

Аналитический метод выбора параметров реактивного учебно-тренировочного самолета на этапе предварительного проектирования

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Разработан метод выбора параметров учебно-тренировочного самолета на этапе предварительного проектирования. Проведен анализ влияния проектных параметров на составляющие уравнения существования самолета. На основе заданных тактико-технических требований (ТТТ), предъявляемых к реактивному учебно-тренировочному самолету, проведен расчет и определены параметры проектируемого самолета. Метод позволяет определить оптимальные значения проектных параметров самолета по критерию минимума массы, удовлетворяющих заданные ТТТ. Метод апробирован на примере учебно-тренировочного самолета УТС-ХАИ и учебно-боевого самолета Як-130.

Ключевые слова: учебно-тренировочный самолет, взлетная масса, схема, оптимальные параметры.

История создания авиационной техники свидетельствует о том, что характеристики нового проектируемого летательного аппарата должны обеспечивать уровень его эффективности, превосходящий достигнутый уровень.

Статистический метод проектирования предполагает получение параметров нового образца самолета сравнением их со статистическими данными самолетов аналогичного назначения. Этот метод проектирования предполагает также выбор летно-технических данных и относительных параметров проектируемого самолета путем экстраполяции возможного в ближайшие годы их изменения, чтобы к моменту выпуска серии новый образец самолета не устарел [1].

Метод оптимального проектирования самолета начал развиваться с попыток аналитического решения задач выбора наивыгоднейших параметров самолета с учетом связей между параметрами и его летными характеристиками. Этот метод основан на инженерном поиске параметров и характеристик самолета, наилучшим образом удовлетворяющих выбранному критерию эффективности [1].

Конструктор В. Ф. Болховитинов показал, что если в уравнении весового баланса самолета выразить составляющие веса через летные характеристики и проектные параметры, то преобразованное уравнение существования позволяет не только установить связи между различными характеристиками и параметрами самолета, но и анализировать возможности реализации этих свойств на современном уровне развития авиационной науки и техники. Эффективность самолета может быть определена уровнем весового совершенства самолета в целом и его агрегатов [1].

В работах [1, 2, 5] представлены методы общего проектирования самолетов, однако не приведены особенности проектирования современных учебно-тренировочных самолетов (УТС) с реактивными двигателями.

Практика показала, что основной характеристикой учебно-тренировочного самолета следует считать выживаемость на земле и в воздухе, маневренность, а также способность эффективно вести ближний учебный воздушный бой [3, 8].

Целью работы является разработка метода выбора наивыгоднейших (оптимальных) параметров учебно-тренировочного самолета, удовлетворяющих вы-

бранному критерию эффективности на основе заданных ТТТ, норм летной годности (НЛГ) и ОТТ ВВС (рис. 1) на этапе предварительного проектирования.

Метод является основой для разработки эскизного и рабочего проектов самолета, имеющего уровень эффективности, превосходящий уровень самолетов аналогичного класса.

Для проектирования конкурентоспособного самолета, удовлетворяющего перспективным требованиям, разработаны концепции создания учебно-тренировочного самолета:

– по аэродинамике – разработка и создание аэродинамической компоновки самолета с крейсерским аэродинамическим качеством, равным 13,5, и взлетным аэродинамическим качеством, равным 8;

– по весовому совершенству – разработка и создание конструкции планера и систем с весовой отдачей по полезной нагрузке не менее 48 % (по массе конструкции планера не более 27 %);

– по прочности – разработка и создание конструкции планера, которая при требуемой весовой отдаче и заданной эксплуатационной перегрузке обеспечивает статическую прочность и ресурс не менее 20000 летных часов;

– по управлению – разработка и создание системы управления самолетом, которая должна обеспечивать высокие маневренные характеристики. Полетную информацию следует отображать посредством дисплеев. Для повышения характеристик управляемости самолет необходимо оснастить электродистанционной системой управления. Нагрузки на командный рычаг на всех режимах полета должны находиться в установленных нормах границах;

– по системам – разработка систем, которые должны обеспечивать надежную работу во всем эксплуатационном диапазоне;

– по эксплуатационной технологичности и ремонту – необходимо чтобы компоновка самолета давала возможность провести быстрый осмотр, подготовку к полету и техническое обслуживание;

– по выживаемости – разработка и создание систем выживаемости на земле и в воздухе.

Метод включает в себя формирование исходных данных, определение взлетной массы и геометрических параметров в нулевом приближении, определение влияния проектных параметров на взлетную массу самолета в первом и втором приближении, выбор оптимальных параметров, расчет взлетной массы в третьем приближении, проверку достижения заданных ТТТ, компоновку и центровку самолета, определение геометрических параметров, разработку чертежа общего вида и мастер-геометрии.

Для выбора оптимальных параметров учебно-тренировочного самолета в качестве критерия оптимизации принята взлетная масса [4]

$$m_0 = f(p, t_0, \eta, \lambda, \lambda_\phi, C_x, C_y \dots) \rightarrow \min,$$

где p – удельная нагрузка на крыло, даН/м²;

t_0 – стартовая тяговооруженность;

η – сужение крыла;

λ, λ_ϕ – удлинение крыла и фюзеляжа;

C_x, C_y – коэффициенты аэродинамического сопротивления и подъемной силы соответственно.

