

Данный материал содержит рекомендации по оформлению и шаблоны страниц пояснительной записки курсовой работы по выбору и проработки базовой схемы проектируемого самолёта, и состоит из блоков:

Блок 1 – самолёты с ДТРД

Блок 2 – самолёты с ТВД

Блок 3 – самолёты с ПД

Блок 4 – оценка аэродинамических характеристик самолётов нормальной, переходной и транспортной категорий.

ВАЖНО!

Наличие шаблонов страниц пояснительной записки не является основанием для отказа от ознакомления с Руководством по проектированию пассажирских самолётов.

Текст, заключенный между <.....>, не является шаблоном текста пояснительной записки. Как правило, это текст локальных методически указаний или рекомендаций

Примечание:

Список литературы рекомендуется составлять по модульному принципу, т.е. для каждого раздела пояснительной записки свои источники. В связи с работой над вторым разделом пояснительной записки в список литературы вносят следующий текст:

К разделу 2:

1. *Арепьев А.Н.* Основы оценки конкурентоспособности гражданского самолёта и выбор проектного решения. – М.: Изд-во МАИ, 2006;

2. *Арепьев А.Н.* Руководство по проектированию пассажирских самолётов. Том 1. Выбор базовой схемы самолёта и её проработка.

3. Проектирование самолётов: 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.

4. *Арепьев А.Н.* Проектирование легких пассажирских самолётов. – М.: Изд-во МАИ, 2006.

5. *Арепьев А.Н.* Руководство по проектированию пассажирских самолётов. Том 3. Выбор параметров самолёта и его частей.

БЛОК 1

Рекомендации по оформлению и шаблоны страниц пояснительной записки курсовой работы в части выбора и проработки базовой схемы проектируемого самолёта с ДТРД

Приложение 1.1 – шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора базовой схемы проектируемого самолёта.

Приложение 1.2 – рекомендации по оформлению пояснительной записки в части предварительной оценки параметров самолёта.

Приложение 1.3 – шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора двигателя для проектируемого самолёта.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1.1

Шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора базовой схемы проектируемого самолёта с ДТРД

2. Проработка базовой схемы самолёта

2.1. Концепция самолёта

Концепция самолёта – основная идея (замысел) проекта самолёта, представленная ранжированными показателями его технической эффективности

концепция – это множество $\{(A_i, b_i)\}$,

где A_i и b_i – соответственно i -ый показатель (критерий) технической эффективности и его ранг (коэффициент важности) – число из интервала $[0, 1]$.

В условиях заданного ТЗ (и при обязательном выполнении требований соответствующих Норм лётной годности), перечень показателей технической эффективности A_i следует из интегрального показателя технической эффективности пассажирского самолёта, как транспортного средства [1], и включает:

- весовую эффективность, а именно $G_{\text{п.сн}} \rightarrow \min$ (далее обозначается – A_1);
- топливную эффективность, т.е. $G_T \rightarrow \min$ (далее – A_2);
- эксплуатационную эффективность, измеряемую в данном случае технически возможным среднегодовым налётом часов $W_T \rightarrow \max$ (далее – A_3);
- комфортабельность самолёта, т.е. *Комфорт* $\rightarrow \max$ (далее обозначается – A_4).

Перечисленные показатели сложным образом влияют на экономичность самолёта в целом, через его стоимость, величину эксплуатационных расходов и объем авиаперевозок за период эксплуатации самолёта. Чем больше ожидается повышение экономичности самолёта от соответствующего изменения показателя технической эффективности A_i , тем важнее этот показатель и, следовательно, тем больше должен быть его ранг b_i . Но существует обязательное условие

$$\sum_{i=1}^I b_i = 1,$$

здесь $I = 4$ – количество показателей технической эффективности самолёта.

Определение рангов b_i для критериев A_i осуществляется экспертным методом непосредственной оценки [2] и оформляется в виде табл. 2.1.1.

Таблица 2.1.1

Частные показатели (критерии) технической эффективности самолёта	Оценка t_i	Ранг b_i
I	2	3
A_1 – весовая эффективность	$t_1 =$	$b_1 =$
A_2 – топливная эффективность	$t_2 =$	$b_2 =$
A_3 – эксплуатационная эффективность	$t_3 =$	$b_3 =$
A_4 – комфортабельность самолёта	$t_4 =$	$b_4 =$
Сумма	$T =$	1,0

Процедура экспертной оценки заключается в следующем:

1) Показателю A_j , который по нашему мнению является наиболее важным, в столбце 2 табл. 2.1.1 назначается наивысшая оценка $t_j = 10$ баллов. Оценка в баллах остальных показателей определяется последовательно как доля более важного, т.е. доля от 10 баллов.

2) Полученные таким образом значения баллов нормируют. С этой целью сначала суммируют баллы по всем критериям A_j , т.е. вычисляют

$$T = t_1 + t_2 + t_3 + t_4.$$

3) Затем каждая из оценок t_j (из столбца 2 табл. 2.1.1) делится на полученную сумму:

$$b_i = \frac{t_i}{T}.$$

4) Результаты записываются в столбец 3 табл. 2.1.1.

5) В заключение процедуры определения рангов осуществляется проверка условия

$$\sum_{i=1}^4 b_i = 1.$$

Декомпозиция частного критерия «топливная эффективность» самолёта будет множеством

$$A_2 = \{A_{2К}, A_{2Д}\},$$

где $A_{2К}$ – аэродинамическая эффективность, интегрально характеризуемая $K_{\text{Крейс}}$;

$A_{2Д}$ – показатель, характеризующий влияние самолёта на удельный часовой расход топлива на старте C_{R0} .

В соответствии с декомпозицией показателя A_2 осуществлена декомпозиция его ранга –

$$b_2 = \{b_{2К}, b_{2Д}\},$$

где $b_{2К}$ – ранг аэродинамической эффективности самолёта;

$b_{2Д}$ – ранг показателя, характеризующего влияние самолёта на C_{R0} .

При декомпозиции ранга топливной эффективности b_2 в соответствии с работой [2] соблюдены:

условие

$$b_{2К} + b_{2Д} \equiv b_2$$

и рекомендация

$$b_{2К} \gg b_{2Д}.$$

Итак, при выборе базовой схемы проектируемого самолёта его концепция – это множество

$$\{(A_1, b_1 = \quad); (A_{2К}, b_{2К} = \quad); (A_{2Д}, b_{2Д} = \quad); (A_3, b_3 = \quad); (A_4, b_4 = \quad)\}$$

2.2. Выбор базовой схемы самолёта

Выбор базовой схемы осуществляется по методике работы [2].

Предлагаемые альтернативные варианты базовой схемы проектируемого самолёта представлены на рис. 2.2.1.

--	--	--

Рис. 2.2.1. Варианты базовой схемы проектируемого самолёта

Формулировка задачи: из множества альтернативных вариантов базовой схемы при обязательном выполнении заданных эксплуатационно-технических требований (ЭТТ), соответствующих норм лётной годности (НЛГ) и для заданной концепции самолёта $\{(A_i, b_i)\}$ выбрать вариант, которому соответствует максимум величины средневзвешенной суммы оценок его достоинств и недостатков по всем показателям технической эффективности A_i

$$U_{\max} = \max_{j \in J} \left(\sum_{i=1}^I b_i x_{j,i} \right),$$

где $x_{j,i}$ – экспертная оценка в баллах j -го варианта базовой схемы самолёта по i -му показателю технической эффективности из концепции самолёта;

b_i – ранг i -го показателя технической эффективности из концепции самолёта;

I – количество показателей технической эффективности в концепции самолёта; здесь $i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}$;

J – количество альтернативных вариантов базовой схемы самолёта.

Оценка весовой эффективности вариантов базовой схемы самолёта

Весовая эффективность каждого из вариантов базовой схемы самолёта в целом $x_{j,1}$ оценивается суммой оценок веса каждой части самолёта $r_{j,k}$ (крыло, фюзеляж, оперение, шасси, мотогондолы) с учетом доли этой части \overline{b}_k в весе конструкции самолёта (табл. 2.2.1).

Пояснения к заполнению табл. 2.2.1:

1) индекс k принимает следующие значения $k = \{1_{кр}, 1_{ф}, 1_{оп}, 1_{ш}, 1_{мг}\}$;

2) $\overline{b}_k = \frac{G_k}{G_{кр} + G_{ф} + G_{оп} + G_{ш} + G_{мг}}$ – доля веса k -ой части самолёта в весе

его конструкции; рекомендованные значения $\overline{b}_{1_{кр}}$, $\overline{b}_{1_{ф}}$, $\overline{b}_{1_{оп}}$, $\overline{b}_{1_{ш}}$, $\overline{b}_{1_{мг}}$

приведены в табл. 2.3.2 работы [2] для класса самолётов _____;

Оценка весовой эффективности вариантов базовой схемы самолёта

Варианты схемы, j (схематический рисунок)		Весовая эффективность частей самолёта										$x_{j,1}$
		Крыло		Фюзеляж		Оперение		Шасси		Гондолы		
		$\overline{b_{1кр}} =$		$\overline{b_{1ф}} =$		$\overline{b_{1оп}} =$		$\overline{b_{1ш}} =$		$\overline{b_{1мг}} =$		
		$r_{j,1кр}$	$g_{j,1кр}$	$r_{j,1ф}$	$g_{j,1ф}$	$r_{j,1оп}$	$g_{j,1оп}$	$r_{j,1ш}$	$g_{j,1ш}$	$r_{j,1мг}$	$g_{j,1мг}$	
$k = 1кр$		$k = 1ф$		$k = 1оп$		$k = 1ш$		$k = 1мг$				
	$j=1$											
	$j=2$											
	$j=3$											

3) $r_{j,k}$ – экспертная оценка в баллах веса отдельной k -ой части самолёта j -го варианта схемы, назначаемая в соответствии с правилом: $r_{j,k} = 100$, если j – номер варианта схемы самолёта с наименьшим весом k -ой части самолёта. Для остальных вариантов схемы самолёта этим же k -ым частям назначается меньшее число баллов – пропорционально ухудшению их веса. При этом использованы данные работ [3, 4];

4) $g_{j,k} = \overline{b_k} \times r_{j,k}$ – приведение оценки веса k -ой части самолёта j -го варианта схемы $r_{j,k}$ к оценке весовой эффективности конструкции самолёта в целом по формуле

$$g_{j,k} = \overline{b_k} \times r_{j,k};$$

5) построчное суммирование оценок $g_{j,k}$ определяет весовую эффективность каждого из вариантов базовой схемы самолёта в целом $x_{j,1}$

$$x_{j,1} = \sum_k g_{j,k}.$$

Результат $x_{j,1}$ записывается в крайний правый столбец табл. 2.2.1.

