собой единую конструкцию, которая при необходимости снятия двигателя демонтируется. Внутри хвостовой части размещаются удлинительная труба двигателя и реактивное сопло.

Крыло самолета трапециевидной формы в плане, трехлонжеронное, неразъемное по размаху. Хвостовое оперение палубное. Вертикальное оперение трапециевидной формы. Киль двухлонжеронный.

Шасси самолета трехопорное, убираемое в полете: основные опоры убираются по направлению к оси фюзеляжа в отсек между средним и задним лонжеронами крыла, передняя - против направления полета в носовой отсек фюзеляжа. На самолете установлен двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель AI-25ТЛ.



Рис. 4. Общий вид самолета L-59

T-45 «Госхок» – американский учебно-тренировочный самолёт палубного базирования. Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме с низко-расположенным стреловидным крылом. Силовая установка состоит из одного двухконтурного турбореактивного двигателя. Конструкция планера усилена. Са-

молет оснащен новой двухколесной носовой стойкой шасси, более мощной механизацией крыла, посадочным гаком, модернизированным бортовым оборудованием.

Самолет аналогичен самолету "Хоук" и имеет низкорасположенное крыло, воздушный тормоз в нижней части фюзеляжа и высокое расположение кабины с тандемным размещением пилотов, однако отличается от него усиленной конструкцией шасси, наличием тормозного крюка для посадки на палубу и более мощным турбовентиляторным двигателем.

Самолет оснащен радионавигационной системой TACAN, радиооборудованием КВ- и УКВ-диапазонов, системой посадки по приборам и другим оборудованием.

На четырех подкрыльевых и подфюзеляжном узлах подвески возможно размещение свободнопадающих бомб, контейнера с 30-мм авиационной пушкой. Может иметь 5 узлов подвески, причем на центральном подфюзеляжном пилоне устанавливается контейнер с пушкой "Аден" калибра 30 мм и контейнер с боезапасом.



Рис. 5. Общий вид самолета Т-45

К-8 был задуман как многофункциональный учебно-боевой самолёт, который имел бы наилучшее сочетание «цена-качество» и минимально возможные эксплуатационные расходы. В зависимости от модификации на самолёт устанавливаются разные двигатели и авионика. Двухместный летательный аппарат, оснащенный одним реактивным двигателем (рис. 6). Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме. Шасси убирающееся, трехопорное, вертикальное оперение однокилевое.

