

## МЕТОД СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ

---

ПАРАФЕСЬ Сергей Гаврилович, доцент Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.  
E-mail: S.Parafes@mail.ru

PARAFES Sergey G. an Associate Professor at the Moscow Aviation Institute (State University of Aerospace Technologies), Ph.D.  
E-mail: S.Parafes@mail.ru

---

*Рассматривается метод структурно-параметрической оптимизации конструкций несущих поверхностей малого удлинения. Под структурой конструкции понимается конструктивно-технологическое решение. Выбор наилучшего конструктивно-технологического решения производится в результате решения оптимизационной задачи идентификации альтернативных конструктивно-технологических решений с предварительно найденным эталоном, представляющим собой оптимальное с точки зрения минимума массы распределение материала, удовлетворяющее требованиям прочности и аэроупругой устойчивости. Приводится пример решения задачи структурно-параметрической оптимизации конструкции крыла малого удлинения.*

*In paper a method of structural-parametric optimization of constructive-technological patterns of low-aspect lifting surfaces is proposed. The design structure is understood as the constructive-technological pattern. The choice of the best possible constructive-technological pattern is made as a result of the decision of an identification problem of alternative constructive-technological patterns with a preliminary found optimal design. The optimal design is a minimum of weight distribution of a material, satisfying with the requirement of strength and aeroelasticity. An example of structural-parametric optimization of constructive-technological patterns of low-aspect lifting surfaces is given.*

**Ключевые слова:** несущая поверхность малого удлинения, летательный аппарат, конструктивно-технологическое решение, структурно-параметрическая оптимизация, идентификация.

**Key words:** low-aspect lifting surfaces, aircraft, constructive-technological pattern, structural-parametric optimization, identification.

### Введение

Одним из важных направлений повышения качества проектируемых конструкций ЛА является обоснованный выбор их структуры. Чаще всего под структурой конструкции понимают конструктивно-силовую схему (КСС) [1, 2]. Такое представление

сложилось в период становления теории оптимального проектирования. Бесспорно то, что КСС — самая простая структурная модель конструкции, но далеко не полная. Она не отражает важнейшие свойства конструкции — технологические свойства. Объединение обоих признаков, т.е. силовой схемы

и технологии, образует более информативную модель структуры — конструктивно-технологическое решение (КТР). Такого рода структура максимально приближена к натуре. Конструктивно-технологическое решение отражает материал, форму, расположение и способ образования элементов конструкции, а также характер соединения между элементами [1].

Существующие методы проектирования конструкций ЛА обычно основаны на поиске КСС с последующим преобразованием ее в КТР. Смысл такой технологии проектирования состоит в следующем. Вначале отыскивают оптимальное распределение силового материала в конструкции, например на основе условия равнопрочности, минимума потенциальной энергии деформации или минимума массы. Далее, используя траектории главных напряжений оптимального варианта или каким-либо другим способом, формируют варианты КСС. На заключительной стадии (конструировании) КСС трансформируют в КТР.

Наиболее известным подходом к решению задачи структурно-параметрической оптимизации авиационных конструкций с использованием КСС в качестве структуры, является подход, предложенный В.А. Комаровым. Суть подхода состоит в следующем [3].

1. В ограничения внешних размеров проектируемой конструкции вписывается непрерывная упругая среда (континуальная модель), которая содержит все возможные силовые схемы.

2. Решается задача об оптимальном распределении материала в континуальной модели, и таким образом находится теоретически оптимальная конструкция.

3. Анализируются генеральные пути передачи сил в теоретически оптимальной конструкции, и с учетом конструктивных и технологических требований разрабатываются рациональные варианты КСС.

4. Через «силовой вес» (характеристику, связывающую эквивалентные напряжения с объемом распределяемого материала) оценивается относительная эффективность разработанных КСС и близость их к идеалу — теоретически оптимальной конструкции.

Данный подход используется и в задачах проектирования конструкций несущих поверхностей (НП) [4]. Основными недостатками подхода, на наш взгляд, является использование КСС (а не более информативного КТР) в качестве модели структуры, а также учет лишь статических функциональных ограничений при отыскании рациональ-

ной структуры конструкции, что значительно сужает область применения данного подхода.

В настоящей работе предлагается подход к решению задачи структурно-параметрической оптимизации конструкции несущих поверхностей, основанный на использовании математического аппарата идентификации конструкций [5—8]. В качестве структуры конструкции рассматривается КТР, а при отыскании рациональной структуры учитываются как статические, так и динамические функциональные ограничения.

## 1. Постановка задачи

При решении задачи структурно-параметрической оптимизации несущих поверхностей известными считаются:

- внешняя геометрия НП;
- условия крепления НП к корпусу ЛА;
- параметры расчетных режимов полета;
- функциональные и конструктивно-технологические ограничения, предъявляемые к конструкции НП.

Требуется получить рациональное КТР НП (крыла, руля или стабилизатора), удовлетворяющее всем предъявляемым ограничениям. Рациональность КТР НП определяется в общем случае на основе экспертного анализа его конструктивных и технологических свойств.

В соответствии с предлагаемым методом задачи структурно-параметрической оптимизации конструкции НП содержит следующие этапы:

1) отыскание эталонного теоретического решения (ЭТР) НП, которое воплощает в себе оптимальный закон распределения материала с точки зрения минимума массы и обеспечения работоспособности конструкции на заданном спектре нагрузок;

2) оптимизацию альтернативных вариантов КТР НП с использованием критерия идентификации, целью которой является максимальное приближение КТР к ЭТР по жесткостным и массово-инерционным характеристикам;

3) выбор экспертным путем наилучшего КТР на основе интегральной оценки его конструктивных и технологических свойств.

Схема решения задачи структурно-параметрической оптимизации конструкции НП представлена на рис. 1.

В задаче отыскания ЭТР НП для математического описания физико-механического поведения конструкции под действием статических и динамических нагрузок используется модель анизотропной пластины. На основе данной модели с учетом ограничений прочности и аэроупругой устойчивости



Рис. 1. Схема решения задачи структурно-параметрической оптимизации конструкции НП

НП строится задача математического программирования, целью которой является нахождение оптимальных законов распределения массово-инерционных и жесткостных характеристик с точки зрения минимума массы.

Для перехода от ЭТР к реальным КТР НП используют оптимизационную процедуру идентификации. В данной процедуре нет функциональных ограничений, а есть только геометрические ограничения на варьируемые параметры КТР, поэтому она обладает высоким быстродействием. Благодаря быстродействию процедуры идентификации реализуется интерактивный поиск рациональной структуры НП с учетом трудно формализуемых требований технологического и эксплуатационного характера.

