

## ПОДСИСТЕМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИЛОВОГО НАБОРА КРЫЛА МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ

© А. А. Цирюк, М. А. Яровой

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського (ХАІ).

Пропонується ефективний алгоритм вибору раціональних параметрів силового набору моноблочних крил малого подовження безпілотних літательних апаратів. Прийняття закону зміни товщини обшивки у вигляді  $\delta(z) = \xi_1 z + \xi_2$ ,  $\xi_2/\xi_1 = \text{const}$  дозволило виключити пряму задачу з ітераційного процесу оптимізації, визначивши напруженно-деформований стан конструкції лише для початкового розподілу жорсткості, а також звести задачу оптимизації до однопараметричної.

Одной из основных задач в ракетостроении является создание летательного аппарата (ЛА) с максимально возможной относительной массой полезной нагрузки. Эта задача тесно связана с проблемой создания несущих конструкций, обладающих минимально возможной массой при удовлетворении основным требованиям к их характеристикам работоспособности.

Львиная доля затрат на создание нового ЛА (до 85—95 %) приходится на постройку, испытания и доводку опытных экземпляров. Эти затраты могут быть заметно снижены за счет коренного повышения качества проектирования путем использования эффективных методов оптимизации. Причем наибольшую эффективность имеет оптимизация на ранних этапах проектирования.

Потребности в проектировании все более сложных технических объектов и требования сокращения сроков и повышения качества проектов противоречивы. Удовлетворить эти требования с помощью простого увеличения численности проектировщиков нельзя [2].

В статье рассматривается методика поиска рациональных параметров силового набора крыльев малого удлинения беспилотных ЛА с учетом полной системы ограничений а также подсистема автоматизированного проектирования, реализующая ее.

Вопросы оптимизации силовых конструкций неразрывно связаны с вопросами выбора метода расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) оптимизируемой системы. Так как процесс проектирования носит итерационный характер, а достоверность получения оптимального решения во многом зависит от точности используемого метода прямого расчета и, наконец, всевозможные варианты проектируемой конструкции должны рассчиты-

ваться по единому алгоритму — выбираемый метод для данного типа конструкций должен обладать высокой точностью, хорошим быстродействием, универсальностью и хорошей приспособленностью к процессу проектирования.

Маневренные беспилотные ЛА, как правило, имеют крылья малого удлинения с симметричным профилем, относительная толщина которого не превышает 3—6 %. При достаточно малой бортовой хорде максимальная строительная высота таких крыльев также мала. В подобных случаях априори можно утверждать, что минимальную массу будет иметь моноблочное крыло.

При определении НДС таких крыльев хорошие результаты дает метод пластинной аналогии. Уравнение изгиба пластины переменной жесткости решается численно методом сеток [3]. Этот метод отвечает указанным выше требованиям. Подпрограмма прямого счета, созданная на основе метода сеток, была протестирована и показала хорошую для проектировочных расчетов достоверность получаемых результатов при высоком быстродействии.

Задача проектирования силового набора крыла ставится следующим образом: при заданных внешних геометрических обводах, характере расположения подкрепляющих элементов, спектре расчетных внешних нагрузок и полной системе активных ограничений синтезировать силовую конструкцию крыла, имеющую минимальную массу.

Рассмотрим сначала состав полной системы ограничений.

В общем случае при проектировании несущих поверхностей учитываются ограничения по прочности, устойчивости, аэроупругости, конструктивные и технологические.

Как показывает опыт, для крыльев малого удли-

нения, характерных для маневренных беспилотных ЛА и имеющих высокую крутую жесткость, ограничение по аэроупругости не является активным. Критическая скорость флаттера для этих крыльев существенно выше максимальной скорости полета ЛА.

Суть ограничений по прочности для одноразовых ЛА заключается в том, что ни при одном из расчетных случаев нагружения напряжения в конструкции не должны превышать предела прочности.

Из исследований [1] следует, что основным видом разрушения авиационных конструкций является разрушение от потери устойчивости. Чаще всего разрушается крыло от потери устойчивости панелей. Поэтому ограничение по устойчивости всегда будет активным.

Исходя из требований аэродинамики, относительная волнистость обшивки не должна превышать 0.001—0.002. Это условие ограничивает сверху расстояние между стенками.

Требование технологичности является одним из основных требований, предъявляемых к конструкции.

Для многостеночного крыла эти требования выражаются в следующем: толщина обшивки по хорде не изменяется, по размаху толщина обшивки меняется по линейному закону, все стенки имеют одинаковую толщину, которая по размаху не изменяется.

