

## **Аванпроект реактивного учебно-тренировочного самолета для первоначального обучения**

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

Разработан аванпроект учебно-тренировочного самолета, базовый вариант которого предназначен для обучения курсантов. Состав экипажа – 2 человека. Максимальная скорость полета проектируемого самолета составила 940 км/ч, скороподъемность у земли – 100 м/с, радиус действия – 1130 км. Проведен анализ статистических данных самолетов аналогичного назначения. Выбрана и обоснована схема самолета. Рассчитана взлетная масса самолета в трех приближениях, которая составила 2264 кг. Определены геометрические параметры. Разработан общий вид 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 использование отечественных комплектующих (двигателей, оборудования), что даст возможность значительно снизить стоимость производства. Создание нового учебно-тренировочного самолета обеспечит заказами предприятия авиационной промышленности Украины.

Целью данной работы является разработка аванпроекта реактивного учебно-тренировочного самолета (УТС).

### **Техническое задание на проектирование реактивного учебно-тренировочного самолета**

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

Проектируемый самолет должен обеспечить:

- широкий диапазон функциональных возможностей по скорости, высоте полета: максимальная скорость полета – не менее 940 км/ч, максимальная высота полета – не менее 15000 м;
- высокие маневренные характеристики  $m_z^{c_y} = -(0,03...0,05) \cdot b_{CAH}$ ;
- малую дистанцию разбега и пробега: длина разбега – не более 250 м;
- современный уровень технического и эксплуатационного совершенства;

- соответствие современным нормам летной годности (АП-23 – самолеты акробатической категории) и стандартам качества.

Базовый УТС заменит устаревшие учебно-тренировочные самолеты.

### 1. Назначение самолета

Самолет УТС предназначен для обучения курсантов и поддержания навыков летного состава.

### 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 +35° 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.

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 – 30 000;

летных часов – 10 000;

срок службы – 15 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	– 240 кг.
Максимальная скорость полета	– 940 км/ч.
Крейсерская скорость полета	– 850 км/ч.
Крейсерская высота полета	– 11000 м.
Радиус действия	– 1130 км.
Длина разбега	– 250 м.
Скороподъемность у земли	– 100 м/с.
Максимальная эксплуатационная перегрузка	– +8g, -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].

Результаты обработки статистических данных приведены в табл. 1.

**ATG Javelin** – двухместный летательный аппарат, оснащенный двумя реактивными двигателями (рис. 1), разработанный Aviation Technology Group (ATG) для широкого диапазона использования, такого, как чартерные рейсы, воздушное такси, обучение летного состава.

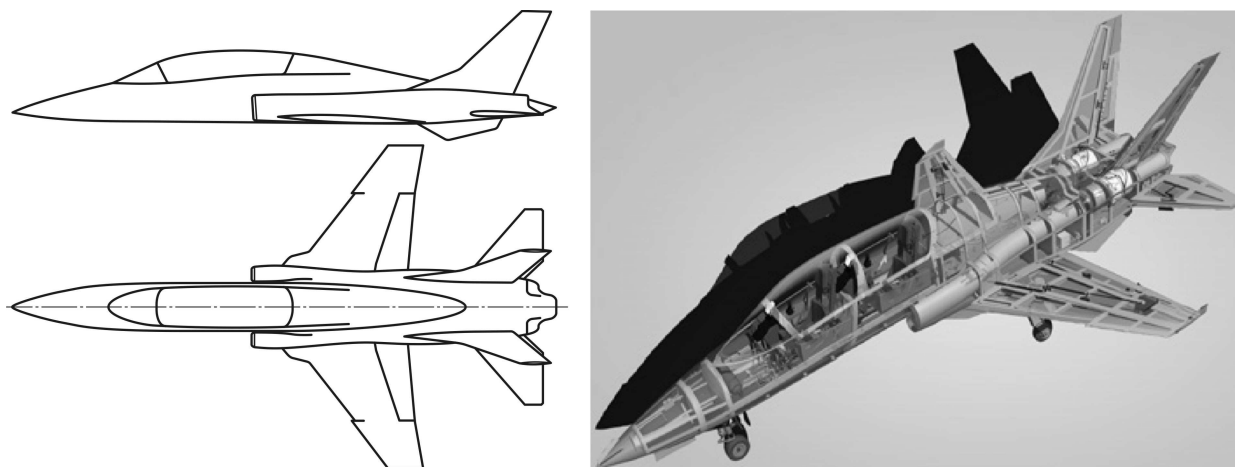


Рис. 1. Самолет ATG Javelin

Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме. Оснащен двумя двухконтурными турбореактивными двигателями, убирающимся трехопорным шасси, двухкилевым вертикальным оперением.

