

## ОБ УЧЁТЕ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ПРОГИБЫ ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ ФЮЗЕЛЯЖНЫХ НЕСУЩИХ КОНСТРУКЦИЙ

Требования надлежащей жёсткости являются неотъемлемыми частями задач оптимального проектирования несущих авиаконструкций [1]. Причём важно не только сформировать потребные неравенства и разработать алгоритмы их проверки для любой возможной совокупности конструктивных параметров, но и провести исследование значимости указанных ограничений. Результат такого исследования следует считать наилучшим, если удаётся показать, что для конструкций определённого типа какое-то ограничение является неработающим. Например, в работе [2] показано, что для фюзеляжей магистральных самолётов таковым является требование общей устойчивости.

В данной работе подобное исследование выполнено для фюзеляжей самолётов транспортной категории. Цель – выяснить, не влечёт ли удовлетворение условиям прочности автоматическое выполнение требований к прогибам указанных агрегатов. Автору не известны публикации, посвящённые данному вопросу.

Требования к прогибам фюзеляжей имеют вид [3]

$$|\theta_{z\text{корм}}| \leq \theta_{z\text{доп}}, \quad |\theta_{y\text{корм}}| \leq \theta_{y\text{доп}}, \quad (1)$$

где  $\theta_{z\text{корм}}$ ,  $\theta_{y\text{корм}}$  - углы девиации кормы фюзеляжа относительно главных центральных осей  $z$  и  $y$  соответственно;  $\theta_{z\text{доп}}$ ,  $\theta_{y\text{доп}}$  - максимально допустимые значения этих углов, взятые из монографии [3]. Приведенные в ней значения  $\theta_{z\text{доп}} = 1^\circ$  и  $\theta_{y\text{доп}} = 0,5^\circ$  отвечают так называемой безопасной нагрузке, составляющей 50% от разрушающей. Принято, что  $yOx$  является в кормовой части плоскостью наибольшей жёсткости, а  $zOx$  - плоскостью наименьшей жёсткости, что обычно имеет место у фюзеляжей пассажирских самолётов.

В работе анализируются прогибы кормовых частей фюзеляжей при эксплуатационных нагрузках (см. ранее). Принято

$$\theta_{z\text{доп}} = 1,33^\circ; \quad \theta_{y\text{доп}} = 0,67^\circ, \quad (2)$$

что отвечает значению коэффициента безопасности  $f = 1,5$  [4]. Материал всех элементов изучаемой части самолёта принят одинаковым.

Начнём с изгиба в плоскости  $yOx$ . При определении прогибов кормовой части фюзеляжа применяется модель балки, нагруженной поперечным изгибом. Она считается закреплённой в сечении, содержащем пересечения заднего лонжерона крыла с его бортовыми нервюрами (рис. 1). Балка простирается до середины бортовой хорды стабилизатора или до середины бортовой хорды киля (в случае Т-образного оперения).

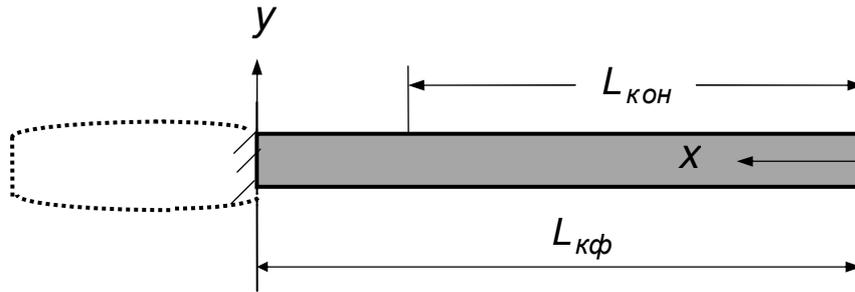


Рисунок 1 – Расчётная схема хвостовой части фюзеляжа

Её длина обозначена через  $L_{кф}$ .

В начале балки находится так называемый «конструктивный участок» [5] длиной  $L_{кон}$ , сечения продольных подкреплений и обшивки которого приняты согласно конструктивно-технологическим ограничениям.