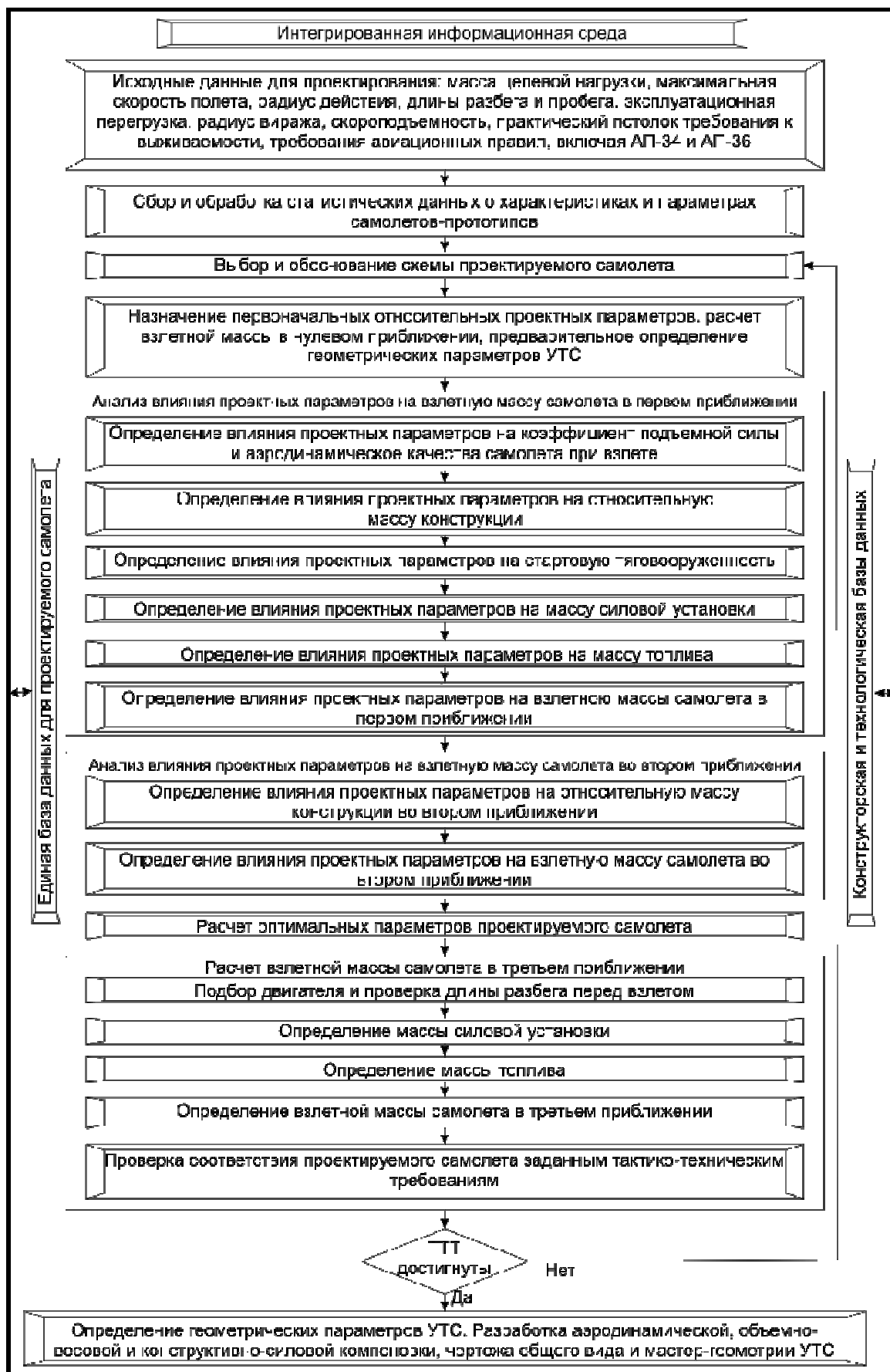


Рис. 1. Метод выбора оптимальных параметров UTC

Проектные переменные должны удовлетворять следующим ограничениям:

$$\chi^{\circ} \geq 0; \eta \geq 1; \lambda \geq 3; P_{пред. V_{noc}} \geq P \geq P_{пред. n_y \text{ турб}},$$

где $P_{пред. noc}$ – ограничение по посадочной скорости;

$P_{пред. n_y}$ – ограничение по перегрузке при полете в турбулентной атмосфере.

В работе [8] представлена схема программного комплекса формирования облика самолета (рис. 2). Цель формирования облика самолета сводится к определению допустимого варианта проекта самолета, удовлетворяющего заданным требованиям и ограничениям при выбранной схеме самолета и заданном наборе независимых параметров, характеризующих его планер и силовую установку. Конечная цель предварительного проектирования – нахождение оптимального по выбранному критерию проекта самолета. Эта цель достигается применением алгоритма оптимизации, реализующего процедуру управления, которая позволяет определять независимые переменные, добиваясь достижения экстремума целевой функции.

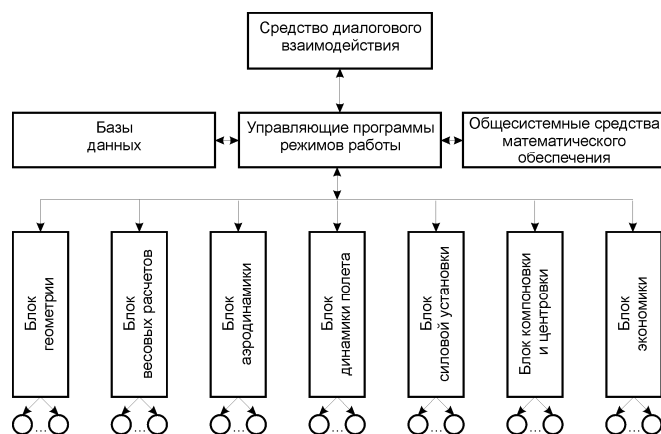


Рис. 2. Схема программного комплекса формирования облика самолета

Приведем реализацию блока весовых расчетов реактивного УТС на этапе предварительного проектирования.

Перед началом расчета должна быть выбрана схема самолета и исходя из статистических данных (табл. 1) определена взлетная масса самолета в нулевом приближении.

Исходными данными для проектирования являются тактико-технические требования, предъявляемые к самолету.

Тактические требования:

- масса полезной нагрузки – 2500 кг;
- максимальная скорость полета – 1020 км/ч;
- практический потолок – 12 км;
- радиус действия – 875 км;
- длина разбега – 550 м;
- скороподъемность у земли – 120 м/с;
- радиус виража – 750 м;
- максимальная перегрузка – +8, -4g.

Технические требования:

– требования аэродинамики. Самолет должен иметь такие внешние формы частей и их взаимное расположение, качество поверхности и размеры частей, ко-

торые могли бы обеспечить:

- высокие летные характеристики при минимальных энергетических затратах;
- необходимую устойчивость и управляемость полета;
- необходимый запас продольной статической устойчивости $m_z^{c_y}$;
- заданные (необходимые) взлетно–посадочные характеристики;
- минимальное повышение температуры конструкции за счет аэродинамического нагрева;

– требования прочности и жесткости предусматривают выполнение следующих условий:

- отсутствие разрушающих напряжений в конструкции при действии нагрузок меньше разрушающих;
- отсутствие усталостных повреждений и разрушений при действии повторных и динамических нагрузок;
- отсутствие недопустимых деформаций при действии эксплуатационных нагрузок и высоких температур;
- достаточные общая и местная жесткости элементов конструкции, которые исключают нарушения аэродинамики, устойчивости полета, обеспечивают отсутствие вибраций;

– требования технологичности: минимальные трудоемкость, затраты материалов и энергии; сокращение времени подготовки производства и выпуск изделий при минимальных затратах средств. Технологичность обеспечивается:

- простотой конструкции, рациональным, членением конструкции, минимальным количеством деталей и узлов, максимальной их унификацией;
- унификацией материалов, деталей и узлов, преимуществом конструкции и оснащения производства;
- размерами, формой конструкции деталей и узлов; материалами, позволяющими использовать современные наиболее продуктивные технологические процессы обработки и сборки;
- возможностью массового поточного производства деталей и поточной сборки с использованием автоматических линий, робототехники;
- экономически целесообразной взаимозаменяемостью деталей и узлов;
- минимальными затратами материалов и энергии, использованием достаточно распространенных материалов и, возможно, меньшей стоимостью;
- высоким качеством продукции и рациональными методами контроля;
- максимальным использованием нормалей;

– требования выживаемости на земле и в воздухе:

- уровень боевой живучести;
- уровень летно-технических характеристик;
- уровень радиолокационной, оптической, инфракрасной и акустической заметности;
- уровень эффективности средств радиоэлектронного противодействия.

На основе анализа ТТТ и схем самолетов-прототипов (рис. 2) на этапе предварительного проектирования выбрана нормальная аэродинамическая компоновка с двухкилевым вертикальным оперением и убирающимся в полете трехопорным шасси с носовой стойкой (рис. 3).

Рассмотрим последовательность определения взлетной массы маневренного самолета с реактивным двигателем.

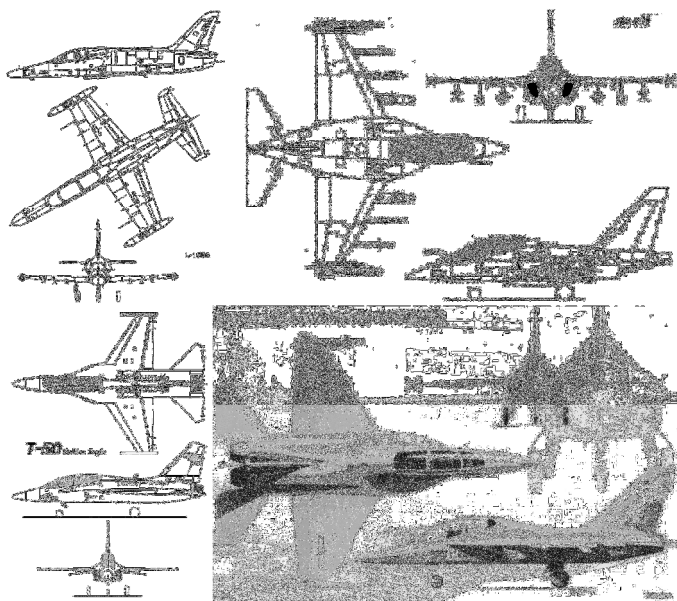


Рис. 3. Схемы самолетов-прототипов

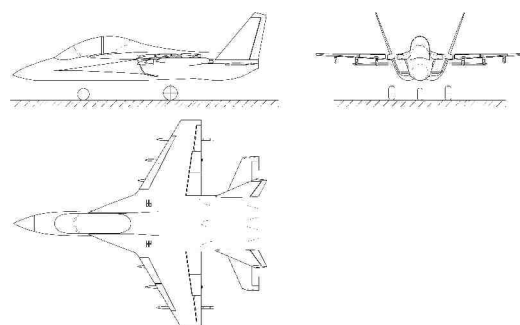


Рис. 4. Схема проектируемого самолета

1. Определение взлетной массы самолета в нулевом приближении

На основе анализа статистических данных назначены первоначальные относительные параметры проектируемого самолета (табл. 1).