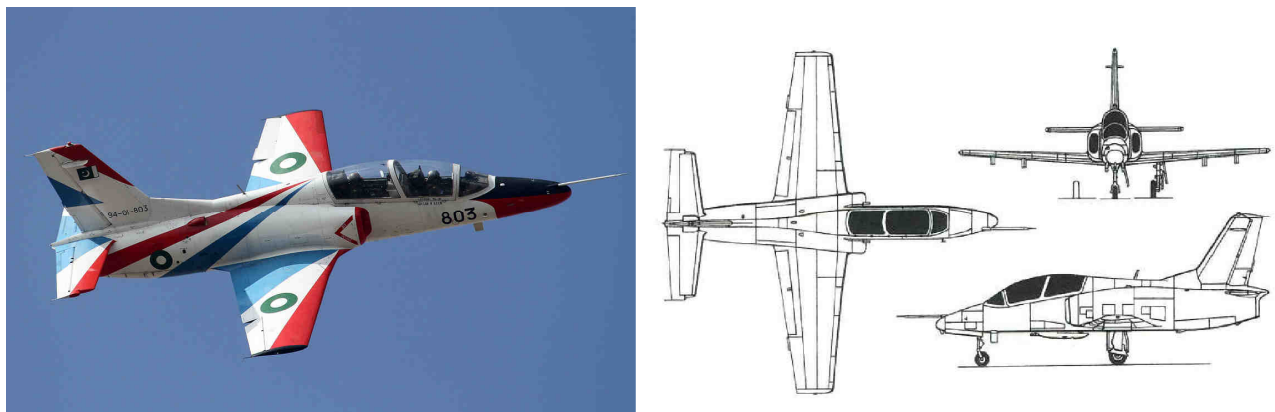


Рис. 6 . Общий вид самолета К-8

Таблица 1

Статистические данные самолетов-аналогов

	Наименование са- молета	Hawk Mk.100	I-22	IAR-99	L-59	T-45	K-8
Летные данные	V_{max} , км/ч	1065	840	865	876	1065	950
	H_{max} , м	13700	11000	12900	12200	12950	13600
	$V_{взл}$, км/ч	228	204	197	215	224	195
	$R(m_{m.max})$, км	638	375	550	785	648	890
	$R(m_{зр.max})$, км	231	450	350	620	425	650
	$L_{разб}$, м	550	785	450	520	1109	440
	$L_{проб}$, м	605	750	740	650	1100	530
Массовые данные	$m_0(m_{взл})$, кг	9100	6900	5560	7000	5783	4204
	m_{0max} , кг	9100	6900	5560	7000	6123	4332
	$m_{нос}$, кг	7950	5820	4570	5920	4942	3502
	$m_{пуст}$, кг	4400	4700	3200	4030	4261	2757
	$m_{об}$, кг	1101	759	612	770	636	462
	$m_{зр}$, кг	3000	1000	1000	1500	850	943
	$N_{эк}$, чел	2	2	2	2	2	2
	m_m , кг ($\overline{m_m}$)	1277	1200	1100	1200	1312	780
	m_k , кг	2730	2070	1670	2100	1740	1280
Данные СУ	Число и тип двига- теля	1хТРД Mk.871	2хТРД PZL-5	1хТРД Mk.632- 41M	1хТРДД AI-25ТЛ	1хТРДД F-405-RR- 401	1хТРДД TFE731- 2A
	P_0 , кН	26	10,79	17,79	16,87	24,59	15,6
	$m_{дв}$, кг	809	321	360	380	809	333
	C_p , кг/даН·ч	0,65	0,6	0,62	0,61	0,65	0,6
Геометрические данные	S , м ²	16,69	19,92	18,71	18,8	17,66	17,02
	l , м	9,08	9,6	9,85	9,12	9,39	9,63
	$\chi_{п.к}$, град	24	14,5	5	1,75	25	8
	λ	4,9	4,8	5,2	4,4	5	5,4
	η	2,94	1,7	1,78	2,1	3,22	1,85
	$D_{ф.пр}$, м ²	2,2	1,9	1,78	2,1	2,15	1,89
	$L_{ф}$, м	11,4	13,22	11,01	12,13	11,98	11,6
	$\overline{S}_{эл}$	0,058	0,07	0,083	0,068	0,06	0,064
	$\overline{S}_{ГО}$	0,26	0,18	0,167	0,022	0,25	0,17
	$\overline{S}_{ВО}$	0,16	0,15	0,14	0,15	0,148	0,16
Производные ве- личины	$p_0 = m_0 \cdot g / 10S$, даН/м ²	535	340	292	365	321	242
	$t_0 = P_0 / m_0 \cdot g$	0,291	0,32	0,326	0,25	0,43	0,378
	$\gamma_0 = m_{дв} \cdot g / P_0$ кг/даН ²	0,31	0,29	0,199	0,22	0,323	0,21
	$K_{зр.полезн} = m_{зр} / m_0$	0,33	0,145	0,18	0,214	0,147	0,224

Таблица 2

Начальные геометрические параметры проектируемого самолета

λ	$\chi_{н.к}$, град	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3	$\bar{S}_{эл}$	λ_{ϕ}	D_{ϕ} , м	L_{ϕ} , м
6	-10	3	0,09	0,3	14/30	0,057	6,72	1,32	8,87
\bar{S}_{zo}	\bar{S}_{bo}	$\lambda_{ГО}$	$\lambda_{ВО}$	$\chi_{ГО}$, 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).

III Выбор и обоснование схемы самолета, типа его силовой установки

3.1 Выбор аэродинамической компоновки самолета

Под аэродинамической компоновкой понимается взаимное расположение частей летательного аппарата, их форма и размеры. Это в совокупности определяет облик летательного аппарата и обеспечивает получение заданных аэродинамических характеристик, при этом решается задача оптимальной увязки с общей компоновкой (размещение силовой установки, грузов, оборудования и вооружения при выбранной силовой схеме).

Для учебно-тренировочных самолетов целесообразна нормальная аэродинамическая схема, которая получила наибольшее распространение. Она наиболее удобна с точки зрения «привыкания» пилота при переходе на новый тип летательного аппарата той же схемы (это наиболее вероятно при подавляющем преобладании самолётов нормальной схемы).

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

Благодаря развитой хвостовой части фюзеляжа без затруднений обеспечивается необходимая продольная и путевая устойчивость и управляемость. Другими основными достоинствами этой схемы является то, что на основных режимах полёта горизонтальное оперение имеет меньшие углы атаки, чем крыло. Срыв потока на горизонтальном оперении наступает на больших углах атаки, чем на крыле, или не наступает вообще. Оперение также не влияет на поток перед крылом, поэтому форма оперения и его расположение относительно крыла могут быть практически произвольными. Нормальная аэродинамическая схема обладает практически неограниченными возможностями продольной балансировки самолёта с любыми средствами механизации крыла, применяемыми для улучшения взлётно-посадочных характеристик самолёта [5].