Внешнюю поверхность балки считаем круговым цилиндром с радиусом  $R_{ф}$ . Используется величина

$$\lambda_{кф} = 0,5 L_{кф} / R_{ф}, \quad (3)$$

которая названа удлинением кормовой части фюзеляжа, а также известное соотношение балочной теории [6]

$$\varepsilon = y / \rho = y \cdot (d^2 w / dx^2) = y \cdot w'', \quad (4)$$

где  $\varepsilon$  - деформация волокна, удалённого на расстояние  $y$  от нейтральной оси;  $\rho$ ,  $w$  - радиус кривизны и прогиб оси балки в данном сечении.

Вводится также допущение, что вдоль фибровых волокон балки имеет место  $y = R_{ф}$ . При этом деформации двух указанных волокон (сжатого и растянутого) по модулю равны. Приемлемость этого допущения обсудим после того, как будут проанализированы полученные с его помощью результаты.

Спроектируем конструкцию так, чтобы в наиболее тяжёлом расчётном случае фюзеляжа вдоль растянутого фибрового волокна деформации следовали определённой зависимости, при которой выполняются условия прочности. Рассмотрено четыре варианта таких функций:

$$1) \varepsilon_{фибр}(x) = \varepsilon_{доп}; L_{кон} \leq x \leq L_{кф};$$

$$\varepsilon_{фибр}(x) = \varepsilon_{доп} \cdot M_z(x) / M_z(L_{кон}); 0 \leq x < L_{кон}, \quad (5)$$

где  $\varepsilon_{доп}$  - допустимое значение продольной деформации;  $M_z(x)$  - изгибающий момент в сечении балки;

2) пилообразные распределения типа, показанного на рис. 2, где на участке  $L_{кон} \leq x \leq L_{кф}$  имеются пять зубцов. Количество зубцов может

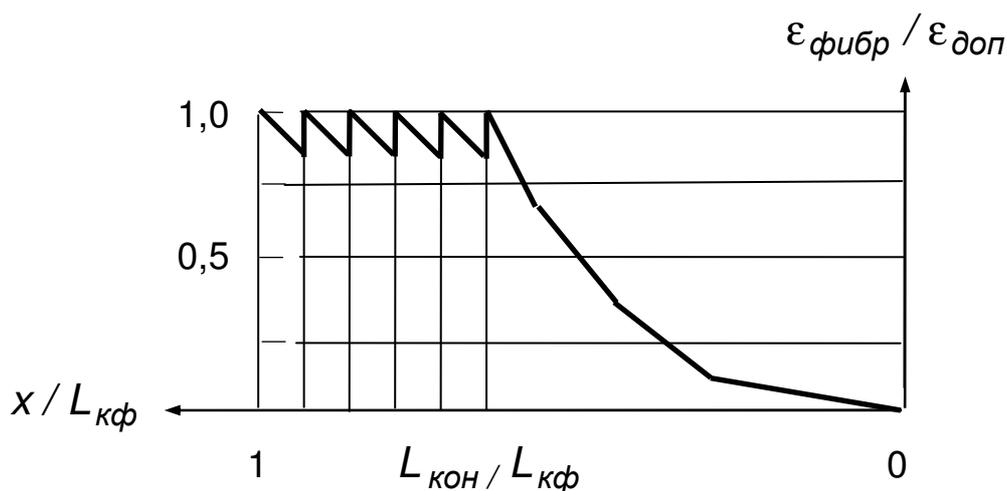


Рисунок 2 – Пример второго варианта функции  $\varepsilon_{\text{фибр}}(x)$

быть и другим, но не меньшим двух. При  $x < L_{\text{кон}}$  любое подобное распределение описывает вторая строчка соотношения (5);

3) пилообразное распределение, которое на участке  $L_{\text{кон}} \leq x \leq L_{\text{кф}}$  содержит всего один зубец, показанный на рис. 3 пунктирной линией. При  $x < L_{\text{кон}}$  распределение то же самое ;