Анализ и определение наилучшего варианта базовой схемы самолёта

Продолжение анализа вариантов базовой схемы проектируемого самолёта и выбор наилучшего из них осуществляется с помощью матрицы принятия решения (табл. 2.2.2).

Таблица 2.2.2

Анализ и выбор наилучшего варианта базовой схемы проектируемого самолёта

Варианты схемы, j (схематический рисунок)	Весовая эффективность		Топливная эффективность				Эксплуата- ционная эффективность		Комфорта- бельность		U_j
			Аэродинами- ческая эффективность		Влияние схемы самолета на двигатель						
	$b_1 =$		$b_{2К} =$		$b_{2Д} =$		$b_3 =$		$b_4 =$		
	$x_{j,1}$	$u_{j,1}$	$x_{j,2К}$	$u_{j,2К}$	$x_{j,2Д}$	$u_{j,2Д}$	$x_{j,3}$	$u_{j,3}$	$x_{j,4}$	$u_{j,4}$	
$i = 1$		$i = 2К$		$i = 2Д$		$i = 3$		$i = 4$			
	$j = 1$										
	$j = 2$										
	$j = 3$										

Пояснения к табл. 2.2.2:

1) значения рангов b_i , где $i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}$, приведены в концепции самолёта с учетом декомпозиции ранга для показателя топливной эффективности;

2) $x_{j,1}$ – экспертные оценки, полученные ранее в табл. 2.2.1 для показателя «весовая эффективность»; для остальных показателей – $x_{j,i}$ – экспертная оценка, назначаемая в соответствии с правилом: для каждого i -го показателя концепции самолёта из множества вариантов схем выбирается тот, который по сравнению с другими является наилучшим по этому показателю и ему назначается 100 баллов, т.е. $x_{j,i} = 100$, если j – номер наилучшего варианта базовой схемы по i -му критерию.

При этом использованы данные работ [3, 4];

3) ранжирование значений экспертной оценки $x_{j,i}$ по формуле

$$u_{j,i} = b_i \times x_{j,i};$$

4) суммирование ранжированных значений экспертных оценок для каждого варианта базовой схемы по формуле

$$U_j = \sum_i u_{j,i}, \text{ где } i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}.$$

5) Вариант общей схемы, у которого величина U_j будет наибольшей U_{\max} , является наилучшим с точки зрения сформулированной ранее концепции самолёта.

Вывод:

Вариант наилучшей базовой схемы самолёта представлен на рис. 2.2.2.



Рис.2.2.2

2.3. Предварительная оценка основных параметров самолёта

Предварительная оценка основных параметров самолёта выбранной схемы выполняется по методике работы [2].

2.3.1. Оценка основных весовых характеристик самолёта

ПРИЛОЖЕНИЕ 1.2

Рекомендации по оформлению пояснительной записки в части предварительной оценки параметров самолёта с ДТРД

2.3.1. Оценка основных весовых характеристик самолёта

<Содержит определение предварительного значения взлётного веса по одной из методик разд. 3.2 тома I Руководства. В варианте использования данных самолётов-аналогов таблицы этих данных приводятся в пояснительной записке, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины.>

*<Содержит вычисления **первой итерации** определения взлётного веса первого приближения. В случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины. Обязательно оформляется **весовая ведомость** взлётного веса самолёта первого приближения.>*

<Содержит вычисление или назначение $\bar{G}_{\text{Пос}}$. В случае использования данных самолётов-аналогов они в виде таблицы приводятся в пояснительной записке.>

<Содержит вычисление или назначение $G_{\text{СН}}$. В случае использования данных самолётов-аналогов они в виде таблицы приводятся в пояснительной записке.>

Вывод:

первое приближение взлётного веса проектируемого самолёта $G_0 = \dots$ даН,

предварительное значение относительного веса топлива $\bar{G}_T = \dots$,

расчётное значение относительного посадочного веса $\bar{G}_{\text{Пос}} = \dots$,

расчётное значение веса снаряжения $G_{\text{СН}} = \dots$ даН.

2.3.2. Оценка взлётной удельной нагрузки на крыло

<Содержит определение по одному из способов предварительных значений взлётной удельной нагрузки на крыло. Используемые при этом данные самолётов-аналогов (2-3 самолёта) приводятся в пояснительной записке в табличном виде, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины.>

Принимается:

предварительное значение взлётной удельной нагрузки на крыло $p_0 = \dots$ даН/м².

2.3.3. Оценка взлётной тяговооруженности самолёта

<Содержит определение по одному из способов предварительных значений взлётной тяговооруженности и потребной величины взлётной тяги двигателя. Используемые при этом данные самолётов-аналогов (2-3 самолёта) приводятся в пояснительной записке в табличном виде, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины>

Принимается:

предварительное значение взлётной тяговооруженности самолёта $\bar{R}_0 = \dots$ даН/даН;

предварительное значение максимальной (взлётной) тяги двигателя $R_{01} = \dots$ даН;

ПРИЛОЖЕНИЕ 1.3

Шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора двигателя для проектируемого самолёта с ДТРД.

2.4. Выбор типа двигателя

Выбор типа двигателя для проектируемого самолёта осуществляется по методике работ [1, 2].

Концепция двигателя аналогична концепции самолёта и при допущении об отсутствии сравнения вариантов по критериям эксплуатационной эффективности и уровню шума приведена в табл. 2.4.1.

Таблица 2.4.1.

Показатели технической эффективности	Ранг
A_1 – весовая эффективность двигателя как части самолёта ($\gamma_{\text{дв}} \rightarrow \min$)	$b_1 =$
$A_{2\text{Л}}$ – аэродинамическая эффективность двигателя ($R_{\text{лоб}} \rightarrow \max$)	$b_{2\text{Л}} =$
$A_{2\text{Е}}$ – энергетическая эффективность двигателя ($C_{R0} \rightarrow \min$)	$b_{2\text{Е}} =$

Пояснения к табл. 2.4.1:

- 1) $\gamma_{\text{дв}}$ – удельный вес двигателя;
- 2) $R_{\text{лоб}}$ – лобовая тяга двигателя;
- 3) ранг b_1 указан в концепции самолёта (табл. 2.1.1);
- 4) при декомпозиции ранга показателя топливной эффективности самолёта b_2 (табл. 2.1.1) в соответствии с работой [2] выполнены:
условие

$$b_{2\text{Л}} + b_{2\text{Е}} = b_2$$

и рекомендация

$$b_{2\text{Л}} \ll b_{2\text{Е}}.$$

Варианты прототипа двигателя.

В соответствии с классификацией ЦИАМ по предварительному значению взлётной тяги двигателя проектируемого самолёта $R_{01} =$ (разд. 2.3.3) требуется двигатель класса тяги от до даН.

Основные данные двигателей аналогичного класса тяги (двигатели-аналоги) приведены по данным Приложения 8 работы [2] в табл. 2.4.2, в которой:

m – степень двухконтурности двигателя;

π_c – суммарная степень сжатия воздуха;

T_{Γ} – температура газа перед турбиной;

$L_{\text{дв}}, d_{\text{дв}}$ – соответственно длина и диаметр двигателя;

$G_{\text{дв}}$ – вес двигателя;

удлинение двигателя – $\lambda_{\text{дв}} = \frac{L_{\text{дв}}}{d_{\text{дв}}}$ – вычисляется;

удельный вес двигателя – $\gamma_{\text{дв}} = \frac{G_{\text{дв}}}{R_{01}}$ – вычисляется;

$$\text{лобовая тяга} - R_{\text{лоб}} = \frac{R_{01}}{0,25\pi d_{\text{дв}}^2} - \text{вычисляется.}$$

Таблица 2.4.2

Таблица данных ДТРД

Характеристика двигателя		Двигатели-аналоги		
Обозначение	Размерность			
R_{01}	даН			
m	–			
C_{R0}	даН/(даН·ч)			
π_c	–			
T_{Γ}	К			
$L_{\text{дв}}$	м			
$d_{\text{дв}}$	м			
$\lambda_{\text{дв}}$	–			
$G_{\text{дв}}$	даН			
$\gamma_{\text{дв}}$	даН/даН			
$R_{\text{лоб}}$	даН/м ²			

Формулировка задачи: из множества вариантов аналогов двигателя при обязательном выполнении заданных ЭТТ, соответствующих НЛГ и для заданной концепции двигателя $\{(A_i, b_i)\}$ (Табл. 2.4.1.) выбрать вариант (прототип двигателя), которому соответствует максимум величины средневзвешенной суммы оценок всех показателей технической эффективности

$$U_{\max} = \max_{j \in J} \left(\sum_{i=1}^I b_i a_{j,i} \right),$$

где $a_{j,i}$ – нормированная оценка j -го варианта аналога двигателя по i -му показателю технической эффективности из концепции двигателя; здесь индекс i принимает следующие значения: $i = 1, 2Л, 2Е$;

b_i – ранг i -го показателя технической эффективности из концепции двигателя;

J – количество вариантов аналогов двигателя;

I – количество показателей концепции двигателя.

Выбор прототипа двигателя основан на результатах анализа каждого варианта по приведенным в концепции двигателя частным показателям и их рангам с последующей их средневзвешенной сверткой в глобальный критерий технико-экономической эффективности.

Анализ вариантов и выбор прототипа двигателя проектируемого реактивного самолёта осуществляется с помощью соответствующей матрицы – табл. 2.4.3.