Основной недостаток этой схемы заключается в увеличенных по сравнению

со схемой «утка» потерях на балансировку. Они могут быть снижены с помощью применения дестабилизатора, т. е. комбинированной схемы. Оперение в нормальной схеме увеличивает также лобовое сопротивление и общую массу конструкции самолёта по сравнению с другими схемами [4 – 6].

3.2 Компоновка кабины экипажа

Расположение экипажа по схеме тандем не является наиболее оптимальной с точки зрения обучаемости курсанта, но такая схема расположения пилотов имеет ряд преимуществ. Это, прежде всего, выигрыш в массе по сравнению с расположением пилотов в ряд; во-вторых, это заметно меньшее лобовое сопротивление; в-третьих, это меньшая радиолокационная заметность.

Такая схема расположения экипажа с учётом очень малых размеров самолёта создаёт проблему с его компоновкой при среднем расположении крыла.

3.3 Выбор расположения крыла относительно фюзеляжа

Крыло разместим в средней части фюзеляжа. Среднеплан обладает следующими преимуществами:

- снижение сопротивления интерференции [4, 6];
- возможность расположения в нижней части фюзеляжа отсеков для груза.

3.4 Выбор внешней формы крыла

Крыло самолета имеет обратную стреловидность с углом стреловидности по линии 0,25 хорды $\chi_{0,25} = -13^\circ$.

Исходя из условий центровки целесообразно применение крыла обратной стреловидности. Кроме того, крыло обратной стреловидности обладает рядом существенных достоинств:

- характеристики маневренности на больших углах атаки более высокие, так как на этих режимах крыло обратной стреловидности имеет большее значение c_y ;
- вероятность срыва ЛА в штопор меньше;
- обеспечение большего количества вариантов различных компоновочных решений, так как центроплан находится позади центра масс самолета;
- зона срыва потока перемещается с конца консоли крыла в ее корневую часть. Это объясняется тем, что продольная составляющая скорости направлена от консоли крыла к ее корневой части. Толщина пограничного слоя будет нарастать в корневой части крыла, что и вызовет более ранний срыв потока в этой зоне. Концевые части консолей обтекаются без срыва, следовательно, такое явление сохраняет поперечную и путевую устойчивость на больших углах атаки;
- легче обеспечить соблюдение правила площадей [4, 6].

Основным недостатком крыльев обратной стреловидности являются меньшие значения критической скорости дивергенции, чем у крыльев прямой стреловидности [3, 5].

В передней части крыла располагается наплыв, что значительно улучшает аэродинамические характеристики крыла самолета [6].

При дозвуковых скоростях полета добавление наплыва практически не изменяет несущих свойств исходного крыла при небольших углах атаки (меньше 5...10 град). Но при дальнейшем увеличении угла атаки наплыв приводит к приросту максимального коэффициента подъемной силы, возрастанию подъемной силы, значительному увеличению критического угла атаки. Это явление обусловлено сложным отрывным поперечным обтеканием передних кромок наплыва и образованием интенсивных стойких вихревых систем, которые создают дополни-

тельное разрежение на верхней поверхности крыла. Повышение несущих свойств крыла на больших углах атаки при наличии наплывов повышает характеристики маневренности ЛА [4, 6].

3.5 Выбор схемы оперения

Стреловидный стабилизатор расположен в хвостовой части фюзеляжа.

Вертикальное оперение (ВО) двухкилевое, так как в процессе обучения лётчиков на нём должен выполняться штопор. Преимущество такого оперения заключается в том, что при выполнении штопора один из двух килей находится в невозмущённом потоке. Это повышает эффективность работы находящегося на нём руля направления и облегчает выведение самолёта из штопора [6].

Кроме того, вихри, образуемые наплывами, увеличивают эффективность работы вертикального оперения на больших углах атаки.

Кили расположены под углом к вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа, что позволяет вывести их из аэродинамической тени фюзеляжа на больших углах атаки.

3.6 Выбор схемы взлетно-посадочных устройств

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 [4 – 6]. Кроме того, выбранная схема шасси облегчает пилотирование самолёта на этапах взлёта и посадки, предотвращая капотирование самолёта, что наиболее актуально для учебно-тренировочного самолёта.

3.7 Выбор силовой установки

Учебно-тренировочный самолёт из соображений простоты пилотирования, технического обслуживания и снижения стоимости предлагается оснастить одним газотурбинным двигателем. Наличие одного двигателя в составе силовой установки обеспечивает уменьшение размеров, значительное снижение массы конструкции, уменьшение лобового сопротивления и др.