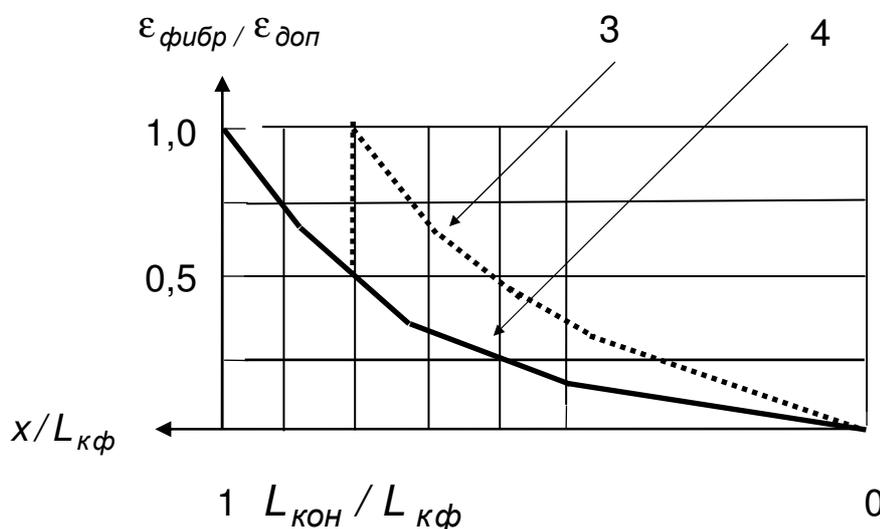


Рисунок 3 – Третий и четвёртый варианты функции  $\varepsilon_{\text{фибр}}(x)$

$$4) \varepsilon_{\text{фибр}}(x) = \varepsilon_{\text{доп}} \cdot M_z(x) / M_z(L_{\text{кф}}); \quad 0 < x \leq L_{\text{кф}}. \quad (6)$$

Распределение показано на рис. 3 сплошной линией.

Описанные распределения соответствуют различным вариантам выбора сечений продольного набора тонкостенной балки. В варианте 1 обеспечивается равнопрочность фибровых волокон балки в её передней

части. В вариантах 1 - 3 распределения  $\varepsilon_{\text{фибр}}$  при  $x < L_{\text{кон}}$  означают постоянство на «конструктивном участке» сечений продольного набора. В варианте 4 эти сечения неизменны во всей балке. Зубцы в вариантах 2, 3 вызваны постоянством указанных сечений в пределах отсека (группы отсеков).

Очевидно, что если  $\varepsilon_{\text{доп}} \leq \sigma_{\text{пц}} / E$ , где  $\sigma_{\text{пц}}$  - предел пропорциональности;  $E$  - модуль упругости материала, то условия прочности продольных подкреплений в кормовой части фюзеляжа будут выполнены.

Соотношение (4) при  $y = R_{\text{ф}}$  позволяет записать

$$w'' = \varepsilon_{\text{фибр}}(x) / R_{\text{ф}}. \quad (7)$$

Дифференциальное уравнение (7) решается при граничных условиях

$$x = L_{\text{кф}}, \quad w = 0, \quad w' = 0.$$

Его решением для угла девиации  $\theta_z = w'$  является функция

$$\theta_z(x) = w'(x) = \left( \int_0^x \varepsilon_{\text{фибр}}(x) dx - \int_0^{L_{\text{кф}}} \varepsilon_{\text{фибр}}(x) dx \right) / R_{\text{ф}}. \quad (8)$$

Нас интересует значение угла  $\theta_z$  при  $x = 0$ , которое обозначим через  $\theta_{z\text{корм}}$ . Введём обозначение  $K_{\varepsilon y}$  для площади под кривой  $\bar{\varepsilon}_{\text{фибр}}(\bar{x})$ , где

$$\bar{x} = x / L_{\text{кф}}; \quad \bar{\varepsilon}_{\text{фибр}}(\bar{x}) = \varepsilon_{\text{фибр}} / \varepsilon_{\text{доп}}.$$

Именно кривые  $\bar{\varepsilon}_{\text{фибр}}(\bar{x})$  для вариантов 2 - 4 изображены на рис. 2, 3.