Взлетную массу самолета в нулевом приближении определяют по формуле [2]

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

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

$\overline{m_{п.н}} = 2500$ кг – масса полезной нагрузки;

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

$\overline{m_{кон}} = 0,27$ – относительная масса конструкции;

$\overline{m_{с.у}} = 0,15$ – относительная масса силовой установки;

$\overline{m_m} = 0,17$ – относительная масса топлива;

$\overline{m_{об.упр}} = 0,1$ – относительная масса оборудования и управления.

В массу служебной нагрузки входит масса экипажа, масло, расходуемые в полете технические жидкости, аптечка, спасательное оборудование:

$$m_{с.н} = (80К 90) \cdot n_{ЭК} + \Delta m_{с.н};$$

где $n_{ЭК}$ – количество членов экипажа, чел.;

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

Тогда

$$m_0^0 = \frac{2500 + 360}{1 - (0,27 + 0,15 + 0,19 + 0,12)} = 9226 \text{ кг.}$$

Таблица 1

Статистические данные УТС

	Наименование самолета	L-159 ALCA	T-50	Як-130	JL-15	УТС-ХАИ
Справочные данные	Страна-производитель	Чехия	Корея	Россия	Китай	–
	Поколение	3	3	3	3	–
	Начало эксплуатации	2001	2006	2010	2011	–
	Срок эксплуатации	14	9	5	4	–
	Количество произведенных ЛА	72	70	58	6	–
Массово-габаритные характеристики	Размах крыла, м	9,54	9,11	9,72	8,73	–
	Площадь крыла, м ²	18,8	26,6	23,5	21	–
	Удлинение крыла	4,8	3,12	4,017	3,62	4
	Сужение крыла	2,3	4	3,99	4,5	4
	Стреловидность крыла, град	6	34	32	37	30
	Масса пустого самолета, кг	4320	6441	4500	5000	–
	Взлетная масса (нормальная), кг	5711	8890	5700	7000	–
	Взлетная масса (максимальная), кг	8000	11195	9000	9800	–
	Масса топлива во внутренних баках, кг	1551	1500	1600	2000	–
	Масса полезной нагрузки, кг	2340	3000	3000	2000	2500
Летно-технические характеристики	Количество точек подвески	7	7	9	6	8
	Максимальная скорость, км/ч	936	1650	1050	1500	1020
	Крейсерская скорость, км/ч	786	987			–
	Практический потолок, м	13200	14650	1200	16500	12000
	Максимальная скороподъемность, м/с	62,1	168	100	200	120
	Дальность полета (баз ПТБ), км	1570	1500	1500	1900	1750
	Дальность полета (перегоночная), км	2530	2400	2000	3000	–
	Длина разбега, м	470	510	340	300	550
	Длина пробега, м	628	630	490	500	650
	Максимальная эксплуатационная перегрузка	8	8	8	8	8
Силовая установка	Количество двигателей	1	1(Ф)	2	2(Ф)	2
	Тип двигателей	ТРДД Honeywell F124-GA-100	ТРДД GE F404	ТРДД АИ-222-25	ТРДД АИ-222-26(Ф)	ТРДД
	Тяга на режиме «максимал», кН	28,2	54	49	49	–
	Тяга на режиме «форсаж», кН		78,7		78,4	–
	Максимальная тяговооруженность (нормальная взлетная)	0,36	0,72	0,56	0,82	–
Удельные характеристики	Удельная нагрузка на крыло, нормальная кг/м ²	303	334,2	242,6	333,3	–
	Удельная нагрузка на крыло, максимальная кг/м ²	425,5	420,9	380	466,7	–
	Относительная масса полезной нагрузки (при максимальной взлетной массе)	0,29	0,27	0,33	0,2	0,3

2. Определение влияния проектных параметров на взлетную массу самолета в первом приближении

2.1. Определение влияния проектных параметров на коэффициент подъемной силы и аэродинамическое качества самолета при взлете

Формула для расчета коэффициента подъемной силы при взлете самолета имеет вид [5]:

$$C_{y\text{взл}} = C_{y\text{кр.взл}} \left(1 + \Delta \bar{C}_y \frac{\delta_{з.взл}}{\delta_{з.табл}} \cdot \frac{\bar{b}_з}{\bar{b}_{з.табл}} \bar{S}_{\text{мех.взл}} \cos^2 \chi_{0,75} \right) + \Delta C_{y\text{зем}}, \quad (2)$$

где $C_{y\text{кр.взл}}$ – коэффициент подъемной силы крыла без использования механиз-

$$\text{зации: } C_{y\text{кр.взл}} = C_y^\alpha \alpha_{\text{взл}}; \quad (3)$$

$\alpha_{\text{взл}}$ – угол атаки крыла при отрыве во время взлета, град;

C_y^α – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки, 1/град:

$$C_y^\alpha = \frac{0,11 - 0,029 \sqrt[4]{c}}{1/\cos \chi_{0,25} + 2/\lambda}; \quad (4)$$

$\Delta \bar{C}_y$ – прирост коэффициента подъемной силы в случае применения механизации крыла (величина $\Delta \bar{C}_y$ зависит от типа механизации);

$\delta_{з.взл}$ – угол отклонения закрылка при взлете, град;

$\delta_{з.табл}$ – табличный угол отклонения закрылка, град;

$\bar{b}_з$ – относительная хорда закрылка, установленного на самолете;

$\bar{b}_{з.табл}$ – табличная относительная хорда закрылка;

$\bar{S}_{\text{мех.взл}}$ – относительная площадь крыла, занимаемая механизацией:

$$\bar{S}_{\text{мех.взл}} = \left[\frac{2\eta - \bar{\lambda}_з(\eta - 1)}{\eta + 1} + k_з \right] \bar{\lambda}_з + k_{\text{пр}} \bar{\lambda}_{\text{пр}}, \quad (5)$$

где $\bar{\lambda}_з$ – относительная длина (размах) закрылка;

$k_з$ – качество закрылка;

$\bar{\lambda}_{\text{пр}}$ – относительный размах предкрылка;

$k_{\text{пр}}$ – качество предкрылка;

$\chi_{0,25}$, $\chi_{0,75}$ – стреловидность крыла в градусах, соответственно, по 0,25 и 0,75 длины хорды;

$\Delta C_{y\text{зем}}$ – прирост C_y за счет влияния близости земли:

$$\Delta C_{y\text{зем}} = 0,313 - 0,237\bar{h} + 0,0572(\bar{h})^2, \quad (6)$$

где $\bar{h} = h/b_{\text{сах}}$ – относительная высота расположения крыла;

h – расстояние от хвостика $b_{\text{сах}}$ до земли;

$b_{\text{сах}}$ – средняя аэродинамическая хорда крыла;