Для решения оптимизационных задач: нахождения ЭТР и идентификации КТР и ЭТР — используется метод случайного поиска. Экстремум целевой функции (критерий оптимальности) находится с помощью алгоритмов глобального поиска непрерывного обучения с направляющим косинусом и локального поиска на наилучшей пробе со спуском [9].

Заключительным этапом решения задачи структурно-параметрической оптимизации является вы-

бор рационального КТР НП. Этот выбор делают на основе оценки конструктивного и технологического совершенства КТР, полученных в результате решения оптимизационной задачи идентификации, с применением экспертного метода — метода анализа иерархий [10].

## 2. Формирование эталонного теоретического решения

Для построения математической модели определения напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции используется метод конечных разностей, основное достоинство которого заключается в инвариантности расчетной модели по отношению к конструктивно-технологическим решениям НП. В соответствии с этим методом НДС конструкции (моделируемой анизотропной пластиной переменной толщины) при действии аэродинамических нагрузок может быть описано системой уравнений относительно прогибов  $w_n$ , записанных в конечных разностях для  $N$  узлов сеточной области, аппроксимирующей конструкцию НП:

$$CW = P, \tag{1}$$

где  $C$  — матрица жесткости конструкции;  $W, P$  — векторы прогибов и нагрузок.

По найденным из системы уравнений (1) прогибам  $w_n$  определяются эквивалентные напряжения  $\sigma_{\text{экр } n}$  в узлах сеточной области. Они сравниваются с допускаемым с точки зрения прочности напряжением  $\sigma_{\text{доп}}$ . Конструкция НП отвечает требованию статической прочности, если выполняются условия

$$\sigma_{\text{экр } n} \leq \sigma_{\text{доп}}, \quad n = 1, 2, \dots, N. \quad (2)$$

Для построения математической модели исследования аэроупругой устойчивости крыла используется метод заданных форм. В качестве заданных форм рассматриваются формы собственных колебаний конструкции в вакууме. Основное достоинство этого метода заключается в его экономичности. Система дифференциальных уравнений, описывающая колебания конструкции НП в аэродинамическом потоке (без учета конструкционного демпфирования) и составленная по методу заданных форм, имеет вид

$$\overline{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{q}} + \overline{\mathbf{G}}\dot{\mathbf{q}} + \overline{\mathbf{D}}\dot{\mathbf{q}} + \overline{\mathbf{B}}V^2\mathbf{q} = 0, \quad (3)$$

где  $\overline{\mathbf{M}}$ ,  $\overline{\mathbf{G}}$  — матрицы инерции и жесткости конструкции НП соответственно;  $\overline{\mathbf{D}}$ ,  $\overline{\mathbf{B}}$  — матрицы аэродинамического демпфирования и аэродинамической жесткости;  $\mathbf{q}$  — вектор обобщенных координат;  $V$  — скорость аэродинамического потока. Порядок системы уравнений (3) определяется числом рассматриваемых форм собственных колебаний конструкции  $L$ .

Для устойчивости конструкции НП требуется, чтобы все действительные части спектра комплексных частот колебаний  $v_l$ , полученные в результате решения проблемы собственных значений системы (3), были отрицательными:

$$\text{Re}(v_l) < 0, \quad l = 1, 2, \dots, L. \quad (4)$$

Собственные частоты и формы колебаний, используемые в математической модели исследования аэроупругой устойчивости НП, могут быть найдены с помощью соответствующей модели метода конечных разностей. Уравнения свободных колебаний конструкции НП, из которых определяются собственные частоты и формы собственных колебаний, в этом случае имеют вид

$$[\mathbf{C} - \omega^2\mathbf{M}]\overline{\mathbf{W}} = 0, \quad (5)$$

где  $\mathbf{C}$  — матрица жесткости из уравнения (1);  $\mathbf{M}$  — матрица масс;  $\omega$ ,  $\overline{\mathbf{W}}$  — вектор собственных частот

и матрица собственных форм колебаний конструкции НП соответственно.

Уравнение (5) можно привести к другой форме записи, эквивалентной исходному уравнению:

$$\left[ \mathbf{D} - \frac{1}{\omega^2} \mathbf{E} \right] \overline{\mathbf{W}} = 0, \quad (6)$$

где  $\mathbf{D} = \mathbf{C}^{-1}\mathbf{M}$  — динамическая матрица;  $\mathbf{E}$  — единичная матрица.

Задача о нахождении оптимального распределения конструкционного материала, формализованного вектором  $\Delta$  (компоненты  $\Delta$  — толщины в узлах сеточной области  $\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_N$ ), представляет собой задачу математического программирования и сводится к следующему. На множестве  $\Delta$ , которое удовлетворяет уравнениям (1), (3) и ограничениям (2), (4), найти вектор  $\Delta_{\text{опт}}$ , для которого масса конструкции НП принимает наименьшее значение. Масса конструкции определяется выражением

$$M_{\text{НП}} = \rho \sum_{n=1}^N F_n \delta_n, \quad (7)$$

где  $\rho$  — плотность конструкционного материала;  $F_n$  — площадь конструкции вокруг  $n$ -го узла сеточной области, аппроксимирующей конструкцию НП.

При задании спектра нагрузок все условия, накладываемые на вектор  $\Delta$ , должны выполняться для каждого режима нагружения.

С целью приближения эталона (ЭТР) к реальным конструктивно-технологическим решениям в рассмотренную выше задачу оптимизации может быть введено дополнительное технологическое ограничение на минимальную толщину распределяемого материала  $\delta_{\text{min}}$ :

$$\delta_n \geq \delta_{\text{min}}, \quad n = 1, 2, \dots, N. \quad (8)$$

Результатом решения данной задачи оптимизации будет эталон, представляющий оптимальное распределение материала в конструкции НП и формализованный матрицами масс, жесткости и динамической матрицей.

### 3. Идентификация конструктивно-технологических и эталонного решений

При решении задачи идентификации считается, что найдено ЭТР НП и сформировано множество альтернативных вариантов КТР<sub>*j*</sub> ( $j = 1, 2, \dots, J$ ) (см. рис. 1). Задача идентификации основана на использовании в качестве критерия оптимальности

критерия идентификации, определяемого выражением [6]

$$\Phi = \Psi^2 + \alpha\Omega, \quad (9)$$

где  $\Psi$  — основной функционал, минимум которого соответствует наименьшему рассогласованию в законах распределения жесткостных и массово-инерционных характеристик КТР и ЭТР;  $\Omega$  — стабилизирующий функционал, минимум которого соответствует наименьшему рассогласованию в законах распределения масс КТР и ЭТР;  $\alpha$  — параметр регуляризации, определяемый численным экспериментом ( $\alpha \approx 0,1$ ).

