

УДК 629.735

В.С. СИМОНОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА С ЗАМКНУТЫМ ПО ПОЛУ СИЛОВЫМ КОНТУРОМ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ

Рассмотрены два подхода к уменьшению массы конструкции фюзеляжа пассажирских и транспортных самолетов. Первый – использование массивной конструкции пола вместо нижнего полусвода для замыкания силового контура поперечного сечения фюзеляжа. Второй – распределение материала вдоль контура поперечного сечения с учетом уровня напряжений в его различных частях. Для двух видов силовых контуров (1 – замкнутый по нижней обшивке, 2 – по полу) приведено сравнение усилий, возникающих в поперечном сечении фюзеляжа под действием внешних нагрузок.

**фюзеляж, снижение массы, контур поперечного сечения, композиционный материал (КМ), эпюры напряжений, напряженно-деформированное состояние (НДС)**

### Введение

Одной из главных задач при проектировании ЛА остается минимизация массы его конструкции, что влечет за собой снижение эксплуатационных расходов, повышение летных качеств и возможность увеличения массы полезной нагрузки.

Основной вклад в массу конструкции самолета вносит фюзеляж. При этом наиболее нагруженными частями его всегда оказываются верхний и нижний полусводы, поэтому для уменьшения массы фюзеляжа целесообразным будет разбиение силового контура на 4 части: верхнюю, нижнюю и две одинаковые боковые панели, с последующей оптимизацией структур КМ и толщин.

К значительному увеличению массы конструкции самолета ведет наличие в ней вырезов. Как известно, все вырезы нуждаются в подкреплении дополнительными конструктивными элементами. Для пассажирских самолетов дополнительное увеличение массы влечет за собой необходимость герметизации салона.

В пассажирских и транспортных самолетах пол представляет собой массивную конструкцию, поскольку он должен воспринимать усилия, возникающие под действием полезной нагрузки.

В связи с вышесказанным логичным решением по уменьшению массы конструкции самолета будет исключение нижней части фюзеляжа из силового контура последнего, т.е. перспективным является замыкание силового контура фюзеляжа по полу, что позволит изготовить нижнюю обшивку из легких трехслойных панелей и, кроме того, исключает необходимость герметизации люков в этой части фюзеляжа.

### 1. Математическая модель НДС фюзеляжа

**1.1. Средние по толщине стенки продольные нормальные напряжения.** Традиционно регулярная часть фюзеляжа пассажирского и транспортного самолетов представляет собой стрингерный полумонок с постоянным по всей длине силовым контуром поперечного сечения в форме окружности или эллипса [1 – 3]. Сечения со срезанной дугой окружности нижней частью используются при  $d_f < 2,9$  м и в основном у самолетов-высокопланов, у которых такое «срезание» низа фюзеляжа позволяет уменьшить длину стоек шасси и расстояние от поверхности аэродрома до пола кабины, например у самолета Ан-24 [3] (рис. 1). В этом случае точки пересечения окружностей на противоположных сторонах контура

ра соединяются между собой силовыми элементами (например, балками пола).

Как уже говорилось ранее, наиболее нагруженными частями фюзеляжа (вследствие растяжения и сжатия от изгибающих моментов и осевой силы и действия избыточного давления) всегда оказываются верхний и нижний полусводы. В большинстве случаев боковые панели воспринимают касательные усилия, а также местные аэродинамические нагрузки. Разобьем контур на 4 панели: верхнюю, нижнюю и 2 одинаковых боковых (см. рис. 1), структура и толщина которых различны. Такое разбиение в дальнейшем позволит оптимизировать толщины и структуры КМ панелей по массе.

Не рассматривая на первом этапе потерю устойчивости обшивки, представим фюзеляж как гладкую оболочку, в которой действуют внутренние усилия  $N_\alpha, N_\beta, q_{\text{эф}}$ . При этом будем считать, что пол не участвует в восприятии этих усилий, а служит только для передачи сил от полезной нагрузки к шпангоутам и лонжеронам. В любом поперечном сечении фюзеляжа все нагрузки сводятся к осевой силе  $N_x$ , двум изгибающим моментам  $M_z, M_y$ , крутящему моменту  $M_x$ , двум перерезывающим силам  $Q_z, Q_y$  и внутреннему избыточному давлению  $p$  (рис. 2).