В пользу выбора однодвигательной схемы силовой установки приведем следующие аргументы. Во-первых, уровень современных технологий позволяет создавать достаточно надёжные образцы авиационных двигателей с чрезвычайно малой вероятностью отказа. Во-вторых, статистика лётных происшествий по причине отказа двигателя крайне незначительна. И в-третьих, в сложившихся экономических условиях программа создания однодвигательного УТС гораздо дешевле. Не стоит забывать и о том, что существует немало образцов авиационной техники, построенных по однодвигательной схеме и успешно эксплуатирующихся по сей день. Это L-39 и L-59 (Чехия), L-45 и F-16 (США), Hawk (Англия), Alfa Jet (Франция-Германия), Мираж 2000 (Франции) и др.

Расположение двигателя в фюзеляже имеет ряд преимуществ: снижается лобовое сопротивление самолёта, обеспечивается аэродинамически чистое крыло, снижается шум в кабине экипажа.

Для обеспечения эксплуатации учебно-тренировочного самолета целесообразно расположить воздухозаборники над крылом. Защита воздухозаборников силовой установки самолета от попадания посторонних предметов возможна путем применения отбойно-инерционного улавливания посторонних предметов гофри-

рованной сеткой [7].

Схема проектируемого самолета показана на рис. 6.

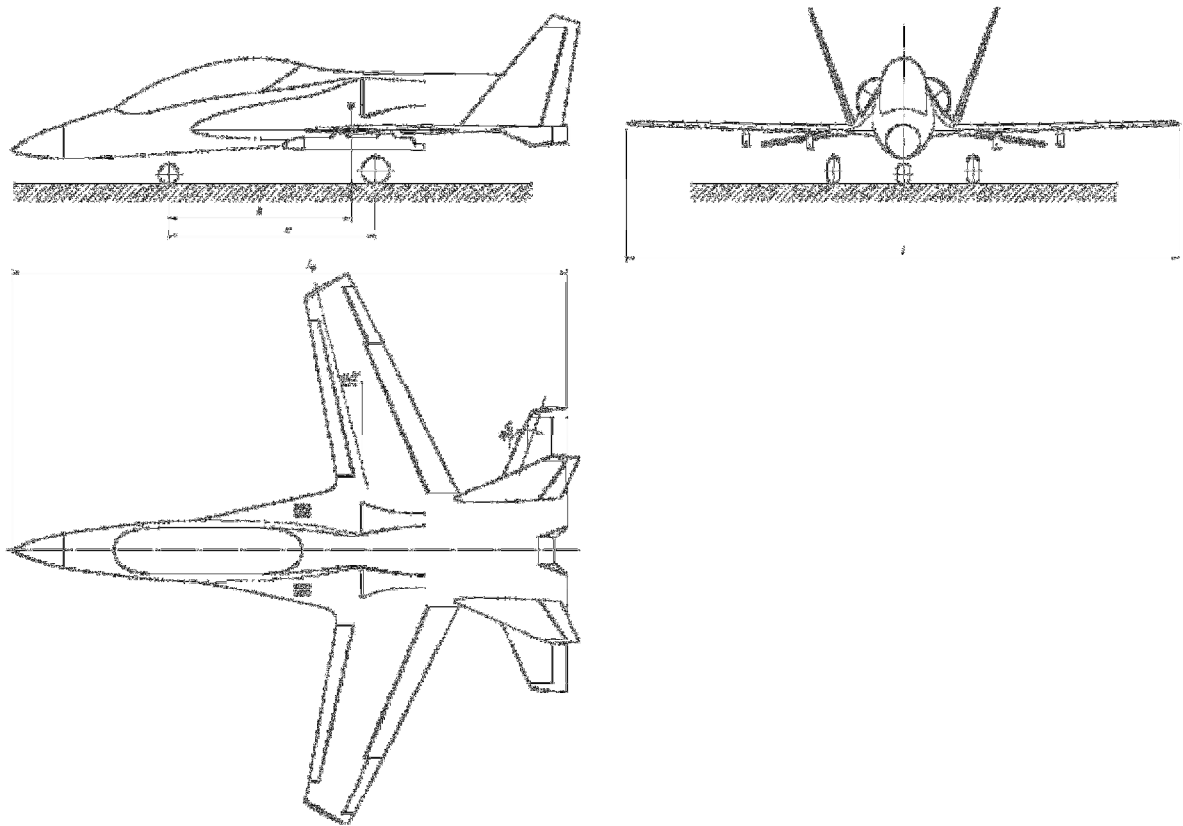


Рис. 6. Схема проектируемого самолета

IV Расчет массы самолета в трех приближениях

Определение (или расчет) массы самолета начинается только после выбора схемы самолета (см. рис. 6), так как масса его составных частей в значительной мере зависит от их внешних форм, размеров и взаимного расположения.