Основной функционал определяется на основе соотношений:

$$\Psi = \sqrt{\Delta C^2 + \Delta D^2};$$

$$\Delta C = \text{SpA} - \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^N a_{ij}; \quad (10)$$

$$\Delta D = \sqrt{(\Delta \text{SpD})^2 + (\Delta \det \mathbf{D})^2},$$

где  $\text{SpA} = \sum_{i=1}^N a_{ii}$  — след матрицы-невязки

$\mathbf{A} = [\mathbf{C}_\Theta^{-1} \mathbf{C}_\mathbf{K} - \mathbf{E}]$  уравнения  $\mathbf{C}_\Theta^{-1} - \mathbf{C}_\mathbf{K}^{-1} = 0$  ( $a_{ij}$  — элементы матрицы-невязки  $\mathbf{A}$ ;  $\mathbf{E}$  — единичная матрица);  $\Delta \text{SpD} = \text{SpD}_\Theta - \text{SpD}_\mathbf{K}$  — разность следов динамических матриц ЭТР и КТР ( $\text{SpD}_\Theta, \text{SpD}_\mathbf{K}$ );

$\Delta \det \mathbf{D} = \det \mathbf{D}_\Theta - \det \mathbf{D}_\mathbf{K}$  — разность определителей динамических матриц ЭТР и КТР ( $\det \mathbf{D}_\Theta, \det \mathbf{D}_\mathbf{K}$ ).

Стабилизирующий функционал

$$\Omega = \text{SpB}, \quad (11)$$

где  $\text{SpB}$  — след матрицы-невязки  $\mathbf{B} = [\mathbf{M}_\Theta^{-1} \mathbf{M}_\mathbf{K} - \mathbf{E}]$  уравнения  $\mathbf{M}_\mathbf{K} - \mathbf{M}_\Theta = 0$ .

Задача идентификации решается последовательно для каждого КТР. Исходными данными в этой задаче являются:

- ЭТР, формализованное матрицами  $\mathbf{C}_\Theta, \mathbf{M}_\Theta$  и  $\mathbf{D}_\Theta$ ;
- КТР, описываемое вектором конструктивных параметров  $\mathbf{X}$  и формализованное матрицами  $\mathbf{C}_\mathbf{K}, \mathbf{M}_\mathbf{K}$  и  $\mathbf{D}_\mathbf{K}$ ;
- конструктивно-технологические (геометрические) ограничения на варьируемые параметры КТР

$$\mathbf{X}_{\min} \leq \mathbf{X} \leq \mathbf{X}_{\max}, \quad (12)$$

где  $\mathbf{X}_{\min}, \mathbf{X}_{\max}$  — векторы минимальных и максимальных значений компонент вектора  $\mathbf{X}$ .

Задача идентификации КТР и ЭТР проектируемой конструкции состоит в нахождении оптимального вектора конструктивных параметров  $\mathbf{X}_{\text{opt}}$ , удовлетворяющего ограничениям (12) и доставляющего минимум критерию идентификации — функционалу (9).

Из постановки задачи идентификации следует, что процедура идентификации является задачей оптимального управления, заключающейся в минимизации функционала (критерия идентификации) при известном эталоне и заданных ограничениях на варьируемые параметры идентифицируемой конструкции с целью достижения нижней границы минимизируемого функционала.

Данная оптимизационная процедура идентификации не содержит функциональных ограничений и поэтому является быстродействующей. Следовательно, с ее помощью можно оперативно исследовать множество альтернативных вариантов КТР проектируемой конструкции и найти оптимальные параметры каждого из вариантов.

#### 4. Выбор рационального конструктивно-технологического решения

Каждое КТР НП отражает как конструктивные, так и технологические структурные признаки. Поэтому различные КТР будут в различной степени эффективны в функциональном и технологическом плане. Вывод о рациональном КТР делается на основе комплексной оценки конструктивного и технологического совершенства КТР с оптимальными параметрами, полученных в результате решения оптимизационной задачи идентификации.

Выбор критериев, по которым производится оценка совершенства альтернативных КТР НП, является неформальной процедурой и зависит, прежде всего, от того, какими оценками технологичности рассматриваемых КТР располагает конструктор. В любом случае выбор рационального КТР должен производиться с учетом его массы и технологичности. Относительный вес тех или иных критериев устанавливается на основе экспертной оценки их важности.

#### 5. Пример решения задачи структурно-параметрической оптимизации

Задача заключается в выборе рационального варианта КТР крыла малого удлинения по условиям

прочности и аэроупругой устойчивости из трех альтернативных вариантов. Крыло имеет шестигранный профиль и крепится к корпусу ЛА с помощью трех моментных и одного шарнирного узлов. При решении задачи проектирования крыла предполагается, что обшивка и силовые элементы не теряют устойчивость и не коробятся. Влияние аэродинамического нагрева на конструкцию не учитывается. Конструкция крыла аппроксимирована сеточной областью с  $N = 168$  узлами.

В качестве расчетного режима выбран режим полета на высоте 5 км у поверхности Земли ( $\rho = 0,73612 \text{ кг/м}^3$ ) с числом Маха  $M = 3$  (скорость  $V_\infty = 961,5 \text{ м/с}$ , скоростной напор  $q = 0,34 \text{ МПа}$ ), угол атаки  $\alpha_{\text{ж}} = 5^\circ$ ; производная коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y^\alpha = 0,0247 \text{ 1/}^\circ$ .

В число рассматриваемых вариантов КТР крыла включены: наборная конструкция с тремя лонжеронами («лонжеронное крыло»), моноблочная конструкция из двух штампованных панелей («моноблочное крыло») и наборная конструкция со стенками («многостеночное крыло»).

Лонжеронное крыло (рис. 2, табл. 1) состоит из двух обшивок и подкрепляющего силового набора: трех лонжеронов, бортовой и концевой нервюры, носка, законцовки и набора стрингеров и нервюры. Штампованные лонжероны имеют сечения в виде двутавра, параметры которых меняются по линейному закону по длине силового элемента. Стрингеры, подкрепляющие обшивку, и бортовая нервюра

ра изготовлены из гнутых профилей постоянной толщины с тавровым сечением. Штампованные нервюры, подкрепляющие обшивку в хвостовой части крыла, имеют сечения в виде тавра с постоянными по длине толщиной и шириной. Штампованные носок, законцовка и концевая нервюра в расчетах схематизировались стенками (шириной 10 мм). Обшивки, стрингеры и бортовая нервюра изготовлены из алюминиевого деформируемого сплава Д16АТ, имеющего характеристики: модуль упругости  $E = 70 \text{ ГПа}$ ; коэффициент Пуассона  $\mu = 0,33$ ; плотность  $\rho = 2780 \text{ кг/м}^3$ ; предел прочности  $\sigma_B = 440 \text{ МПа}$ . Штампованные элементы силового набора изготовлены из алюминиевого сплава АК8, имеющего характеристики: модуль упругости  $E = 72 \text{ ГПа}$ ; плотность  $\rho = 2750 \text{ кг/м}^3$ ; предел прочности  $\sigma_B = 440 \text{ МПа}$ .

