

УДК 629.735

Ф.М. ГАГАУЗ

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

ПРОЕКТИРОВАНИЕ МНОГОЛОНЖЕРОННОГО КРЫЛА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Рассмотрены различные варианты распределения материала по полкам лонжеронов. Предложена методика проектирования силовых элементов поперечного сечения крыла с рациональным распределением материала по полкам лонжеронов. Приведены результаты, которые могут быть использованы при оптимальном проектировании параметров сечения многолонжеронного крыла из композиционных материалов.

композиционный материал, конструктивно-силовая схема, поперечное сечение, распределение, полка лонжерона, толщина обшивки, толщина стенки

Введение

Принцип использования максимальных прочностных свойств композиционного материала (КМ) предполагает различную структуру материалов силовых элементов лонжеронного крыла. Для полок лонжеронов рациональной является преимущественно однонаправленная структура, а для панелей обшивки и стенок предпочтительнее армирование под углами $\pm 45^\circ$. Для большинства известных КМ отношение модуля упругости КМ со структурами $[0^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$ лежит в пределах 10 ... 20 [1, 2]. Это позволяет практически осуществить разделение функций элементов конструктивно-силовой схемы (КСС) по восприятию внешних нагрузок. Предполагается, что в многолонжеронном крыле из композиционного материала полки лонжеронов воспринимают весь изгибающий момент, а обшивка и стенки – сдвиговые усилия от крутящего момента и перерезывающей силы.

С учетом вышесказанного процесс предварительного проектирования элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла будем осуществлять в два этапа: на первом этапе определяются площади полок лонжеронов, на втором – толщина панелей обшивки и стенок лонжеронов.

При проектировании поперечного сечения крыла используется ряд допущений. Предполагается, что крыло описывается расчетной схемой тонкостенного стержня, основой которой является одноплоскостной закон распределения нормальных деформаций по сечению.

1. Формулирование проблемы

Задача проектирования многолонжеронного крыла имеет множество решений, поэтому на искомые параметры накладываются дополнительные ограничения. Существует несколько методик решения поставленной задачи.

При использовании традиционной методики (см. работы [3, 4]) крыло рассматривается в виде балки с высотой, равной среднему между высотами лонжеронов. При подборе продольных силовых элементов вначале находят усилия, воспринимаемые верхней и нижней панелями крыла. Затем распределяют их между полками лонжеронов и продольными элементами подкрепленной обшивки. Доля изгибающего момента M_x , воспринимаемого подкрепленной обшивкой (или лонжеронами), определяется типом КСС.

Площади полок лонжеронов из одинакового КМ с учетом сказанного выше равны:

$$f_{Bi} = \frac{nM_x(1-\eta)H_i^k}{F_B \sum_{i=1}^n H_i \sum_{i=1}^n H_i^k}; f_{Hi} = \frac{nM_x(1-\eta)H_i^k}{F_H \sum_{i=1}^n H_i \sum_{i=1}^n H_i^k}, \quad (1)$$

где n – число лонжеронов крыла; η – коэффициент, определяющий долю изгибающего момента, воспринимаемого подкрепленной обшивкой; H_i – высота лонжерона; F_B, F_H – пределы прочности КМ полок на растяжение или сжатие; k – коэффициент, который принимает значения 1 или 2.

Данная методика требует поверочного расчета путем последовательного приближения с использованием метода редуционных коэффициентов.

В настоящее время наиболее часто используется допущение о распределении изгибающего момента по лонжеронам согласно правилу

$$\frac{M_i}{M_{i+1}} = \frac{H_i^k}{H_{i+1}^k} = \frac{(y_{Bi} - y_{Hi})^k}{(y_{B,i+1} - y_{H,i+1})^k}. \quad (2)$$

Данное распределение подробно рассмотрено в работах [1, 2] при действии нескольких расчетных случаев. Необходимо заметить, что данная методика хорошо работает для профилей, у которых положение центральных осей отдельных лонжеронов и всего сечения совпадают. В этом случае значение параметра $k = 2$ автоматически приводит к равенству прогибов крыла и всех лонжеронов. В случае многолонжеронного крыла из КМ с существенно отличающимися пределами прочности на растяжение и сжатие распределение (2) не всегда приводит к рациональному распределению материала по полкам лонжеронов.

В работах [1, 2] было предложено альтернативное распределение площадей полок лонжеронов пропорционально их координатам в центральных осях:

$$f_{Bi} = f_{B1} \frac{(y_{Bi} - y_0)^k}{(y_{B1} - y_0)^k};$$

$$f_{Hi} = f_{H1} \frac{(y_{Hi} - y_0)^k}{(y_{H1} - y_0)^k}, \quad (3)$$

которое приводит к снижению массы поперечного сечения. Однако при проектировании не учитывался угол поворота главных центральных осей α , который влияет на напряженное состояние элементов конструкции крыла.