Ниже представлены результаты расчета взлетной массы самолета в трех приближениях, где в качестве критерия оптимальности принята минимальная взлетная масса при обеспечении основных тактико-технических требований [4].

Были определены величины оптимальной удельной нагрузки на крыло, которые отвечают минимальной массе самолета, с учетом ограничений по величине посадочной скорости и нормальной перегрузки при полете в турбулентной атмосфере (рис. 8).

Используя данные расчетов максимальной потребной тяговооруженности для соответствующего типа самолета, для оптимальной удельной нагрузки на крыло определяют величину потребной тяговооруженности t_0^* (рис. 8). Расчетную величину тяги одного двигателя теперь находят по формуле

$$P_0 = \frac{t_0^* \cdot m_0^{II} \cdot g}{10 \cdot n_{дв}}, \quad (4)$$

где $t_0^* = 0,44$ – стартовая тяговооруженность; $m_0^{II} = 5800$ кг – взлетная масса самолета во втором приближении; $n_{дв} = 1$ – количество двигателей.

Тогда

$$P_0 = \frac{0,44 \cdot 5800 \cdot 9,81}{10 \cdot 1} = 25 \text{ кН.}$$

Выбираем двигатель АИ-222-25. Основные характеристики двигателя:

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

$c_p = 0,6$ кг/кгс·ч – удельный расход топлива; $y = 1,18$ – степень двухконтурности;

$l_{\text{дв}} = 2,238$ м – длина двигателя;

$d_{\text{дв}} = 0,86$ м – диаметр двигателя.

Двухвальный двухкаскадный двигатель АИ-222-25 (рис. 7) 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.

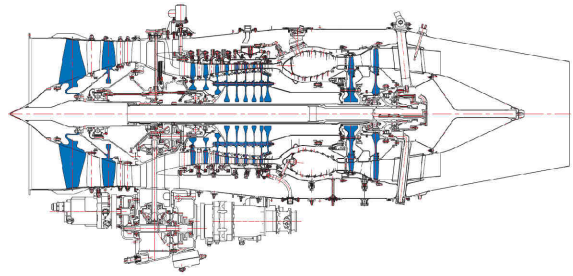


Рис. 7. Двигатель АИ-222-25

Проверочный расчет длины разбега перед взлетом самолета с выбранным двигателем выполняем по формуле

$$L_p = \frac{0,832 \cdot p}{C_{y_{взл}} \left[\frac{\xi_V \cdot \xi_H \cdot \xi_{вз} \cdot \xi_{др} \cdot P_0 \cdot n_{\text{дв}}}{m_0^{\text{II}} \cdot g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2 \cdot f \right) \right]}, \quad (5)$$

где $C_{y_{взл}} = 1,88$ – коэффициент подъемной силы крыла при взлете; ξ_V , ξ_H , $\xi_{вз}$, $\xi_{др}$ – коэффициенты, учитывающие изменение тяги (мощности) в зависимости от величины взлетной скорости, высоты аэродрома взлета, потери в воздухозаборниках, степени дросселирования двигателей; $f = 0,02$ – коэффициент трения; $K_{\text{отп}} = 8,5$ – качество самолета при взлете.

Определим коэффициенты ξ [3]:

$$\xi_H = 1; \xi_{вз} = 0,96; \xi_{др} = 0,96;$$

$$\begin{aligned} \xi_V &= 1 - (0,5 + 0,113 \cdot y - 0,0069 \cdot y^2)M + (0,6 + 0,01y)M^2 = \\ &= 1 - (0,5 + 0,113 \cdot 1,18 - 0,0069 \cdot 1,18^2)0,17 + (0,6 + 0,01 \cdot 1,18)0,17^2 = 0,9 \end{aligned} \quad (6)$$

Тогда

$$L_p = \frac{0,832 \cdot 370}{1,88 \left[\frac{0,9 \cdot 1 \cdot 0,96 \cdot 0,96 \cdot 25000 \cdot 1}{5800 \cdot 9,81} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{8,5} + 2 \cdot 0,02 \right) \right]} = 525 \text{ м.}$$

Этот двигатель обеспечивает заданную длину разбега.

