

Алгоритм проектирования рациональных силовых конструкций многостеночных крыльев малого удлинения

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

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 минимальной массой при удовлетворении основным требованиям к их характеристикам работоспособности.

Снижение массы отдельных агрегатов ЛА на Δm кг приводит к снижению его стартовой массы на $k \cdot \Delta m$ кг, где k – коэффициент роста взлетной массы, который, как правило, больше единицы [1]. Один килограмм массы ЛА стоит \$1...1,5 тыс. [2]. Поэтому снижение массы крыльев ЛА, как и других агрегатов, является актуальной задачей.

Маневренные беспилотные ЛА (БЛА), 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. Крылья маневренных БЛА воспринимают нагрузки большой интенсивности, так как располагаемая перегрузка таких ЛА доходит до 10-20 единиц. В подобных случаях априори можно утверждать, что минимальную массу будет иметь моноблочное крыло [3,4].

Одной из конструктивных силовых схем моноблочных крыльев, часто используемых на практике, является многостеночное крыло.

Процесс проектирования силовых конструкций является итерационным, состоящим из двух основных блоков: блока выбора рациональных параметров (оптимизация) и блока определения напряженно-деформированного состояния (НДС). Наиболее трудоемкий в этом итерационном процессе – блок определения НДС (рис. 1).

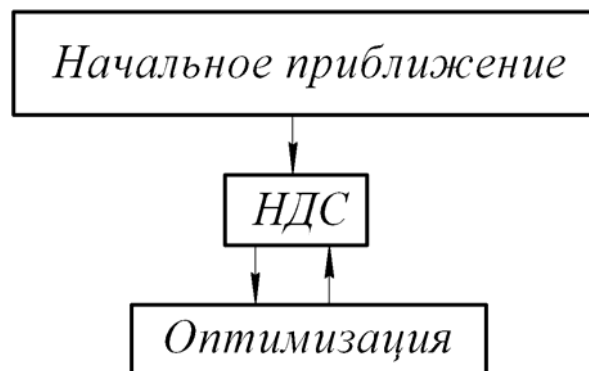


Рис. 1. Блок-схема итерационной процедуры проектирования

Для многостеночного крыла основным силовым элементом является обшивка. Из технологических соображений ее толщина по хорде не меняется, а

вдоль размаха меняется по линейному закону. Тогда на каждой итерации толщина обшивки будет определяться по формуле

$$\delta_i^{(m+1)} = k^{(m)} \delta_i^{(m)}, \quad m = 0, 1, 2, \dots, \quad (1)$$

где $\delta_i^{(m)}$ - толщина обшивки в i -м сечении на m -й итерации;

m – номер итерации;

$k^{(m)}$ - коэффициент изменения толщины обшивки на текущей итерации, одинаковый для всех сечений крыла.

При изменении жесткостных характеристик силовых элементов будут изменяться и действующие напряжения. Эти напряжения на каждой итерации можно приближенно определить по формуле

$$\sigma_j^{(m+1)} = \frac{1}{k^{(m)}} \sigma_j^{(m)}, \quad (2)$$

где σ_j - напряжения, действующие в j -той точке.

Оценим погрешность формулы (2).

Изгибная жесткость связана с толщиной обшивки через момент инерции. Выражение для погонного момента инерции имеет вид

$$J = \frac{\delta^3}{6} + \frac{\delta(H - \delta)^2}{2}, \quad (3)$$

где δ - толщина обшивки;

H - строительная высота крыла (рис. 2).