АЖТ Javelin отличается от существующих военных УТС, потому что он не может нести оружие, что ограничивает область применения и стоимости технического обслуживания. Обучение ведению боя заменено системой моделирования.

**Peregrine 600** – учебно-тренировочный самолет, созданный американской фирмой Gulfstream Aerospace (рис. 2). Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме, имеет свободнонесущее стреловидное крыло, убирающееся трехопорное шасси с носовой опорой, оснащен одним турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД).

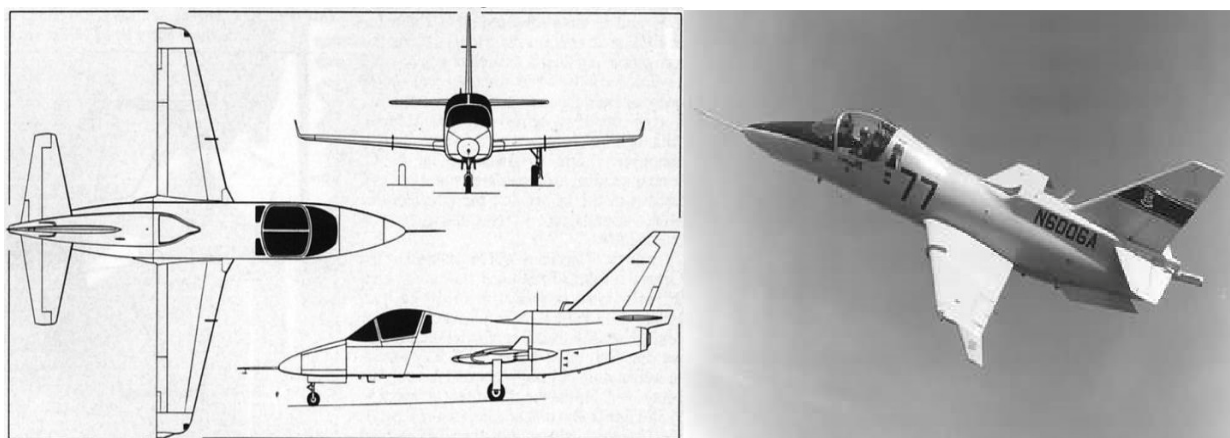


Рис. 2. Самолет Peregrine 600

**EM-10 Bielik** – учебно-тренировочный самолет, выполненный по нормальной аэродинамической схеме (рис. 3), предназначенный для тренировки военных и гражданских летчиков. Представляет собой однодвигательный моноплан со стреловидным крылом, двухкилевым вертикальным оперением и трехопорным шасси с носовой опорой.



Рис. 3. Самолет EM-10 Bielik

Согласно требованиям вооруженных сил США к единому учебному самолету JPATS (Joint Primary Aircraft Training System) компания "Rockwell International" совместно с "Deutsche Aerospace (DASA) разработала **Ranger 2000** [2].

Самолет выполнен по нормальной аэродинамической схеме и оснащен одним ТРДД. Хвостовое оперение – Т-образное. В хвостовой части фюзеляжа установлен ТРДД JT15D-5С, над корнями консолей крыла смонтированы воздушные тормоза (рис. 4).



Рис. 4. Самолет Ranger 2000

**Viper Jet** – легкий реактивный самолет, произведенный авиакорпорацией Viper – это однодвигательный самолет нормальной аэродинамической схемы, моноплан с низкорасположенным стреловидным крылом и кабиной экипажа, выполненной по схеме тандем (рис. 5). Воздухозаборники расположены по бокам фюзеляжа. Самолет оснащен трехопорным шасси с носовой опорой. В конструкции широко используют композиционные материалы.