Следуя теории тонкостенных композитных стержней [4], примем плоскостной закон распределения деформации стенки оболочки  $\epsilon_x$  по сечению:

$$\epsilon_x = \epsilon_\alpha = a z + b y + c, \quad (1)$$

где  $a, b, c$  – константы, определяющиеся из уравнений равновесия.

Закон Гука для нормальных средних напряжений в нашем случае запишется следующим образом:

$$\begin{aligned} \sigma_\alpha &= E_\alpha (\epsilon_\alpha + \mu_{\beta\alpha} \epsilon_\beta); \\ \sigma_\beta &= E_\beta (\epsilon_\beta + \mu_{\alpha\beta} \epsilon_\alpha), \end{aligned} \quad (2)$$

где  $E_\alpha, E_\beta$  – соответственно продольный и окружной модули упругости стенки оболочки;

$\epsilon_\alpha, \epsilon_\beta$  – соответственно продольные и окружные нормальные деформации бесконечно малого элемента стенки оболочки;

$\mu_{\alpha\beta}, \mu_{\beta\alpha}$  – коэффициенты Пуассона стенки оболочки.

С другой стороны, средние по толщине стенки оболочки напряжения определяются из соотношений:

$$\begin{aligned} \sigma_\alpha &= \frac{N_\alpha}{\delta}; \\ \sigma_\beta &= \frac{N_\beta}{\delta}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\delta$  – толщина панели.

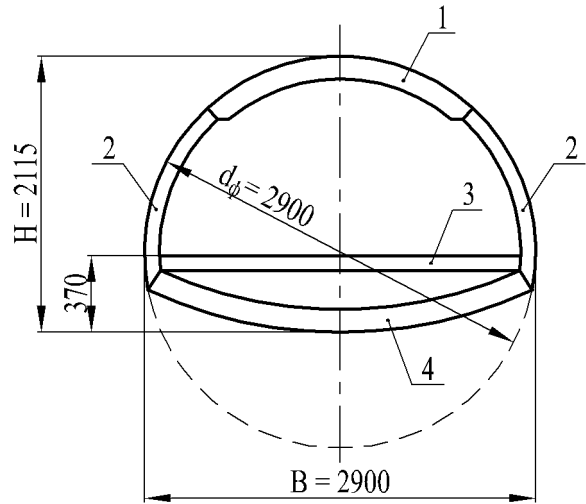


Рис. 1. Поперечное сечение фюзеляжа самолета (размеры и форма сечения соответствуют самолету Ан – 24):

- 1 – верхняя панель;
- 2 – боковая панель;
- 3 – пол (не включен в силовой контур);
- 4 – нижняя панель (нижний обвод фюзеляжа)

Окружные усилия определяются только геометрией контура и внутренним избыточным давлением, т.е.

$$N_\beta = p\rho, \quad (4)$$

где  $p$  – давление;  $\rho$  – радиус кривизны в рассматриваемой точке контура.

Приравнивая левые части (3) и (2) и исключая из первого уравнения деформацию  $\epsilon_\beta$ , с учетом (4) получим выражение для определения продольных мембранных усилий в стенке оболочки:

$$N_\alpha = \delta E_\alpha (1 - \mu_{\alpha\beta} \mu_{\beta\alpha}) \epsilon_\alpha + \mu_{\alpha\beta} p\rho. \quad (5)$$

Равнодействующими продольных усилий  $N_\alpha$  яв-

ляются изгибающие моменты  $M_z$ ,  $M_y$  и продольная сила  $N_x$ , действующие в сечении оболочки. Уравнения равновесия будут выглядеть так:

$$\begin{aligned} N_x &= \int\int N_\alpha ds; \\ M_z &= \int\int N_\alpha y ds; \\ M_y &= -\int\int N_\alpha z ds, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $s$  – окружная координата, откладываемая вдоль контура (рис. 2).