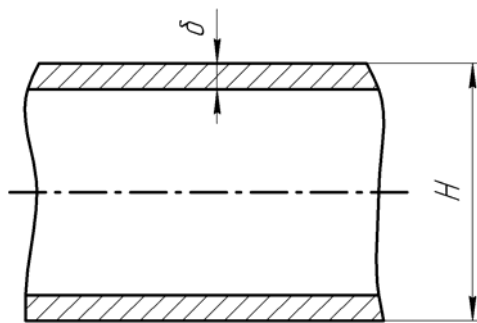


Рис. 2. Сечение крыла

При изменении толщины обшивки в k раз выражение для погонного момента инерции примет следующий вид:

$$J_{uz} = \frac{k^3 \delta^3}{6} + \frac{k \delta (H - k \delta)^2}{2}. \quad (4)$$

Величина J_{uz} будет отличаться от величины J в k_{uz} раз:

$$k_{uz} = \frac{J_{uz}}{J} = k^3 \frac{\bar{\delta}^2 + 3\left(\frac{1}{k} - \bar{\delta}\right)^2}{\bar{\delta}^2 + 3(1 - \bar{\delta})^2}, \quad (5)$$

где $\bar{\delta} = \frac{\delta}{H}$ - относительная толщина обшивки.

Тогда погрешность определения напряжений по формуле (2) такова:

$$\varepsilon = \frac{k - k_{uz}}{k} = 1 - k^2 \frac{\bar{\delta}^{-2} + 3\left(\frac{1}{k} - \bar{\delta}\right)^2}{\bar{\delta}^{-2} + 3(1 - \bar{\delta})^2}. \quad (6)$$

Зависимость $\varepsilon(k, \bar{\delta})$ приведена на рис. 3.

Из анализа зависимости $\varepsilon(k, \bar{\delta})$ можно сделать следующие выводы:

1. При $k > 1$ $k_{uz} < k$, поэтому напряжения, определенные по формуле (2), будут меньше действующих.
2. При $k < 1$ $k_{uz} > k$, поэтому напряжения, определенные по формуле (2), будут больше действующих.
3. Погрешность формулы (2) при $k > 1$ значительно меньше, чем при $k < 1$. Например, при $k = 0,5$ погрешность в два раза меньше, чем при $k = 2$.
4. Погрешность формулы (2) увеличивается при удалении k в ту или иную сторону от единицы.