Для построения графиков оптимизируемые переменные фиксировали со следующими значениями:

$$\chi^\circ = 24^\circ; \eta = 4; \lambda = 4; p = 420 \text{ даН/м}^2.$$

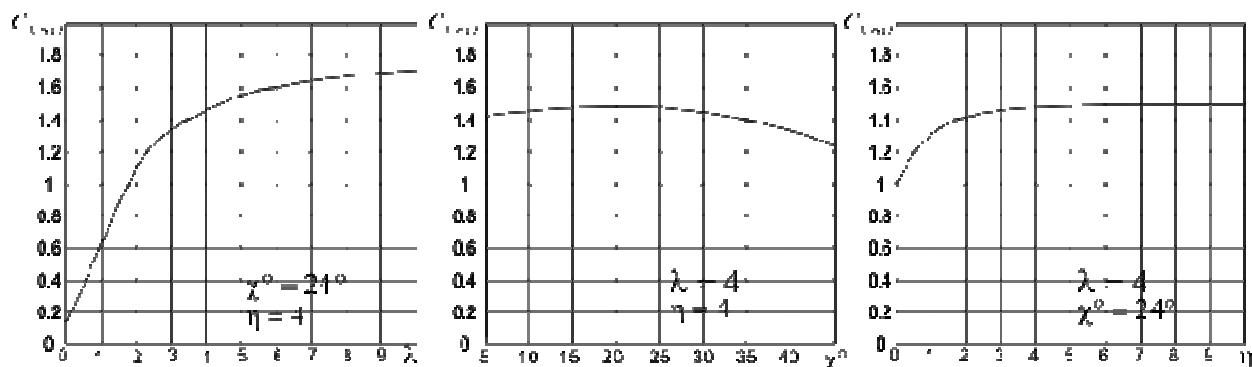


Рис. 4. Влияние проектных параметров на коэффициент подъемной силы при взлете

Аэродинамическое качество самолета при взлете определяют по формуле [5]

$$K_{взл} = \frac{C_{y\text{взл}}}{C_{x\text{взл}}}, \quad (7)$$

где $C_{x\text{взл}} = C_{x0\text{взл}} + \Delta C_{xш} + \Delta C_{xзакр} + A_{зем} C_{y\text{взл}}^2$; (8)

$C_{x0\text{взл}}$ – коэффициент лобового сопротивления самолета при нулевой подъемной силе ($C_y=0$) при числа Маха, которое соответствует скорости отрыва ($M_{отр}$) при взлете;

$\Delta C_{xш}$ – прирост коэффициента лобового сопротивления самолета при выпущенном шасси;

$\Delta C_{xзакр}$ – прирост коэффициента лобового сопротивления самолета при выпущенных закрылках;

$A_{зем}$ – коэффициент отвала поляры с учетом влияния близости земли;

$$C_{x0\text{взл}} = k_{он} C_{xкр.взл} + \frac{P}{k_{мид}} C_{xф.взл}; \quad (9)$$

$C_{xкр.взл}$, $C_{xф.взл}$ – коэффициенты лобового сопротивления крыла и фюзеляжа при взлете.

Согласно обработке статистических данных современных самолетов $\Delta C_{xш}$ рассчитывают по формуле [4]

$$\Delta C_{xш} = 0,012 + 0,1 C_{x0\text{взл}}; \quad (10)$$

$$\Delta C_{xзакр} = \bar{S}_{мех.взл} (6\bar{b}_3 - 0,22) (6,34 \cdot 10^{-4} \delta_{3.взл} + 2,44 \cdot 10^{-5} \delta_{3.взл}^2); \quad (11)$$

$$A_{зем} = \frac{2,8k_2(1 + \bar{S}_{\phi_2})}{k_1\lambda(\bar{\lambda} + 7,4)}; \quad (12)$$

$$k_1 = 1 + 6,667 \cdot 10^{-4} \chi_{0,25}^0 - 7,728 \cdot 10^{-5} (\chi_{0,25}^0)^2; \quad (13)$$

$$\left. \begin{aligned} k_2 &= 2,7/\lambda + 0,95\lambda && \text{при } \lambda \leq 6, \\ k_2 &= 1,02 && \text{при } \lambda > 6. \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

где k_{on} – коэффициент, учитывающий увеличение лобового сопротивления самолета за счет оперения; в первом приближении можно принять $k_{on} = 1 + \bar{S}_{2,o} + \bar{S}_{6,o}$;

$$k_{мид} = \frac{m_0^0 g}{10 \sum S_{мид}} \text{ даН/м}^2 \text{ – нагрузка на мидель, } \sum S_{мид} \text{ – сумма миделевых}$$

сечений фюзеляжа, гондол двигателей, гондол шасси;

\bar{S}_{ϕ_2} – относительная площадь крыла, занятая фюзеляжем, гондолами двигателей, гондолами шасси;

k_1 – коэффициент, учитывающий влияние стреловидности крыла на величину эффективного удлинения;

k_2 – коэффициент, учитывающий влияние величины геометрического удлинения на эффективное удлинение;

$\bar{\lambda} = \lambda/h$ – относительный размах крыла (λ – размах крыла; h – высота от земли до хвостика $b_{сах}$);

$$C_{x_{взл}} = 0,012 + 1,1C_{x0_{взл}} + \Delta C_{x_{закр}} + A_{зем} C_{увзл}^2.$$

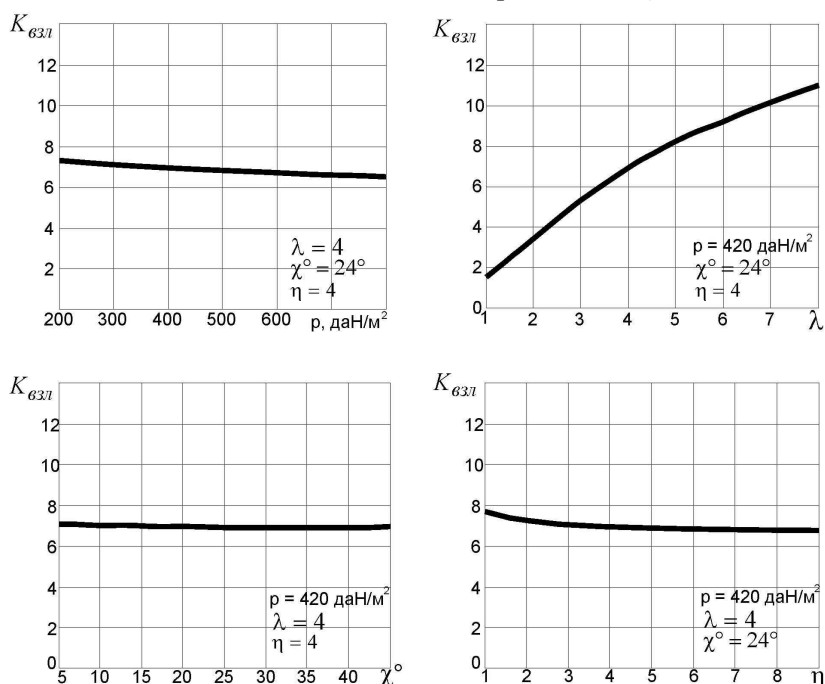


Рис. 5. Влияние проектных параметров на аэродинамическое качество при взлете

2.2. Определение влияния проектных параметров на относительную массу конструкции

Расчет относительной массы конструкции выполняют с помощью формулы [5]

$$\bar{m}_{кон}^I = k_{н.м} \left\{ \left(\frac{8,54 \cdot 10^{-4} \varphi k_{мех} k_t n_a}{\cos \chi_{0,5}} \sqrt{\frac{m_0^0 \lambda}{\rho}} + \frac{5,5}{\rho} \right) (\beta_{12} + \beta_{22} \lambda_{\phi}) + 0,065 \right\}, \quad (15)$$

где $k_{н.м}$ – коэффициент, учитывающий применение новых конструкционных материалов;

φ – коэффициент разгрузки крыла;

$k_{мех}$ – коэффициент, учитывающий тип механизации крыла;

k_t – коэффициент, учитывающий влияние аэродинамического нагрева на массу конструкции;

n_A – коэффициент перегрузки, который определяется ТТТ;

$\beta_{12}=1,27$; $\beta_{22}=0,08$ для сверхзвуковых самолетов;

$\beta_{12}=1,15$; $\beta_{22}=0,09$ для дозвуковых самолетов;

λ_{ϕ} – удлинение фюзеляжа.