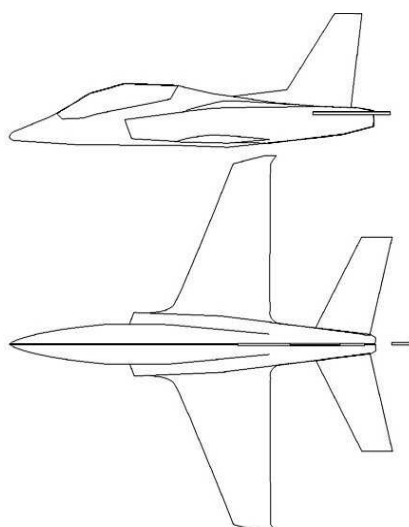


Рис. 5 .Самолет Viper Jet

Таблица 1

## Статистические данные самолетов-аналогов

	Наименование самолета	ATG Javelin	Peregrine 600	EM-10 Bielik	Ranger 2000	Viper Jet	Проектируемый
Летные данные	$V_{max}$ , км/ч	975	730	1000	726	804	940
	$H_{max}$ , м	13715	15000	15000	10668	13500	15000
	$V_{взл}$ , км/ч	195	210	180	180	175	220
	$R(m_{m.max})$ , км	1111	1000	1250	1090	960	1250
	$R(m_{зр.max})$ , км	913	970	1120	900	740	1130
	$L_{разб}$ , м	245	250	265	270	304	250
	$L_{проб}$ , м	336	390	350	360	380	300
Массовые данные	$m_0(m_{взл})$ , кг	2750	2685	2250	3250	2320	2264
	$m_{0max}$ , кг	2900	2812	2550	3583	2495	2264
	$m_{нос}$ , кг	2150	1997	2120	2450	2050	2050
	$m_{нуст}$ , кг	1950	1884	1700	2400	1452	1279
	$m_{об}$ , кг	320	310	280	390	270	247
	$m_{зр}$ , кг	100	220	200	350	250	240
	$N_{эк}$ , чел	2	2	2	2	2	2
	$m_m$ , кг ( $\overline{m_m}$ )	850 (0,31)	750 (0,28)	850 (0,38)	920 (0,28)	802 (0,35)	535 (0,236)
	$m_k$ , кг	780	760	690	970	675	1032
Данные СУ	Число и тип двигателя	2хТРДД Williams FJ33-4-17M	ТРДД P&W JT15D-4	ТРДД General Electric J-85	ТРДД P&W JT15D-5	ТРДД General Electric J-85	ТРДД АИ-25-ТЛ
	$P_0$ , кН	2х7,60	11,12	13,5	14,19	13,5	17,2
	$m_{об}$ , кг	140	261	280	261	280	350
	$C_p$ , кг/даН·ч	0,54	0,66	0,97	0,72	0,97	0,6
Геометрические данные	$S$ , м <sup>2</sup>	13	17	11,9	15,55	12	8,884
	$l$ , м	7,65	10,5	6,6	10,46	7,8	7,3
	$\chi_{п.к}$ , град	36,5	16	36	23	25	-10
	$\lambda$	4,5	6,5	3,7	7	5	6
	$\eta$	4	2,4	4	5,2	3,5	2
	$D_{ф.пр}$ , м <sup>2</sup>	1,44	2,2	1,11	2,15	0,98	1,32
	$L_{ф}$ , м	11,8	11,68	9	7,85	7,8	8,87
	$\overline{S}_{эл}$	0,09	0,053	0,03	0,024	0,033	0,054
	$\overline{S}_{ГО}$	0,25	0,27	0,21	0,16	0,31	0,18
$\overline{S}_{ВО}$	0,38	0,18	0,29	0,20	0,39	0,3	
Производные величины	$p_0 = m_0 \cdot g / 10S$ , даН/м <sup>2</sup>	207,5	154,9	185,5	205	190	250
	$t_0 = P_0 / m_0 \cdot g$	0,564	0,422	0,612	0,404	0,593	0,77
	$\gamma_0 = m_{об} \cdot g / P_0$ кг/даН <sup>2</sup>	0,181	0,23	0,203	0,18	0,203	0,194
	$K_{зр.полезн} = m_{зр} / m_0$	0,036	0,082	0,089	0,108	0,10	0,106

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

Таблица 2

Основные параметры самолета

$\lambda$	$\chi_{п.к}$ , град	$\eta$	$\bar{c}$	$\bar{b}_3$	$\delta_3$	$\bar{S}_{эл}$	$\lambda_{\phi}$	$D_{\phi}$ , м	$L_{\phi}$ , м
6	-10	2	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);  
 $\chi$  – 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;  
 $\delta_3$  – углы отклонения закрылка;  
 $\bar{S}$  – относительная площадь элеронов (оперения).

### Выбор и обоснование схемы самолета, типа его силовой установки

#### 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 самолё-

та с любыми средствами механизации крыла, применяемыми для улучшения взлётно-посадочных характеристик самолёта [4].

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 [3 – 5].

## 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. Выбор расположения крыла относительно фюзеляжа

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

- снижение сопротивления интерференции [3, 5];
- возможность расположения в нижней части фюзеляжа отсеков для груза.