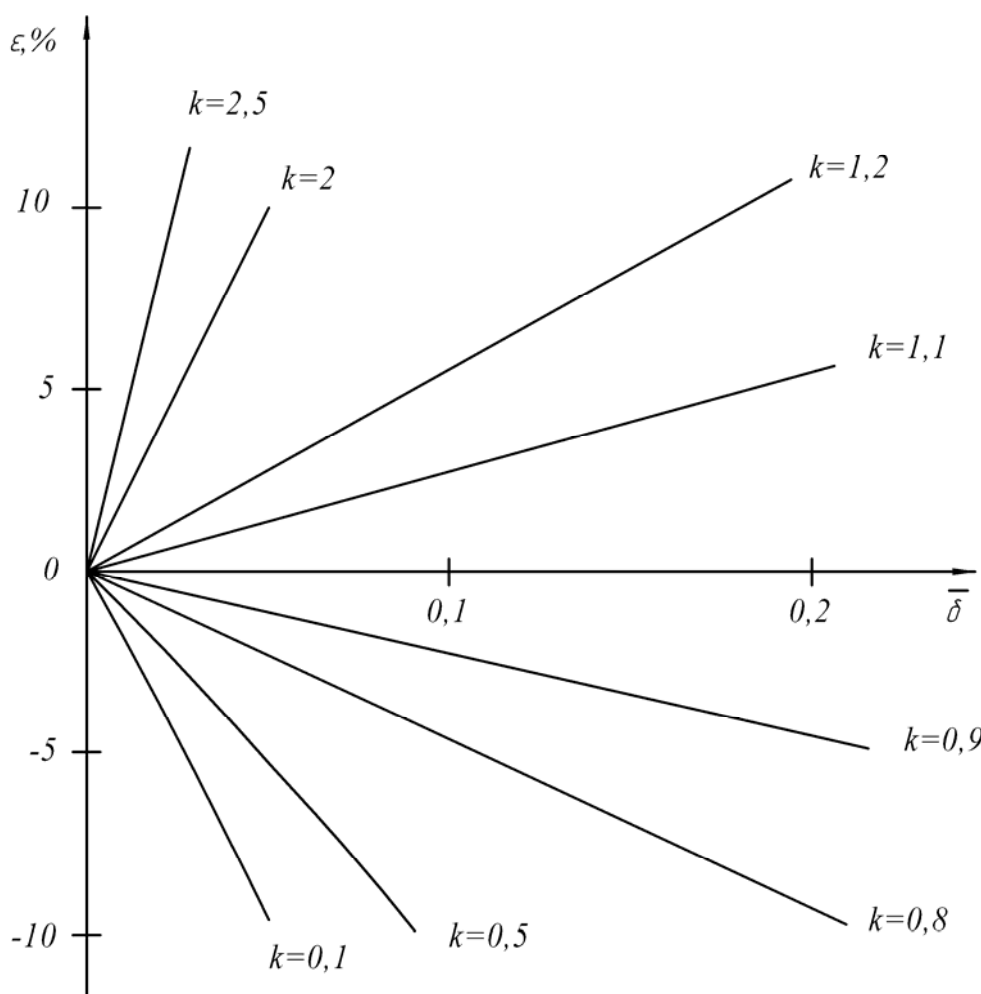


Рис. 3. Зависимость $\varepsilon(k, \bar{\delta})$

5. Для крыльев со сравнительно большой строительной высотой (более 100 мм) формула (2) с достаточной степенью точности справедлива практически для всех реальных толщин δ .

6. Для малых строительных высот крыла при заданной степени точности применимость формулы (2) ограничена максимально допустимыми толщинами обшивки и очень большими ее изменениями (очень большими или очень малыми значениями k). Однако и в этом случае диапазон применимости этой формулы достаточно широк. Например, если в качестве допустимой погрешности принять 5%, то для крыла со строительной высотой всего 50 мм формула (2) будет справедлива:

- при $k = 0,5$ до $\delta = 2,5$ мм;
- при $k = 0,7$ до $\delta = 3,8$ мм;
- при $k = 1,5$ до $\delta = 2,5$ мм;
- при $k = 2$ до $\delta = 1,25$ мм.

Полученные результаты дают основания предложить следующую концепцию построения оптимизационных алгоритмов проектирования силового набора крыла малого удлинения:

1. Задаем начальное распределение толщин обшивки. Как следует из пунктов 2 и 3 выводов, желательно задаваться толщинами, заведомо большими потребных.
2. Определяем НДС крыла.
3. Выполняем проектировочный расчет, в котором действующие напряжения пересчитываются по формуле (2).
4. По формуле (6) оцениваем погрешность полученных результатов, и если она превышает допустимую, то еще раз выполняем пункты 2 и 3.

Очевидно, что при предлагаемом подходе количество необходимых прямых расчетов существенно уменьшается.

Рассмотрим постановку задачи синтеза рациональной силовой конструкции многостеночного крыла малого удлинения.

Основными силовыми элементами многостеночного крыла (рис. 4) являются обшивка, воспринимающая изгибающий и крутящий моменты, и стенки, воспринимающие перерезывающую силу. Иногда, при недостаточной жесткости обшивки, устанавливают нервюры.

Распределенная нагрузка на крыло для всех расчетных случаев нагружения считается известной. Положение узла крепления крыла определено.

Необходимо определить толщины обшивки и стенок, а также количество и расположение стенок, которые при удовлетворении всем ограничениям обеспечат бы минимальную массу крыла.

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 удлинения, характерных для маневренных беспилотных ЛА и имеющих высокую крутильную жесткость, ограничение по аэроупругости не является активным. Критическая скорость флаттера для этих крыльев существенно выше максимальной скорости полета ЛА [3].

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.