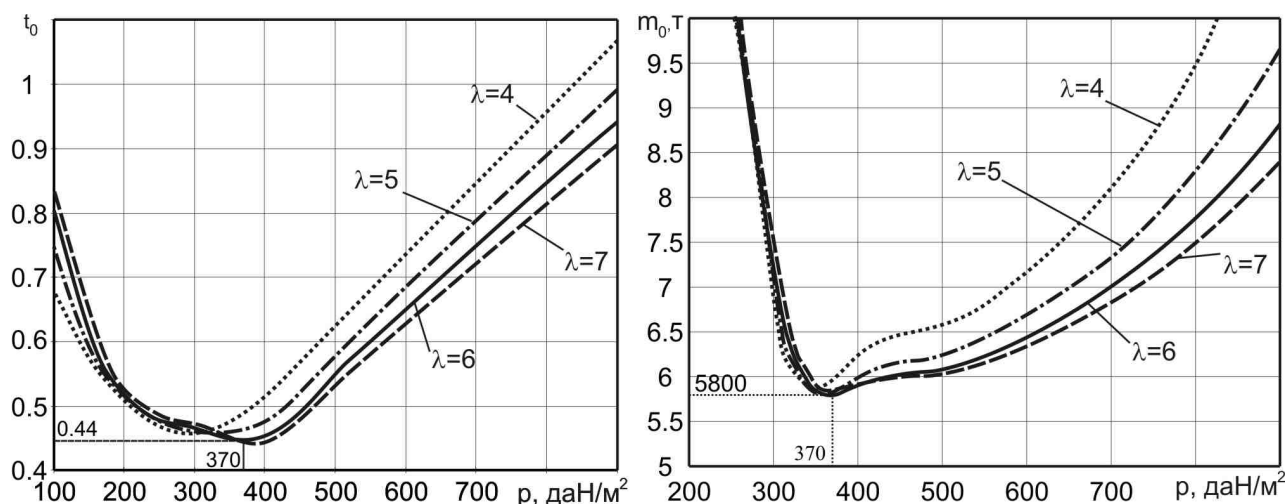


Рис. 8. Влияние удельной нагрузки на крыло на потребную стартовую тяговооруженность и взлетную массу проектируемого самолета

Взлетную массу самолета в третьем приближении определяем по следующему уравнению:

$$m_0^{III} = m_{n.n.} + m_{c.n.} + m_{об.упр} + m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш} + m_{c.y} + m_T. \quad (10)$$

Сведем значение составляющих взлетной массы в табл. 3.

Таблица 3

Составляющие взлетной массы

Наименование	Обозначение	Значение, кг
Масса полезной нагрузки	$m_{n.n.}$	1000
Масса служебной нагрузки	$m_{c.n.}$	300
Масса оборудования и управления	$m_{об.упр.}$	747
Масса крыла	$m_{кр}$	766
Масса фюзеляжа	$m_{ф}$	896
Масса оперения	$m_{оп}$	143
Масса шасси	$m_{ш}$	262
Масса силовой установки	$m_{c.y}$	509
Масса топлива	m_T	1017
Взлетная масса	m_0^{III}	5640

5.4 Расчет центровки самолета

Центровочная схема самолета показана на рис. 9. Координаты центров тяжести составляющих взлетной массы отложены от носка фюзеляжа.

Согласно центровочной схеме составляют центровочную ведомость (см. табл. 4).

Координаты центра масс определяют по формуле

$$x_m = \frac{\sum (mgx)_i}{\sum (mg)_i} \quad (11)$$

Значение центровки вычисляем по зависимости

$$\bar{x}_T = (x_T - x_A) / b_A, \quad (12)$$

где b_A – средняя аэродинамическая хорда крыла;

x_A – расстояние от носка b_A до начала координат.