## 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 [3, 5].

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

В передней части крыла располагается наплыв, представляющий собой небольшое треугольное крылышко, расположенное непосредственно перед крылом, что значительно улучшает аэродинамические характеристики крыла самолета [5].

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 при-



росту 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 дополнительное разрежение на верхней поверхности крыла. Повышение несущих свойств крыла на больших углах атаки при наличии наплывов повышает характеристики маневренности ЛА [3, 5].

#### 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 [5].

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.

#### 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 [3 – 5]. Кроме того, выбранная схема шасси облегчает пилотирование самолёта на этапах взлёта и посадки, предотвращая капотирование самолёта, что наиболее актуально для учебно-тренировочного самолёта.

#### 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.

Схема проектируемого самолета показана на рис. 6.

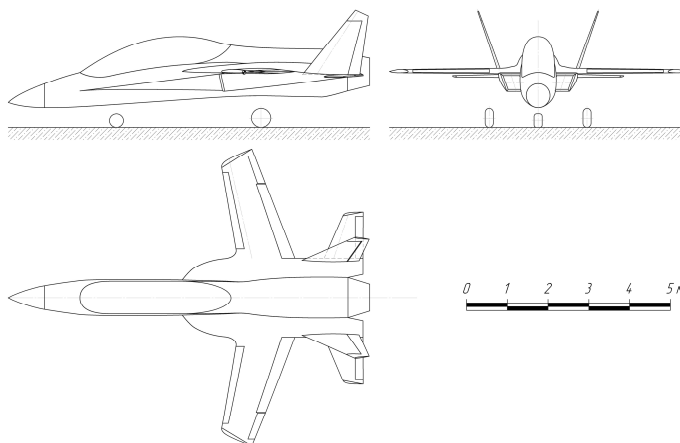


Рис. 6. Схема проектируемого самолета

### 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 [3].

#### 1. Определение взлетной массы самолета в нулевом приближении

Взлетную массу самолета в нулевом приближении определяют по формуле [4]

$$m_0^0 = \frac{m_{п.н} + m_{с.н}}{1 - (\overline{m}_к + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_м + \overline{m}_{об.упр})}, \quad (1)$$

где  $m_0^0$  – взлетная масса самолета в нулевом приближении;

$m_{п.н} = 240$  кг – масса полезной нагрузки (например, видеоаппаратура для выполнения задач воздушного наблюдения);

$m_{с.н}$  – масса служебной нагрузки, кг;

$\overline{m}_к = 0,27$  – относительная масса конструкции;

$\overline{m}_{с.у} = 0,18$  – относительная масса силовой установки;

$\overline{m}_м = 0,25$  – относительная масса топлива;

$\overline{m}_{об.упр} = 0,11$  – относительная масса оборудования и управления.

Определим массу служебной нагрузки, в которую входят масса экипажа, масло, расходуемые в полете технические жидкости, аптечка, спасательное оборудование:

$$m_{с.н} = 80 \cdot n_{эж} + \Delta m_{с.н},$$

где  $n_{эж} = 2$  – количество членов экипажа, чел.;

$\Delta m_{с.н}$  – масса снаряжения и служебной нагрузки, кг;

$$m_{с.н} = 80 \cdot 2 + 50 = 210 \text{ кг.}$$

Тогда

$$m_0^0 = \frac{240 + 210}{1 - (0,27 + 0,18 + 0,25 + 0,11)} = 2368,4 \text{ кг.}$$

## 2. Определение взлетной массы в первом приближении

Метод, используемый для расчета, предусматривает определение минимальной взлетной массы самолета в зависимости от удельной нагрузки на крыло  $p$  и удлинения крыла  $\lambda$ . Это в значительной мере обусловлено широкими возможностями современных ЭВМ, на что и ориентирован метод.

Взлетная масса самолета в первом приближении:

$$m_0^I = \frac{\overline{m_{n.n}} + \overline{m_{c.n}}}{1 - (\overline{m_k} + \overline{m_{c.y}} + \overline{m_m} + \overline{m_{об.унр}})}, \quad (2)$$

где  $\overline{m_k}$ ,  $\overline{m_{c.y}}$ ,  $\overline{m_m}$  – относительные массы конструкции, силовой установки и топлива соответственно, которые подлежат определению в зависимости от основных энергетических, массовых и геометрических параметров самолета и заданных в ТЗ высоты, скорости, дальности полета, длины разбега перед взлетом и т.п.

## 3. Расчет взлетной массы самолета во втором приближении

При расчете взлетной массы второго приближения уточняются значения массы конструкции и массы оборудования.