Целью данного исследования является отыскание рациональных форм распределения материала по полкам лонжеронов, приводящих к минимальной массе сечения в целом.

2. Решение проблемы

В качестве зависимостей, которые бы обеспечивали рациональное распределение материала по полкам лонжеронов, предлагается использовать синусоидальный закон:

$$f_{Bi} = A_B \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k; \quad (4)$$

$$f_{Hi} = A_H \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m.$$

Выбор варьируемых параметров y_B^*, y_H^*, k, m позволяет получить широкий спектр возможных вариантов распределения материала по полкам лонжеронов. Так можно получить как линейную зависимость, так и функцию, которая по своим свойствам приближается к дельта-функции (рис. 1).

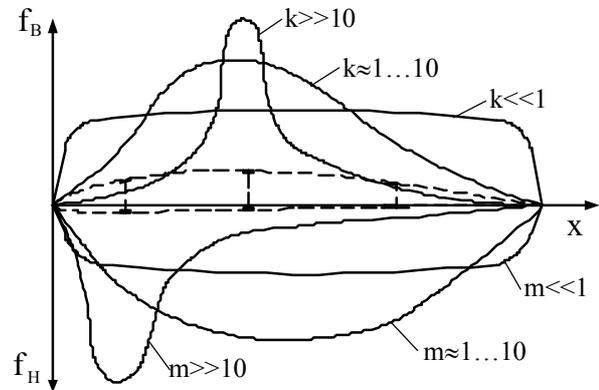


Рис. 1. Возможные варианты распределения материала по полкам лонжеронов

Искомыми параметрами являются неизвестные A_b , A_n и три параметра одноплоскостного закона распределения деформаций по сечению крыла:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{Bi} &= ax_i + by_{Bi} + c; \\ \varepsilon_{Hi} &= ax_i + by_{Hi} + c. \end{aligned} \quad (5)$$

Разрешающая система уравнений включает в себя три уравнения равновесия и два условия прочности, записанные в виде равенств для наиболее удаленных от плоскости крыла верхней и нижней полок лонжеронов:

$$\begin{aligned} &\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + \\ &+ f_{Hi} E_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0; \\ &\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} y_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + \\ &+ f_{Hi} E_{Hi} y_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = M_x; \\ &\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} x_i (ax_i + by_{Bi} + c) + \\ &+ f_{Hi} E_{Hi} x_i (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0; \\ &ax_r + by_{Br} + c = \varepsilon_{B \max}; \\ &ax_s + by_{Bs} + c = \varepsilon_{H \max}, \end{aligned} \quad (6)$$

где E_{Bi} , E_{Hi} – упругие константы материалов верхних и нижних полок лонжеронов; $\varepsilon_{B \max}$, $\varepsilon_{H \max}$ – максимальные деформации полок, которые определяются по методике, описанной в работе [1], при действии нескольких расчетных случаев и при различных материалах полок лонжеронов; y_{Br} , y_{Bs} – координаты наиболее удаленных от оси сечения полок лонжеронов.

Решением системы уравнений (7) относительно b и c являются следующие зависимости:

$$\begin{aligned} b &= \frac{\varepsilon_{B \max} - \varepsilon_{H \max}}{y_{Br} - y_{Bs}} - a \frac{x_r - x_s}{y_{Br} - y_{Bs}} = t_1 - ap_1; \\ c &= \frac{\varepsilon_{H \max} y_{Br} - \varepsilon_{B \max} y_{Bs}}{y_{Br} - y_{Bs}} + a \frac{x_r y_{Bs} - x_s y_{Br}}{y_{Br} - y_{Bs}} = \\ &= t_2 + ap_2. \end{aligned} \quad (8)$$

Таким образом, система уравнений равновесия (6) с учетом выражений (4) и (8) имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} a(A_B u_{11} + A_H u_{12}) + A_B u_{13} + A_H u_{14} &= 0; \\ a(A_B u_{21} + A_H u_{22}) + A_B u_{23} + A_H u_{24} &= M_x; \\ a(A_B u_{31} + A_H u_{32}) + A_B u_{33} + A_H u_{34} &= 0, \end{aligned} \quad (9)$$

