

Аванпроект легкого учебно-тренировочного самолета

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

На этапе аванпроекта легкого учебно-тренировочного самолета выбрана схема учебно-тренировочного самолета, определены летно-технические характеристики самолета. Рассчитана взлетная масса самолета в нулевом приближении, подобран двигатель, рассмотрены конструктивно-технологические особенности самолета. Разработана конструктивно-силовая компоновка самолета.

Ключевые слова: схема самолета, летно-технические характеристики, качество самолета, крейсерская скорость, ресурс.

1. Анализ статистических данных

В настоящее время у 2/3 учебно-тренировочных самолетов мирового парка срок эксплуатации превысил 25 лет. Типаж отечественных УТС (учебно-тренировочных самолетов) и УБС (учебно-боевых самолетов) и соответствующие им комплексы наземных технических средств обучения (ТСО) морально и физически устарели. Чтобы летать безопасно и результативно, нужны новые самолеты с большим ресурсом и разумными затратами на их эксплуатацию.

Профессия пилота всегда считалась одной из самых уважаемых и престижных. Сегодня потребность в профессиональных, умелых пилотах растет с каждым днем. Многочисленные авиакомпании, занимающиеся перевозкой грузов и пассажиров, регулярно пополняют штат в связи с ростом спроса. Владельцы частных самолетов, которых становится все больше, также нуждаются в надежных и искусных летчиках. Для первоначального обучения пилотов, выполнения тренировочных полетов необходим новый современный легкий самолет с высокими летными характеристиками, приемлемой сложностью проектирования и относительно небольшой стоимостью изготовления и эксплуатации.

Для сравнения было выбрано 10 учебно-тренировочных самолетов разного года выпуска и разных стран-производителей: НАРП-1 (Украина, 2001), Х-32 Бекас (Украина, 1993), К-10 «Свифт» (Украина, 2006), А-24 «Викинг» (Украина, 1996), РСМ-15 Robust (Украина, 2006), МАИ-223 Китенок (Россия, 2004), Элитар – сигма (Россия, 2002), Vision (США, 1996), Europa XS (Великобритания, 1997), Cessna 172(К/Р) Skyhawk (США, 1968).

Отобранные учебно-тренировочные самолеты имеют ряд сходств: высоко-расположенное подкосное крыло, у четырех УТС – трехопорное шасси с хвостовым колесом, у 6 УТС – шасси трехопорное с носовым колесом. Все УТС эксплуатируются как с искусственных, так и с грунтовых аэродромов.

Новый УТС должен обладать лучшими летно-техническими характеристиками, чем его предшественники.

Для достижения поставленной цели разработаны требования легкого учебно-тренировочного самолета:

- по аэродинамике – разработка аэродинамической компоновки самолёта, обеспечивающей качество самолета, равное 18 и $m_z^{Cy} = -0,1$;
- по весовому совершенству – разработка конструкции планера и систем самолета, обеспечивающей $\overline{m_z} = 0,29$;
- по ресурсу – разработка и создание конструкции самолета, обеспечивающей ресурс в 40 000 л.ч.;

- по механизации и управлению – разработка и создание конструкции, обеспечивающей гармоничное сочетание критериев устойчивости и управляемости при управлении самолетом по всем трем каналам;
- отсутствие срыва потока на горизонтальном оперении и, как следствие, "клевков" при выходе на большие отрицательные углы атаки, в том числе в условиях обледенения, при отказе ПОС, благодаря наличию щелевого носка на стабилизаторе;
- применение механизации задней кромки крыла с зависающими элеронами;
- по системам самолета – разработка и создание надежной многоканальной системы энергоснабжения переменным и постоянным током, системы управления, топливной, гидравлической и других систем, обеспечивающих требуемый уровень надежности и безопасности полета.