Матрица анализа и выбора двигателя ДТРД

Варианты прототипов двигателя, j		Показатели технической эффективности двигателя									U_j
		весовая эффективность $\gamma_{\text{дв}} \rightarrow \min$			аэродинамическая эффективность $R_{\text{лоб}} \rightarrow \max$			энергетическая эффективность $C_{R0} \rightarrow \min$			
		$b_1 =$			$b_{2Л} =$			$b_{2E} =$			
		$i = 1$			$i = 2Л$			$i = 2E$			
		x_1	a_1	u_1	$x_{2Л}$	$a_{2Л}$	$u_{2Л}$	x_{2E}	a_{2E}	u_{2E}	
	$j = 1$										
	$j = 2$										
	$j = 3$										

В данной табл. 2.4.3:

b_i – ранг i -го показателя эффективности, приведен в табл. 2.4.1;

$x_{j,i}$ – оценка (численное значение из табл. 2.4.2) i -го показателя для j -го варианта двигателя: $x_{j,1} = (\gamma_{\text{дв}})_j$;

$$x_{j,2Л} = (R_{\text{лоб}})_j;$$

$$x_{j,2E} = (C_{R0})_j;$$

$a_{j,i}$ – нормированное значение $x_{j,i}$ по формулам:

- для показателей $\gamma_{\text{дв}} \rightarrow \min$ и $C_{R0} \rightarrow \min$

$$a_{j,i} = \frac{\max_{j \in J} x_{j,i} - x_{j,i}}{\max_{j \in J} x_{j,i} - \min_{j \in J} x_{j,i}};$$

- для показателя $R_{\text{лоб}} \rightarrow \max$

$$a_{j,i} = \frac{x_{j,i} - \min_{j \in J} x_{j,i}}{\max_{j \in J} x_{j,i} - \min_{j \in J} x_{j,i}},$$

где $\min_{j \in J} x_{j,i}$ – минимальное значение i -го показателя среди всех

вариантов двигателя;

$\max_{j \in J} x_{j,i}$ – максимальное значение i -го показателя среди всех

вариантов двигателя;

$u_{j,i}$ – ранжированное значение величины $a_{j,i}$, вычисляется по формуле

$$u_{j,i} = b_i \times a_{j,i},$$

U_j – суммарная эффективность j -го варианта двигателя

$$U_j = u_{j,1} + u_{j,2Л} + u_{j,2Е}$$

Вариант, у которого величина U_j в табл. 2.4.3 (правый крайний столбец) имеет наибольшее значение – U_{\max} , является наилучшим с точки зрения сформулированной ранее концепции самолёта и далее он принимается в качестве прототипа двигателя проектируемого самолёта.

Вывод: При принятых допущениях об отсутствии сравнения по эксплуатационной эффективности и уровню шума наилучшим прототипом двигателя для проектируемого самолёта является двигатель

Предварительные характеристики двигателя проектируемого самолёта

С учетом данных табл. 2.4.2 для выбранного прототипа двигателя, основные характеристики двигателя проектируемого самолёта приведены в табл. 2.4.4.

Таблица 2.4.4

Основные характеристики ДТРД проектируемого самолёта				
№ п/п	Наименование характеристики	Обозначение	Размерность	Значение
1.	Степень двухконтурности	m	–	
2.	Стартовый удельный часовой расход топлива	C_{R0}	даН/(даН·ч)	
3.	Степень дросселирования на взлётном режиме	$(\bar{R}_{др})_{взл}$	–	
4.	Степень дросселирования на крейсерском режиме	$(\bar{R}_{др})_{крейс}$	–	
5.	Удельный вес	$\gamma_{дв}$	даН/даН	
6.	Удлинение двигателя	$\lambda_{дв}$	–	
7.	Лобовая тяга	$R_{лоб}$	даН/м ²	
8.	Крейсерская высота по ТЗ	$H_{крейс}$	м	
9.	Крейсерская скорость по ТЗ	$V_{крейс}$	км/ч	
10.	Относительная ВСХ для тяги по данным [2] при $H=H_{крейс}$, $V=V_{крейс}$ и $\bar{R}_{др}=1,0$	$\bar{R}(HV)_{крейс}$	–	
11.	Относительная ВСХ для удельного часового расхода топлива по данным [2] при $H=H_{крейс}$, $V=V_{крейс}$ и $\bar{R}_{др}=1,0$	$\bar{C}(HV)_{крейс}$	–	
12.	График относительной дроссельной характеристики для удельного часового расхода топлива на рис. 6.1.3.1.1 работы [2]			

Примечания к табл. 2.4.4:

1) взлётная тяга не указывается, так как эта характеристика подлежит уточнению на последующих этапах проектирования;

2) степени дросселирования ДТРД на взлётном $(\bar{R}_{др})_{взл}$ и крейсерском $(\bar{R}_{др})_{крейс}$ режимах работы двигателя приняты по данным работы [2].

БЛОК 2

Рекомендации по оформлению и шаблоны страниц пояснительной записки курсовой работы в части выбора и проработки базовой схемы проектируемого самолёта с ТВД

Приложение 2.1 – шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора базовой схемы проектируемого самолёта.

Приложение 2.2 – рекомендации по оформлению пояснительной записки в части предварительной оценки параметров самолёта.

Приложение 2.3 – шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора двигателя для проектируемого самолёта.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2.1

Шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора базовой схемы проектируемого самолёта с ТВД

2. Проработка базовой схемы самолёта

2.1. Концепция самолёта

Концепция самолёта – основная идея (замысел) проекта самолёта, представленная ранжированными показателями его технической эффективности

концепция – это множество $\{(A_i, b_i)\}$,

где A_i и b_i – соответственно i -ый показатель (критерий) технической эффективности и его ранг (коэффициент важности) – число из интервала $[0, 1]$.

В условиях заданного ТЗ (и при обязательном выполнении требований соответствующих Норм лётной годности), перечень показателей технической эффективности A_i следует из интегрального показателя технической эффективности пассажирского самолёта, как транспортного средства [1], и включает:

- весовую эффективность, а именно $G_{\text{п.сн}} \rightarrow \min$ (далее обозначается – A_1);
- топливную эффективность, т.е. $G_T \rightarrow \min$ (далее – A_2);
- эксплуатационную эффективность, измеряемую в данном случае технически возможным среднегодовым налётом часов $W_T \rightarrow \max$ (далее – A_3);
- комфортабельность самолёта, т.е. *Комфорт* $\rightarrow \max$ (далее обозначается – A_4).

Перечисленные показатели сложным образом влияют на экономичность самолёта в целом, через его стоимость, величину эксплуатационных расходов и объем авиаперевозок за период эксплуатации самолёта. Чем больше ожидается повышение экономичности самолёта от соответствующего изменения показателя технической эффективности A_i , тем важнее этот показатель и, следовательно, тем больше должен быть его ранг b_i . Но существует обязательное условие

$$\sum_{i=1}^I b_i = 1,$$

где $I = 4$ – количество показателей технической эффективности самолёта.

Определение рангов b_i для критериев A_i осуществляется экспертным методом непосредственной оценки [2] и оформляется в виде табл. 2.1.1.

Таблица 2.1.1

Частные показатели (критерии) технической эффективности самолёта	Оценка t_i	Ранг b_i
I	2	3
A_1 – весовая эффективность	$t_1 =$	$b_1 =$
A_2 – топливная эффективность	$t_2 =$	$b_2 =$
A_3 – эксплуатационная эффективность	$t_3 =$	$b_3 =$
A_4 – комфортабельность самолёта	$t_4 =$	$b_4 =$
Сумма	$T =$	1,0

Процедура экспертной оценки заключается в следующем:

1) Показателю A_i , который по нашему мнению является наиболее важным, в столбце 2 табл. 2.1.1 назначается наивысшая оценка $t_i = 10$ баллов. Оценка в баллах остальных показателей определяется последовательно как доля более важного, т.е. доля от 10 баллов.

2) Полученные таким образом значения баллов нормируют. С этой целью сначала суммируют баллы по всем критериям A_i , т.е. вычисляют

$$T = t_1 + t_2 + t_3 + t_4.$$

3) Затем каждая из оценок t_i (из столбца 2 табл. 2.1.1) делится на полученную сумму:

$$b_i = \frac{t_i}{T}.$$

4) Результаты записываются в столбец 3 табл. 2.1.1.

5) В заключение процедуры определения рангов осуществляется проверка условия

$$\sum_{i=1}^4 b_i = 1.$$

Декомпозиция частного критерия «топливная эффективность» самолёта будет множеством

$$A_2 = \{A_{2К}, A_{2Д}\},$$

где $A_{2К}$ – аэродинамическая эффективность, интегрально характеризуемая $K_{крейс}$;

$A_{2Д}$ – показатель влияния самолёта на силовую установку, который будет учитывать влияние схемы самолёта на КПД винта (как правило, несколько процентов).

В соответствии с декомпозицией показателя A_2 осуществлена декомпозиция его ранга –

$$b_2 = \{b_{2К}, b_{2Д}\},$$

где $b_{2К}$ – ранг аэродинамической эффективности самолёта;

$b_{2Д}$ – ранг показатель влияния самолёта на КПД винта.

При декомпозиции ранга топливной эффективности b_2 в соответствии с работой [2] соблюдены:

условие

$$b_{2К} + b_{2Д} \equiv b_2$$

и рекомендация

$$b_{2К} > b_{2Д}.$$

Итак, при выборе базовой схемы проектируемого самолёта его концепция – это множество

$$\{(A_1, b_1 = \quad); (A_{2К}, b_{2К} = \quad); (A_{2Д}, b_{2Д} = \quad); (A_3, b_3 = \quad); (A_4, b_4 = \quad)\}$$

2.2. Выбор базовой схемы самолёта

Выбор базовой схемы осуществляется по методике работы [2].

Предлагаемые альтернативные варианты базовой схемы проектируемого самолёта представлены на рис. 2.2.1.