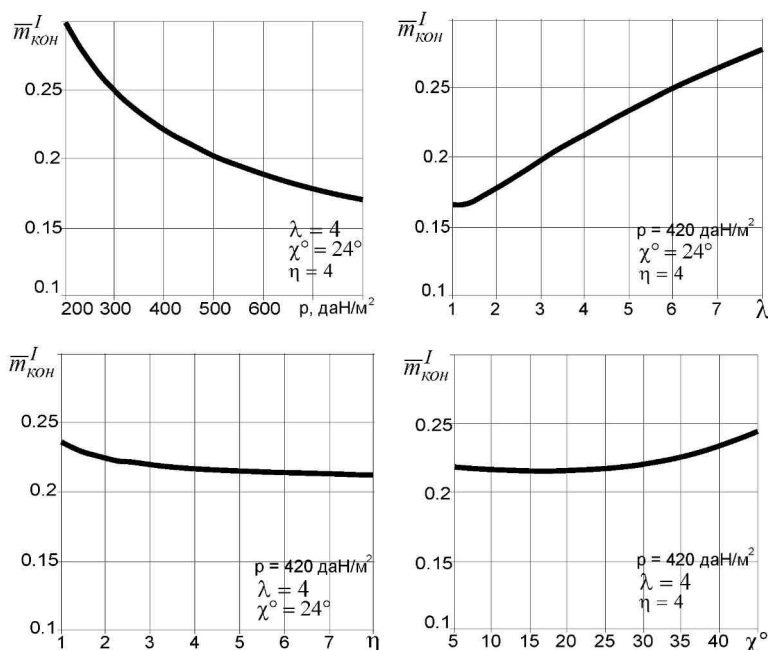


Рис. 6. Влияние проектных параметров на относительную массу конструкции

2.3. Определение влияния проектных параметров на потребную стартовую тяговооруженность

Стартовую тяговооруженность, необходимую для обеспечения максимального числа маха на расчетной высоте, находят по формуле [5]

$$t_{0,м} = \frac{0,7 p_H M_{\max}^2 C_x}{\xi p}, \quad (16)$$

где p_H – атмосферное давление на расчетной высоте, даН/м²;

M_{\max} – число Маха, которое соответствует полету с максимальной скоростью на расчетной высоте $H_{расч}$;

C_x – коэффициент лобового сопротивления самолета, отвечающий полету с M_{\max} на $H_{расч}$;

ξ – коэффициент изменения тяги;

p – удельная нагрузка на крыло, которая варьируется в процессе расчетов, даН/м².

$$\text{Если} \quad C_x = F_1 + F_2 p + F_3 p^2, \quad (17)$$

$$\text{то} \quad t_{0,м} = \frac{0,7 p_H M_{\max}^2}{\xi} \left(\frac{F_1}{p} + F_2 + F_3 p \right), \quad (18)$$

где $F_1 = k_{он} C_{xкр}$ – коэффициент лобового сопротивления крыла и оперения;

$F_2 = C_{xф} / k_{мид}$ – коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа и гондол двигателей, отнесенный к площади миделевого сечения;
 $k_{мид} = m_0 g / 10 \sum S_{мид}$ – нагрузка на мидель (в даН/м²);

$F_3 = A / q^2$ – коэффициент, характеризующий величину индуктивного сопротивления самолета, представляет собой отношение коэффициента отвала поляры к квадрату скоростного напора:

$$q^2 = (0,7 p_H M^2)^2.$$

Величины коэффициентов $C_{xкр}$, $C_{xф}$, A рассчитывают при M_{\max} , $H_{расч}$ и выбранной схеме самолета.

Коэффициент изменения тяги двигателя определяют по уравнению

$$\xi = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_{ф}, \quad (19)$$

где ξ_V , ξ_H – коэффициенты, которые учитывают изменения тяги двигателей в зависимости от скорости и высоты полета;

$\xi_{вз}$ – коэффициент, который учитывает уменьшение тяги за счет потерь скоростного напора во входных каналах воздухозаборников;

$\xi_{др}$ – коэффициент, учитывающий режим работы двигателей (степень дросселирования);

$\xi_{ф}$ – коэффициент, учитывающий увеличение тяги двигателя за счет форсажа.

Для определения коэффициентов (18) при установке двухконтурных двигателей используют формулы [4]

$$\xi_V = 1 - (0,45 + 0,24y)M + (0,8 + 0,19y)M^2 - (0,1 + 0,16y)M^3, \quad (20)$$

$$\left. \begin{aligned} \xi_H &= \frac{P_H}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{2+0,2y} && \text{для } H \leq 11 \text{ км,} \\ \xi_H &= \frac{P_H}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_{11}} \right)^{2+0,2y} && \text{для } H > 11 \text{ км,} \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

где P_0 – атмосферное давление у земли;

P_H – атмосферное давление на расчетной высоте;

T_0 – температура воздуха у земли;

T_H – температура воздуха на расчетной высоте;

T_{11} – температура воздуха на высоте 11 км;

$\xi_{вз}$ – на дозвуковых скоростях зависит только от типа воздухозаборника.

Тяговооруженность, необходимую для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом t_{0p} , определяют по формуле [5]

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi} \left[\frac{0,832p}{C_{y_{взл}} L_p} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right], \quad (22)$$

где $\xi = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_\phi$ – коэффициенты, рассчитываемые при взлетном режиме ($H = 0$; $M = M_{взл}$);

Тяговооруженность, которая обеспечивает полет на «потолке» (на максимальной высоте), находят по формуле [6]

$$t_{0nom} = \frac{1}{\xi} \left(\frac{0,7 \cdot M_{пот}^2 \cdot P_{H_{nom}}}{p} (F_1 + F_2 p) + \frac{A}{0,7 \cdot M_{пот}^2 \cdot P_{H_{nom}}} \left(\frac{P_{H=11}}{P_{H_{nom}}} \right)^2 \right), \quad (23)$$

где $P_{H_{nom}}$ – атмосферное давление на максимальной высоте полета, даН/м².

Величины коэффициентов A , $C_{xкр}$, $C_{x\phi}$, ξ_{nom} определяют для режима полета при M_{nom} , H_{nom}

Относительная масса топлива, которая расходуется при наборе высоты до H_{nom} и разгоне до числа M_{nom} :

$$\bar{m}_{т.н.р} = \frac{0,0035 H_{nom} (1 - 0,03y) (0,8 + 0,3M_{nom})}{1 - 0,004 H_{nom}}. \quad (24)$$

Тяговооруженность, которая обеспечивает заданную скороподъемность у земли, определяют по формуле [5]

$$t_{0y} = \frac{0,584}{\xi_{наб}} \sqrt[3]{\frac{V_{y_{H=0}}^2 (F_{1y} + F_{2y} p)}{p}}, \quad (25)$$

где $\xi_{наб} = \xi_V \xi_H \xi_{вз} \xi_{др} \xi_\phi$ соответствует режиму набора высоты у земли $H \approx 0$;

$M_{наб}$ – число Маха при наборе высоты;

$\gamma_{дв}$ – удельный вес двигателя, даН/даН;

$$\gamma_{дв} = 0,22 - 0,0288y + 0,0077y^{1,5}; \quad (28)$$

y – степень двухконтурности двигателя;

$t_{0\max}$ – тяговооруженность самолета, рассчитанная с учетом заданных ТТТ.