Новый УТС должен соответствовать АП-23 и АП-ОЛС и разработанному техническому заданию. В соответствии с техническим заданием УТС будет обладать следующими летно-техническими характеристиками:

- масса экипажа, кг..... $m_{цн}=160$
- крейсерская скорость полета на высоте 3000 м, км/ч..... $V_{кр}=235$
- практическая дальность, км..... $L=800$
- потребная для взлета и посадки длина ВПП в расчетных атмосферных условиях, м..... $L_{ВПП}=400$
- условная для эксплуатации прочность грунта, кг/см² 6
- длина разбега, м..... $L_{разб}=220$
- длина пробега, м..... $L_{проб}=120$
- скорость захода на посадку, км/ч..... $V_{пос}=100$

Таблица 1

Данные учебно-тренировочных самолетов

Наименование самолета		НАРП-1	Х-32 Бе-кас	К-10 «Свифт»	А-24 «Викинг»	PCM-15 Robust
Полетные данные	V_{max} , км/ч	180	180	225	165	200
	H_{max} , км	4	4	4	4	4
	$V_{крейс}$, км/ч	110	125	195	150	180
	$H_{крейс}$, км	3,6	3,6	3,6	3	3,6
	$L_{(км)} с max m_T$	500	500	750	800	1000
Массовые данные	$m_0(m_{взл})$, кг	630	550	450	750	340
	$m_{пуст}$, кг	410		260	440	175
Геометрические данные	S , м ²	16,67	12,33	10,2	15	10,6
	l , м	11	9	8,6	11	8,94
	χ^0 , рад	0	0	0	0	0
	λ	7,25	6,57	7,26	8,1	7,54
	η	1	1	1	1	1
	$L_{ф}$, м	6,58	6	6,3	7,28	5,47
	$D_{ф}$, м	1	0,8	1,1	1	1,2
Данные силовой установки	Число и тип двигателя	1 ПД Rotax-912ULS	1 ПД Rotax-912ULS	1 ПД Rotax-912S	1 ПД Rotax-912ULS	1 ПД Hirth-2703
	P_0 , даН, N_0 , л.с.	1x100	1x100	1x80	1x100	1x55

Окончание табл. 1

Наименование самолета		МАИ-223 Кистенок	Элитар – сигма	Vision	Europa XS	Cessna 172	Проектируемый самолет
Полетные данные	V_{\max} , км/ч	195	200	269	345	232	235
	H_{\max} , км	6	4	4	4	4	4
	$V_{\text{крейс}}$, км/ч	180	180	220	250	226	200
	$H_{\text{крейс}}$, км	5,6	3,5	3,6	3,6	3,6	3,6
	$L_{\text{max}}^{(км)} \cdot c_{m_T}$	570	600	800	1355	1065	800
Массовые данные	$m_0(m_{\text{взл}})$, кг	495	600	726	623	1043	531
	$m_{\text{пуст}}$, кг	305	350	386	354	649	310
Геометрические данные	S , м ²	11,5	10,98	7,9	11,1	16,3	11,99
	l , м	8,2	9,8	6,61	8,28	10,92	8,5
	χ^0 , рад	0	0	0	0	0	0
	λ	5,85	8,75	5,53	6,2	7,3	6
	η	1	1	1,5	1	1,5	1
	$L_{\text{ф}}$, м	6	5,95	5,82	5,84	8,21	7,2
	$D_{\text{ф}}$, м	1	1	0,9	1,1	1,2	1,2
Данные силовой установки	Число и тип двигателя	1 ПД Rotax-912	1 ПД Rotax-912ULS	1 ПД Subaru	1 ПД Rotax-912	1 ПД Lycoming O320H2A	1 ПД Rotax-912
	P_0 , даН, N_0 , л.с.	1x100	1x100	1x100	1x100	1x160	1x100

Для нового учебно-тренировочного самолета выбрана следующая схема: подкосный высокоплан нормальной аэродинамической схемы; крыло прямоугольной формы в плане; шасси трехопорное с носовой опорой.