--	--	--

Рис. 2.2.1. Варианты базовой схемы проектируемого самолёта

Формулировка задачи: из множества альтернативных вариантов базовой схемы при обязательном выполнении заданных эксплуатационно-технических требований (ЭТТ), соответствующих норм лётной годности (НЛГ) и для заданной концепции самолёта $\{(A_i, b_i)\}$ выбрать вариант, которому соответствует максимум величины средневзвешенной суммы оценок его достоинств и недостатков по всем показателям технической эффективности A_i

$$U_{\max} = \max_{j \in J} \left(\sum_{i=1}^I b_i x_{j,i} \right),$$

где $x_{j,i}$ – экспертная оценка в баллах j -го варианта базовой схемы самолёта по i -му показателю технической эффективности из концепции самолёта;

b_i – ранг i -го показателя технической эффективности из концепции самолёта;

I – количество показателей технической эффективности в концепции самолёта; здесь $i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}$;

J – количество альтернативных вариантов базовой схемы самолёта.

Оценка весовой эффективности вариантов базовой схемы самолёта

Весовая эффективность каждого из вариантов базовой схемы самолёта в целом $x_{j,1}$ оценивается суммой оценок веса каждой части самолёта $r_{j,k}$ (крыло, фюзеляж, оперение, шасси, мотогондолы) с учетом доли этой части $\overline{b_k}$ в весе конструкции самолёта (табл. 2.2.1).

Пояснения к заполнению табл. 2.2.1:

1) индекс k принимает следующие значения $k = \{1кр, 1ф, 1оп, 1ш, 1мг\}$;

2) $\overline{b_k} = \frac{G_k}{G_{кр} + G_{ф} + G_{оп} + G_{ш} + G_{мг}}$ – доля веса k -ой части самолёта в весе

его конструкции; рекомендованные значения $\overline{b_{1кр}}, \overline{b_{1ф}}, \overline{b_{1оп}}, \overline{b_{1ш}}, \overline{b_{1мг}}$

приведены в табл. 2.3.2 работы [2] для класса самолётов _____;

Оценка весовой эффективности вариантов базовой схемы самолёта

Варианты схемы, j (схематический рисунок)	Весовая эффективность частей самолёта										$x_{j,1}$	
	Крыло		Фюзеляж		Оперение		Шасси		Гондолы			
	$\overline{b_{1кр}} =$		$\overline{b_{1ф}} =$		$\overline{b_{1оп}} =$		$\overline{b_{1ш}} =$		$\overline{b_{1мг}} =$			
	$r_{j,1кр}$	$g_{j,1кр}$	$r_{j,1ф}$	$g_{j,1ф}$	$r_{j,1оп}$	$g_{j,1оп}$	$r_{j,1ш}$	$g_{j,1ш}$	$r_{j,1мг}$	$g_{j,1мг}$		
$k = 1кр$		$k = 1ф$		$k = 1оп$		$k = 1ш$		$k = 1мг$				
	$j=1$											
	$j=2$											
	$j=3$											

3) $r_{j,k}$ – экспертная оценка в баллах веса отдельной k -ой части самолёта j -го варианта схемы, назначаемая в соответствии с правилом: $r_{j,k} = 100$, если j – номер варианта схемы самолёта с наименьшим весом k -ой части самолёта. Для остальных вариантов схемы самолёта этим же k -ым частям назначается меньшее число баллов – пропорционально ухудшению их веса. При этом использованы данные работ [3, 4];

4) $g_{j,k} = \overline{b_k} \times r_{j,k}$ – приведение оценки веса k -ой части самолёта j -го варианта схемы $r_{j,k}$ к оценке весовой эффективности конструкции самолёта в целом по формуле

$$g_{j,k} = \overline{b_k} \times r_{j,k};$$

5) построчное суммирование оценок $g_{j,k}$ определяет весовую эффективность каждого из вариантов базовой схемы самолёта в целом $x_{j,1}$

$$x_{j,1} = \sum_k g_{j,k}.$$

Результат $x_{j,1}$ записывается в крайний правый столбец табл. 2.2.1.

Анализ и определение наилучшего варианта базовой схемы самолёта

Продолжение анализа вариантов базовой схемы проектируемого самолёта и выбор наилучшего из них осуществляется с помощью матрицы принятия решения (табл. 2.2.2).

Таблица 2.2.2

Анализ и выбор наилучшего варианта базовой схемы проектируемого самолёта

Варианты схемы, j (схематический рисунок)	Весовая эффективность		Топливная эффективность				Эксплуата- ционная эффективность		Комфорта- бельность		U_j
			Аэродинами- ческая эффективность		Влияние схемы самолета на двигатель						
	$b_1 =$		$b_{2К} =$		$b_{2Д} =$		$b_3 =$		$b_4 =$		
	$x_{j,1}$	$u_{j,1}$	$x_{j,2К}$	$u_{j,2К}$	$x_{j,2Д}$	$u_{j,2Д}$	$x_{j,3}$	$u_{j,3}$	$x_{j,4}$	$u_{j,4}$	
$i = 1$		$i = 2К$		$i = 2Д$		$i = 3$		$i = 4$			
	$j = 1$										
	$j = 2$										
	$j = 3$										

Пояснения к табл. 2.2.2:

1) значения рангов b_i , где $i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}$, приведены в концепции самолёта с учетом декомпозиции ранга для показателя топливной эффективности;

2) $x_{j,1}$ – экспертные оценки, полученные ранее в табл. 2.2.1 для показателя «весовая эффективность»; для остальных показателей – $x_{j,i}$ – экспертная оценка, назначаемая в соответствии с правилом: для каждого i -го показателя концепции самолёта из множества вариантов схем выбирается тот, который по сравнению с другими является наилучшим по этому показателю и ему назначается 100 баллов, т.е. $x_{j,i} = 100$, если j – номер наилучшего варианта базовой схемы по i -му критерию.

При этом использованы данные работ [3, 4];

3) ранжирование значений экспертной оценки $x_{j,i}$ по формуле

$$u_{j,i} = b_i \times x_{j,i};$$

4) суммирование ранжированных значений экспертных оценок для каждого варианта базовой схемы по формуле

$$U_j = \sum_i u_{j,i}, \text{ где } i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}.$$

5) Вариант базовой схемы, у которого величина U_j будет наибольшей U_{\max} , является наилучшим с точки зрения сформулированной ранее концепции самолёта.

Вывод:

Вариант наилучшей базовой схемы самолёта представлен на рис. 2.2.2.

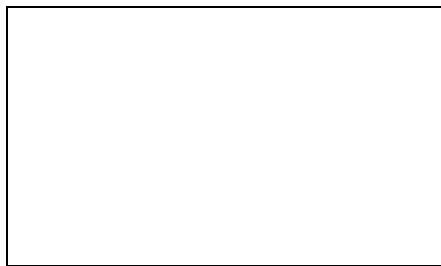


Рис.2.2.2

2.3. Предварительная оценка основных параметров самолёта

Предварительная оценка основных параметров самолёта выбранной схемы выполняется по методике работы [2].

2.3.1. Оценка основных весовых характеристик самолёта

ПРИЛОЖЕНИЕ 2.2

Рекомендации по оформлению пояснительной записки в части предварительной оценки параметров самолёта с ТВД

2.3.1. Оценка основных весовых характеристик самолёта

<Содержит определение предварительного значения взлётного веса по одной из методик разд. 3.2 тома I Руководства. В варианте использования данных самолётов-аналогов таблицы этих данных приводятся в пояснительной записке, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины.>

*<Содержит вычисления **первой итерации** определения взлётного веса первого приближения. В случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины. Обязательно оформляется **весовая ведомость** взлётного веса самолёта первого приближения.>*

<Содержит вычисление или назначение $\bar{G}_{\text{Пос}}$. В случае использования данных самолётов-аналогов они в виде таблицы приводятся в пояснительной записке.>

<Содержит вычисление или назначение $G_{\text{СН}}$. В случае использования данных самолётов-аналогов они в виде таблицы приводятся в пояснительной записке.>

Вывод:

первое приближение взлётного веса проектируемого самолёта равно $G_0 = \dots$ даН,

предварительное значение относительного веса топлива $\bar{G}_T = \dots$,

расчётное значение относительного посадочного веса $\bar{G}_{\text{Пос}} = \dots$,

расчётное значение веса снаряжения $G_{\text{СН}} = \dots$ даН.

2.3.2. Оценка взлётной удельной нагрузки на крыло

<Содержит определение по одному из способов предварительных значений взлётной удельной нагрузки на крыло. Используемые при этом данные самолётов-аналогов (2-3 самолёта) приводятся в пояснительной записке в табличном виде, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины.>

Принимается:

предварительное значение взлётной удельной нагрузки на крыло $p_0 = \dots$ даН/м².

2.3.3. Оценка взлётной энерговооруженности самолёта

<Содержит определение по одному из способов предварительных значений взлётной энерговооруженности и потребной величины взлётной тяги двигателя. Используемые при этом данные самолётов-аналогов (2-3 самолёта) приводятся в пояснительной записке в табличном виде, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины>

Принимается:

предварительное значение взлётной энерговооруженности самолёта

$\bar{N}_0 =$ э.л.с./даН;

предварительное значение максимальной (взлётной) мощности $N_{e0} =$

э.л.с.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2.3

Шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора двигателя для проектируемого самолёта с ТВД.

2.4. Выбор типа двигателя

Выбор типа двигателя для проектируемого самолёта осуществляется по методике работ [1, 2].

Концепция двигателя аналогична концепции самолёта и при допущении об отсутствии сравнения вариантов по критериям эксплуатационной эффективности и уровню шума приведена в табл. 2.4.1.

Таблица 2.4.1.