Взлетную массу самолета во втором приближении определяют по формуле:

$$m_0^{II} = \frac{m_{n.n} + m_{c.n} + m_{об.унр} + m_{кр} + m_{ф} + m_{он} + m_{ш}}{1 - (\overline{m_{c.y}} + \overline{m_t})}, \quad (3)$$

где  $m_{кр}$  – масса крыла, кг;  $m_{ф}$  – масса фюзеляжа, кг;

$m_{он}$  – масса оперения, кг;  $m_{ш}$  – масса шасси, кг.

Здесь массы крыла  $m_{кр}$ ,  $m_{он}$ ,  $\overline{m_{c.y}}$  и  $\overline{m_t}$  являются функциями удельной нагрузки на крыло, поэтому и взлетная масса самолета во втором приближении есть функция  $p$ , т. е.  $m_0^{II} = f(p)$  (рис. 8).

## Подбор двигателя и проверка длины разбега перед взлетом

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.

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  $t_0^* = 0,612$  – стартовая тяговооруженность;  $m_0^{II} = 2270$  кг – взлетная масса

самолета во втором приближении;  $n_{дв} = 1$  – количество двигателей.

Тогда

$$P_0 = \frac{0,612 \cdot 2270 \cdot 9,81}{10 \cdot 1} = 13,64 \text{ кН.}$$

Выбираем двигатель АИ-25ТЛ. Основные характеристики двигателя:

$P_0 = 17,2$  кН – стартовая тяга;  $m_{дв} = 350$  кг – масса двигателя;

$c_p = 0,6$  кг/кгс·ч – удельный расход топлива;  $y = 2,2$  – степень двухконтурности;

$l_{дв} = 2,1$  м – длина двигателя;

$d_{дв} = 0,95$  м – диаметр двигателя.

Двухвальный двухкаскадный двигатель АИ-25ТЛ (рис. 7) состоит из трехступенчатого осевого компрессора низкого давления, восьмиступенчатого компрессора высокого давления, кольцевой камеры сгорания с 12 форсунками, одноступенчатой охлаждаемой (статор) турбины высокого давления, двухступенчатой турбины низкого давления.

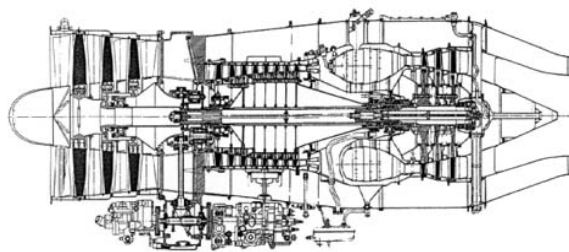


Рис. 7. Двигатель АИ-25ТЛ

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

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

где  $C_{y_{взл}} = 1,353$  – коэффициент подъемной силы крыла при взлете;  $\xi_V$ ,  $\xi_H$ ,  $\xi_{вз}$ ,  $\xi_{др}$  – 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;  $K_{отп} = 10,5$  – качество самолета при взлете.

Определим коэффициенты  $\xi$  [3]:

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

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

Тогда

$$L_p = \frac{0,832 \cdot 250}{1,353 \left[ \frac{0,9 \cdot 1 \cdot 0,96 \cdot 1 \cdot 17200 \cdot 1}{2270 \cdot 9,81} - \frac{1}{3} \left( \frac{1}{10,5} + 2 \cdot 0,02 \right) \right]} = 247 \text{ м.}$$

Этот двигатель обеспечивает заданную длину разбега.