Вектор оптимизируемых параметров лонжеронного крыла составили: толщина обшивки, параметры сечений лонжеронов, бортовой нервюры и стрингеров. В табл. 1 варьируемые параметры помечены звездочкой (\*).

Моноблочное крыло (рис. 3, табл. 2) изготовлено из двух штампованных подкрепленных панелей, соединенных винтами и заклепками. Подкрепляющие элементы (ребра) изготовлены за одно целое с обшивкой. Условно в крыле можно выделить ребра, играющие роль носка, законцовки, концевой и бортовой нервюры. Остальные ребра обеспечивают восприятие поперечных нагрузок (перерезывающих сил) и служат для подкрепления обшивки.

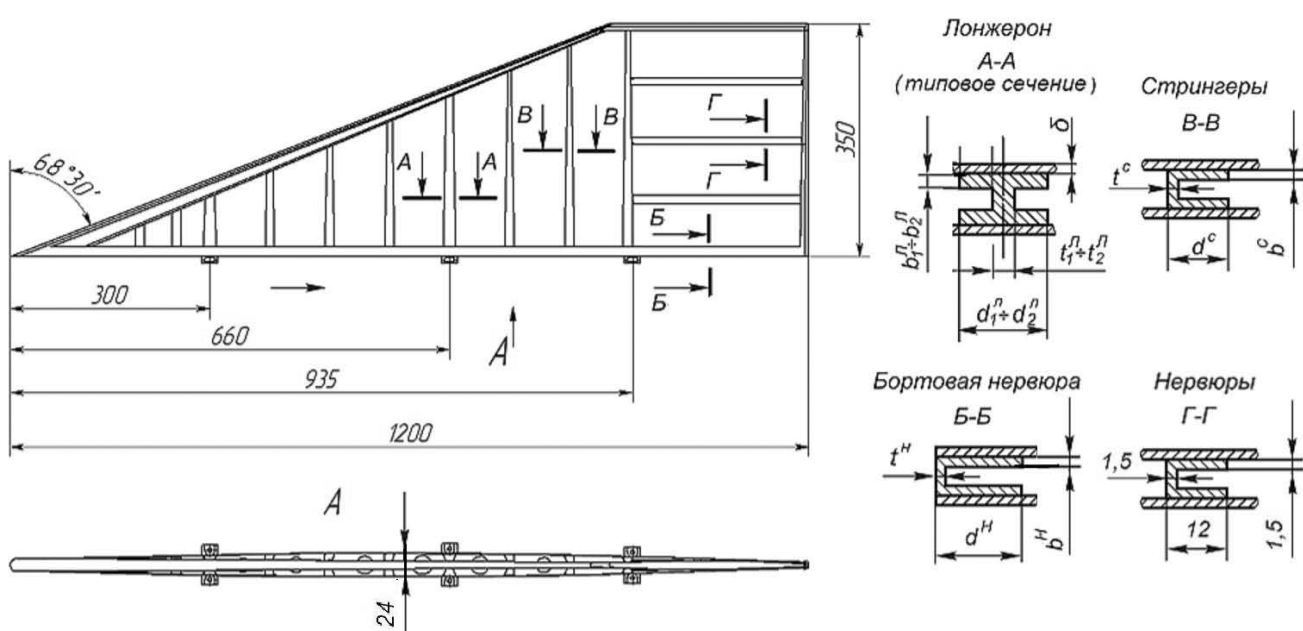


Рис. 2. Схема лонжеронного крыла

Конструктивный параметр лонжеронного крыла $X_i$	Обозначение $X_i$ на чертеже крыла (рис. 2)	Конструктивно-технологическое ограничение		$X_{i \text{ opt}}$
		$X_{i \text{ min}}$	$X_{i \text{ max}}$	
Толщина обшивки, мм	$\delta^*$	1	5	1,7
Толщина полки переднего лонжерона, мм:				
у заделки	$b_1^{\text{Л1}^*}$	1,5	5	1,5
на конце	$b_2^{\text{Л1}}$	–	–	1,5
Ширина полки переднего лонжерона, мм:				
у заделки	$d_1^{\text{Л1}^*}$	20	100	20
на конце	$d_2^{\text{Л1}}$	–	–	20
Толщина стенки переднего лонжерона, мм:				
у заделки	$t_1^{\text{Л1}}$	–	–	3
на конце	$t_2^{\text{Л1}}$	–	–	3
Толщина полки среднего (заднего) лонжерона, мм:				
у заделки	$b_1^{\text{Л2}^*}$	1,5	5	2,1
на конце	$b_2^{\text{Л2}}$	–	–	1,5
Ширина полки среднего (заднего) лонжерона, мм:				
у заделки	$d_1^{\text{Л2}^*}$	20	100	34
на конце	$d_2^{\text{Л2}}$	–	–	20
Толщина стенки среднего (заднего) лонжерона, мм:				
у заделки	$t_1^{\text{Л2}}$	–	–	3
на конце	$t_2^{\text{Л2}}$	–	–	3
Толщина полки бортовой нервюры, мм	$b^{\text{H}^*}$	1	5	1,5
Ширина полки бортовой нервюры, мм	$d^{\text{H}^*}$	15	40	15
Толщина стенки бортовой нервюры, мм	$t^{\text{H}}$	–	–	1,5
Толщина полки стрингера, мм	$b^{\text{C}^*}$	1	5	1,5
Ширина полки стрингера, мм	$d^{\text{C}^*}$	12	20	12
Толщина стенки стрингера, мм	$t^{\text{C}^*}$	1	5	1,5
Масса крыла, кг	–	–	–	4,048
Функционал $\Phi$	–	–	–	0,055

Штампованные панели выполнены из алюминиевого сплава АК8.

Вектор оптимизируемых параметров моноблочного крыла составили: толщина обшивки, ширина ребер и бортовой нервюры. В табл. 2 варьируемые параметры помечены звездочкой (\*).

Многостеночное крыло (рис. 4, табл. 3) представляет собой наборную конструкцию, в которой для подкрепления листовой обшивки используют

ся стенки, выполненные из гнутых профилей таврового сечения. Носок, законцовка, бортовая и концевая нервюры также изготовлены из гнутых профилей таврового сечения. В расчетах параметры сечения носка, законцовки и концевой нервюры принимались равными: толщина — 1,5 мм, ширина — 15 мм. Все элементы конструкции выполнены из алюминиевого деформируемого сплава Д16АТ.