Показатели технической эффективности	Ранг
A_1 – весовая эффективность двигателя как части самолёта ($\gamma_{дв} \rightarrow \min$)	$b_1 =$
$A_{2Л}$ – аэродинамическая эффективность двигателя ($N_{лоб} \rightarrow \min$)	$b_{2Л} =$
A_{2E} – энергетическая эффективность двигателя ($C_{e0} \rightarrow \min$)	$b_{2E} =$

Пояснения к табл. 2.4.1:

- 1) $\gamma_{дв}$ – удельный вес двигателя;
- 2) $N_{лоб}$ – удельный лоб двигателя;
- 3) C_{e0} – удельный часовой расход топлива;
- 4) ранг b_1 указан в концепции самолёта (табл. 2.1.1);
- 5) при декомпозиции ранга показателя топливной эффективности самолёта b_2 (табл. 2.1.1) в соответствии с работой [2] выполнены:
условие

$$b_{2Л} + b_{2E} = b_2$$

и рекомендация

$$b_{2Л} \ll b_{2E}.$$

Варианты двигателей.

В соответствии с классификацией ЦИАМ для ранее определенного предварительного значения мощности двигателя при взлёте проектируемого самолёта требуется двигатель класса мощности от до э.л.с.

Основные данные двигателей аналогичного класса мощности (двигатели-аналоги) приведены по данным Приложения 8 работы [2] в табл. 2.4.2, в которой:

π_K – степень сжатия воздуха в компрессоре двигателя;

T_T – температура газа перед турбиной;

$L_{дв}$, $B_{дв}$, $H_{дв}$ – длина, ширина и высота двигателя соответственно;

эквивалентный диаметр двигателя – $d_{дв} \approx 2 \sqrt{\frac{B_{дв} H_{дв}}{\pi}}$ – вычисляется;

удлинение двигателя – $\lambda_{дв} = \frac{L_{дв}}{d_{дв}}$ – вычисляется;

удельный вес двигателя – $\gamma_{\text{дв}} = \frac{G_{\text{дв}}}{N_{e0}}$ – вычисляется;

удельная площадь миделевого сечения двигателя («удельный лоб»

двигателя) – $N_{\text{лоб}} = \frac{0,25\pi d_{\text{дв}}^2}{N_{e0}}$ – вычисляется.

Таблица 2.4.2

Таблица данных ТВД

Характеристика двигателя		Двигатели-аналоги		
Обозначение	Размерность			
N_{e0}	э.л.с			
C_{e0}	даН/(э.л.с·ч)			
π_k	–			
T_{Γ}	К			
$L_{\text{дв}}$	м			
$B_{\text{дв}} \times H_{\text{дв}}$	м × м			
$\lambda_{\text{дв}}$	–			
$G_{\text{дв}}$	даН			
$\gamma_{\text{дв}}$	даН/э.л.с.			
$N_{\text{лоб}}$	м ² /э.л.с.			

Формулировка задачи: из множества вариантов двигателей-аналогов при обязательном выполнении заданных ЭТГ, соответствующих НЛГ и для заданной концепции двигателя $\{(A_i, b_i)\}$ (табл. 2.4.1) выбрать вариант (прототип двигателя проектируемого самолёта), которому соответствует максимум величины средневзвешенной суммы оценок всех показателей технической эффективности

$$U_{\max} = \max_{j \in J} \left(\sum_{i=1}^I b_i a_{j,i} \right),$$

где $a_{j,i}$ – нормированная оценка j -го варианта двигателя-аналога по i -му показателю технической эффективности из концепции двигателя; здесь индекс i принимает следующие значения: $i = 1, 2Л, 2Е$;

b_i – ранг i -го показателя технической эффективности из концепции двигателя;

J – количество вариантов аналогов двигателя;

I – количество показателей концепции двигателя.

Выбор прототипа двигателя основан на результатах анализа каждого варианта по приведенным в концепции двигателя частным показателям и их рангам с последующей их средневзвешенной сверткой в глобальный критерий технико-экономической эффективности.

Анализ и выбор прототипа двигателя для проектируемого самолёта с ТВД осуществляется с помощью соответствующей матрицы – табл. 2.4.3.

Таблица 2.4.3

Матрица анализа и выбора двигателя

Варианты двигателя, j		Критерии технической эффективности двигателя									U_j
		весовая эффективность $\gamma_{дв} \rightarrow \min$			аэродинамическая эффективность $N_{лоб} \rightarrow \min$			энергетическая эффективность $C_{e0} \rightarrow \min$			
		$b_1 =$			$b_{2Л} =$			$b_{2E} =$			
		$i = 1$			$i = 2Л$			$i = 2E$			
		x_1	a_1	u_1	$x_{2Л}$	$a_{2Л}$	$u_{2Л}$	x_{2E}	a_{2E}	u_{2E}	
	$j = 1$										
	$j = 2$										
	$j = 3$										

В табл.2.4.3:

b_i – ранг i -го показателя эффективности двигателя, приведен в табл. 2.4.1;

$x_{j,i}$ – оценка (численное значение из табл. 2.4.2) i -го показателя для j -го варианта двигателя: $x_{j,1} = (\gamma_{дв})_j$;

$$x_{j,2Л} = (N_{лоб})_j$$

$$x_{j,2E} = (C_{e0})_j$$

$a_{j,i}$ – нормированное значение $x_{j,i}$ по формуле:

$$a_{j,i} = \frac{\max_{j \in J} x_{j,i} - x_{j,i}}{\max_{j \in J} x_{j,i} - \min_{j \in J} x_{j,i}};$$

где $\min_{j \in J} x_{j,i}$ – минимальное значение i -го показателя среди всех вариантов двигателя;

$$\max_{j \in J} x_{j,i} \text{ – максимальное значение } i\text{-го показателя среди всех}$$

вариантов двигателя;

$u_{j,i}$ – ранжированное значение величины $a_{j,i}$, вычисляется по формуле

$$u_{j,i} = b_i a_{j,i},$$

U_j – суммарная эффективность j -го варианта двигателя

$$U_j = u_{j,1} + u_{j,2Л} + u_{j,2Е}$$

Вариант двигателя-аналога, у которого величина U_j в табл. 2.4.3 (правый крайний столбец) имеет наибольшее значение – U_{\max} , является наилучшим с точки зрения сформулированной ранее концепции самолёта и принимается прототипом двигателя для проектируемого самолёта.

Вывод: При принятых допущениях об отсутствии сравнения по эксплуатационной эффективности и уровню шума наилучшим прототипом двигателя для проектируемого самолёта является двигатель

Предварительные характеристики двигателя проектируемого самолёта

С учетом данных табл. 2.4.2 для выбранного прототипа двигателя, основные характеристики двигателя проектируемого самолёта приведены в табл. 2.4.4.

Основные характеристики воздушного винта в табл. 2.4.5.

Таблица 2.4.4

Основные характеристики ТВД проектируемого самолёта				
№ п/п	Наименование характеристики	Обозначение	Размерность	Значение
1.	Двигатель высотный/невысотный	–		
2.	Удельный часовой расход топлива	C_{e0}	даН/(э.л.с.·ч)	
3.	Степень дросселирования на взлётном режиме	$(\bar{N}_{др})_{взл}$	–	
4.	Степень дросселирования на крейсерском режиме	$(\bar{N}_{др})_{крейс}$	–	
5.	Удельный вес двигателя	$\gamma_{дв}$	даН/э.л.с.	
6.	Удельный лоб двигателя	$N_{лоб}$	м ² /э.л.с.	
7.	Удлинение двигателя	$\lambda_{дв}$	–	
8.	Крейсерская высота по ТЗ	$H_{крейс}$	м	
9.	Крейсерская скорость по ТЗ	$V_{крейс}$	км/ч	
10.	Относительная ВСХ для мощности по данным работы [] рис. при $H=H_{крейс}$, $V=V_{крейс}$ и $\bar{N}_{др}=1,0$	$\bar{N}_{(HV)}_{крейс}$	–	
11.	Относительная ВСХ для удельного часового расхода топлива по данным работы [] рис. при $H=H_{крейс}$, $V=V_{крейс}$ и $\bar{N}_{др}=1,0$	$\bar{C}_{(HV)}_{крейс}$	–	
12.	График относительной дроссельной характеристики для удельного часового расхода топлива на рис. работы []			

Примечания к табл. 2.4.4:

1) взлётная и максимальная продолжительная (номинальная) мощности не указываются, так как эти характеристики подлежат уточнению на последующих этапах проектирования;

2) степени дросселирования ТВД на взлётном $(\bar{N}_{др})_{взл}$ и крейсерском $(\bar{N}_{др})_{крейс}$ режимах работы двигателя приняты по данным работы [2].

Предварительные значения КПД винта для ТВД проектируемого самолёта представлены в табл. 2.4.5.

Таблица 2.4.5

Тип воздушного винта	ВИШ	
	тянущий/толкающий	
КПД на режиме набора высоты по данным работы []	$(\eta_{в})_{нв}$	
КПД на крейсерском режиме по данным работы []	$(\eta_{в})_{крейс}$	

БЛОК 3

Рекомендации по оформлению и шаблоны страниц пояснительной записки курсовой работы в части выбора и проработки базовой схемы проектируемого самолёта с ПД

Приложение 3.1 – шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора базовой схемы проектируемого самолёта.

Приложение 3.2 – рекомендации по оформлению пояснительной записки в части предварительной оценки параметров самолёта.

Приложение 3.3 – шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора двигателя для проектируемого самолёта.

ПРИЛОЖЕНИЕ 3.1

Шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора базовой схемы проектируемого самолёта с ПД

2. Проработка базовой схемы самолёта

2.1. Концепция самолёта

Концепция самолёта – основная идея (замысел) проекта самолёта, представленная ранжированными показателями его технической эффективности

концепция – это множество $\{(A_i, b_i)\}$,

где A_i и b_i – соответственно i -ый показатель (критерий) технической эффективности и его ранг (коэффициент важности) – число из интервала $[0, 1]$.

В условиях заданного ТЗ (и при обязательном выполнении требований соответствующих Норм лётной годности), перечень показателей технической эффективности A_i следует из интегрального показателя технической эффективности пассажирского самолёта, как транспортного средства [1], и включает:

- весовую эффективность, а именно $G_{\text{п.сн}} \rightarrow \min$ (далее обозначается – A_1);
- топливную эффективность, т.е. $G_T \rightarrow \min$ (далее – A_2);
- эксплуатационную эффективность, измеряемую в данном случае технически возможным среднегодовым налётом часов $W_T \rightarrow \max$ (далее – A_3);
- комфортабельность самолёта, т.е. *Комфорт* $\rightarrow \max$ (далее обозначается – A_4).