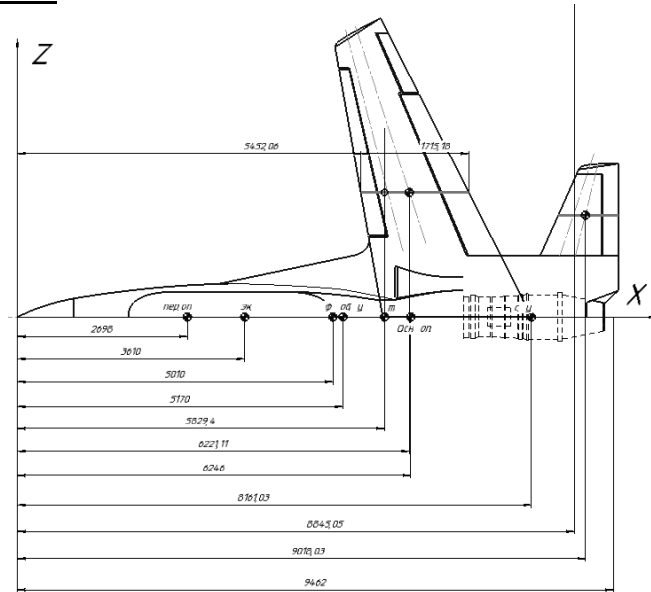


Рис. 9. Центровочная схема

Таблица 4

Центровочная ведомость

Агрегат, груз	С выпущенным шасси			С убраным шасси		
	m_i , кг	x_i , м	$m_i g x_i$, кН·м	m_i , кг	x_i , м	$m_i g x_i$, кН·м
Полезная нагрузка	1000	5,829	58,29	1000	5,829	58,29
Экипаж	210	3,610	7,58	210	3,610	7,58
Оборудование и управление	747	5,17	38,62	747	5,17	38,62
Крыло	766	6,221	47,65	766	6,221	47,65
Фюзеляж	896	5,01	44,8	896	5,01	44,8
Горизонтальное оперение	53	9,018	4,77	53	9,018	4,77
Вертикальное оперение	90	8,845	7,96	90	8,845	7,96
Передняя опора	39	2,698	1,05	39	2,998	1,16
Основная опора	223	6,248	13,93	223	6,248	13,93
Силовая установка	509	8,161	41,5	509	8,161	41,5
Топливо	1017	5,829	59,28	1017	5,829	59,28
Σ	5640		325,43	5640		325,54
\bar{x}_T		0,221			0,222	

Определим степень продольной статической устойчивости:

$$m_{z1}^{Cy} = \bar{x}_T - \bar{x}_F = 0,221 - 0,25 = -0,029; \quad m_{z2}^{Cy} = \bar{x}_T - \bar{x}_F = 0,222 - 0,25 = -0,028.$$

Основные характеристики проектируемого самолета приведены в табл. 5.

Таблица 5

Основные характеристики проектируемого самолета

Летные данные	Максимальная скорость	V_{max} , км/ч	900
	Максимальная высота полета	H_{max} , м	11000
	Взлетная скорость	$V_{взл}$, км/ч	220
	Радиус действия при максимальной массе топлива	$R(m_{m\ max})$, км	975
	Радиус действия при максимальной массе груза	$R(m_{зр\ max})$, км	700
	Длина разбега	$L_{разб}$, м	550
	Длина пробега	$L_{проб}$, м	600
Массовые данные	Взлетная масса	$m_0(m_{взл})$, кг	5640
	Посадочная масса	$m_{пос}$, кг	4740
	Масса пустого самолета	$m_{пуст}$, кг	3413
	Масса оборудования	$m_{об}$, кг	747
	Масса полезной нагрузки	$m_{зр}$, кг	1000
	Количество членов экипажа	$n_{эк}$, чел	2
	Масса топлива	m_m , кг	1017
	Масса конструкции	m_k , кг	2067
Данные СУ	Число и тип двигателя		ТРДД АИ-222-25
	Стартовая тяга	P_0 , кН	25
	Масса двигателя	$m_{дв}$, кг	440
	Удельный расход топлива	C_p , кг/даНч	0,6
Геометрические данные	Площадь крыла	S , м ²	15
	Размах крыла	l , м	9,5
	Стреловидность крыла	$\chi_{н.к}$	-10°
	Удлинение крыла	λ	6
	Сужение крыла	η	3
	Длина фюзеляжа	$L_{ф}$, м	9,543
	Относительная площадь элеронов	$\bar{S}_{эл}$	0,054
	Относительная площадь ГО	$\bar{S}_{ГО}$	0,18
Относительная площадь ВО	$\bar{S}_{ВО}$	0,3	

После расчета центровки был разработан чертеж общего вида (см. рис. 9) учебно-тренировочного самолета. Согласно чертежу общего вида с помощью компьютерной интегрированной системы Siemens NX [8] создана мастер-геометрия проектируемого самолета (см. рис. 10).