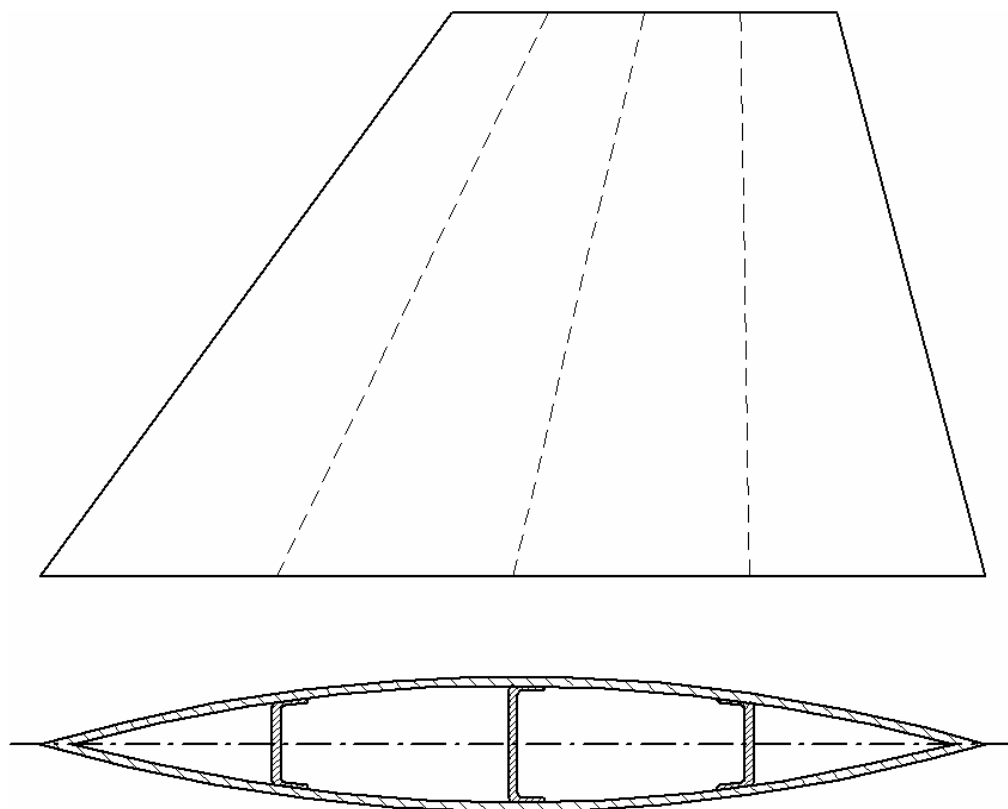


Рис. 4. Многостеночное крыло

Из исследований, приведенных в работе [5], следует, что основной вид разрушения авиационных конструкций – это разрушение от потери устойчивости, причем чаще всего разрушается крыло от потери устойчивости панелей. Ограничение по устойчивости практически всегда является активным для крыльев маневренных летательных аппаратов.

Толщины стенок определяются из условия обеспечения их устойчивости.

Толщины стенок рядовых нервюр, воспринимающих лишь местную воздушную нагрузку, как правило, определяются конструктивно-технологическими ограничениями.

Исходя из требований аэродинамики, относительная волнистость обшивки не должна превышать 0,01...0,02 [6]. Опасной является волнистость обшивки поперек потока. Учесть ограничение по волнистости можно, пользуясь формулами, приведенными в работе [6].

Требования технологичности являются одними из основных требований, предъявляемых к конструкции. Для многостеночного крыла эти требования выражаются в следующем:

- толщина обшивки по хорде не меняется;
- по размаху толщина обшивки меняется по линейному закону;
- стенки продольного силового набора имеют толщину, которая изменяется по размаху линейно;
- стенки нервюр имеют постоянную толщину;
- заданы минимальные толщины обшивки, стенок и нервюр.

Итак, задачу проектирования многостеночного крыла можно сформулировать следующим образом:

$$\begin{aligned}
 M(\delta(z), n_{cm}, n_H) &\rightarrow \min; \\
 \delta(z) &= \frac{\delta_0}{l} (k_\delta - 1)z + \delta_0; \\
 \delta(x) &= \text{const}; \\
 \sigma_{\max i} &\leq [\sigma], \quad i = 1 \dots n; \\
 \sigma_{ij} &\leq \sigma_{крj}, \quad j = 1 \dots m; \\
 \bar{w}_{\max} &< 0,01; \\
 \tau_i &\leq \tau_{крi}, \quad i = 1 \dots n; \\
 \delta &\geq \delta_{\min}; \\
 \delta_{cm} &\geq \delta_{cm \min}; \\
 \delta_H &\geq \delta_{H \min},
 \end{aligned} \tag{7}$$