Перечисленные показатели сложным образом влияют на экономичность самолёта в целом, через его стоимость, величину эксплуатационных расходов и объем авиаперевозок за период эксплуатации самолёта. Чем больше ожидается повышение экономичности самолёта от соответствующего изменения показателя технической эффективности A_i , тем важнее этот показатель и, следовательно, тем больше должен быть его ранг b_i . Но существует обязательное условие

$$\sum_{i=1}^I b_i = 1,$$

где $I = 4$ – количество показателей технической эффективности самолёта.

Определение рангов b_i для критериев A_i осуществляется экспертным методом непосредственной оценки [2] и оформляется в виде табл. 2.1.1.

Таблица 2.1.1

Частные показатели (критерии) технической эффективности самолёта	Оценка t_i	Ранг b_i
I	2	3
A_1 – весовая эффективность	$t_1 =$	$b_1 =$
A_2 – топливная эффективность	$t_2 =$	$b_2 =$
A_3 – эксплуатационная эффективность	$t_3 =$	$b_3 =$
A_4 – комфортабельность самолёта	$t_4 =$	$b_4 =$
Сумма	$T =$	1,0

Процедура экспертной оценки заключается в следующем:

1) Показателю A_i , который по нашему мнению является наиболее важным, в столбце 2 табл. 2.1.1 назначается наивысшая оценка $t_i = 10$ баллов. Оценка в баллах остальных показателей определяется последовательно как доля более важного, т.е. доля от 10 баллов.

2) Полученные таким образом значения баллов нормируют. С этой целью сначала суммируют баллы по всем критериям A_i , т.е. вычисляют

$$T = t_1 + t_2 + t_3 + t_4.$$

3) Затем каждая из оценок t_i (из столбца 2 табл. 2.1.1) делится на полученную сумму:

$$b_i = \frac{t_i}{T}.$$

4) Результаты записываются в столбец 3 табл. 2.1.1.

5) В заключение процедуры определения рангов осуществляется проверка условия

$$\sum_{i=1}^4 b_i = 1.$$

Декомпозиция частного критерия «топливная эффективность» самолёта будет множеством

$$A_2 = \{A_{2К}, A_{2Д}\},$$

где $A_{2К}$ – аэродинамическая эффективность, интегрально характеризуемая $K_{крейс}$;

$A_{2Д}$ – показатель влияния самолёта на силовую установку, который будет учитывать влияние схемы самолёта на КПД винта (как правило, несколько процентов).

В соответствии с декомпозицией для показателя A_2 осуществлена декомпозиция его ранга

$$b_2 = \{b_{2К}, b_{2Д}\},$$

где $b_{2К}$ – ранг аэродинамической эффективности самолёта;

$b_{2Д}$ – ранг показателя влияния самолёта на КПД винта.

При декомпозиции ранга топливной эффективности b_2 в соответствии с работой [2] соблюдены условие

$$b_{2К} + b_{2Д} \equiv b_2$$

и рекомендация

$$b_{2К} > b_{2Д}.$$

Итак, при выборе базовой схемы проектируемого самолёта его концепция – это множество

$$\{(A_1, b_1 = \quad); (A_{2К}, b_{2К} = \quad); (A_{2Д}, b_{2Д} = \quad); (A_3, b_3 = \quad); (A_4, b_4 = \quad)\}$$

2.2. Выбор базовой схемы самолёта

Выбор базовой схемы осуществляется по методике работы [2].

Предлагаемые альтернативные варианты базовой схемы проектируемого самолёта представлены на рис. 2.2.1.

--	--	--

Рис. 2.2.1. Варианты базовой схемы проектируемого самолёта

Формулировка задачи: из множества альтернативных вариантов базовой схемы при обязательном выполнении заданных эксплуатационно-технических требований (ЭТТ), соответствующих норм лётной годности (НЛГ) и для заданной концепции самолёта $\{(A_i, b_i)\}$ выбрать вариант, которому соответствует максимум величины средневзвешенной суммы оценок его достоинств и недостатков по всем показателям технической эффективности A_i

$$U_{\max} = \max_{j \in J} \left(\sum_{i=1}^I b_i x_{j,i} \right),$$

где $x_{j,i}$ – экспертная оценка в баллах j -го варианта базовой схемы самолёта по i -му показателю технической эффективности из концепции самолёта;

b_i – ранг i -го показателя технической эффективности из концепции самолёта;

I – количество показателей технической эффективности в концепции самолёта; здесь $i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}$;

J – количество альтернативных вариантов базовой схемы самолёта.

Оценка весовой эффективности вариантов базовой схемы самолёта

Весовая эффективность каждого из вариантов базовой схемы самолёта в целом $x_{j,1}$ оценивается суммой оценок веса каждой части самолёта $r_{j,k}$ (крыло, фюзеляж, оперение, шасси, мотогондолы) с учетом доли этой части $\overline{b_k}$ в весе конструкции самолёта (табл. 2.2.1).

Пояснения к заполнению табл. 2.2.1:

1) индекс k принимает следующие значения $k = \{1кр, 1ф, 1оп, 1ш, 1мг\}$;

2) $\overline{b_k} = \frac{G_k}{G_{кр} + G_{ф} + G_{оп} + G_{ш} + G_{мг}}$ – доля веса k -ой части самолёта в весе

его конструкции; рекомендованные значения $\overline{b_{1кр}}, \overline{b_{1ф}}, \overline{b_{1оп}}, \overline{b_{1ш}}, \overline{b_{1мг}}$

приведены в табл. 2.3.2 работы [2] для класса самолётов _____;

Оценка весовой эффективности вариантов базовой схемы самолёта

Варианты схемы, j (схематический рисунок)	Весовая эффективность частей самолёта										$x_{j,1}$	
	Крыло		Фюзеляж		Оперение		Шасси		Гондолы			
	$\overline{b_{1кр}} =$		$\overline{b_{1ф}} =$		$\overline{b_{1оп}} =$		$\overline{b_{1ш}} =$		$\overline{b_{1мг}} =$			
	$r_{j,1кр}$	$g_{j,1кр}$	$r_{j,1ф}$	$g_{j,1ф}$	$r_{j,1оп}$	$g_{j,1оп}$	$r_{j,1ш}$	$g_{j,1ш}$	$r_{j,1мг}$	$g_{j,1мг}$		
	$k = 1кр$		$k = 1ф$		$k = 1оп$		$k = 1ш$		$k = 1мг$			
	$j=1$											
	$j=2$											
	$j=3$											

3) $r_{j,k}$ – экспертная оценка в баллах веса отдельной k -ой части самолёта j -го варианта схемы, назначаемая в соответствии с правилом: $r_{j,k} = 100$, если j – номер варианта схемы самолёта с наименьшим весом k -ой части самолёта. Для остальных вариантов схемы самолёта этим же k -ым частям назначается меньшее число баллов – пропорционально ухудшению их веса. При этом использованы данные работ [3, 4];

4) $g_{j,k} = \overline{b_k} \times r_{j,k}$ – приведение оценки веса k -ой части самолёта j -го варианта схемы $r_{j,k}$ к оценке весовой эффективности конструкции самолёта в целом по формуле

$$g_{j,k} = \overline{b_k} \times r_{j,k};$$

5) построчное суммирование оценок $g_{j,k}$ определяет весовую эффективность каждого из вариантов базовой схемы самолёта в целом $x_{j,1}$

$$x_{j,1} = \sum_k g_{j,k}.$$

Результат $x_{j,1}$ записывается в крайний правый столбец табл. 2.2.1.

Анализ и определение наилучшего варианта базовой схемы самолёта

Продолжение анализа вариантов базовой схемы проектируемого самолёта и выбор наилучшего из них осуществляется с помощью матрицы принятия решения (табл. 2.2.2).

Таблица 2.2.2

Анализ и выбор наилучшего варианта базовой схемы проектируемого самолёта

Варианты схемы, j (схематический рисунок)	Весовая эффективность		Топливная эффективность				Эксплуата- ционная эффективность		Комфорта- бельность		U_j
			Аэродинами- ческая эффективность		Влияние схемы самолета на двигатель						
	$b_1 =$		$b_{2К} =$		$b_{2Д} =$		$b_3 =$		$b_4 =$		
	$x_{j,1}$	$u_{j,1}$	$x_{j,2К}$	$u_{j,2К}$	$x_{j,2Д}$	$u_{j,2Д}$	$x_{j,3}$	$u_{j,3}$	$x_{j,4}$	$u_{j,4}$	
$i = 1$		$i = 2К$		$i = 2Д$		$i = 3$		$i = 4$			
	$j = 1$										
	$j = 2$										
	$j = 3$										

Пояснения к табл. 2.2.2:

1) значения рангов b_i , где $i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}$, приведены в концепции самолёта с учетом декомпозиции ранга для показателя топливной эффективности (раздел 2.2.1 пояснительной записки);

2) $x_{j,1}$ – экспертные оценки, полученные ранее в табл. 2.2.1 для показателя «весовая эффективность»; для остальных показателей – $x_{j,i}$ – экспертная оценка, назначаемая в соответствии с правилом: для каждого i -го показателя концепции самолёта из множества вариантов схем выбирается тот, который по сравнению с другими является наилучшим по этому показателю и ему назначается 100 баллов, т.е. $x_{j,i} = 100$, если j – номер наилучшего варианта базовой схемы по i -му критерию.

При этом использованы данные работ [3, 4];

3) ранжирование значений экспертной оценки $x_{j,i}$ по формуле

$$u_{j,i} = b_i \times x_{j,i};$$

4) суммирование ранжированных значений экспертных оценок для каждого варианта базовой схемы по формуле

$$U_j = \sum_i u_{j,i}, \text{ где } i = \{1, 2К, 2Д, 3, 4\}.$$

5) Вариант базовой схемы, у которого величина U_j будет наибольшей U_{\max} , является наилучшим с точки зрения сформулированной ранее концепции самолёта.