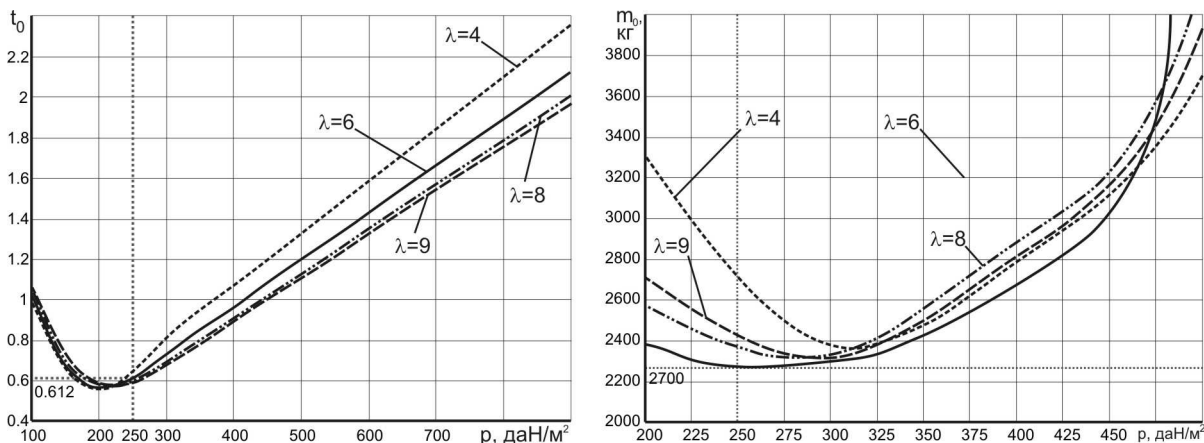


Рис. 8. Зависимость тяговооруженности и взлетной массы самолета от удлинения крыла и удельной нагрузки на крыло

#### 4. Расчет взлетной массы самолета в третьем приближении

Суть определения взлетной массы самолета в третьем приближении состоит в уточнении массы силовой установки и массы топлива. Исходными данными для расчетов являются результаты расчета в предыдущих разделах. За основу берут взлетную массу второго приближения  $m_0^II$ .

##### 4.1. Определение массы силовой установки

Для определения массы силовой установки используем формулу

$$m_{c,y} = R' m_{дв} n_{дв}, \quad (7)$$

где  $n_{дв}$  – число двигателей, установленных на самолете;

$m_{дв}$  – масса двигателя, кг;

$R'$  – коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателя.

Для самолетов с ТРД

$$R' = k_1 \left( 1 + 0,1 \cdot \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}} \right) \left[ k_{\phi} + \frac{k_{\phi 3}}{\gamma_{дв}} \left( 1,2 + 0,275 \cdot y^{0,75} \right)^2 \right], \quad (8)$$

где  $k_1$  – коэффициент, учитывающий количество двигателей и место их установки на самолете;  $k_1 = 0,95$  – один двигатель в хвостовой части фюзеляжа;  $n_{дв.рев} = 0$  – число двигателей, оснащенных реверсом тяги;  $k_{\phi}$  – коэффициент, учитывающий наличие форсажа двигателей;  $k_{\phi} = 1,0$  – двигатели без форсажных камер;  $k_{\phi 3}$  – коэффициент, учитывающий тип воздухозаборников и сопел двигателей;  $k_{\phi 3} = 0,0236$  – для плоских длинных воздухозаборников;  $\gamma_{дв} = 0,21$  даН/даН – паспортный удельный вес двигателя.

$$R' = 0,93 \left( 1 + 0,1 \cdot \frac{0}{1} \right) \left[ 1 + \frac{0,0236}{0,21} \left( 1,2 + 0,2752 \cdot 2,2^{0,75} \right)^2 \right] = 1,2.$$

Вычислим массу силовой установки:  $m_{c,y} = 1,2 \cdot 350 \cdot 1 = 420$  кг.

#### 4.2. Определение массы топлива

В третьем приближении массу топлива определяем по формуле

$$m_T = m_0^{\text{II}} \bar{m}_T^{\text{II}}, \quad (9)$$

где  $\bar{m}_T^{\text{II}}$  – относительная масса топлива второго приближения с учетом удельного расхода топлива выбранного двигателя.

$$\bar{m}_n^{\text{II}} = \bar{m}_{\text{т.н.в}} + \bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.н.з}} + \bar{m}_{\text{т.сн}} + \bar{m}_{\text{т.ост}},$$

где  $\bar{m}_{\text{т.н.в}}$  – относительная масса топлива, которая расходуется на набор высоты;

$\bar{m}_{\text{т.крейс}}$  – относительная масса топлива, которая расходуется в крейсерском

полете;  $\bar{m}_{\text{т.н.з}}$  – относительная масса топлива для навигационного запаса;

$\bar{m}_{\text{т.сн}}$  – относительная масса топлива, которая расходуется на снижение и по-

садку;  $\bar{m}_{\text{т.ост}}$  – относительная масса топлива для запуска и прогрева двигателей, руления по аэродрому, остаток которого не сливается,  $\bar{m}_{\text{т.ост}} = 0,006$ .

Найдем массу топлива третьего приближения по приведенной выше зависимости (9):  $m_T = 2270 \cdot 0,236 = 536$  кг.

#### 4.3. Расчет взлетной массы в третьем приближении

Взлетную массу самолета в третьем приближении определяем по следующему уравнению:

$$m_0^{\text{III}} = m_{\text{п.н}} + m_{\text{с.н}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{с.у}} + m_T. \quad (10)$$

Сведем значение составляющих взлетной массы в табл. 3.