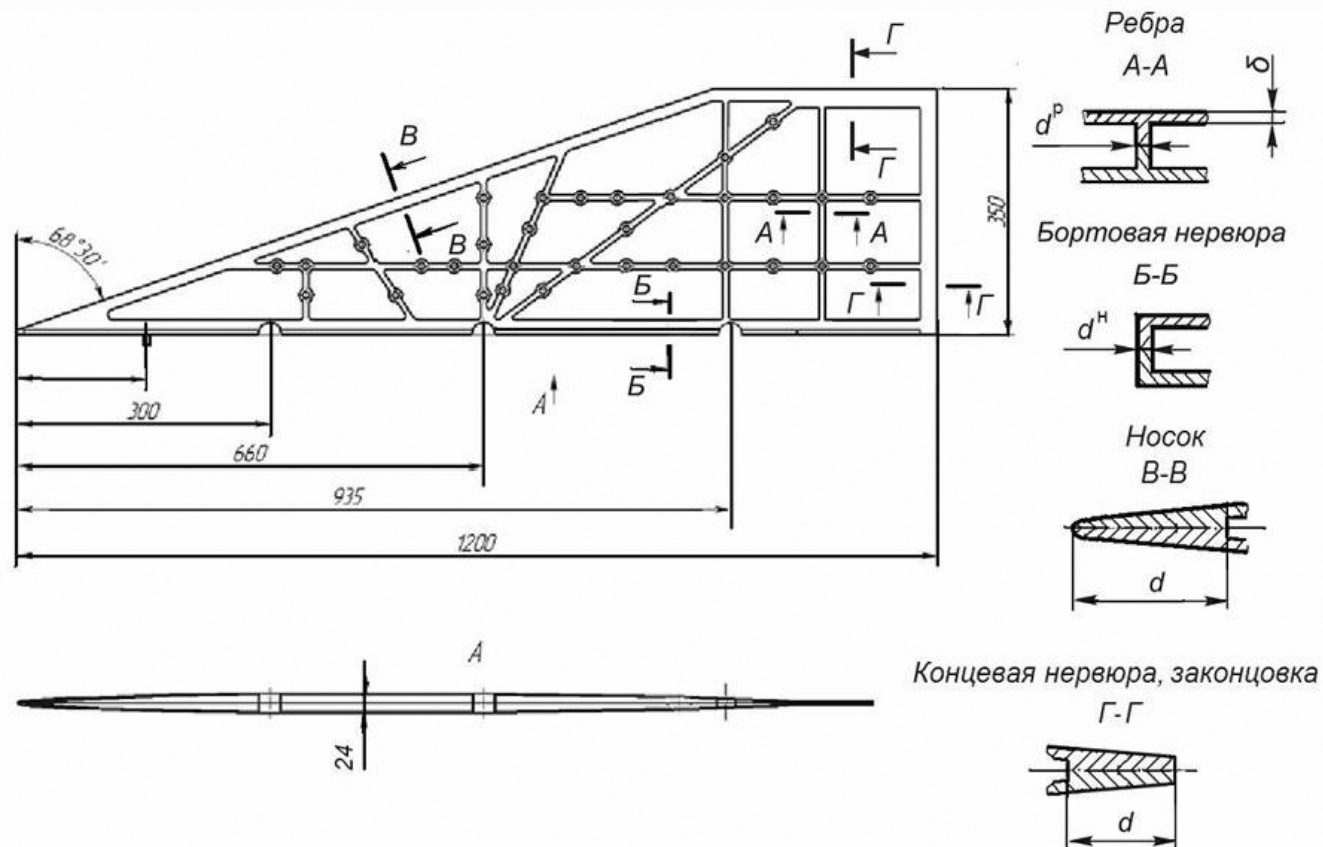


Рис. 3. Схема моноблочного крыла

Таблица 2

Конструктивный параметр моноблочного крыла $X_i$	Обозначение $X_i$ на чертеже крыла (рис. 3)	Конструктивно-технологическое ограничение		$X_{i \text{ opt}}$
		$X_{i \text{ min}}$	$X_{i \text{ max}}$	
Толщина обшивки, мм	$\delta^*$	1	5	2,0
Ширина ребра, мм	$d^{P*}$	8	20	8
Ширина бортовой нервюры, мм	$d^{H*}$	15	50	15
Ширина носка, законцовки, концевой нервюры, мм	$d$	–	–	15
Масса крыла, кг	–	–	–	5,647
Функционал $\Phi$	–	–	–	0,077

Вектор оптимизируемых параметров многослойного крыла составили: толщина обшивки, параметры сечений стенок и бортовой нервюры. В табл. 3 варьируемые параметры помечены звездочкой (\*).

Задача выбора рационального КТР из трех альтернативных вариантов решалась в три этапа. Вначале согласно п. 2 методом случайного поиска определен оптимальный закон распределения матери-

ала алюминиевого сплава Д16АТ (АК8)  $\Delta_{\text{opt}}$ , минимизирующий функцию качества — массу крыла (выражение (7)), при выполнении ограничений на прочность (2) и аэроупругую устойчивость (4). Технологические ограничения не учитывались. Результаты решения задачи представлены на рис. 5, кривые 1. Конструкционный материал сосредоточен в узлах сеточной области с внутренних сторон обшивки.