где коэффициенты u_{ij} определяются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} u_{11} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Bi}); \\ u_{12} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Hi}); \\ u_{13} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} (t_1 y_{Bi} + t_2); \\ u_{14} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} (t_1 y_{Hi} + t_2); \\ u_{21} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} y_{Bi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Bi}); \\ u_{22} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} y_{Hi} (x_i + p_2 - p_1 y_{Hi}); \\ u_{23} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} y_{Bi} (t_1 y_{Bi} + t_2); \\ u_{24} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} y_{Hi} (t_1 y_{Hi} + t_2); \\ u_{31} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} x_i (x_i + p_2 - p_1 y_{Bi}); \\ u_{32} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} x_i (x_i + p_2 - p_1 y_{Hi}); \\ u_{33} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k E_{Bi} x_i (t_1 y_{Bi} + t_2); \\ u_{34} &= \sum_{i=1}^n \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m E_{Hi} x_i (t_1 y_{Hi} + t_2). \end{aligned} \quad (10)$$

Решением системы квадратных уравнений (9) являются коэффициенты A_b , A_n и параметр a . Определение коэффициентов b и c по зависимостям (8) дает действительное распределение деформаций полок лонжеронов. По максимальным деформациям определяются параметры r и s (номера наиболее нагруженных верхней и нижней полок). При несо-

падении исходных параметров r и s с действительными, условия прочности (7) записываются в новом виде, и процесс проектирования повторяется заново.

Проектирование толщины стенок лонжеронов и обшивки относится к статически неопределимым задачам.

Кроме того, на искомые параметры накладываются конструктивно-технологические ограничения, суть которых заключается в том, что толщина одно-

родной обшивки (стенки) из КМ со структурой $[\pm 45^\circ]$ должна быть кратной двум толщинам монослоя полуфабриката. Задача решается в итерационном режиме, предложенном в работе [1].

В качестве примера рассмотрим проектирование сечения трехлонжеронного крыла из КМ, рассматриваемого в работе [2]. Геометрия профиля с обозначениями искомых параметров представлена на рис. 2 и в табл. 1.

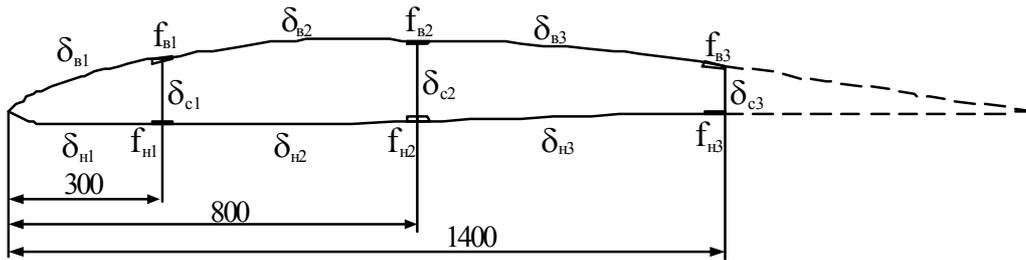


Рис. 2. Расположение лонжеронов по профилю крыла

Таблица 1

Геометрические характеристики профиля крыла

x , мм	0	50	100	150	200	300	400	600	800	1000	1200	1400	1600	1800	2000
y_b , мм	0	36,0	55,6	72,4	85,8	105,2	121,0	144,0	140,8	132,6	116,4	90,4	60,8	30,2	0
y_n , мм	0	-19,6	-24,6	-26,4	-26,8	-26,8	-25,6	-21,8	-18,0	-12,0	-7,0	-5,6	-3,2	-1,4	0
H , мм	0	55,6	80,2	98,8	112,6	132,0	146,6	165,8	158,8	144,6	123,4	96,0	64,0	31,6	0

Проектирование сечения проводится по двум расчетным случаям, характеризуемым:

– изгибающими моментами:

$$M_x^{(1)} = -180 \text{ кНм}, M_x^{(2)} = 150 \text{ кНм};$$

– перерезывающими силами:

$$Q_y^{(1)} = 240 \text{ кН}, Q_y^{(2)} = -240 \text{ кН};$$

– точками приложения перерезывающих сил:

$$x_Q^{(1)} = 0,5 \text{ м}, x_Q^{(2)} = 0,6 \text{ м}.$$

Материал полок лонжеронов – однонаправленный углепластик со следующими физико-механическими характеристиками:

$$E_1 = 100 \text{ ГПа}; E_2 = 10 \text{ ГПа}; G_{12} = 6 \text{ ГПа};$$

$$\mu_{12} = 0,35; F_{1p} = 900 \text{ МПа}; F_{1c} = 700 \text{ МПа};$$

$$F_{2p} = 50 \text{ МПа}; F_{2c} = 120 \text{ МПа}; F_{12} = 75 \text{ МПа};$$

$$\rho = 1450 \text{ кг/м}^3; \delta_0 = 0,08 \text{ мм}.$$

Обшивка и стенки лонжеронов изготавливаются из того же углепластика со структурой $[\pm 45^\circ]$ и следующими свойствами:

$$E_x = E_z = 198 \text{ ГПа};$$

$$G_{xz} = 26 \text{ ГПа};$$

$$\mu_{xz} = 0,67; F_{xz} = 280 \text{ МПа}.$$

В табл. 2 приведены результаты расчетов для полок лонжеронов при распределении материала по формулам (4). α – угол поворота главных центральных осей.