Согласно геометрическому смыслу интеграла имеет место

$$|\theta_{z\text{корм}}| = K_{\varepsilon y} L_{\text{кф}} \varepsilon_{\text{доп}} / R_{\text{ф}} = 2 K_{\varepsilon y} \varepsilon_{\text{доп}} \lambda_{\text{кф}}. \quad (9)$$

Вследствие чего из первого условия (1) вытекает требование

$$2 K_{\varepsilon y} \varepsilon_{\text{доп}} \lambda_{\text{кф}} \leq \theta_{z\text{доп}}. \quad (10)$$

Введём ещё одну величину

$$\lambda_{\text{кф,ж,у}} = \theta_{z\text{доп}} / (2 \varepsilon_{\text{доп}} K_{\varepsilon y}) = E \theta_{z\text{доп}} / (2 \sigma_{\text{доп}} K_{\varepsilon y}). \quad (11)$$

Условие (10) приобретает вид

$$\lambda_{\text{кф}} \leq \lambda_{\text{кф,ж,у}}. \quad (12)$$

Следовательно, если удлинение кормовой части фюзеляжа удовлетворяет неравенству (12), то выполнение при изгибе в плоскости  $uOx$  условия прочности продольных подкреплений приводит к выполнению первого условия жёсткости (1).

Значения удлинения  $\lambda_{кф,ж,у}$  существенно зависят от допускаемого напряжения  $\sigma_{доп}$ . При его назначении следует учесть, что напряжённое состояние обшивки связано с напряжениями  $\sigma_{пн}$  в прилегающих поясах продольного набора и напряжениями  $\sigma_{шп нар}$  в прилегающих наружных поясах шпангоутов. Если продольные и поперечные подкрепления ортогональны и принята расчётная схема с непрерывным креплением стрингеров и наружных поясов шпангоутов к обшивке, то в угловых точках её клеток эквивалентные напряжения IV теории прочности определяются из соотношения [6]

$$\sigma_{эkv}^{IV} = \sqrt{\sigma_{пн}^2 + \sigma_{шп нар}^2 - \sigma_{пн} \cdot \sigma_{шп нар} + 3\tau_{обш}^2}, \quad (13)$$

где  $\tau_{обш}$  - касательное напряжение в клетке обшивки.

Основным для фюзеляжей самолётов транспортной категории является симметричный расчётный случай посадки на основные стойки [4, 5]. В верхних и нижних частях шпангоутов при этом возникают большие изгибающие моменты, а касательные напряжения  $\tau_{обш}$  вблизи фибровых волокон малы.

Если знаки  $\sigma_{пн}$  и  $\sigma_{шп нар}$  одинаковы, то при выполнении условия прочности  $\sigma_{эkv}^{IV} \leq \sigma_{пц}$  как  $\sigma_{пн}$ , так и  $\sigma_{шп нар}$  могут быть близки по модулю к  $\sigma_{пц}$ . Если же знаки у этих напряжений разные, то значения  $\sigma_{пн}$  и  $\sigma_{шп нар}$  следует понижать на основе разумного компромисса.

Рассмотрим пример, изображённый на рис. 4, который позволяет ответить на данный вопрос для самолётов транспортной категории. Обод шпангоута – это кольцо, внешнее волокно которого имеет радиус  $R = 2$  м. Для упрощения расчётов принято, что ось перемычки проходит через центр кольца – при показанной на рис. 4 нагрузке изгибающие моменты и осевые силы обратносимметричны относительно оси  $Z$ , ввиду чего степень статической неопределимости понижается в 2 раза. Обод и перемычка шпангоута имеют постоянные поперечные сечения с моментами инерции  $J_{перем} = 2 J_{обода}$ . Сечения обода имеют реалистический эксцентриситет относительно обшивки.

Принято, что кресла крепятся прямо на перемычке шпангоута. Каждая из показанных на рис. 4 сил  $P$  соответствует сумме расчётных масс пассажира, кресла и четверти массы конструкции отсека, содержащего шпангоут. Силы  $P$  уравновешены потоком касательных усилий (ПКУ), приложенных по внешнему контуру (рис. 4).