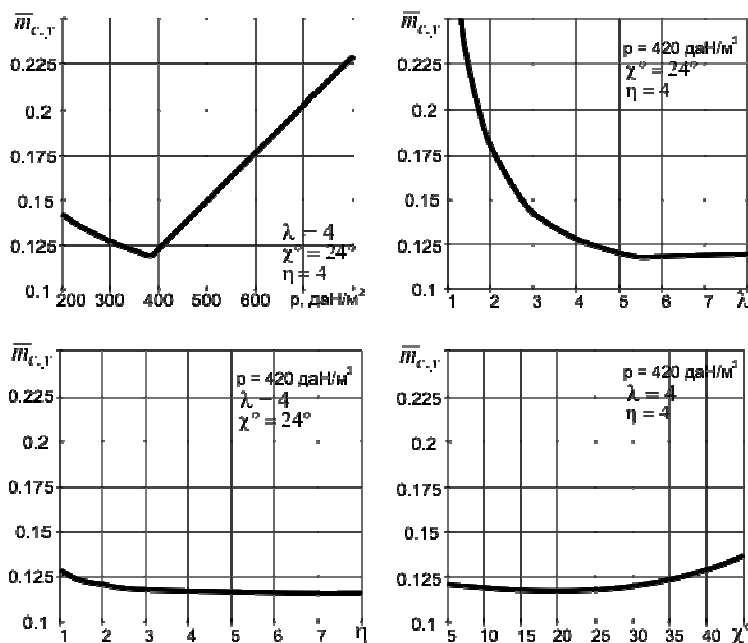


Рис. 8. Влияние проектных параметров на относительную массу силовой установки

2.5. Определение влияния проектных параметров на относительную массу топлива

Относительную массу топлива \bar{m}_T при заданной расчетной дальности полета $L_{расч} \cong 2R$ (где R – радиус действия самолета, измеренный в километрах) рассчитывают по формуле [4]

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.р} + \bar{m}_{T.сн.л} + S' \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.ост}, \quad (29)$$

где $\bar{m}_{T.н.р}$ – относительная масса топлива, которое расходуется при взлете, наборе высоты $H_{крейс}$ и разгоне до $M_{крейс}$;

$\bar{m}_{T.сн.л}$ – относительная масса топлива, которое расходуется за время снижения и посадки;

$\bar{m}_{T.крейс}$ – относительная масса топлива, которое расходуется в крейсерском полете со скоростью $M_{крейс}$ на высоте $H_{крейс}$;

$\bar{m}_{T.ост} = 0,006$ – относительная масса топлива, которое расходуется на опробование двигателя, маневрирование по аэродрому, невырабатываемый остаток;
 $S' = 1,05 \dots 1,06$ – коэффициент, учитывающий массу топлива для навигационного запаса.

Формулы, используемые для расчета при дозвуковом полете [5]:

$$\bar{m}_{Т.н.р} = \frac{0,0035H_{нач}(1-0,03y)}{1-0,004H_{нач}}; \quad (30)$$

$$\bar{m}_{Т.сн.п} = 0,002H_{кон}(1-0,03y)(1-0,023H_{кон}); \quad (31)$$

$$\bar{m}_{Т.крейс} = (1 - \bar{m}_{Т.н.р}) \left\{ 1 - \exp \left[- \frac{(L_{расч} - \beta H) C_{ркрейс} \cdot C_x \cdot 0,7 M_{крейс}^2 \cdot \rho H}{3,6 \cdot \rho \cdot a_H (M_{крейс} - \chi)} \right] \right\}, \quad (32)$$

где $H_{нач}$, $H_{кон}$ – соответственно начальная и конечная высота крейсерского полета, км;

βH – часть пути, которая преодолевается самолетом при наборе высоты и снижении, км;

$C_{ркрейс}$ – удельный расход топлива на крейсерском дозвуковом режиме $H_{крейс}$, $M_{крейс}$, кг/даН·ч;

$$\chi = \frac{W_в}{3,6a_H}, \quad W_в = 50 \text{ км/ч} \text{ – скорость встречного ветра.}$$

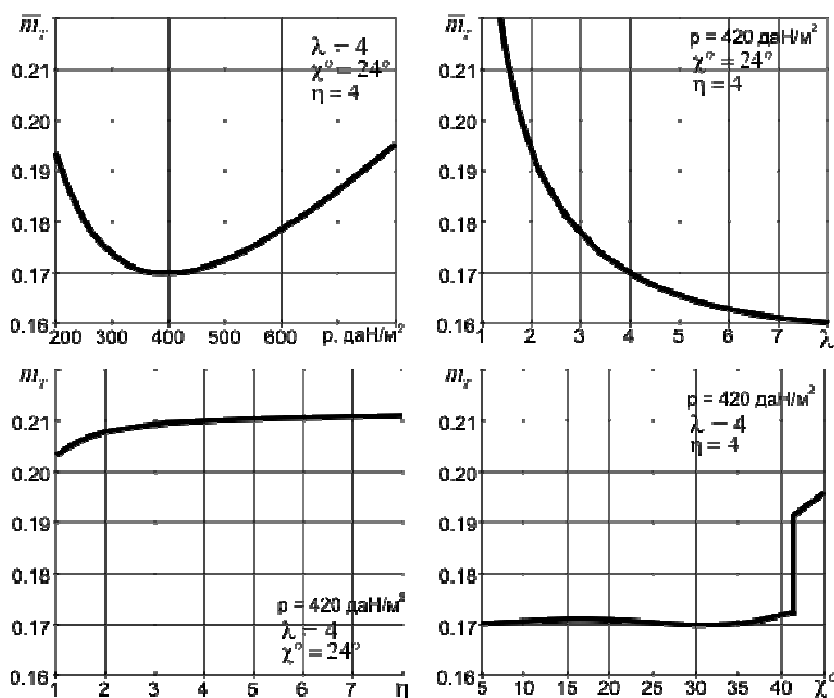


Рис. 9. Влияние проектных параметров на относительную массу топлива

2.6. Определение влияния проектных параметров на взлетную массу самолета в первом приближении

Взлетная масса самолета в первом приближении [5]

$$m_0^I = \frac{m_{п.н} + m_{с.н}}{1 - (\bar{m}_{кон}(p, \lambda, \chi, \dots) + \bar{m}_{с.у}(p, C_x, t_0, \dots) + \bar{m}_T(p, C_x, C_y, L, \dots) + \bar{m}_{об.унр})}. \quad (33)$$

В результате расчетов получим взлетную массу первого приближения m_0^I как функцию удельной нагрузки на крыло p и геометрических параметров крыла $\lambda, \chi, \bar{c} \dots$, то есть $m_0^I = f(p, \lambda, \bar{c} \dots)$.

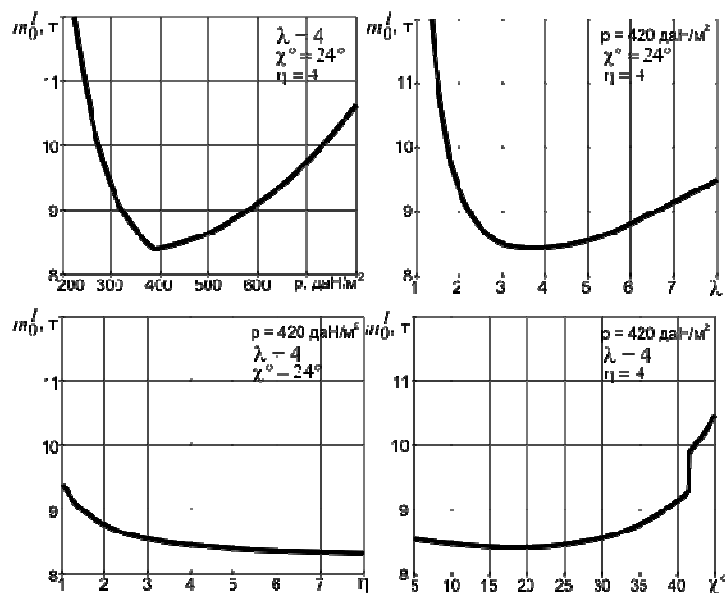


Рис. 10. Влияние проектных параметров на взлетную массу самолета в первом приближении

3. Определение влияния проектных параметров на взлетную массу самолета во втором приближении

3.1. Определение влияния проектных параметров на относительную массу конструкции во втором приближении