Таблица 3

Составляющие взлетной массы

Наименование	Обозначение	Значение, кг
Масса полезной нагрузки	$m_{\text{п.н.}}$	240
Масса служебной нагрузки	$m_{\text{с.н}}$	210
Масса оборудования и управления	$m_{\text{об.упр.}}$	247
Масса крыла	$m_{\text{кр}}$	171
Масса фюзеляжа	$m_{\text{ф}}$	239
Масса оперения	$m_{\text{оп}}$	95
Масса шасси	$m_{\text{ш}}$	107
Масса силовой установки	$m_{\text{с.у}}$	420
Масса топлива	$m_T$	535
Взлетная масса	$m_0^{\text{III}}$	2264

После расчета взлетной массы в третьем приближении были определены геометрические параметры проектируемого самолета.

### Определение геометрических параметров проектируемого самолета. Геометрические параметры крыла

Площадь и размах крыла находим из соотношений:

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10 \cdot p_0} = \frac{2264 \cdot 9,8}{10 \cdot 250} = 8,884 \text{ м}^2; \quad l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{6 \cdot 8,884} = 7,3 \text{ м.}$$

Корневую  $b_0$  и концевую  $b_k$  хорду крыла определяем из значений  $S$ ,  $l$ ,  $\eta$ :

$$b_0 = \frac{S}{l} \cdot \frac{2 \cdot \eta}{\eta + 1} = \frac{8,884}{7,3} \cdot \frac{2 \cdot 2}{2 + 1} = 1,622 \text{ м}; \quad b_k = \frac{b_0}{\eta} = \frac{1,622}{2} = 0,811 \text{ м.}$$

Среднюю аэродинамическую хорду вычисляем по формуле

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta \cdot (\eta + 1)} = \frac{2}{3} \cdot 1,622 \cdot \frac{2^2 + 2 + 1}{2 \cdot (2 + 1)} = 1,262 \text{ м.}$$

### Геометрические параметры ВО и горизонтального оперения (ГО)

Площадь ГО:  $S_{ГО} = \bar{S}_{ГО} \cdot S_{кр} = 0,18 \cdot 8,884 = 1,6 \text{ м}^2$ .

Размах ГО:  $l_{ГО} = \sqrt{\lambda_{ГО} \cdot S_{ГО}} = \sqrt{3,2 \cdot 1,6} = 2,262 \text{ м.}$

Корневая  $b_{0ГО}$  и концевая  $b_{кГО}$  хорды ГО:

$$b_{0ГО} = \frac{S_{ГО}}{l_{ГО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ГО}}{\eta_{ГО} + 1} = \frac{1,6}{2,262} \cdot \frac{2 \cdot 2,1}{2,1 + 1} = 0,958 \text{ м}; \quad b_{кГО} = \frac{b_{0ГО}}{\eta_{ГО}} = \frac{0,958}{2,1} = 0,456 \text{ м.}$$

Площадь ВО:  $S_{ВО} = \bar{S}_{ВО} \cdot S_{кр} = \frac{0,3}{2} \cdot 8,884 = 1,333 \text{ м}^2$ .

Размах ВО:  $l_{ВО} = \sqrt{\lambda_{ВО} \cdot S_{ВО}} = \sqrt{1,8 \cdot 1,333} = 1,55 \text{ м.}$

Корневая  $b_{0ВО}$  и концевая  $b_{кВО}$  хорды ВО:

$$b_{0ВО} = \frac{S_{ВО}}{l_{ВО}} \cdot \frac{2 \cdot \eta_{ВО}}{\eta_{ВО} + 1} = \frac{1,333}{1,55} \cdot \frac{2 \cdot 4,5}{4,5 + 1} = 1,408 \text{ м}; \quad b_{кВО} = \frac{b_{0ВО}}{\eta_{ВО}} = \frac{1,408}{4,5} = 0,313 \text{ м.}$$

### Определение геометрических параметров шасси

База шасси должна находиться в пределах  $(0,3 \dots 0,4) \cdot L_\phi$ , где  $L_\phi$  – длина фюзеляжа:  $b = 0,35 \cdot L_\phi = 0,4 \cdot 8,87 = 3,548 \text{ м.}$

Посадочный угол  $\varphi$  (угол между осью фюзеляжа и касательной к главным опорам и хвостовой части фюзеляжа) принимаем:  $\varphi = 21^\circ$ .

Противокапотажный угол  $\gamma$  (угол между нормалью к оси самолета, проведенной через центр масс (ЦМ), и прямой, соединяющей ЦМ с точкой пересечения оси основных опор с ВПП) принимаем:  $\gamma = 17^\circ$ .