где M – масса конструкции;

δ – функция распределения толщины обшивки;

$k_\delta = \frac{\delta(z=l)}{\delta(z=0)}$ – коэффициент неравномерности толщины обшивки;

δ_0 – толщина обшивки в бортовом сечении;

l – размах консоли крыла;

n_{cm} – количество стенок;

n_H – количество нервюр;

$\sigma_{\max i}$ – максимальные эквивалентные напряжения в панелях крыла при i -м случае нагружения;

σ_{ij} – действующие напряжения в j -й панели при i -м случае нагружения;

$[\sigma]$ – предельные напряжения;

$\sigma_{крj}$ – критические напряжения потери устойчивости j -той панели крыла;

τ_i – напряжения, действующие в i -й стенке;

$\tau_{крi}$ – критические напряжения для i -й стенки;

n – количество расчетных случаев нагружения;

m – количество панелей;

δ_{cm} – толщины стенок;

δ_H – толщина нервюр;

δ_{\min} , $\delta_{cm \min}$, $\delta_{H \min}$ – минимально допустимые толщины обшивки, стенки и нервюры соответственно.

Как уже отмечалось, целевой функцией задачи поиска рациональных параметров крыла малого удлинения является его масса. Проектными параметрами выступают толщина обшивки (линейно изменяющаяся по размаху), количество стенок и нервюр. Рассмотрим влияние вышеуказанных параметров на целевую функцию.

Масса крыла (M) состоит из массы обшивки (M_o), массы стенок (M_{cm}) и массы нервюр (M_H):

$$M(\delta(z), n_{cm}, n_H) = M_o(\delta(z), n_{cm}, n_H) + M_{cm}(n_{cm}) + M_H(n_H). \quad (8)$$

Рассмотрим сначала зависимость массы крыла от толщины обшивки в бортовом сечении.

Масса обшивки определяется формулой

$$M_o = \rho_o V = \frac{1}{3} \rho_o \delta_o b_o l_{кр} \frac{2k_\delta + \eta k_\delta + 2\eta + 1}{\eta}, \quad (9)$$

где ρ_o - плотность материала обшивки;

V - объем обшивки;

δ_o - толщина обшивки в бортовом сечении;

b_o - длина бортовой хорды;

$l_{кр}$ - размах консоли крыла;

η - сужение консоли крыла;

k_δ - коэффициент неравномерности толщины обшивки.

При неизменности k_δ , что соответствует условию применимости формулы (2), масса обшивки, а значит, и масса крыла (массы стенок и нервюр не зависят от толщины обшивки) прямо пропорционально зависит от толщины δ_o . Несмотря на свою очевидность, эта зависимость очень важна при построении оптимизационного алгоритма.

Функция $M(\delta_o)$ является монотонно возрастающей. Толщина δ_o ограничена снизу ограничениями по прочности, устойчивости панелей крыла и волнистости. Таким образом, минимум целевой функции всегда будет достигаться в точке $\delta_o = \max(\delta_{0 пр}^{доп}, \delta_{0 уст}^{доп}, \delta_{0 вол}^{доп})$, где $\delta_{0 пр}^{доп}, \delta_{0 уст}^{доп}, \delta_{0 вол}^{доп}$ - минимально допустимые значения δ_o , определенные соответственно из условий прочности, устойчивости панелей и волнистости.

Зависимость целевой функции от k_δ носит более сложный характер. Будем считать, что количество стенок и нервюр неизменно, а толщина δ_o определяется с учетом упомянутых выше ограничений. С уменьшением k_δ δ_o монотонно возрастает. В итоге общая масса крыла уменьшается до тех пор, пока эффект снижения массы за счет уменьшения k_δ будет большим эффекта увеличения массы за счет соответствующего увеличения δ_o . В любом случае зависимость $M(\delta_o, k_\delta)$ является унимодальной функцией, как комбинация монотонно убывающей и монотонно возрастающей функций.