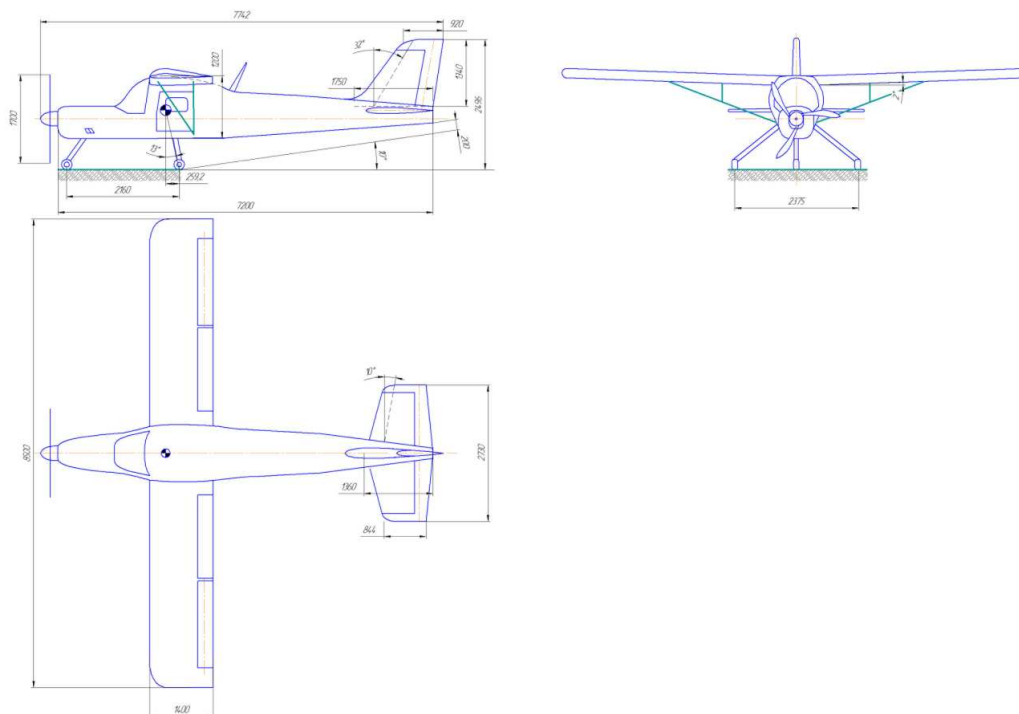


Рис.1. Легкий учебно-тренировочный самолет

2. Определение основных относительных параметров и взлетного веса самолета

По статистическим данным определены: параметры крыла λ , χ , η , \bar{c} , относительные хорды закрылка \bar{b}_3 , угол отклонения закрылка δ_3 , относительная площадь элерона $\bar{S}_{эл}$, параметры фюзеляжа $\lambda_{ф}$, $D_{ф}$, $L_{ф}$, параметры оперения $\bar{S}_{го}$, $\bar{S}_{во}$, $\lambda_{го}$, $\lambda_{во}$, $\chi_{во}$, $\chi_{го}$, $\bar{c}_{во}$, $\eta_{го}$, $\eta_{во}$, где $\chi_{во}$, $\chi_{го}$ — углы стреловидности оперения по $1/4$ хорды.

Таблица 2

Параметры самолета

λ	$\chi^{1/4}$	η	\bar{c}	\bar{b}_3	δ_3 , °	$\bar{S}_{эл}$	$\lambda_{ф}$	D, м	$L_{ф}$, м
7	0°	1	0,15	0,25	25°/40°	0,05	6	1,2	7,2
$\bar{S}_{зо}$	$\bar{S}_{зо}$	$\lambda_{го}$	$\lambda_{во}$	$\chi^{1/4}_{го}$	$\chi^{1/4}_{во}$	$\bar{c}_{го}$	$\bar{c}_{во}$	$\eta_{го}$	$\eta_{во}$
0,25	0,15	2,5	1	10°	32°	0,09	0,12	1,6	1,9

Взлетную массу учебно-тренировочного самолета определяем по формуле [4,5]:

$$m_0 = \frac{m_{эр} + m_{эк}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об.упр})},$$

где m_0 – взлетная масса самолета ;

$m_{эр}$ и $m_{эк}$ определяем по формулах : $m_{эк} = 90 \cdot n_{эк} = 90 \cdot 2 = 180$ кг.