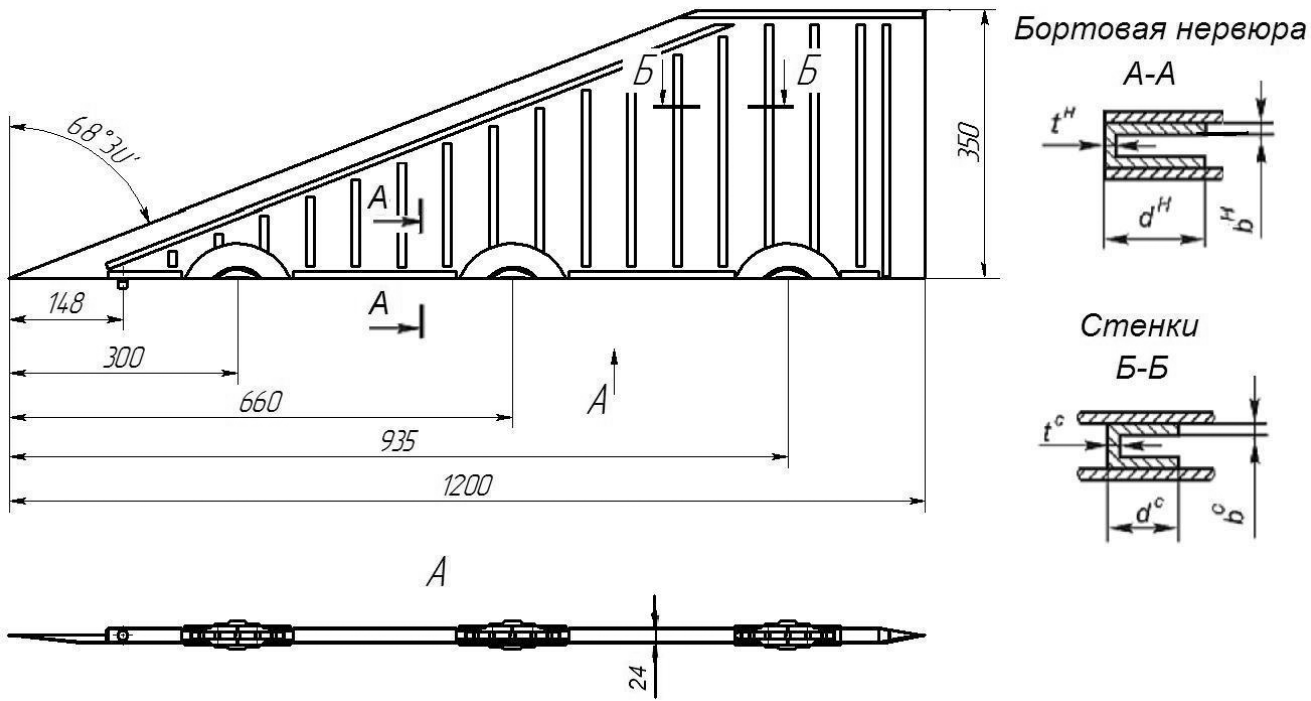


Рис. 4. Схема многостеночного крыла

Таблица 3

Конструктивный параметр лонжеронного крыла $X_i$	Обозначение $X_i$ на чертеже крыла (рис. 4)	Конструктивно-технологическое ограничение		$X_{i\text{opt}}$
		$X_{i\text{min}}$	$X_{i\text{max}}$	
Толщина обшивки, мм	$\delta^*$	1	5	2,1
Толщина профиля стенки, мм	$b^{C^*} (t^{C^*})$	2	4	2
Ширина профиля стенки, мм	$d^{C^*}$	10	40	18,5
Толщина полки бортовой нервюры, мм	$b^{H^*}$	2	6	2
Ширина полки бортовой нервюры, мм	$d^{H^*}$	20	100	24
Толщина стенки бортовой нервюры, мм	$t^H$	–	–	2
Масса крыла, кг	–	–	–	4,678
Функционал $\Phi$	–	–	–	0,064

вок крыла. Масса оптимальной конструкции составила 2,540 кг.

В дальнейшем с целью приближения ЭТР к реальным КТР была решена задача отыскания оптимального закона распределения конструкционного материала  $\Delta_{\text{опт}}$  с учетом технологического ограничения (8) на минимальную толщину материала

$\delta_{\text{min}}$ , равную 1 мм. Результаты решения задачи представлены на рис. 5, кривые 2. Масса оптимальной конструкции с учетом данного ограничения составила 2,933 кг. Именно это распределение конструкционного материала использовалось далее в качестве ЭТР крыла.

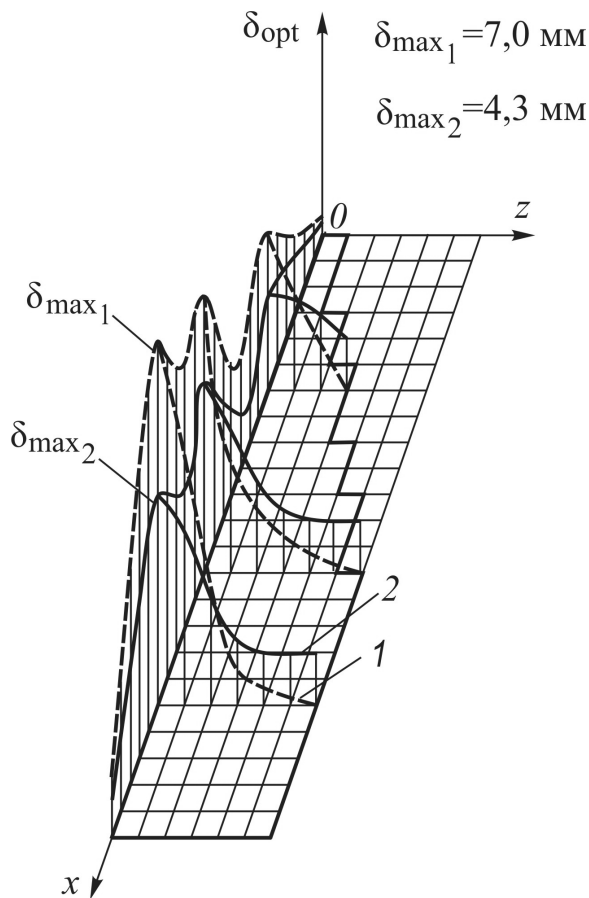


Рис. 5. Оптимальное распределение конструкционного материала в крыле:  
 1 — без учета ограничения на  $\delta_{\min}$  ;  
 2 — с учетом ограничения на  $\delta_{\min}$

Второй этап — идентификация каждого из трех альтернативных КТР с ЭТР крыла (согласно п. 3) — проводился в режиме диалога. В процессе решения оптимизационной задачи идентификации было выявлено влияние конструктивных параметров на функционал  $\Phi$  (критерий идентификации), определен вектор варьируемых параметров и назначены технологические ограничения для каждого из

вариантов КТР. Оптимизация каждого из альтернативных КТР по критерию (9) на персональном компьютере не превышала нескольких секунд.

В результате выполнения процедуры идентификации для каждого из трех вариантов крыла получено оптимальное сочетание конструктивных параметров, сообщающих минимум критерию идентификации — функционалу  $\Phi^1$ . Минимальные значения функционала для лонжеронного, моноблочного и многостеночного крыла соответственно равны 0,055, 0,077 и 0,064, а массы этих вариантов 4,048 кг, 5,647 кг и 4,678 кг. Значения оптимальных параметров представлены в табл. 1—3.

Для оценки корректности процедуры идентификации в отношении функциональных ограничений были проведены поверочные расчеты всех трех вариантов КТР с оптимальными параметрами на прочность и аэроупругую устойчивость. Расчет на прочность крыльев с оптимальными конструктивно-технологическими параметрами показал, что ограничения на статическую прочность по максимальным эквивалентным напряжениям

$\sigma_{\text{экв max}} \leq \sigma_{\text{доп}}$  ( $\sigma_{\text{доп}} = \sigma_{\text{в}} = 440$  МПа) выполнено у всех крыльев (табл. 4). Расчет на аэроупругую устойчивость крыльев с оптимальными конструктивно-технологическими параметрами также показал, что ограничения на критические скорости дивергенции и флаттера  $V_{\text{кр див, фл}} \geq 1,2V_{\infty}$  ( $V_{\infty} = 961,5$  м/с) выполняются для всех крыльев (табл. 4).