Итак, задача проектирования многостеночного крыла ставится следующим образом:

$$\begin{aligned}
 M(\delta(z), n_{ct}) &\rightarrow \min \\
 \delta(z) &= \xi_1 z + \xi_2, \\
 \delta(x) &= \text{const} \\
 \sigma_{\max i} &\leq k \sigma_b, i = 1, \dots, n, \\
 \tau_{ct\max i} &\leq \tau_{kp}, i = 1, \dots, n, \\
 b_{cpj} &\leq 0.4 \delta_{cp} n o^3 \sqrt{E} / q_{\text{возд}}, j = 1, \dots, n_{ct} - 1, \\
 \sigma_i &\leq \sigma_{kp}, i = 1, \dots, n, \\
 \delta &\geq \delta_{\min}, \\
 \delta_{ct} &\geq \delta_{ct\min},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где  $M$  — масса конструкции,  $\delta$  — функция распределения толщины обшивки,  $n_{ct}$  — количество стенок,  $n$  — количество расчетных случаев нагружения,  $b_{cp}$  — средняя ширина панели,  $\delta_{cp}$  — средняя толщина обшивки панели,  $E$  — модуль Юнга,  $q_{\text{возд}}$  — воздушная нагрузка на крыло,  $\sigma_{\max i}$  — максимальные нормальные напряжения в панелях крыла

при  $i$ -м случае нагружения,  $\sigma_b$  — временное сопротивление конструкционного материала,  $k_c$  — коэффициент концентрации,  $\tau_{ct\max i}$  — максимальные касательные напряжения в стенках при  $i$ -м случае нагружения,  $\tau_{kp}$  — уровень критических напряжений в стенке,  $\sigma_i$  — нормальные напряжения в панелях при  $i$ -м случае нагружения,  $\sigma_{kp}$  — критические напряжения в панели,  $\delta_{ct}$  — толщина стенок,  $\delta_{\min}$ ,  $\delta_{ct\min}$  — минимально допустимые толщины обшивки и стенки соответственно.

В задаче (1) количество искомых параметров невелико ( $\xi_1, \xi_2, n_{ct}$ ), что дает возможность ее решать одним из методов МП.

Одной из самых трудоемких процедур при решении обратных задач является определение НДС на каждом шаге поиска.

Особенностью задачи (1) является наличие ограничения на линейный закон изменения толщины обшивки по размаху крыла.

Если потребовать выполнения условия

$$\xi_2 / \xi_1 = \text{const}, \tag{2}$$

то, учитывая, что доля стенок в общей изгибной жесткости крыла мала, будет выполняться равенство (при линейном физическом законе)

$$k\sigma(\delta(z)) = \sigma(\delta(z)/k), \tag{3}$$

где  $\sigma$  — распределение напряжений при начальном законе распределения толщин обшивки  $\delta(z)$ ;  $k$  — произвольное положительное действительное число. В этом случае процедуру поиска НДС можно выполнять всего один раз, а величину коэффициента  $k$  находить на каждой итерации поиска из условия удовлетворения ограничений задачи.

При проверке ограничения на устойчивость в первом приближении будем сравнивать напряжения действующие вдоль средней продольной линии панели в сечении, соответствующем полуразмаху консоли, с критическими напряжениями потери устойчивости прямоугольной панели имеющей ширину, равную средней ширине рассматриваемой панели (рис. 1).

С учетом сказанного выше задача (1) из трехпараметрической становится одномерной. Ее математическая модель имеет вид:

$$\begin{aligned}
 M(b_{cp}) &\rightarrow \min, \\
 \delta(z) &= \xi_1(b_{cp})z + \xi_2(b_{cp}), \\
 \delta(x) &= \text{const}, \\
 \sigma_{\max i} &\leq k \sigma_b, i = 1, \dots, n, \\
 \tau_{ct\max i} &\leq \tau_{kp},
 \end{aligned}$$