Расчёт выполнен методом сил без учёта эксцентриситета приложения к раме уравновешивающих ПКУ. Значения изгибающих моментов

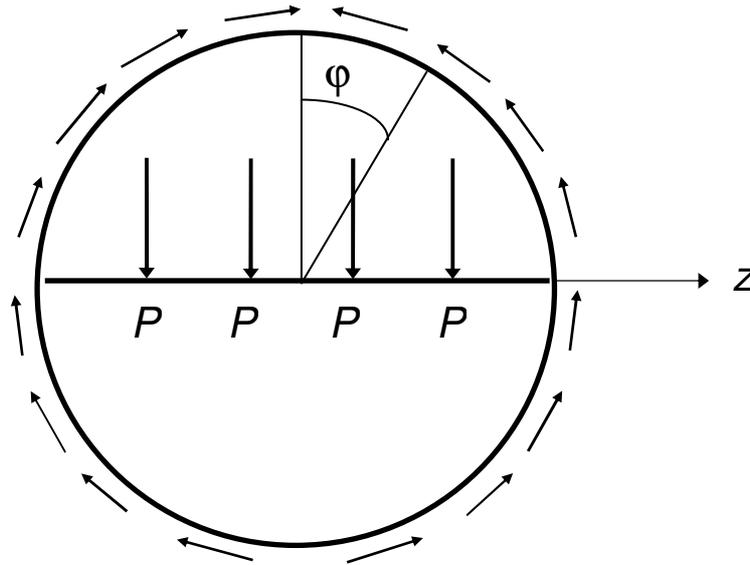


Рисунок 4 – Нагружение шпангоута

$M_s$  в ободке приведены в табл. 1. Угол  $\varphi$  показан на рис. 4. Момент  $M_s$  в сечении шпангоута положителен, если внешнее волокно растянуто. Через  $\delta$  обозначено бесконечно малое положительное число.

Таблица 1 – Результаты расчёта шпангоута

$\varphi^\circ$	0	10	20	30	45	90- $\delta$
$M_s / P, м$	1,146	1,109	1,001	0,8296	0,4761	-0,7263

$\varphi^\circ$	180	170	160	150	135	90+ $\delta$
$M_s / P, м$	-1,146	-1,109	-1,001	-0,8296	-0,4761	0,7263

Следовательно, в сечениях шпангоутов, прилегающих к растянутому фибровому волокну обшивки, имеет место  $\sigma_{шп\ наp} > 0$ , а в сечениях шпангоутов, прилегающих к аналогичному сжатому волокну обшивки, оказалось  $\sigma_{шп\ наp} < 0$ . Поэтому для растянутого фибрового волокна обшивки можно принять  $\sigma_{доп} = \sigma_{пц}$ .

Чтобы использовать приведенные соотношения, нужно найти относительную длину «конструктивного участка»  $\bar{L}_{кон} = L_{кон} / L_{кф}$  и площадь  $K_{\varepsilon y}$  под кривой  $\bar{\varepsilon}_{фибр}(\bar{x})$ . Для этого следует взять некоторую характерную эпюру изгибающих моментов  $M_{z\ корм}$  в кормовой части фюзеляжа. Она должна соответствовать самолёту с большим значени-

ем  $\lambda_{кф}$  и двигателями в хвостовой части. В таком случае искривленность эпюры  $M_{z_{корм}}$  меньшая. А чем больше искривленность этой эпюры, тем меньше значение  $K_{\varepsilon y}$ . Следовательно, оценки  $\lambda_{кф,ж,y}$  не будут завышенными.

Берём самолёт типа Ту-134. Для него  $\lambda_{кф} \approx 4,8$  – одно из наибольших значений среди самолётов транспортной категории (см. далее), а двигатели находятся на фюзеляже. На рис. 5 изображена эпюра  $\bar{M}_z$ , соответствующая фюзеляжу, которая получена расчётом. Здесь  $\bar{M}_z = M_z / M_{z_{max}}$ ,  $\bar{x}_{ф} = x_{ф} / L_{ф}$ , где  $L_{ф}$  - длина фюзеляжа,  $x_{ф}$  - координата сечения (рис. 1).