Унимодальность целевой функции по координате k_δ существенно упрощает поиск по k_δ .

Теперь проанализируем зависимость массы обшивки от количества стенок при неизменном коэффициенте изменения толщины обшивки k_δ . Здесь возможны три случая в зависимости от того, какое из ограничений на толщину обшивки активно. Рассмотрим их по порядку.

Пусть толщина обшивки определяется ограничением на прочность. Стенки вносят незначительный вклад в изгибную жесткость крыла. Поэтому изменение действующих напряжений в обшивке крыла при изменении количества стенок также будет незначительным, т.е. можно считать, что масса обшивки не зависит от количества стенок.

Масса стенок увеличивается с количеством стенок.

Очевидно, что в рассматриваемом случае увеличивать количество стенок не следует.

Если толщина обшивки определяется условием устойчивости, то с увеличением количества стенок масса обшивки будет уменьшаться.

При определении устойчивости панелей крыла определяющими являются сжимающие напряжения σ_z . Основываясь на формуле (2), можно утверждать, что масса обшивки пропорциональна корню кубическому из квадрата характерного расстояния между стенками b , деленному на коэффициент устойчивости:

$$M_0 \sim \sqrt[3]{\frac{b^2}{k_{ycm}}}. \quad (10)$$

Характерное расстояние между стенками обратно пропорционально количеству стенок, следовательно

$$M_0 \sim \sqrt[3]{\frac{1}{n_{cm}^2 k_{ycm}}}. \quad (11)$$

При удлинении панели $\lambda_n > 1$ изменением коэффициента устойчивости можно пренебречь. При $\lambda_n < 1$ коэффициент устойчивости уменьшается с увеличением количества стенок, что несколько смягчает приведенную выше зависимость.

Зависимость массы крыла от количества стенок является унимодальной функцией, как сумма убывающей функции массы обшивки (11) и возрастающей функции массы стенок. Это позволяет в оптимизационном алгоритме увеличивать количество стенок в крыле до тех пор, пока активно ограничение по устойчивости и масса крыла с добавлением следующей стенки убывает.

Рассмотрим теперь случай, когда толщина обшивки определяется ограничением на волнистость. Толщина обшивки прямо пропорциональна характерному расстоянию между стенками. С учетом того, что характерное расстояние между стенками обратно пропорционально количеству стенок, можно утверждать, что масса обшивки с увеличением количества стенок убывает немного медленнее, чем величина $\frac{1}{n_{cm}}$.

Зависимость массы от количества стенок в рассматриваемом случае аналогична таковой при активном ограничении на устойчивость, с той лишь разницей, что масса обшивки уменьшается быстрее. В оптимизационном алгоритме также можно рекомендовать увеличивать количество стенок до тех пор, пока ограничение по волнистости не перестанет быть активным либо пока с добавлением новой стенки масса крыла не начнет возрастать.

Зависимость массы крыла от количества нервюр аналогична вышерассмотренной.

Задача синтеза рационального силового набора рассматриваемого крыла имеет четыре проектных параметра:

- n_{cm} - количество стенок (толщина стенок зависит от их количества и определяется из условия устойчивости);

- n_n - количество нервюр (отсутствует для крыла с веерным расположением стенок);
- k_δ - коэффициент неравномерности толщины обшивки, изменяющийся в диапазоне $k_\delta \in (0,1]$;
- δ_0 - толщина обшивки в бортовом сечении.

Из этих параметров два (n_{cm} и n_n) являются целочисленными. При этом, как показывает практика, количество стенок и нервюр в реальных конструкциях не бывает слишком большим. Это позволяет применять метод сканирования для поиска оптимума по этим параметрам.

Так как диапазон изменения k_δ известен, поиск по этому параметру целесообразно вести с использованием метода золотого сечения.