Находим удельную массу топлива \bar{m}_T [4]:

$$L_{расч} = 1020 \cdot \frac{K_{крейс} \cdot M_{крейс}}{C_{Ркрейс}} \cdot \frac{\bar{m}_T}{\sqrt{1 - \bar{m}_T}},$$

где $L_{расч} = 800$ км – расчётная дальность полёта, $M_{крейс}$ – крейсерское число Ма-

ха, $M_{крейс} = \frac{V_{крейс}}{a} = \frac{200}{1200} = 0,166$,

где $a = 1200$ км/ч – скорость звука на высоте 4000 м,

$K_{крейс} = 12$ – крейсерское аэродинамическое качество самолёта,

$C_{Екрейс} = 0,27 \frac{кг}{л.с. \cdot ч}$ – средняя за полёт величина удельного расхода топлива

двигателем;

$$\frac{\bar{m}_T}{\sqrt{1 - \bar{m}_T}} = \frac{L_{расч} \cdot C_{Екрейс}}{1020 \cdot K_{крейс} \cdot M_{крейс}} = \frac{0,27 \cdot 800}{1020 \cdot 12 \cdot 0,166} = 0,11,$$

получаем $\bar{m}_T = 0,104$.

$\bar{m}_к$, $\bar{m}_{с.у}$, $\bar{m}_{об.упр}$ находим из таблицы статистических данных [4]:

$$\bar{m}_k = 0,3; \quad \bar{m}_{c.y} = 0,14; \quad \bar{m}_{об,ynp.} = 0,12.$$

Тогда
$$m_0 = \frac{180}{1 - (0,3 + 0,14 + 0,12 + 0,104)} = 531 \text{ кг}.$$

Площадь крыла составит

$$S = \frac{m_0 \cdot g}{10P} = \frac{531 \cdot 9,8}{10 \cdot 43,5} = 11,99 \text{ м}^2,$$

где $P = 43,5 \text{ кг/м}^2$.

3. Подбор двигателя

По известной взлетной массе и тяговоруженности, определенной из статистики, определяем потребную мощность двигателя. По полученным данным подбираем подходящий двигатель.

Потребную мощность двигателя определим по формуле [4]

$$N_0 = t_0 \cdot m_0 = 0,13 \cdot 531 = 69,03 \text{ кВт}.$$

С учетом определённой потребной тяги по каталогу авиационных двигателей [6] подбираем двигатель Rotax 912S, имеющий следующие характеристики:

Высота – 600 мм.

Ширина – 400 мм.

Длина – 545 мм.

Стартовая мощность – 73,55 кВт.

Масса двигателя – 60 кг.

Обороты двигателя – $n_{дв} = 5800 \text{ об/мин}$.

4. Разработка конструктивно-силовой компоновки самолета

Выбор конструктивно-силовой схемы крыла

Выбор конструктивно-силовой схемы крыла определяется:

- компоновкой крыла – наличием в обшивке люков для обслуживания расположенных в крыле агрегатов оборудования, наличием в крыле бака для топлива;
- компоновкой фюзеляжа – наличием достаточных объемов для центральной части крыла в фюзеляже (при однолонжеронном крыле объемы в фюзеляже требуются минимальные);
- требованием жесткости.

Для данного крыла с точки зрения расчета на прочность целесообразно применить однолонжеронную конструктивно-силовую схему, при этом лонжерон расположен на 35%, а задняя стенка – на 65% хорды.