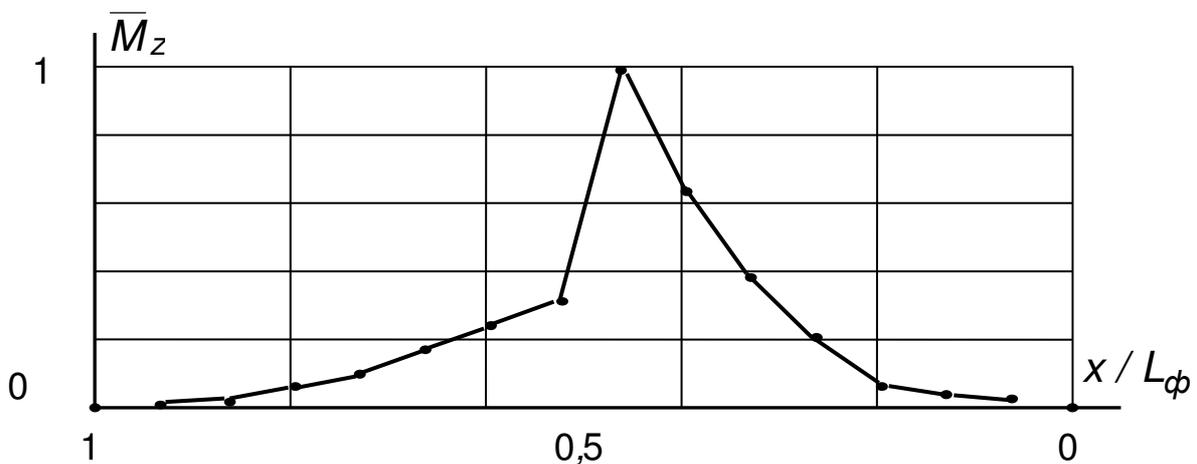


Рисунок 5 – Эпюра  $\bar{M}_z$  для одного натурального фюзеляжа

При нагрузках, соответствующих коэффициенту эксплуатационной перегрузки фюзеляжа  $n_y^{\varepsilon} = 3,46$ , имеет место  $M_{z_{max}} = 4$  МН·м. Такая перегрузка в центре тяжести фюзеляжа получается, если наибольшую эксплуатационную перегрузку при посадке для основных стоек шасси взять по формуле [7]

$$n_{ш, max}^{\varepsilon} = 2,6 + 4500 / (M_{пос} + 2500),$$

где  $M_{пос}$  - посадочная масса самолёта, а также считать, что во время посадочного удара подъёмная сила крыла  $Y_{а,кр}^{\varepsilon} = 0,75 g M_{пос}$  [7].

Значения функции  $\bar{M}_z(x / L_{кф})$  для кормовой части фюзеляжа приведены в табл. 2. С помощью этих данных можно найти относительную длину «конструктивного участка»  $\bar{L}_{кон}$ , а также вычислить площади  $K_{\varepsilon y}$  для каждого из вариантов распределений  $\varepsilon_{фибр}(x)$ .

Таблица 2 – Значения функции  $\bar{M}_z(x/L_{кф})$   
для кормовой части фюзеляжа

$x/L_{кф}$	1,0	0,9	0,8	0,75	0,7	0,6
$\bar{M}_z$	1,0	0,795	0,545	0,455	0,386	0,25
$x/L_{кф}$	0,5	0,4	0,3	0,2	0,1	0
$\bar{M}_z$	0,136	0,0682	0,0455	0,0227	0,015	0

При оценке  $\bar{L}_{кон}$  используем конструктивно-ортотропную модель [8], для которой при постоянной приведенной толщине  $\delta_x$  имеет место

$$\sigma_{xфубр} = M_z / (\pi R_{ф}^2 \delta_x). \quad (14)$$

Приведенную толщину получают «размазыванием» продольных подкреплений. Чтобы определить значение изгибающего момента в конце «конструктивного участка», следует в (14) принять  $\sigma_x = \sigma_{пц}$ ;  $\delta_x = \delta_{x\cup}$ , где  $\delta_{x\cup}$  – минимально допустимое значение величины  $\delta_x$ . Принимая  $\sigma_{пц} = 270$  МПа;  $R_{ф} = 1,45$  м;  $\delta_{x\cup} = 2$  мм, получаем

$$M_{z \text{ конце констр участка}} = 3,5668 \text{ МН}\cdot\text{м} = 0,89145 M_{z \text{ max}}.$$