Вывод:

Вариант наилучшей базовой схемы самолёта представлен на рис. 2.2.2.



Рис.2.2.2

2.3. Предварительная оценка основных параметров самолёта

Предварительная оценка основных параметров самолёта выбранной схемы выполняется по методике работы [2].

2.3.1. Оценка основных весовых характеристик самолёта

ПРИЛОЖЕНИЕ 3.2

Рекомендации по оформлению пояснительной записки в части предварительной оценки параметров самолёта с ПД

2.3.1. Оценка основных весовых характеристик самолёта

<Содержит определение предварительного значения взлётного веса по одной из методик разд. 3.2 тома I Руководства. В варианте использования данных самолётов-аналогов таблицы этих данных приводятся в пояснительной записке, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины.>

*<Содержит вычисления **первой итерации** определения взлётного веса первого приближения. В случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины. Обязательно оформляется **весовая ведомость** взлётного веса самолёта первого приближения.>*

<Содержит вычисление или назначение $\bar{G}_{\text{Пос}}$. В случае использования данных самолётов-аналогов они в виде таблицы приводятся в пояснительной записке.>

<Содержит вычисление или назначение $G_{\text{СН}}$. В случае использования данных самолётов-аналогов они в виде таблицы приводятся в пояснительной записке.>

Вывод:

первое приближение взлётного веса проектируемого самолёта равно $G_0 = \dots$ даН,

предварительное значение относительного веса топлива $\bar{G}_T = \dots$,

расчётное значение относительного посадочного веса $\bar{G}_{\text{Пос}} = \dots$,

расчётное значение веса снаряжения $G_{\text{СН}} = \dots$ даН.

2.3.2. Оценка взлётной удельной нагрузки на крыло

<Содержит определение по одному из способов предварительных значений взлётной удельной нагрузки на крыло. Используемые при этом данные самолётов-аналогов (2-3 самолёта) приводятся в пояснительной записке в табличном виде, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины.>

Принимается:

предварительное значение взлётной удельной нагрузки на крыло $p_0 = \dots$ даН/м².

2.3.3. Оценка взлётной энерговооруженности самолёта

<Содержит определение по одному из способов предварительных значений взлётной энерговооруженности и потребной величины взлётной тяги двигателя. Используемые при этом данные самолётов-аналогов (2-3 самолёта) приводятся в пояснительной записке в табличном виде, а в случае использования рисунков с графиками указывается: номер источника из списка литературы, номер страницы, номер рисунка, величина аргумента и значение искомой величины>

Принимается:

предварительное значение взлётной энерговооруженности самолёта $\bar{N}_0 =$ л.с./даН;

предварительное значение максимальной (взлётной) мощности $N_{e0} =$ л.с.

ПРИЛОЖЕНИЕ 3.3

Шаблоны страниц пояснительной записки в части выбора двигателя для проектируемого самолёта с ПД.

2.4. Выбор типа двигателя

Выбор типа двигателя для проектируемого самолёта осуществляется по методике работ [1, 2].

Концепция двигателя аналогична концепции самолёта и при допущении об отсутствии сравнения вариантов по критериям эксплуатационной эффективности и уровню шума приведена в табл. 2.4.1.

Таблица 2.4.1.

Показатели технической эффективности	Ранг
A_1 – весовая эффективность двигателя как части самолёта ($\gamma_{\text{дв}} \rightarrow \min$)	$b_1 =$
$A_{2\text{Л}}$ – аэродинамическая эффективность двигателя ($N_{\text{лоб}} \rightarrow \min$)	$b_{2\text{Л}} =$
$A_{2\text{Е}}$ – энергетическая эффективность двигателя ($C_{e \text{ крейс}} \rightarrow \min$)	$b_{2\text{Е}} =$

Пояснения к табл. 2.4.1:

- 1) $\gamma_{\text{дв}}$ – удельный вес двигателя;
- 2) $N_{\text{лоб}}$ – удельный лоб двигателя;
- 3) $C_{e \text{ крейс}}$ – крейсерский удельный часовой расход топлива;
- 4) ранг b_1 указан в концепции самолёта (табл. 2.1.1);
- 5) при декомпозиции ранга показателя топливной эффективности самолёта b_2 (табл. 2.1.1) в соответствии с работой [2] выполнены:
условие

$$b_{2\text{Л}} + b_{2\text{Е}} = b_2$$

и рекомендация

$$b_{2\text{Л}} \ll b_{2\text{Е}}.$$

Варианты двигателей.

В соответствии с классификацией ЦИАМ для ранее определенного предварительного значения мощности двигателя при взлёте проектируемого самолёта требуется двигатель класса мощности от до л.с.

Основные данные двигателей аналогичного класса мощности приведены по данным Приложения 8 работы [2] в табл. 2.4.2, в которой:

$\pi_{\text{к}}$ – степень сжатия воздуха в компрессоре двигателя;

$T_{\text{Г}}$ – температура газа перед турбиной;

$L_{\text{дв}}$, $B_{\text{дв}}$, $H_{\text{дв}}$ – длина, ширина и высота двигателя соответственно;

эквивалентный диаметр двигателя – $d_{\text{дв}} \approx 2\sqrt{\frac{B_{\text{дв}} H_{\text{дв}}}{\pi}}$ – вычисляется;

удлинение двигателя – $\lambda_{\text{дв}} = \frac{L_{\text{дв}}}{d_{\text{дв}}}$ – вычисляется;

удельный вес двигателя – $\gamma_{\text{дв}} = \frac{G_{\text{дв}}}{N_{e0}}$ – вычисляется;

удельная площадь миделевого сечения двигателя («удельный лоб»

двигателя) – $N_{\text{лоб}} = \frac{0,25\pi d_{\text{дв}}^2}{N_{e0}}$ – вычисляется;

литровая мощность двигателя – $N_{\text{л. дв}} = \frac{N_{e0}}{V_{\text{цил}}}$ – вычисляется.

Таблица 2.4.2

Таблица данных ПД

Характеристика двигателя		Двигатели-аналоги		
Обозначение	Размерность			
N_{e0}	л.с			
$N_{\text{цил}}$	шт			
$V_{\text{цил}}$	литр			
C_{e0}	даН/(л.с.·ч)			
$C_{e \text{ крейс}}$	даН/(л.с.·ч)			
$L_{\text{дв}}$	м			
$B_{\text{дв}} \times H_{\text{дв}}$	м × м			
$\lambda_{\text{дв}}$	–			
$G_{\text{дв}}$	даН			
$\gamma_{\text{дв}}$	даН/л.с.			
$N_{\text{лоб}}$	м ² /л.с.			
$N_{\text{л. дв}}$	л.с./литр			

Формулировка задачи: из множества вариантов двигателей-аналогов при обязательном выполнении заданных ЭТГ, соответствующих НЛГ и для заданной концепции двигателя $\{(A_j, b_i)\}$ (табл. 2.4.1) выбрать вариант (прототип двигателя), которому соответствует максимум величины средневзвешенной суммы оценок всех показателей технической эффективности

$$U_{\max} = \max_{j \in J} \left(\sum_{i=1}^I b_i a_{j,i} \right),$$

где $a_{j,i}$ – нормированная оценка j -го варианта двигателя-аналога по i -му показателю технической эффективности из концепции двигателя; здесь индекс i

принимает следующие значения: $i = 1, 2Л, 2Е$;

b_i – ранг i -го показателя технической эффективности из концепции двигателя;

J – количество вариантов двигателей-аналогов;

I – количество показателей концепции двигателя.

Выбор прототипа двигателя основан на результатах анализа каждого варианта по приведенным в концепции двигателя частным показателям и их рангам с последующей их средневзвешенной сверткой в глобальный критерий технико-экономической эффективности.

Анализ и выбор прототипа двигателя для проектируемого самолёта с ПД осуществляется с помощью соответствующей матрицы – табл. 2.4.3.

Таблица 2.4.3

Матрица анализа и выбора двигателя

Варианты двигателя, j		Критерии технической эффективности двигателя									U_j
		весовая эффективность $\gamma_{дв} \rightarrow \min$			аэродинамическая эффективность $N_{лоб} \rightarrow \min$			энергетическая эффективность $C_{e \text{ крейс}} \rightarrow \min$			
		$b_1 =$			$b_{2Л} =$			$b_{2Е} =$			
		$i = 1$			$i = 2Л$			$i = 2Е$			
		x_1	a_1	u_1	$x_{2Л}$	$a_{2Л}$	$u_{2Л}$	$x_{2Е}$	$a_{2Е}$	$u_{2Е}$	
	$j = 1$										
	$j = 2$										
	$j = 3$										

В табл.2.4.3:

b_i – ранг i -го показателя эффективности двигателя, приведен в табл. 2.4.1;

$x_{j,i}$ – оценка (численное значение из табл. 2.4.2) i -го показателя для j -го варианта двигателя: $x_{j,1} = (\gamma_{дв})_j$;

$$x_{j,2Л} = (N_{лоб})_j$$

$$x_{j,2Е} = (C_{e \text{ крейс}})_j$$

$a_{j,i}$ – нормированное значение $x_{j,i}$ по формуле:

$$a_{j,i} = \frac{\max_{j \in J} x_{j,i} - x_{j,i}}{\max_{j \in J} x_{j,i} - \min_{j \in J} x_{j,i}};$$

где $\min_{j \in J} x_{j,i}$ – минимальное значение i -го показателя среди всех вариантов двигателя;

$\max_{j \in J} x_{j,i}$ – максимальное значение i -го показателя среди всех

вариантов двигателя;

$u_{j,i}$ – ранжированное значение величины $a_{j,i}$, вычисляется по формуле

$$u_{j,i} = b_i a_{j,i},$$

U_j – суммарная эффективность j -го варианта двигателя

$$U_j = u_{j,1} + u_{j,2Л} + u_{j,2Е}.$$

Вариант двигателя-аналога, у которого величина U_j в табл. 2.4.3 (правый крайний столбец) имеет наибольшее значение – U_{\max} , является наилучшим с точки зрения сформулированной ранее концепции самолёта и далее принимается в качестве прототипа двигателя проектируемого самолёта.