Исходя из этих особенностей задачи, предлагается следующий алгоритм поиска рациональных параметров силового набора многостеночного крыла:

1. Задаемся начальным распределением толщин обшивки $k_\delta = 1$, $\delta_0^{(0)} = \delta_0^{нач}$. Желательно задаться заведомо бóльшей толщиной.
2. Задаемся $n_{cm} = 2$, $n_n = 2$ (бортовая и концевая нервюры).
3. Находим толщину обшивки с учетом конструктивно-технологических ограничений $\delta_0^{(1)} = \frac{\delta_{min}}{k_\delta}$. Если $\delta_0^{(1)} > \delta_0^{(0)}$, то $\delta_0^{(0)} = \delta_0^{(1)}$.
4. Определяем напряженное состояние крыла для всех случаев нагружения.
5. По максимальным из всех случаев нагружения напряжениям σ_{max} находим толщину панелей из ограничения по прочности: $\delta_0^{(2)} = \delta_0^{(0)} \frac{\sigma_{max}}{[\sigma]}$.
6. Определяем минимальный параметр устойчивости для всех панелей для всех случаев нагружения P_{min} . Находим толщину панелей с учетом ограничения по устойчивости: $\delta_0^{(3)} = \delta_0^{(0)} \sqrt[3]{\frac{1}{P_{min}}}$.
7. Вычислим толщину панелей с учетом ограничения по волнистости: $\delta_0^{(4)} = \delta_0^{(0)} \frac{b}{\delta_{cp}} \sqrt[3]{\frac{0.11 \cdot \xi \cdot p}{w E}}$.
8. Определяем максимально необходимую толщину обшивки: $\delta_0^{(2)} = \max(\delta_0^{(2)}, \delta_0^{(3)}, \delta_0^{(4)})$.
9. Вычислим погрешность применимости формулы (2) по формуле (6), где $k = \frac{\delta_0^{(2)}}{\delta_0^{(0)}}$. Если погрешность превышает допустимую, принимаем $\delta_0^{(0)}(z) = \delta_0^{(2)}(z)$ и переходим к пункту 3.
10. Определяем массу крыла. При подсчете массы нервюр считаем $\delta_n = \delta_{n \min}$.
11. Последовательно увеличиваем количество стенок и нервюр до тех пор, пока активным является ограничение по устойчивости или вол-

нистости. Для каждой пары значений n_n и n_{cm} выполняем пункты 5 – 10 до достижения оптимума.

12. Продолжаем оптимизацию с учетом линейно изменяющейся по размаху толщины обшивки. Поиск по параметру k_δ осуществляем по методу золотого сечения. Начальный интервал: $k_\delta \in (0,1]$. Для каждого рассматриваемого значения k_δ выполняем пункты 2 - 11.

Описанный выше алгоритм является многоуровневым. Его укрупненная блок-схема приведена на рис. 5.