Вынос главных колес определяем из условия нагружения передней опоры на стоянке:  $e = 0,117 \cdot b = 0,117 \cdot 3,548 = 0,416 \text{ м.}$

Вынос передней опоры:  $a = 0,883 \cdot b = 0,883 \cdot 3,548 = 3,132 \text{ м.}$

Высоту ЦМ над ВПП принимаем равной 3,298 м.

Колея шасси в значительной мере определяет поперечную устойчивость при движении по земле, а также влияет на маневренность и управляемость. Ее величина лежит в пределах  $2 \cdot H \leq B < 15 \text{ м.}$  Примем  $B = 2,4 \text{ м.}$

### 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

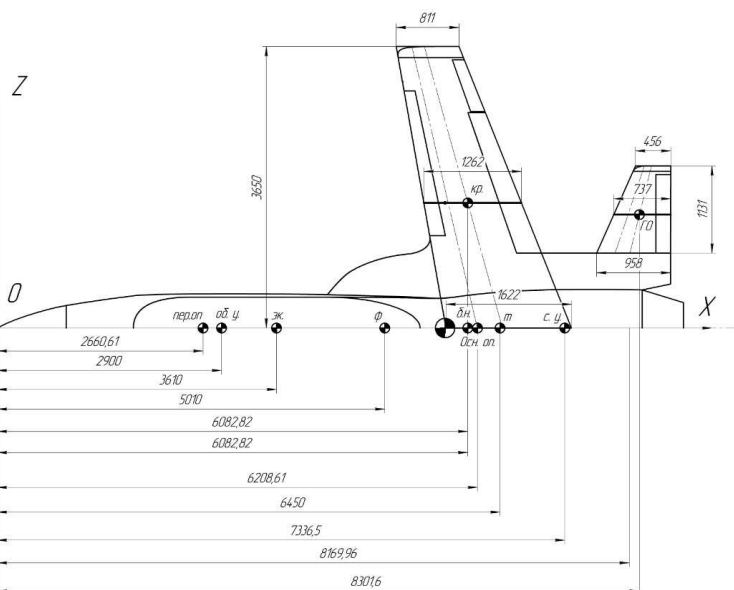


Рис. 9. Центровочная схема

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

где  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда крыла;

$x_A$  – расстояние от носка  $b_A$  до начала координат.

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	240	6,083	14,32	240	6,083	14,32
Экипаж	210	3,610	7,43	210	3,610	7,43
Оборудование и управление	247	2,9	7,03	247	2,9	7,03
Крыло	171	6,083	10,2	171	6,083	10,2
Фюзеляж	239	5,010	11,75	239	5,010	11,75
Горизонтальное оперение	45	8,302	3,66	45	8,302	3,66
Вертикальное оперение	50	8,170	4,01	50	8,170	4,01
Передняя опора	16	2,261	0,35	16	1,700	0,27
Основная опора	91	6,209	5,54	91	6,614	5,9
Силовая установка	420	7,337	30,23	420	7,337	30,23
Топливо	535	6,450	33,85	535	6,450	33,85
$\Sigma$	2264		128,37	2264		128,65
$\bar{x}_T$		0,21			0,22	

Определим степень продольной статической устойчивости:

$$m_{z1}^{Cy} = \bar{x}_T - \bar{x}_F = 0,21 - 0,25 = -0,04; \quad m_{z2}^{Cy} = \bar{x}_T - \bar{x}_F = 0,22 - 0,25 = -0,03.$$





### 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. Малащенко, 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.

Поступила в редакцию 14.09.2015

### Аванпроект реактивного навчально-тренувального літака для початкового навчання

Розроблено аванпроект навчально-тренувального літака, базовий варіант якого призначений для навчання курсантів. Склад екіпажу – 2 чоловіки. Максимальна швидкість польоту літака, що проектується, становила 940 км/год, швидкопідйомність біля землі – 100 м/с, радіус дії – 1130 км. Проведено аналіз статистичних даних літаків аналогічного призначення. Вибрано та обґрунтовано схему літака. Розраховано злітну масу літака в трьох наближеннях, яка становила 2264 кг. Визначені геометричні параметри. Розроблено загальний вигляд і 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 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 940 km\hr, a ground-level rate of climb – 100 m\s, operation radius – 1130 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 2264 kg. Geometrical parameters are determined. The general view and master geometry of the designed trainer plane is developed.

**Keywords:** the jet trainer plane, flight-technical characteristics, a take-off mass, scheme, master geometry.