По результатам идентификации можно сделать вывод о том, что из трех альтернативных вариантов КТР крыла рациональной является лонжеронная конструкция, так как она ближе к ЭТР по сравнению с вариантами моноблочного и многостеночного крыльев. Тот же вывод можно сделать в отношении массовой эффективности этих КТР.

Таблица 4

КТР крыла	$\sigma_{\text{экв max}}$ , МПа	$V_{\text{кр. фл.}}$ , м/с	$V_{\text{кр. див.}}$ , м/с
Лонжеронное крыло	437	1202	$V_{\text{кр. див}} > V_{\text{кр. фл}}$
Моноблочное крыло	439	1266	$V_{\text{кр. див}} > V_{\text{кр. фл}}$
Многостеночное крыло	438	1426	$V_{\text{кр. див}} > V_{\text{кр. фл}}$

<sup>1</sup> Функционал  $\Phi$  определялся в соответствии с выражением (9) и входящими в него выражениями (10), (11). При этом при вычислении матриц жесткости, матриц масс и динамических матриц КТР и ЭТР использовалась их нормировка по первым диагональным элементам соответствующих матриц.

Далее необходимо сравнить рассмотренные варианты КТР с точки зрения их технологичности (этап 3). Качественный анализ показывает, что моноблочное крыло дешевле в изготовлении и сборке, чем наборные конструкции лонжеронного и многостеночного крыльев. Для проведения количественного анализа технологичности вариантов КТР и оценки их совершенства в целом, т.е. с учетом массовой эффективности, производственной и эксплуатационной технологичности, воспользуемся экспертным методом — методом анализа иерархий (согласно п. 4).

Рассмотрим упрощенное решение данной задачи, характерное для начальных этапов проектирования конструкции, когда еще нет точных оценок ее технологической эффективности. В качестве показателя конструктивного совершенства крыла примем массу крыла, в качестве показателей производственно-технологического совершенства КТР крыла — показатели технологической рациональности и преемственности (а именно, коэффициенты: использования материала, унификации и сборности) [11]. Также будем считать, что эксплуатационные требования равнозначно учтены в каждом оцениваемом КТР.

Коэффициент использования материала в конструкции  $K_{исп.м}$  определяется как отношение массы КТР к суммарной массе заготовок. Коэффициент унификации — коэффициент применяемости унифицированных деталей  $K_{ун}$  — определяется как отношение унифицированных элементов конструк-

ции к общему числу элементов. Коэффициент сборности  $K_{сб}$  определяется как отношение числа специфицируемых составных частей конструкции (равное числу сборочных единиц) к общему числу его составных частей.

Рассматриваемой задаче экспертизы соответствует четырехуровневая иерархия (рис. 6): 1-й уровень — *цель* — оценка совершенства альтернативных КТР крыла; 2-й и 3-й уровни — *критерии* — обобщенные и единичные показатели совершенства КТР; 4-й уровень — *альтернативы* — альтернативные КТР крыла: лонжеронное крыло —  $\{КТР\}_1$ , моноблочное крыло —  $\{КТР\}_2$ , многостеночное крыло —  $\{КТР\}_3$ .

В соответствии с методом анализа иерархий [10] строится матрицы парных сравнений для сопоставления относительной важности обобщенных показателей совершенства КТР (критериев 2-го уровня иерархии) по отношению к цели (табл. 5), а также единичных показателей технологического совершенства КТР (критериев 3-го уровня иерархии) на обобщенный показатель технологического совершенства (табл. 6). Матрицы парных сравнений строятся на основе суждений экспертов в соответствии со специальной шкалой, включающей оценки относительной важности сравниваемых элементов иерархии от 1 до 9 [10]. При построении данных матриц парных сравнений полагается, что обобщенные показатели конструктивного и производственно-технологического совершенства (критерии 2-го уровня иерархии) вносят равный вклад в цель и что единичные показатели технологичес-

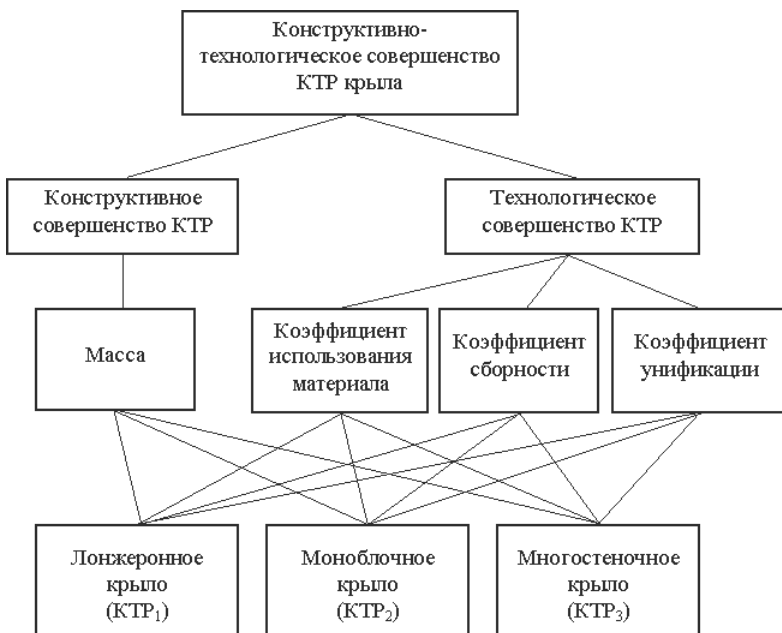


Рис. 6. Иерархическое представление задачи выбора наилучшего КТР крыла из трех альтернативных вариантов

кого совершенства КТР (критерии 3-го уровня иерархии) также равнозначны относительно обобщенного показателя технологического совершенства (критерия 2-го уровня иерархии).

Далее строятся матрицы парных сравнений для сопоставления относительной важности альтернатив (КТР крыла) по отношению к каждому из критериев (табл. 7—10). При формировании суждений экспертов учитывались следующие моменты.

При проведении парных сравнений для сопоставления относительной важности альтернативных КТР крыла по отношению к критерию конструктивного совершенства (критерий  $M$ ) анализировались как сами абсолютные значения масс (массы лонжеронного, моноблочного и многостеночного крыла соответственно равны 4,048 кг, 5,647 кг и 4,678 кг), так и их превышения относительно массы ЭТР, равного 2,933 кг. Результаты экспертных суждений формализованы матрицей парных сравнений (табл. 7).