Вывод: При принятых допущениях об отсутствии сравнения по эксплуатационной эффективности и уровню шума наилучшим прототипом двигателя для проектируемого самолёта является двигатель

Предварительные характеристики двигателя проектируемого самолёта

С учетом данных табл. 2.4.2 для выбранного прототипа двигателя, основные характеристики двигателя проектируемого самолёта приведены в табл. 2.4.4.

Основные характеристики воздушного винта в табл. 2.4.5.

Таблица 2.4.4

Основные характеристики ПД проектируемого самолёта				
№ п/п	Наименование характеристики	Обозначение	Размерность	Значение
1.	Двигатель высотный/невысотный	–		
2.	Удельный часовой расход топлива	C_{e0}	даН/(л.с.·ч)	
3.	Коэффициент увеличения мощности на взлётном режиме высотного двигателя	$\mu_{взл}$	–	
4.	Степень дросселирования на крейсерском режиме	$(\bar{N}_{др})_{крейс}$	–	
5.	Число цилиндров двигателя	$N_{цил}$	шт	
6.	Расположение цилиндров	–		
7.	Удельный вес двигателя	$\gamma_{дв}$	даН/л.с.	
8.	Литровая мощность	$N_{л. дв}$	л.с./литр	
9.	Удельный лоб двигателя	$N_{лоб}$	м ² /л.с.	
10.	Удлинение двигателя	$\lambda_{дв}$	–	
11.	Крейсерская высота по ТЗ	$H_{крейс}$	м	
12.	Относительная высотная характеристика для мощности по данным работы [рис.] при $H=H_{крейс}$, $V=V_{крейс}$ и	$\bar{N}_{H_{крейс}}$	–	

Таблица 2.4.4

Основные характеристики ПД проектируемого самолёта				
№ п/п	Наименование характеристики	Обозначение	Размерность	Значение
	$\bar{N}_{др} = 1,0$			
13.	Относительная высотная характеристика для удельного часового расхода топлива по данным работы [] рис. при $H = H_{крейс}$, $V = V_{крейс}$ и $\bar{N}_{др} = 1,0$	$\bar{C}_{H_{крейс}}$	–	
14.	График относительной дроссельной характеристики для удельного часового расхода топлива на рис. работы []			

Примечания к табл. 2.4.4:

1) взлётная и максимальная продолжительная (номинальная) мощности не указываются, так как эти характеристики подлежат уточнению на последующих этапах проектирования;

2) степень дросселирования ПД на крейсерском ($\bar{N}_{др}$)_{крейс} режиме работы двигателя принята по данным работы [2];

3) Коэффициент увеличения мощности на взлётном режиме высотного двигателя $\mu_{взл}$ принят по данным работы [2].

Предварительные значения КПД винта для ПД проектируемого самолёта представлены в табл. 2.4.5.

Таблица 2.4.5

Тип воздушного винта	ВФШ/ВИШ	
	тянущий/толкающий	
КПД на режиме набора высоты по данным работы [2]	$(\eta_B)_{нв}$	
КПД на крейсерском режиме по данным работы [2]	$(\eta_B)_{крейс}$	

БЛОК 4

Оценка предварительных значений аэродинамических характеристик

Приложение 4.1. Самолёт нормальной категории с ОДНИМ двигателем.

Приложение 4.2. Самолёт нормальной категории с ДВУМЯ двигателями.

Приложение 4.3. Самолёт переходной категории.

Приложение 4.4. Самолёт транспортной категории.

ПРИЛОЖЕНИЕ 4.1

Самолёт нормальной категории с **ОДНИМ двигателем.**

2.5. Предварительные аэродинамические характеристики самолёта

Предварительные аэродинамические характеристики проектируемого самолёта получены расчетным способом по методикам работы [2] и приведены в табл. 2.5.1.

Таблица 2.5.1

Аэродинамические характеристики проектируемого самолёта с одним двигателем
(нормальная категория)

№ п/п	Наименование аэродинамической характеристики и её обозначение	Величина	Метод определения и примечание
1	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации	K_{\max}	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
2	Коэффициент C_y , при котором в полётной конфигурации самолёта аэродинамическое качество равно K_{\max}	$C_{y \text{ нв}}$	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
3	Максимальное значение коэффициента C_y во взлётном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max взл}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
4	Максимальное значение коэффициента C_y в посадочном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max пос}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
5	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта во взлётном положении механизации крыла, шасси убрано, если оно убирающееся	$K_{\max \text{ взл}}$	разд. 7.5.3; расчет приведен далее

Механизация крыла:

1. Расчет максимального аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации

Вычисление предварительного значения площади крыла проектируемого самолёта

$$S = \frac{G_0}{P_0} =$$

где G_0 – взлётный вес проектируемого самолёта в первом приближении;

P_0 – предварительная оценка значения удельной нагрузки на крыло (разд.2.3.2).

Определение удлинения крыла λ проектируемого самолёта по способу работы [5] –

ПРИЛОЖЕНИЕ 4.2

Самолёт нормальной категории с **ДВУМЯ** двигателями.

2.5. Предварительные аэродинамические характеристики самолёта

Предварительные аэродинамические характеристики проектируемого самолёта получены расчетным способом по методикам работы [2] и приведены в табл. 2.5.1.

Таблица 2.5.1

Аэродинамические характеристики проектируемого самолёта с двумя двигателями (нормальная категория)

№ п/п	Наименование аэродинамической характеристики и её обозначение	Величина	Метод определения и примечание
1	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации	K_{\max}	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
2	Коэффициент C_y , при котором в полётной конфигурации самолёта аэродинамическое качество равно K_{\max}	$C_{y \text{ нв}}$	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
3	Максимальное значение коэффициента C_y во взлётном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max взл}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
4	Максимальное значение коэффициента C_y в посадочном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max пос}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
5	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта во взлётном положении механизации крыла, шасси убрано, если оно убирающееся	$K_{\max \text{ взл}}$	разд. 7.5.3; расчет приведен далее
6	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации с одним неработающим двигателем (только для многодвигательных самолётов)	$K_{\max_{n-1}}$	разд. 7.4.2, пункт 7.4.2.1; расчет приведен далее

Механизация крыла:

1. Расчет максимального аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации

Вычисление предварительного значения площади крыла проектируемого самолёта

$$S = \frac{G_0}{P_0} =$$

где G_0 – взлётный вес проектируемого самолёта в первом приближении;

P_0 – предварительная оценка значения удельной нагрузки на крыло (разд.2.3.2).

Определение удлинения крыла λ проектируемого самолёта по способу работы [5] –

ПРИЛОЖЕНИЕ 4.3

Самолёт переходной категории.

2.5. Предварительные аэродинамические характеристики самолёта

Предварительные аэродинамические характеристики проектируемого самолёта получены расчетным способом по методикам работы [2] и приведены в табл. 2.5.1.

Таблица 2.5.1

Аэродинамические характеристики проектируемого самолёта
(переходная категория)

№ п/п	Наименование аэродинамической характеристики и её обозначение	Величина	Метод определения и примечание
1	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации	K_{\max}	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
2	Коэффициент C_y , при котором в полётной конфигурации самолёта аэродинамическое качество равно K_{\max}	$C_{y \text{ нв}}$	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
3	Максимальное значение коэффициента C_y во взлётном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max взл}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
4	Максимальное значение коэффициента C_y в посадочном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max пос}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
5	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта во взлётном положении механизации крыла, шасси убрано, если оно убирающееся	$K_{\max \text{ взл}}$	разд. 7.5.3; расчет приведен далее
6	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта с одним неработающим двигателем и с механизацией во взлётном положении, убирающееся шасси убрано	$K_{\max \text{ взл } n-}$	разд. 7.6, формула 7.6.1; расчет приведен далее

Механизация крыла:

1. Расчет максимального аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации

Вычисление предварительного значения площади крыла проектируемого самолёта

$$S = \frac{G_0}{P_0} =$$

где G_0 – взлётный вес проектируемого самолёта в первом приближении;

P_0 – предварительная оценка значения удельной нагрузки на крыло (разд.2.3.2).

Определение удлинения крыла λ проектируемого самолёта по способу работы [5] –

ПРИЛОЖЕНИЕ 4.4

Самолёт транспортной категории.

2.5. Предварительные аэродинамические характеристики самолёта

Предварительные аэродинамические характеристики проектируемого самолёта получены расчетным способом по методикам работы [2] и приведены в табл. 2.5.1.

Таблица 2.5.1

Аэродинамические характеристики проектируемого самолёта
(транспортная категория)

№ п/п	Наименование аэродинамической характеристики и её обозначение	Величина	Метод определения и примечание
1	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации	K_{\max}	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
2	Коэффициент C_y , при котором в полётной конфигурации самолёта аэродинамическое качество равно K_{\max}	$C_{y \text{ нв}}$	разд. 7.4.3, Инструкция 7.1; расчет приведен далее
3	Максимальное значение коэффициента C_y во взлётном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max взл}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
4	Максимальное значение коэффициента C_y в посадочном положении механизации крыла	$C_{y \text{ max пос}}$	разд. 7.5.2, Инструкция 7.2;
5	Максимальное значение аэродинамического качества самолёта с одним неработающим двигателем и с механизацией во взлётном положении, убирающееся шасси убрано	$K_{\max \text{ взл } n-}$	1) $K_{\max \text{ взл}}$ – разд. 7.5.3; расчет приведен далее; 2) разд. 7.6, формула 7.6.1; расчет приведен далее

Механизация крыла:

1. Расчет максимального аэродинамического качества самолёта в полётной конфигурации

Вычисление предварительного значения площади крыла проектируемого самолёта

$$S = \frac{G_0}{P_0} =$$

где G_0 – взлётный вес проектируемого самолёта в первом приближении;

P_0 – предварительная оценка значения удельной нагрузки на крыло (разд.2.3.2).

Определение удлинения крыла λ проектируемого самолёта по способу работы [5] –