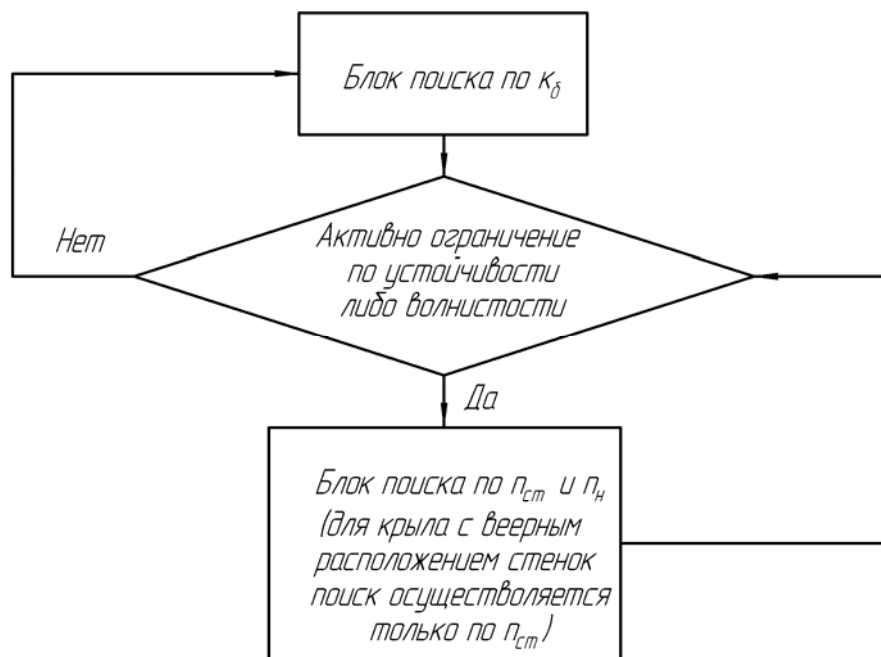


Рис. 5. Блок-схема алгоритма поиска рациональных параметров крыла малого удлинения

В качестве примера спроектировано крыло со следующими исходными данными:

- удлинение крыла $\lambda = 1$;
- сужение крыла $\eta = 4$;
- угол стреловидности по передней кромке $\chi_0 = 50^\circ$;
- площадь консоли крыла $S = 1000000 \text{ мм}^2$;
- форма профиля – чечевица;
- относительная толщина профиля $\bar{c} = 7.5\%$;
- стенки расположены на одинаковых процентах хорд;
- крыло нагружено равномерно распределенной нагрузкой $0,1 \text{ Н / мм}^2$;
- расстояние от носка крыла до начала и конца узла крепления соответственно 928 и 1568 мм;

- материал – алюминиевый сплав (модуль упругости $E = 72000 \text{ МПа}$, коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$, плотность $\rho = 4000 \text{ кг/м}^3$, предельные напряжения $[\sigma] = 300 \text{ МПа}$);
- допускаемые минимальные толщины нервюр $\delta_{н \text{ min}} = 1 \text{ мм}$, стенок $\delta_{см \text{ min}} = 1 \text{ мм}$, обшивки $\delta_{\text{min}} = 1 \text{ мм}$;
- удельная нагрузка на крыло при перегрузке $n_y = 1 \quad p = 0.01 \text{ МПа}$.

В результате проектирования получены два варианта крыла: с постоянной и переменной толщиной обшивки. Анализ результатов оптимизации показал, что крыло с переменной по размаху толщиной обшивки оказалось на 41% легче ($\delta_0 = 5,4 \text{ мм}$, $k_\delta = 0,21$, $n_{см} = 4$, $n_n = 3$).

Для проверки методики проектирования крыла малого удлинения вариант крыла с обшивкой постоянной толщины был рассчитан по МКЭ в пакете типа Cosmos. Конечноэлементная модель содержит 4430 узлов, 4500 элементов.

По результатам поверочного расчета запас прочности по устойчивости составил 1,004, что свидетельствует о достаточно высокой точности используемых моделей.

Выводы

В данной работе предложен эффективный алгоритм проектирования силовой конструкции многостеночного крыла малого удлинения. Предложенная концепция и анализ целевой функции задачи позволили существенно снизить трудоемкость алгоритма за счет уменьшения количества прямых расчетов.

Список литературы

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
2. Оборонно-промышленный комплекс Украины – современное состояние и реструктуризация / В.П. Горбулин, А.С. Довгопольный, О.И. Приходько, и др. // Технологические системы. – 2001. №2(8) – С. 5 - 20.
3. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов: Учебник для студентов втузов. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
4. Глаголев А.Н., Гольдинов М.Я., Григоренко С.М. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1975. – 480 с.
5. Методология исследования разрушения авиационных конструкций при статических испытаниях / В.Ф. Кутыинов, Г.Н. Замука, В.Ф. Мохов и др. // Труды ЦАГИ «Расчеты напряженно-деформированного состояния и рациональное проектирование авиационных конструкций». – 1992, вып. 2495 С. 29 - 39.
6. В.Н. Зайцев, Г.Н. Ночевкин, В.Л. Рудаков, Ж.С. Черненко. Конструкция и прочность самолетов. – К.: Вища шк., 1974. – 544 с.