На рис.2 показана схема проектируемого крыла. Лонжеронное крыло состоит из двух консолей, стыкующихся на фюзеляже. К задней стенке крепятся закрылки, элероны. Стенки лонжеронов, нервюр и панели образуют отсеки топливных баков; герметичность отсеков достигается путём применения герметизации швов. Стыковка консолей осуществляется с помощью соединения ухо-вилка. Форма крыла в плане – прямое крыло. Профиль Р-III-15.

Продольный силовой набор состоит из одного лонжерона, расположенного на 35% хорд стенки, расположенной на 65% хорды, двух стрингеров с шагом 120 мм.

Поперечный набор консоли крыла состоит из 11 нервюр и 20 носков, формирующих переднюю кромку крыла. Из нервюр шесть силовых. Нервюра №0 – бортовая, №10 – концевая, к нервюрам №1, №3, №5 крепятся узлы навески за-

крылка, к нервюрам №6, №9 – узлы навески элерона. Нервюры расположены по потоку, и их шаг составляет 350 мм. Шаг расположения носков нервюр – 175 мм. Обшивка комбинированная: носки крыла выполнены из алюминия, межлонжеронная часть – полотняная.

Выбор и обоснование КСС фюзеляжа

Современные самолеты в подавляющем большинстве имеют фюзеляж полумонококовой схемы, состоящий из обшивки, стрингеров и шпангоутов. Могут применяться также фюзеляжи лонжеронной и монококовой схем.

Расстояние между шпангоутами зависит от толщины обшивки фюзеляжа, компоновки и массы. Для данного самолета расстояние между шпангоутами целесообразно взять из пределов 360...600 мм.

Расстояние между шпангоутами принимаем 390 мм в носовой части фюзеляжа, 361 мм в области присоединения консолей крыла, 510 мм в хвостовой части фюзеляжа и 512 мм – в области присоединения оперения.

Расстояние между стрингерами в фюзеляже выбираем из тех соображений, чтоб как можно полнее использовать объект подкрепления обшивки, т.е. расстояние принимаем 100...600 мм.

Расстояние между стрингерами в фюзеляже принимаем 150 мм.

Поперечный силовой набор состоит из 17 шпангоутов. Расстояние между шпангоутами выбраны равными 360...600 мм. К шпангоутам №1 и №6 крепятся носовая и основная стойка шасси. Между шпангоутами №2 и №5 – фонарь кабины пилотов. К шпангоутам №5, №7 крепится дверь; к шпангоуту №6 – лонжерон крыла; к шпангоутам №14 лонжероном крепится ВО и Го. Продольный силовой набор включает в себя 10 стрингеров с шагом 150 мм.

При проектировании фюзеляжа необходимо учитывать следующие требования и рекомендации:

- сосредоточенные силы, приложенные к элементам каркаса, следует как можно более плавно распределять по обшивке фюзеляжа;

- большие сосредоточенные силы (от двигателей, оперения, крыла, шасси) необходимо передавать на обшивку элементами каркаса, направленными параллельно силе. Силы вдоль фюзеляжа должны передаваться на обшивку через стрингеры и продольные балки (бимсы), а силы, действующие поперек фюзеляжа, – через усиленные шпангоуты;

- сосредоточенные силы, направленные под острым углом к оси фюзеляжа, следует передавать на обшивку через стрингеры и шпангоуты;

- при конструкции герметизированных отсеков фюзеляжа необходимо правильно назначить границу зоны герметизации (с учетом вырезов под шасси, крыло и т.п.); следует избегать применения плоских поверхностей для восприятия избыточного внутреннего давления. Поперечные сечения герметизированных отсеков должны, как правило, иметь форму круга.

Выбор и обоснование КСС горизонтального оперения

Горизонтальное оперение имеет лонжеронную КСС и включает в себя стабилизатор и руль высоты. Стабилизатор имеет симметричный профиль и выполнен по однолонжеронной схеме. Лонжерон расположен на 35% хорды стабилизатора. Передний лонжерон крепится к переднему лонжерону ВО.