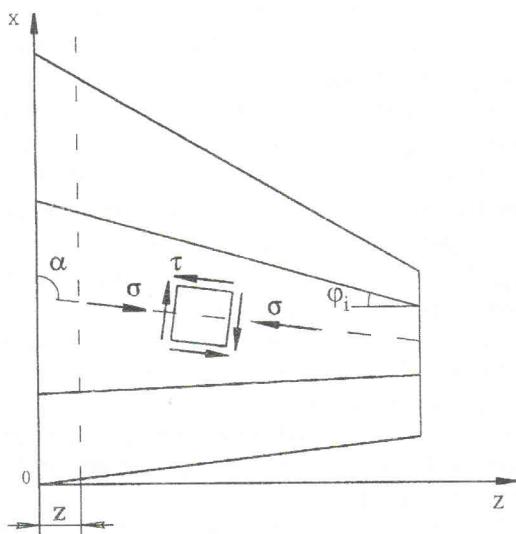


Рис. 1. Направление расчетных напряжений в панели крыла

$$\begin{aligned} \sigma_i &\leq \sigma_{kp}, \\ b_{cp} &\leq 0.4\delta_{cp}n\sigma^3\sqrt{E/q_{\text{сост}}}, \\ \delta &\geq \delta_{\min}, \\ \delta_{cr} &\geq \delta_{crtmin}, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $b_{cp}$ ,  $\delta_{cp}$  — средняя ширина и толщина наиболее нагруженной (сжатой) панели. Задача (4) решается методом золотого сечения.

Итак, алгоритм поиска рационального силового набора крыла многостеночной конструкции включает в себя следующие этапы.

1. Задаем начальное распределение толщин

$$\delta_z^{(0)} = \xi_1^{(0)}z + \xi_2^{(0)} \quad (5)$$

и положение стенок (среднестатистическое).

2. Определяем НДС конструкции при заданных случаях нагружения.

3. По максимальным из всех рассматриваемых случаев нагружения растягивающим напряжениям  $\sigma_{\max}$  с учетом (2) уточняем зависимость (5):

$$\delta_z^{(1)} = \xi_1^{(1)}z + \xi_2^{(1)},$$

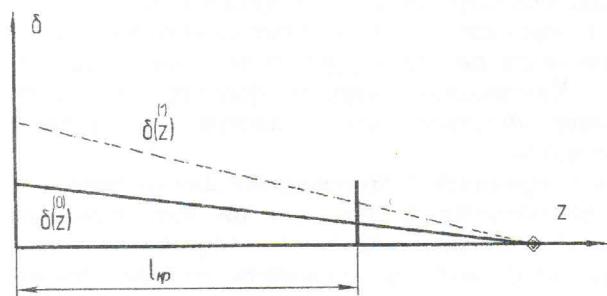
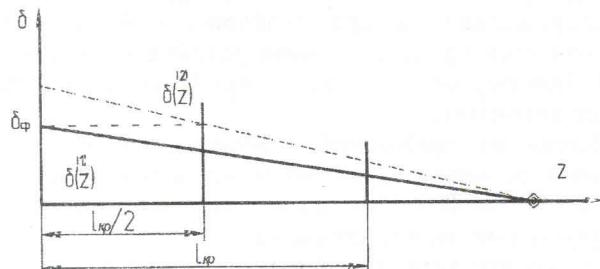
где

$$\xi_1^{(1)} = -k\delta^{(0)}(0)/z_0,$$

$$z_0 = -\xi_2^{(0)}/\xi_1^{(0)},$$

$$\xi_2^{(1)} = k\delta^{(0)}(0),$$

$$k = \sigma_{\max}/(k_c\sigma_b).$$

Рис. 2. Уточнение зависимости  $\delta(z)$  из условий прочностиРис. 3. Уточнение зависимости  $\delta(z)$  из условий устойчивости

Графическая интерпретация этого уточнения приведена на рис. 2 ( $l_{kp}$  — размах консоли). В результате этого уточнения все напряжения изменятся в соответствии с зависимостью (3).

4. В сечении  $z = l_{kp}/2$  находим точку с максимальными сжимающими напряжениями. Считаем, что эта точка принадлежит середине панели. После этого решаем задачу (4). Для каждой пробной точки выполняем следующие действия:

а) из условия отсутствия потери устойчивости определяем потребную среднюю толщину максимально нагруженной панели (в сечении  $z = l_{kp}/2$ )

$$\delta_{cp} = \delta(l_{kp}/2)\kappa,$$

где  $\sigma/\kappa = \sigma_{kp}(\delta^{(1)}(l_{kp}/2)\kappa, b_{cp})$ ;  $\sigma$  — максимальные из всех случаев нагрузки сжимающие напряжения в сечении  $z = l_{kp}/2$ ;  $\sigma_{kp}$  — критические напряжения. Если полученная толщина обшивки не удовлетворяет ограничению на допустимую волнистость, то она уточняется в соответствии с этим ограничением;

б) уточняем закон распределения толщин (рис. 3)

$$\delta^{(2)}(z) = \xi_1^{(2)}z + \xi_2^{(2)},$$

где

$$\xi_1^{(2)} = \frac{\delta_{cp}}{l_{kp}/2 - z_0},$$

$$\xi_2^{(2)} = -\xi_1^{(2)}z_0.$$

Если  $\delta^{(2)}(z) < \delta^{(1)}(z)$ , то нужно принять  $\delta^{(2)}(z) = \delta^{(1)}(z)$ .