Далее с помощью линейной аппроксимации на участке  $[0; 0,1]$  находим

$$\bar{L}_{кон} = 1 - 0,1 \times 0,10855 / 0,205 = 0,94705.$$

Очевидно, что при таком преобладании «конструктивного участка» возможны либо 3-й, либо 4-й варианты функции  $\varepsilon_{фубр}(x)$ . Вычислим сперва площадь  $K_{\varepsilon y}$  для 4-го варианта, учитывая, что значения функций  $\bar{M}_z(\bar{x})$  и  $\bar{\varepsilon}_{фубр}(\bar{x})$  в данном случае совпадают. Применив к значениям, приведенным в табл. 2, метод трапеций, находим

$$K_{\varepsilon y}^{IV} = 0,27634.$$

Вычислим теперь данную площадь для 3-го варианта. Учитываем, что  $\bar{M}_z(0,94705) = 0,89145$  (см. ранее). Вводим дополнительный участок  $[0,94705; 0,9]$ , а значения функции  $\bar{\varepsilon}_{фубр}(\bar{x})$  при  $\bar{x} = 0,9, 0,8, \dots, 0,1$ , приведенные в табл. 2, делим на 0,89145. Все значения, необходимые для определения методом трапеций площади  $K_{\varepsilon y}$ , приведены в табл.

3. Поскольку при  $\bar{x} = 0,94705$  имеется разрыв, указаны два значения  $\bar{\varepsilon}_{\text{фибр}}$ .

Таблица 3 – Значения функции  $\bar{\varepsilon}_{\text{фибр}}(\bar{x})$  при вычислении площади  $K_{\varepsilon y}$  для 3-го варианта данной функции

$\bar{x}$	1,0	$0,94705 - \delta$	$0,94705 + \delta$	0,9	0,8	0,7
$\bar{\varepsilon}_{\text{фибр}}$	1,0	0,89145	1,0	0,8918	0,6114	0,433

$\bar{x}$	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,1	0
$\bar{\varepsilon}_{\text{фибр}}$	0,2804	0,1526	0,0765	0,0510	0,0255	0,0168	0

В результате численного интегрирования получено

$$K_{\varepsilon y}^{III} = 0,30389.$$

С помощью (11) определены значения величины  $\lambda_{\text{кф,ж,у}}$  для двух рассмотренных вариантов функции  $\varepsilon_{\text{фибр}}(x)$  при  $\sigma_{\text{доп}} = \sigma_{\text{пц}}$ . Примем  $E = 72000$  МПа,  $\sigma_{\text{пц}} = 270$  МПа,  $\theta_{\text{здоп}} = 1,33^\circ = 0,0232$  рад. Оказалось, что

$$\lambda_{\text{кф,ж,у}}^{III} = 10,1847; \quad \lambda_{\text{кф,ж,у}}^{IV} = 11,9079, \quad (15)$$

где верхние индексы – номера вариантов функции  $\varepsilon_{\text{фибр}}(x)$ .

Обратим внимание на то, что перегрузка  $n_y^{\text{э}} = 3,46$  фюзеляжа в основном посадочном случае является завышенной: следует стремиться к равнопрочности этого агрегата при наиболее тяжёлых полётных (когда  $n_y^{\text{э}} = 2,5$ ) и определяющих посадочных расчётных случаях. Но понижение  $n_y^{\text{э}}$  приведёт к тому, что «конструктивный участок» займёт всю кормовую часть фюзеляжа и станет возможным только 4-й вариант функции  $\varepsilon_{\text{фибр}}(x)$ , при котором  $\lambda_{\text{кф,ж,у}} = 11,9079$ .

В табл. 4 приведены ориентировочные значения  $\lambda_{\text{кф}}$  для некоторых пассажирских самолётов, созданных в Советском Союзе, Российской Федерации, Украине. Значения получены с помощью схем, приведенных в сборнике [9], номерах журнала «Авиация и время», рекламных проспектах.

Табл. 4 показывает, что у всех приведенных в ней самолётов удлинения  $\lambda_{\text{кф}}$  намного меньше только что полученных значений величин

ны  $\lambda_{кф, ж, у}$  для 3-го и 4-го вариантов конструкции кормовой части фюзеляжной оболочки самолёта типа Ту-134.