Поперечный силовой набор стабилизатора состоит из семи нервюр. Нервюра №0 – бортовая, к нервюрам №1, №5 и №5 крепятся узлы навески руля высоты. Нервюры расположены по потоку, шаг нервюр – 150 мм.

Продольный силовой набор состоит из лонжерона, расположенного на 35% хорды, и подкрепляющей стенки – на 65%, двух стрингеров с шагом 158 мм.

Руль высоты однолонжеронный. Каждая половина руля высоты имеет конструкцию с применением сотового заполнения. Обе половины руля высоты соединены карданным валом с рычагом управления. Руль высоты имеет также весовую балансировку, достигаемую установкой контргрузов.

Выбор и обоснование КСС вертикального оперения

Вертикальное оперение состоит из киля и руля направления. Киль стреловидный, однолонжеронной конструкции. Лонжерон расположен на 35% хорд киля, который крепится к шпангоуту №14.

Продольный силовой набор состоит из лонжерона, расположенного на 35% хорд и задней стенки – на 65%, трех стрингеров с шагом 120 мм.

Поперечный силовой набор киля состоит из шести нервюр. Нервюра №1 – бортовая, к нервюрам №1, №4 крепятся узлы навески руля направления. Нервюры расположены по потоку, шаг нервюр – 200 мм.

Выбор КСС шасси

Схема шасси – трёхопорная с носовой опорой. Шасси – не убирающееся.

Носовая стойка шасси крепится к шпангоуту №1, основная стойка – к шпангоуту №6. Применена пружинная подвеска колес с гидравлическими тормозами основных колес.