При проектировании полок лонжеронов не определялись параметры y_B^* , y_H^* , k , m , удовлетворяющие условию минимальной массы сечения. В табл. 2 приведены результаты для конкретных значений параметров, которые дают представление о возможностях распределения (4). В табл. 3 приведены результаты расчетов для однородных панелей обшивки и стенок. В табл. 4 приведены значения суммарной площади элементов поперечного сечения, которая для заданных материалов пропорциональна погонной массе.

Таблица 2

Площадь полок лонжеронов, мм²

№ п.п.	k	m	y_B^*	y_H^*	Номер полки						Суммарная площадь	α , град.
					$B1$	$B2$	$B3$	$H1$	$H2$	$H3$		
1	0,1	0,1	$1,1y_{B1}$	$1,1y_{H1}$	988	983	983	597	586	529	4665	0
2	10	1	$1,1y_{B1}$	$1,1y_{H1}$	1363	836	826	736	609	219	4588	0,7
3	141	30	$1,1y_{B1}$	$1,1y_{H1}$	3614	4	3	1618	5	0	5244	0
4	1	1	y_{B2}	y_{H2}	948	1028	870	533	741	348	4467	0,3
5	90	24	y_{B2}	y_{H2}	1	1619	0	1	1428	0	3048	0

Таблица 3

Толщина панелей обшивки и стенок лонжеронов, мм

№ п.п.	Номер итерации	Номер контура i									Суммарная площадь
		$i = 1$			$i = 2$			$i = 3$			
		Номер панели									
$B1$	$H1$	$C1$	$B2$	$H2$	$C2$	$B3$	$H3$	$C3$			
1	12	0,96	0,96	6,24	5,28	4,64	0,16	1,92	2,40	0,80	9098
2	11	0,96	0,96	6,56	4,80	4,48	0,16	1,92	2,08	1,28	8673
3	11	0,96	0,96	8,16	2,40	2,40	0,16	2,40	2,40	2,40	7226
4	13	0,90	0,96	6,24	5,28	4,96	0,16	1,76	2,08	0,96	8985
5	14	0,80	0,80	5,92	6,56	6,56	0,16	1,12	1,12	1,12	9339

Таблица 4

Суммарная площадь элементов сечения, мм²

№ п.п.				
1	2	3	4	5
13763 (111,1%)	13261 (107,0%)	12471 (100,7%)	13452 (108,5%)	12388 (100%)

Заключение

Анализ представленных в табл. 2 – 4 результатов позволяет сделать некоторые выводы.

Во-первых, предложенная методика в сравнении с распределениями (2, 3), рассмотренными в работах [1, 2], позволяет снизить массу поперечного сечения на 7 ... 10%.

Во-вторых, варьируя параметрами y_B^* , y_H^* , k , m , можно получить практически любое распределение материала по полкам лонжеронов, что в связи с конструктивными ограничениями является существенным.

В-третьих, существует возможность при определенных параметрах y_B^* , y_H^* , k , m получить решение, которое достаточно близко к оптимальному, удовлетворяющему условию минимума массы сечения. Существенным недостатком данного варианта является большое количество задаваемых параметров.

Литература

- Карпов Я.С. Методика проектирования лонжеронного крыла из композиционных материалов // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 1998. – Вып. 6. – С. 195 – 204.
- Карпов Я.С., Гагауз Ф.М., Гагауз П.М. Проектирование и конструктивно-технологические решения лонжеронного крыла из композиционных материалов. – Х.: НАУ «ХАИ». – 2004. – 143 с.
- Золотухин В.К., Гайдачук В.Е. Расчет на прочность летательных аппаратов: Метод. рук-во по курс. проекту. Ч.1. Расчет на прочность нестреловидного крыла самолета. – Х.: ХАИ, 1971. – 118 с.
- Проектирование конструкций самолетов / Е.С. Войт, А.И. Ендогур и др. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.

Поступила в редакцию 16.02.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.