Таблица 4 – Значения  $\lambda_{кф}$  для ряда самолётов

Тип самолёта	$\lambda_{кф}$	Тип самолёта	$\lambda_{кф}$	Тип самолёта	$\lambda_{кф}$
Ан-10	3,89	Ил-18	4,375	Ан-24	3,375
Ту-114	5,97	Ту-104	4,375	Ту-124	3,43
Ту-134	4,8	Ту-154	3,375	Ил-62	4,125
Як-40	2	Бе-30	4	Ил-86	3,96
Ан-218	4,75	Ан-140	2,65	Ан-148	3,05
Ан-8	3,61	Ан-12	4	Ан-22	4,3
Ан-32	3,78	Ан-72	4	Ан-70	3,1

Изложенное можно распространить и на изгиб в плоскости  $zOx$ . Хотя  $\theta_{y доп} = 0,5 \theta_{z доп}$ , но значения изгибающих моментов  $M_z$ , как правило, превышают значения  $M_y$  (в одних и тех же сечениях) значительно больше, чем в 2 раза.

В проведенном исследовании предполагалось, что фюзеляж является круговой оболочкой. Если это не так, то при анализе угла  $\theta_{z корм}$  диаметр  $D_{ф}$  нужно заменить на  $h_{сеч фюз}$  - высоту сечения фюзеляжа в цилиндрической части. Приведенные выкладки подвергнутся некоторой модификации, но их результаты останутся неизменными.

Оценим в заключение приемлемость допущения о том, что вдоль фибровых волокон балки имеет место  $y = R_{ф}$ . Для большинства самолётов в сечениях фюзеляжей расстояния фибровых волокон до нейтральной оси близки. Существенные отличия в указанных расстояниях могут быть у транспортных самолётов, имеющих силовой пол, вследствие чего оказывается  $Y_{фибр раст} > |Y_{фибр сж}|$ . Большое превышение для самолёта оценок (15) над удлинением кормовой части фюзеляжа  $\lambda_{кф}$  позволяет во всех случаях считать, что приближённость обсуждаемого допущения не влияет на сделанные ниже выводы.

## Выводы

Изложенное выше позволяет утверждать, что если удлинение хвостовой части фюзеляжа  $\lambda_{кф} \leq 6$ , то при выполнении требований прочности ограничения по прогибам будут выполнены при аппроксимации найденного варианта проектировочной модели реальной конструкцией. Ограничения по прогибам при оптимизации несущих фюзеляжных конструкций для большинства типов и категорий самолётов являются неработающими. В частности, они неактуальны при оптимизации силовых конструкций фюзеляжей самолётов транспортной категории.

## Список использованных источников

1. Бирюк В.И. Методы проектирования конструкций самолётов / В.И. Бирюк, Е.К. Липин, В.М. Фролов. - М.: Машиностроение, 1977. - 232 с.
2. Рябченко В.М. Об учёте требования общей устойчивости при оптимизации несущей конструкции фюзеляжа / В.М. Рябченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». - Вып. 4 (47). - Х.: 2006. - С. 45 - 50.
3. Стригунов В.М. Расчёт на прочность фюзеляжей и герметических кабин самолётов / В.М. Стригунов. - М.: Машиностроение, 1974. - 288 с.
4. Авиационные правила. Часть 25. Нормы лётной годности самолётов транспортной категории. - М.: МАК, 1994. - 322 с.
5. Киселёв В.А. Проектировочный расчёт веса и прочности фюзеляжей пассажирских самолётов / В.А. Киселёв // Тр. Центр. аэрогидродинамич. ин-та. - Вып. 1263. - М.: ЦАГИ, 1970. - 89 с.
6. Беляев Н.М. Соппротивление материалов: учебник для вузов / Н. М. Беляев; Мин-во высш. образования СССР. - М.: ГИТТЛ, 1954. - 856 с.
7. Конструкция и прочность самолётов: Учеб. пособие / В.Н. Зайцев, Г.Н. Ночевкин, В.Л. Рудаков, Ж.С. Черненко; Мин-во высш. и средн. спец. образования СССР; под ред. В.Н. Зайцева. - К.: Вища шк., 1974. - 544 с.
8. Кан С.Н. Строительная механика оболочек / С.Н. Кан. - М.: Машиностроение, 1966. - 508 с.
9. Аграновский Е.А. Самолёты страны Советов / Е.А. Аграновский, П.С. Старостин, В.Б. Шавров; под общ. ред. Б.Л. Симакова. - М.: ДОСААФ, 1974. - 264 с.

*Поступила в редакцию 05.02.10.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*