После этого в соответствии с зависимостью (3) уточняем поле распределения напряжений;

в) из условия равенства действующих напряжений критическим определяем расстояние между остальными стенками. При этом учитываем также ограничение на волнистость;

г) определяем максимально нагруженную стенку и из условия равенства критических напряжений действующим определяем толщину стенок;

д) подсчитываем массу конструкции.

5. Уточняем НДС полученной конструкции, и в случае необходимости производим соответствующие корректировки.

На основе вышеизложенной методики была разработана подсистема автоматизированного проектирования крыла малого удлинения.

В качестве примера было спроектировано многостеночное крыло с пропорциональным расположением стенок (рис. 4).

Исходные данные:

- удлинение консоли  $\lambda = 1$ ,
- сужение консоли  $\eta = 6$ ,
- угол стреловидности по передней кромке  $\chi = 50^\circ$ ,
- площадь консоли  $S = 350000 \text{ mm}^2$ ,
- форма профиля — ромб,
- относительная толщина профиля  $\bar{c} = 5\%$ ,
- равномерно распределенная аэродинамическая нагрузка  $q = 0.08 \text{ МПа}$ ,
- координата нулевой толщины обшивки  $z_0 = 1000 \text{ mm}$ ,
- минимальная толщина обшивки  $\delta_{\text{outmin}} = 0.1 \text{ mm}$ ,
- минимальная толщина стенок  $\delta_{\text{ctmin}} = 1 \text{ mm}$ ,
- материал обшивки и стенок — алюминиевый сплав.

В результате проектировочного расчета были получены следующий набор рациональных геометрических параметров:

- толщина обшивки у бортовой хорды  $\delta_0 = 2.3 \text{ mm}$ ,
- толщина стенок  $\delta_{\text{ct}} = 1 \text{ mm}$ ,
- относительные координаты стенок  $\bar{x}_{\text{ct}}$ : 0.2024, 0.4434, 0.5934, 0.8344.

Проверочный расчет выполнялся с помощью метода конечных элементов.

Запас прочности по устойчивости спроектированной конструкции составил 6.7, из чего можно

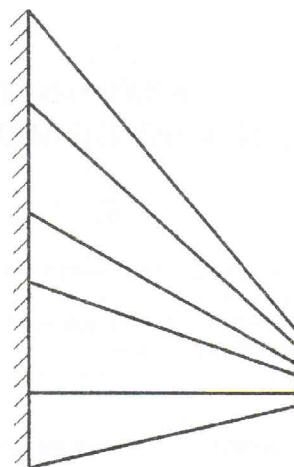


Рис. 4. Консоль крыла

сделать вывод о необходимости уточнения способа учета ограничений по устойчивости. Действительно, при описанном выше способе общая энергия деформации панели оказывается существенно выше реальной, что и объясняет завышенный запас устойчивости.

1. Кутынов В. Ф., Замука Г. Н., Мохов В. Ф. и др. Методология исследования разрушения авиационных конструкций при статических испытаниях // Расчеты напряженно-деформированного состояния и рациональное проектирование авиационных конструкций: сб. статей.—1992.—Вып. 2495.—С. 29—39.—(Труды ЦАГИ).
2. Норенков И. П. Введение в автоматизированное проектирование технических устройств и систем. — М.: Высш. школа, 1980.—311 с.
3. Фигуринский В. И. Расчет на прочность беспилотных летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1973.—356 с.

#### COMPUTER-AIDED DESIGN SUBSYSTEM OF PRIMARY STRUCTURE OF SLENDER WING

*A. A. Tsyrulk, M. A. Yarovoi*

An efficient algorithm for choosing rational parameters of the primary structure of unmanned flight vehicle monoblock slender wings is proposed. Using the law of the change of the skin width as  $\delta(z) = \xi_1 z + \xi_2$ ,  $\xi_2/\xi_1 = \text{const}$  enabled us to eliminate the straight line problem from the repetitive process of optimization by determining the tight-strained state of a design only for the initial elastic distribution, as well as to reduce the problem of optimization to the single parameter one.