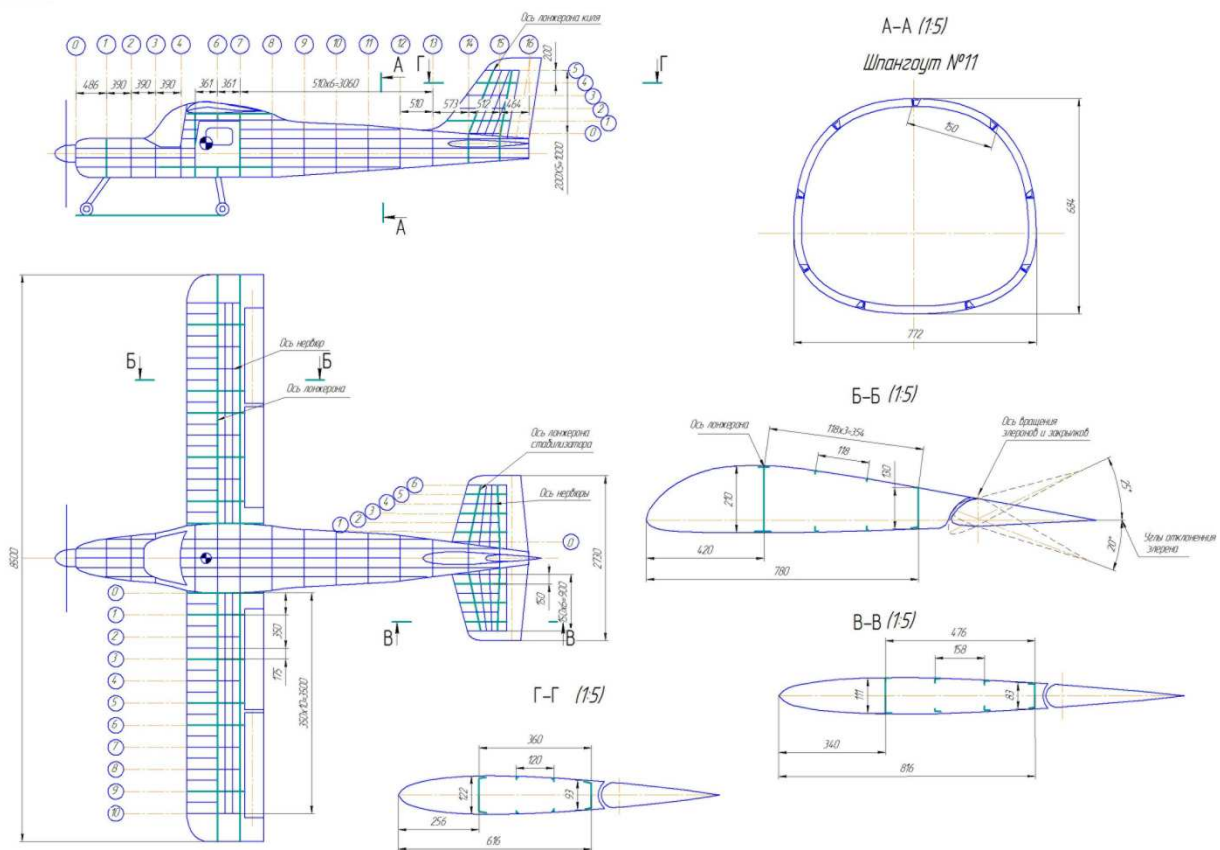


Рис. 2. Конструктивно-силовая компоновка самолета

Рассмотренный пример проектирования учебно-тренировочного самолета ограничен статистическим проектированием. Следующим этапом проектирования является автоматизированное формирование облика самолета, эскизное и рабо-

чее проектирование. В дальнейшем будет проведен аэродинамический расчет летно-технических характеристик самолета, который покажет, соответствует ли выбранная схема и параметры закладываемому аэродинамическому качеству самолета на крейсерском режиме полета.

Список литературы

1. Арепьев, А.И. Вопросы проектирования легких самолетов. Выбор схемы и основных параметров [Текст] / А.И. Арепьев. – М.: МЯТУГА, 2001. – 134 с.
2. Бадягин, А.А. Проектирование легких самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, Ф.А. Мухаммедов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
3. 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.
4. Проектирование самолетов [Текст]: учебник для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. / под ред. С. М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
5. Клименко, В.Н. Приближенное определение основных параметров самолета [Текст]: учеб. пособие / В.Н. Клименко, А.А. Кобылянский, Л.А. Малашенко – Х: ХАИ, 1986. – 40 с.
6. Электронная публикация "Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные" издания 2000 года.
7. Павленко, В.Н. Порядок оформления учебных и научно-исследовательских документов [Текст]: учеб. пособие / В.Н. Павленко, А.С. Набатов, И.М. Тараненко – Х: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 65 с.

Рецензент: доктор техн. наук, профессор, зав. каф. Г. А. Гребеников, Национальный аэрокосмический ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

Поступила в редакцию 16.10.12

Аванпроект легкого навчально-тренувального літака

На етапі аванпроекту легкого навчально-тренувального літака вибрано схему навчально-тренувального літака, визначено льотно-технічні характеристики літака. Розраховано злітну вагу літака в нульовому наближенні, підбрано двигун, розглянуто конструктивно-технологічні особливості літака. Розроблено конструктивно-силове компонування літака.

Ключові слова: схема літака, льотно-технічні характеристики, якість літака, крейсерська швидкість, ресурс.

Avanproject of easy uchebno-trenirovochnogo airplane

On the stage of avanproject of easy uchebno-trenirovochnogo airplane the chart of uchebno-trenirovochnogo airplane is chosen, letno-tekhnicheskie descriptions of airplane are certain. Rass-chitan flight weight of airplane in a zero approaching, an engine is neat, the structural-technological features of airplane are considered. Structural-power arrangement of airplane is developed.

Keywords: chart of airplane, letno-tekhnicheskie descriptions, quality of airplane, cruising speed, resource.