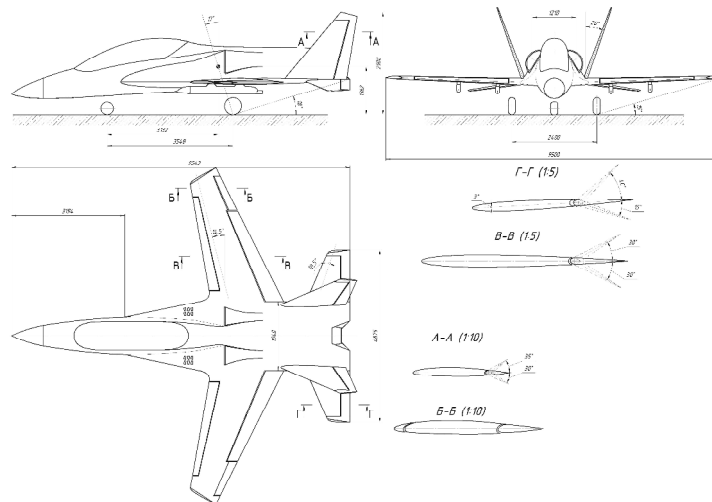


Рис. 10. Фрагмент общего вида учебно-тренировочного самолета

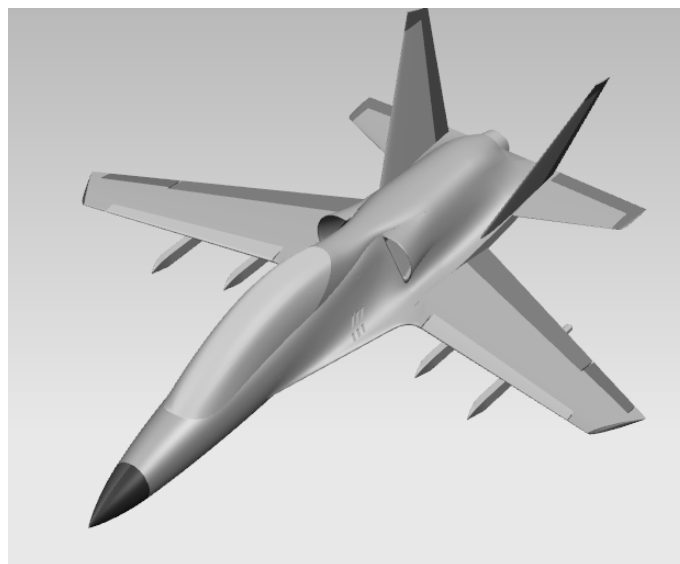


Рис. 11. Мастер-геометрия реактивного учебно-тренировочного самолета

Выводы

Разработана модификация аванпроекта реактивного учебно-тренировочного 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. Рассчитана взлетная масса учебно-тренировочного самолета в трех приближениях, которая составляет $m_0 = 5640$ кг. По рассчитанным геометрическим параметрам построен общий вид самолета и приведена мастер-геометрия.

Список литературы

1. Аванпроект реактивного учебно-тренировочного самолета для первоначального обучения [Текст] / А. К. Мялица, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац.

- аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 69. – Х., 2015. – С. 5-22.
2. Jane's All the World's Aircraft 2004-2005 / Paul Jackson. – L.: Jane's Information Group, 2005. – 860 p.
 3. Уголок неба – большая авиационная энциклопедия [Электронный ресурс] / Режим доступа: или URb: <http://www.airwar.ru/lanow.html>. – 09.11.2015 г.
 4. 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.
 5. Разработка аванпроекта самолета [Текст]: учеб. пособие / А. К. Мялица, Л. А. Малащенко, А. Г. Гребеников и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 233 с.
 6. 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.
 7. Проектирование систем защиты воздухозаборников силовых установок самолетов от попадания посторонних предметов: дис. канд. техн. наук : 05.07.02 - проектирование, производство и испытания летательных аппаратов / В. М. Смирнов; Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Х., 2010. - 154 с.
 8. NX для конструктора-машиностроителя [Текст] / П. С. Гончаров и др. – М.: ДМК Пресс, 2010. – 504 с.

Поступила в редакцию 23.11.2015

Аванпроект реактивного навчально-тренувального літака для початкового навчання

Розроблено технічне завдання та аванпроект навчально-тренувального літака, базовий варіант якого призначений для навчання курсантів. Склад екіпажу – 2 чоловіки. Максимальна швидкість польоту літака, що проектується, становила 900 км/год, швидкопідйомність біля землі – 70 м/с, радіус дії – 700 км. Проведено аналіз статистичних даних літаків аналогічного призначення. Вибрано та обґрунтовано схему літака. Визначено злітну масу літака в трьох наближеннях, яка становила 5640 кг. Визначені геометричні параметри. Розроблено загальний вигляд, компонування, центрування та майстер-геометрію навчально-тренувального літака, що проектується.

Ключові слова: реактивний навчально-тренувальний літак, льотно-технічні характеристики, злітна маса, схема, майстер-геометрія.

Initial Concept of Jet Trainer Plane for Initial Training

The technical requirement and initial concept of the trainer plane, which base version is intended for tutoring of cadets is developed. The crew consists of two persons. The maximum speed of flight of the designed plane is 900 km/h, a ground-level rate of climb – 70 m/s, operation radius – 700 km. 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 which was 5640 kg. Geometrical parameters are determined. The general view, arrangement, center of gravity position and master geometry of the designed trainer plane is developed.

Keywords: the jet trainer plane, performance, take-off mass, scheme, master geometry.