Массу крыла дозвукового самолета рассчитывают по формуле [5]

$$m_{кр} = 1,14 \cdot 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{н.м} \Phi_2 n_p \frac{\lambda}{\cos^{1,5} \chi_{0,25}} \sqrt{\frac{(m_0^I)^3}{p \cdot \theta \cdot \bar{c}_0} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right)}, \quad (34)$$

где m_0^I – взлетная масса самолета, кг, полученная в первом приближении;

$\mu = \bar{c}_0 / \bar{c}_к$, здесь \bar{c}_0 и $\bar{c}_к$ — соответственно относительная толщина у корня и на конце крыла;

θ – коэффициент, зависящий от количества лонжеронов;

Φ_2 – коэффициент разгрузки крыла,

$$\Phi_2 = 0,93 - 0,014 k_{с.у} - 6,3 \cdot 10^{-3} k_{ш кр} - \bar{m}_{зр.кр} (\bar{z}_{зр.кр})^2; \quad (35)$$

$k_{с.у}$ – коэффициент, зависящий от расположения двигателей;

$k_{ш кр}$ – коэффициент, зависящий от расположения основных стоек шасси;

n_p – расчетная перегрузка;

$k_{мех}$ – коэффициент, зависящий от типа механизации крыла;

$k_{кон}$ – коэффициент, зависящий от типа конструкции;

$k_{н.м}$ – коэффициент, зависящий от типа используемых материалов;

$\bar{m}_{гр.кр}$ – относительная масса грузов на крыле и в крыле;

$\bar{z}_{гр.кр}$ – относительная координата грузов на крыле и в крыле.

Массу фюзеляжа рассчитывают по формуле [5]

$$m_{\phi} = 0,003\lambda_{\phi}m_0^I + 10d_{\phi,экв}^2\lambda_{\phi} + 8d_{\phi,экв}^3 + 150M + 300 + 0,03k_{ш\phi}m_0^I, \quad (36)$$

где λ_{ϕ} – удлинение фюзеляжа $\lambda_{\phi} = \lambda_{\phi}/d_{\phi,экв}$;

$d_{\phi,экв}$ – эквивалентный диаметр фюзеляжа, м;

M – расчетное число Маха полета;

$k_{ш\phi} = 1$, если основные стойки шасси закреплены на фюзеляже;

$k_{ш\phi} = 0,5$, если основные стойки не закреплены на фюзеляже.

Массу оперения определяют по формуле [5]

$$m_{оп} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} V_{расч}) (4,4 + 8 \cdot 10^{-4} m_0^I) (\bar{S}_{г.о} + \bar{S}_{в.о}) \frac{m_0^I}{p}, \quad (37)$$

где $V_{расч}$ – расчетная скорость полета, км/ч;

$\bar{S}_{г.о}$, $\bar{S}_{в.о}$ – относительные площади горизонтального и вертикального оперений, определенные с учетом статистических данных;

m_0^I – взлетная масса самолета в первом приближении, кг;

p – удельная нагрузка на крыло, даН/м².

Массу шасси рассчитывают по формуле [5]:

$$m_{ш} = 0,032m_0^I \frac{m_0^I \cdot 10^{-3} + 359}{m_0^I \cdot 10^{-3} + 249}, \quad (38)$$

где m_0^I – масса самолета в первом приближении, кг.

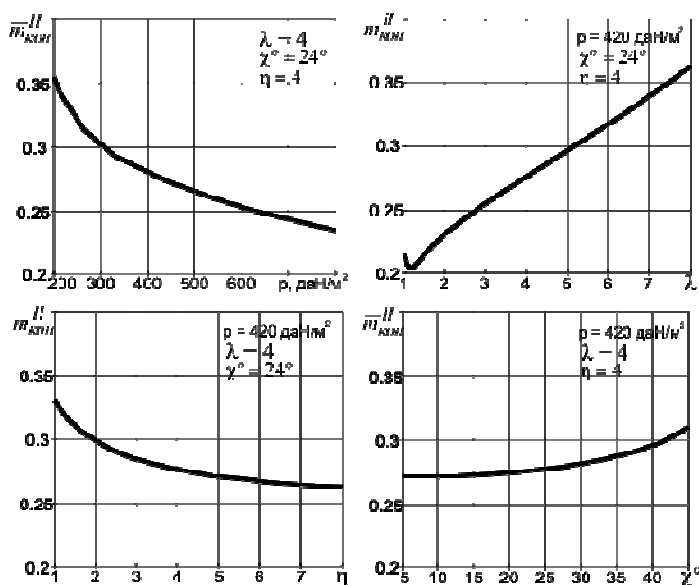


Рис. 11. Влияние проектных параметров на относительную массу конструкции

3.2 Определение влияния проектных параметров на взлетную массу самолета во втором приближении

Взлетная масса самолета во втором приближении [5]

$$m_0^{II} = \frac{m_{б.н} + m_{с.н} + m_{об.уипр} + m_{кр} + m_{ф} + m_{оп} + m_{ш}}{1 - (\bar{m}_{с.у}(p, C_x, t_0, \dots) + \bar{m}_T(p, C_x, C_y, L, \dots))}. \quad (39)$$

Здесь массы крыла $m_{кр}$, $m_{оп}$, $\bar{m}_{с.у}$ и \bar{m}_T являются функциями удельной нагрузки на крыло и проектных параметров λ , χ , \bar{c} ..., поэтому и взлетная масса самолета во втором приближении есть функция $m_0^{II} = f(p, \lambda, \bar{c} \dots)$.

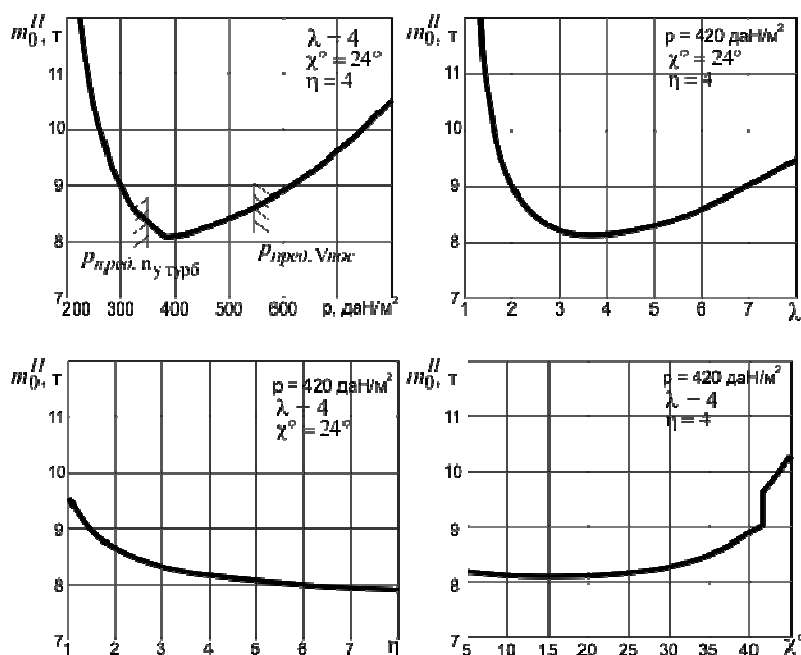


Рис. 12. Влияние проектных параметров на массу самолета во втором приближении

4. Определение оптимальных проектных параметров

Решая задачу $m_0^{II}(\chi^\circ, \eta, \lambda, p) \rightarrow \min$ методом градиентов находят оптимальные значения параметров крыла проектируемого самолета, взлетную массу во втором приближении:

$$\chi^\circ = 22^\circ; \quad \eta = 3,9; \quad \lambda = 3,9; \quad p = 397,6 \text{ даН/м}^2; \quad m_0^{II} = 8305 \text{ кг.}$$

Этот метод реализован на ЭВМ с помощью программного комплекса Mathcad.