При проведении парных сравнений для сопоставления относительной важности альтернативных КТР крыла по отношению к критериям технологического совершенства учитывалось качественное

превосходство той или иной технологической концепции в отношении изготовления (показатели использования материала и унификации) и сборки (показатели сборности и унификации). По показателям использования материала и сборности (критерии  $K_{исп.м}$  и  $K_{сб}$ ) предпочтение было отдано моноблочному крылу (см. табл. 8, 9), а по показателю унификации (критерий  $K_{ун}$ ) — многостеночному крылу (см. табл. 10).

Далее для каждой матрицы парных сравнений была решена проблема определения собственных значений и векторов и найдены векторы приоритетов  $X$ . Векторы приоритетов для каждой матрицы парных сравнений представлены в табл. 5—10.

Векторы приоритетов, определяемые из матриц парных сравнений (табл. 7—10), являются локальными приоритетами. Для определения глобальных приоритетов выполнен синтез приоритетов, результаты которого представлены на рис. 7.

Вектор глобальных приоритетов  $X$  с компонентами 0,386, 0,294 и 0,320 (рис. 7) существенно отличается от вектора локальных приоритетов  $X^M$  с компонентами 0,582, 0,109 и 0,309 (табл. 7). Срав-

Таблица 5

Цель	Критерий $M$	Критерий $T$	Вектор приоритетов $X$
Критерий $M$	1	1	0,5
Критерий $T$	1	1	0,5

Таблица 6

Критерий $T$	$K_{исп.м}$	$K_{сб}$	$K_{ун}$	Вектор приоритетов $X^T$
$K_{исп.м}$	1	1	1	0,333
$K_{сб}$	1	1	1	0,333
$K_{ун}$	1	1	1	0,333

Таблица 7

Критерий $M$	{КТР} <sub>1</sub>	{КТР} <sub>2</sub>	{КТР} <sub>3</sub>	Вектор приоритетов $X^M$
{КТР} <sub>1</sub>	1	5	2	0,582
{КТР} <sub>2</sub>	1/5	1	1/3	0,109
{КТР} <sub>3</sub>	1/2	3	1	0,309

Таблица 8

$K_{исп.м}$	{КТР} <sub>1</sub>	{КТР} <sub>2</sub>	{КТР} <sub>3</sub>	Вектор приоритетов $X_{исп.м}$
{КТР} <sub>1</sub>	1	1/3	1	0,2
{КТР} <sub>2</sub>	3	1	3	0,6
{КТР} <sub>3</sub>	1	1/3	1	0,2

Таблица 9

$K_{сб}$	{КТР} <sub>1</sub>	{КТР} <sub>2</sub>	{КТР} <sub>3</sub>	Вектор приоритетов $X^{сб}$
{КТР} <sub>1</sub>	1	1/5	1	0,143
{КТР} <sub>2</sub>	5	1	5	0,714
{КТР} <sub>3</sub>	1	1/5	1	0,143

Таблица 10

$K_{ун}$	{КТР} <sub>1</sub>	{КТР} <sub>2</sub>	{КТР} <sub>3</sub>	Вектор приоритетов $X^{ун}$
{КТР} <sub>1</sub>	1	2	1/3	0,230
{КТР} <sub>2</sub>	1/2	1	1/5	0,122
{КТР} <sub>3</sub>	3	5	1	0,648

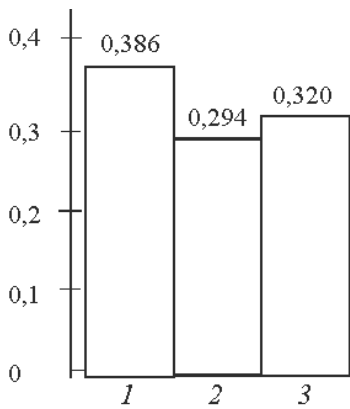


Рис. 7. Вектор глобальных приоритетов:

1 — лонжеронное крыло; 2 — моноблочное крыло;  
3 — многостеночное крыло

нение этих векторов приоритетов показывает, что вес моноблочного крыла в векторе глобальных приоритетов  $X$  значительно возрос (в 2,7 раза), тогда как вес лонжеронного крыла существенно уменьшился (в 1,5 раза), благодаря более высоким технологическим свойствам моноблочной конструкции по сравнению с наборной. Тем не менее вектор глобальных приоритетов  $X$  устанавливает предпочтение лонжеронного крыла моноблочному и многостеночному.

## Выводы

Разработан метод структурно-параметрической оптимизации конструкции несущих поверхностей малого удлинения. Согласно предлагаемому методу решение задачи структурно-параметрической оптимизации содержит три этапа: отыскание эталонного теоретического решения (оптимального распределения материала в конструкции минимальной массы, удовлетворяющего требованиям прочности и аэроупругой устойчивости), идентификацию альтернативных конструктивно-технологических решений с эталонным решением и выбор на основе интегральной оценки конструктивных и технологических свойств наилучшего конструктивно-технологического решения.

Приведен пример решения задачи структурно-параметрической оптимизации конструкции крыла малого удлинения, который показал высокую эффективность предлагаемого метода и достоверность получаемых результатов оптимизации.

## Библиографический список

1. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1991.

2. Методы оптимизации авиационных конструкций / Н.В. Баничук, В.И. Бирюк, А.П. Сейранян и др. — М.: Машиностроение, 1989.

3. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114—129.

4. Комаров В.А. Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов. — Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2002.

5. Голубев И.С., Андреев В.В., Парафесь С.Г. Решение задач структурно-параметрической оптимизации авиационных конструкций с учетом иерархии эксплуатационных ограничений и спектра нагрузок // Межвуз. сб. науч. трудов «Конструкция и автоматизация проектирования летательных аппаратов». Казань, 1991. С. 30—36.

6. Голубев И.С., Андреев В.В., Парафесь С.Г. Об одном подходе к решению задач структурно-параметрической оптимизации авиационных конструкций // Вестник МАИ. 1994. Т. 1. № 2. С. 3—8.

7. Парафесь С.Г. Решение задач проектирования конструкций летательных аппаратов с использованием методов идентификации // Вестник МАИ. 2003. Т. 10. № 1. С. 3—8.

8. Парафесь С.Г. Метод идентификации тонкостенных конструкций // Труды III Международной конференции «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO '04. Москва, 28—30 января 2004 г. М.: Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2004. С. 326—335.

9. Парафесь С.Г., Сафронов В.С., Туркин И.К. Проектирование тонкостенных конструкций летательных аппаратов на основе методов идентификации и оптимизации. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2008.

10. Саати Т. Принятие решений: Метод анализа иерархий: Пер. с англ. — М.: Радио и связь, 1993.

11. Технологичность конструкции изделия: Справочник / Ю.Д. Амиров, Т.К. Алферова, П.Н. Волков и др.; Под общ. ред. Ю.Д. Амирова. — М.: Машиностроение, 1990.