5. Определение влияния проектных параметров на взлетную массу самолета в третьем приближении

5.1. Подбор двигателя и проверка длины разбега перед взлетом

Используя данные расчетов максимальной потребной тяговооруженности находят величину t_0^* (рис. 6) Расчетную величину тяги одного двигателя теперь определяют по формуле

$$P_0 = \frac{t_0^* \cdot m_0^{II} \cdot g}{10 \cdot n_{\text{дв}}}, \quad (40)$$

где t_0^* – стартовая тяговооруженность;
 m_0^{II} – взлетная масса самолета во втором приближении;
 $n_{\text{дв}}$ – количество двигателей.
 Тогда

$$P_0 = \frac{0,589 \cdot 8305 \cdot 9,81}{10 \cdot 2} = 24 \text{ кН}. \quad (41)$$

Выбираем два двигателя АИ-322, со стартовой тягой 25кН.
 Проверочный расчет длины разбега перед взлетом самолета с выбранным двигателем:

$$L_p = \frac{0,832 \cdot p}{C_{y \text{взл}} \left[\frac{\xi_V \cdot \xi_H \cdot \xi_{\text{вз}} \cdot \xi_{\text{др}} \cdot P_0 \cdot n_{\text{дв}}}{m_0^{II} \cdot g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + 2 \cdot f \right) \right]}, \quad (42)$$

Тогда

$$L_p = \frac{0,832 \cdot 397,6}{1,483 \left[\frac{0,9 \cdot 1 \cdot 0,96 \cdot 1 \cdot 25000 \cdot 2}{8305 \cdot 9,81} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{10,5} + 2 \cdot 0,02 \right) \right]} = 445 \text{ м}.$$

Данный двигатель обеспечивает заданную длину разбега.

5.2. Определение массы силовой установки

Для расчета массы силовой установки используют формулу

$$m_{c.y} = R' m_{\text{дв}} n_{\text{дв}}, \quad (43)$$

где $n_{\text{дв}}$ – количество двигателей, установленных на самолете;

$m_{\text{дв}}$ – масса двигателя, кг;

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

$$m_{c.y} = 1,22 \cdot 440 \cdot 2 = 1073 \text{ кг}.$$

5.3. Определение массы топлива

В третьем приближении массу топлива вычисляют по формуле

$$m_T = m_0^{II} \bar{m}_T^{II}, \quad (44)$$

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

$$m_T = 8305 \cdot 0,2 = 1661 \text{ кг}.$$

5.4. Расчет взлетной массы в третьем приближении

Взлетную массу самолета в третьем приближении определяют по следующему уравнению:

$$m_0^{III} = m_{n.n.} + m_{c.n.} + m_{\text{об.упр.}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}} + m_{c.y} + m_T; \quad (45)$$

$$m_0^{III} = 2500 + 360 + 682 + 685 + 948 + 197 + 341 + 1073 + 1661 = 8447 \text{ кг.}$$

После расчета взлетной массы самолета в третьем приближении находят его геометрические параметры (табл. 2), проводят аэродинамическую, объемно-массовую и конструктивно-силовую компоновку, создают чертеж общего вида и мастер-геометрию (рис. 12).



Рис. 13. Мастер-геометрия УТС

Таблица 2
Результаты определения проектных параметров проектируемого самолета и самолета Як-130

	Проект Исходные данные	Проект Результаты расчета	Як-130	Як-130 Результаты расчета	Погрешность, %
Масса полезной нагрузки, кг	2500	2500	3000	3000	–
Взлетная масса, кг	–	8447	9000	9180	2
Максимальная скорость, км/час	1020	1020	1050	1050	–
Радиус действия, км	875	875	540	750	–
Длина разбега, м	600	450	380	380	–
Скороподъемность у земли, м/с	120	120	100	100	–
Радиус виража, м	750	702	680	680	–
Максимальная перегрузка	+8, -4g	+8, -4g	+8, -4g	+8, -4g	–
Стартовая тяговооруженность	–	0,6	0,56	0,556	0,7
Площадь крыла, м ²	–	21	23,5	25	6
Размах крыла, м	–	9,2	9,72	9,96	2,5
Удельная нагрузка на крыло, даН/м ²	–	397,6	380	368	3,2
Удлинение крыла	–	3,9	4,017	3,97	1,2
Сужение крыла	–	5,6	3,99	4,06	1,75
Стреловидность крыла, град	–	22	32	31	3,22

Для апробации метода были определены проектные параметры самолета УТС-ХАИ и находящегося в эксплуатации учебно-боевого самолета Як-130. Основные летно-технические данные Як-130 и результаты расчета с помощью ЭВМ приведены в табл. 2.

Выводы

Разработан метод выбора оптимальных параметров учебно-тренировочного самолета. Проведен анализ влияния проектных параметров на составляющие уравнения существования самолета.

На основе заданных тактико-технических требований, предъявляемых к реактивному учебно-тренировочному самолету, проведен расчет и определены параметры проектируемого самолета. Определены геометрические параметры и создана мастер-геометрия учебно-тренировочного самолета. Метод апробирован на примере самолетов Як-130 и УТС-ХАИ. При сравнении полученных параметров с параметрами самолета Як-130 погрешность составила не более 4%.

Метод позволяет определить наивыгоднейшие значения проектных параметров самолета по критерию минимума массы на этапе предварительного проектирования.

Разработанный метод является основой для разработки эскизного проекта реактивного УТС.

Список литературы

1. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для студентов вузов / А. А. Бадягин, С. М. Егер, В. Ф. Мишин, и др. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.
2. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для вузов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисицин и др.; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Особенности проектирования легких учебно-боевых самолетов [Текст] / А. Н. Акимов, В. В. Воробьев, О. Ф. Демченко и др.; под ред. Н. Н. Долженкова и В. А. Подобедова. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005 – 368 с.
4. Брахман, Т.Р. Многокритериальность и выбор альтернативы в технике [Текст] / Т. Р. Брахман. – М.: Радио и связь, 1984. – 288 с.
5. 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.
6. Семенчин, В. А. Аэродинамика и динамика полета [Текст] / В. А. Семенчин, В. А. Захаренко, В. В. Чмовж. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 381 с.
7. Кива, Д. С. Научные основы интегрированного проектирования самолетов транспортной категории [Текст]: моногр. в 3 ч. / Д. С. Кива, А. Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2014. – Ч. 3. – 376 с.
8. Егер, С.М. Основы автоматизированного проектирования самолетов [Текст]: учеб. пособие для авиац. спец. вузов / С. М. Егер, Н. К. Лисейцев, О. С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.

Поступила в редакцию 19.12.2017

Аналітичний метод вибору параметрів реактивного навчально-тренувального літака на етапі попереднього проектування

Розроблено метод вибору параметрів навчально-тренувального літака на етапі попереднього проектування. Проведено аналіз впливу проектних параметрів на складові рівняння існування літака. На основі заданих тактико-технічних вимог (ТТВ), що ставляться до реактивного навчально-тренувального літака, виконано розрахунок і визначено параметри літака, що проектується. Метод дозволяє визначити оптимальні значення проектних параметрів літака за критерієм мінімуму маси, які відповідають заданим ТТВ. Метод апробовано на прикладі навчально-тренувального літака ХАІ-НТЛ і навчально-бойового літака Як-130.

Ключові слова: навчально-тренувальний літак, злітна маса, схема, оптимальні параметри.

Analytical Method for Selection Jet Trainer Aircraft Parameters at the Preliminary Design Stage

Analytical method for selection of jet trainer aircraft parameters developed. The analytical dependences of aircraft existence equation components on the design parameters are presented. Based on the specified tactical and technical requirements, presented to the reactive training aircraft, the calculation was made and the parameters of the designed aircraft were determined. The method allows to determine the optimal values of aircraft design parameters by the criterion of minimum mass, which satisfy the tactical and technical requirements. The method is approved on the example of KHAI-UTS and Yak-130 training aircrafts.

Keywords: training plane, take-off mass, scheme, optimal parameters.

Сведения об авторах:

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

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

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