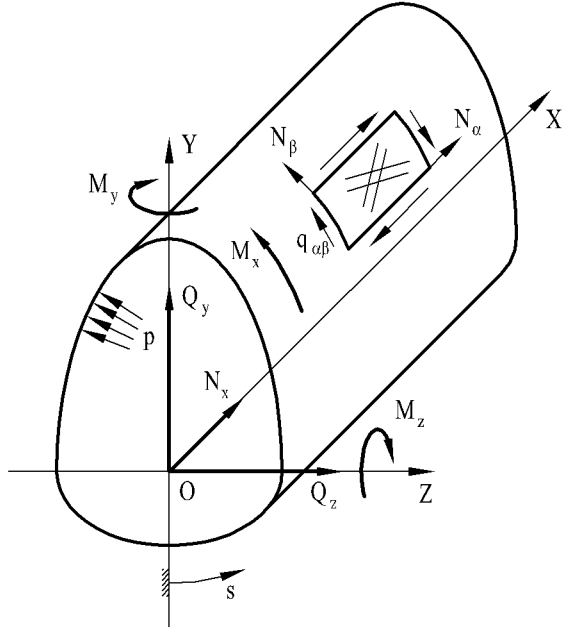


Рис. 2. Силовые факторы, действующие в поперечном сечении фюзеляжа

Подставляя (1) в (5), а затем (5) в (6) и решая полученную систему уравнений относительно неизвестных коэффициентов  $a$ ,  $b$ ,  $c$ , получим зависимость распределения усилий  $N_\alpha$  по контуру поперечного сечения оболочки:

$$N_\alpha = \delta C \left[ \frac{\Phi_1}{S} + k \left( \frac{\bar{\Phi}_2}{D_{z0}} \bar{y} + \frac{\bar{\Phi}_3}{D_{y0}} \bar{z} \right) \right] + \mu_{\alpha\beta} p \rho, \quad (7)$$

где  $C = E_\alpha (1 - \mu_{\alpha\beta} \mu_{\beta\alpha})$  – жесткость панели, которая зависит от ФМХ монослоев, из которых состоит панель и от структуры панели;

$$\begin{aligned} \Phi_1 &= N_x + pF - N_{xp}; \\ \bar{\Phi}_2 &= \Phi_2 - y_0 \Phi_1; \\ \bar{\Phi}_3 &= \Phi_3 - z_0 \Phi_1; \\ \Phi_2 &= M_z - M_{zp} + pF y_{0g}; \end{aligned}$$

$$\Phi_3 = -(M_y + M_{yp} + pF z_{0g});$$

$$N_{xp} = p \int\int \mu_{\alpha\beta} \rho ds;$$

$$M_{zp} = p \int\int \mu_{\alpha\beta} \rho y ds;$$

$$M_{yp} = p \int\int \mu_{\alpha\beta} \rho z ds;$$

$z_0, y_0$  – координаты центра жесткости контура;

$F$  – площадь, ометаемая контуром поперечного сечения оболочки;

$z_{0g}, y_{0g}$  – координаты центра тяжести площади  $F$ ;

$k$  – коэффициент асимметрии контура;

$$S = \int\int \delta C ds;$$

$D_{z0}, D_{y0}$  – механические моменты инерции контура поперечного сечения оболочки относительно его центральных осей;

$$\bar{z} = z - z_0 - n_z (y - y_0); \quad n_z = \frac{D_{zy0}}{D_{z0}};$$

$$\bar{y} = y - y_0 - n_y (z - z_0); \quad n_y = \frac{D_{zy0}}{D_{y0}};$$

$D_{zy0}$  – механический центробежный момент инерции поперечного сечения оболочки относительно его центральных осей.

Подставив (7) в первое выражение из (2), получим окончательную формулу для расчета средних по толщине стенки продольных нормальных напряжений в зависимости от контурной координаты  $s$ :

$$\sigma_\alpha = C \left[ \frac{\Phi_1}{S} + k \left( \frac{\bar{\Phi}_2}{D_{z0}} \bar{y} + \frac{\bar{\Phi}_3}{D_{y0}} \bar{z} \right) \right] + \frac{\mu_{\alpha\beta} p \rho}{\delta}. \quad (8)$$

Так как целью работы является проектирование фюзеляжа самолета с силовым контуром поперечного сечения, замкнутым по полу, рассмотрим подробнее эту задачу. На рис. 3 нижняя обшивка служит только лишь аэродинамическим обводом фюзеляжа, т.е. она не включена в силовой контур последнего и, следовательно, имеет меньшую массу, чем на рис. 1.

Формула (8) остается неизменной для всех панелей контура, представленного на рис. 3, кроме панели пола, для которой выражение (4) несправедливо.

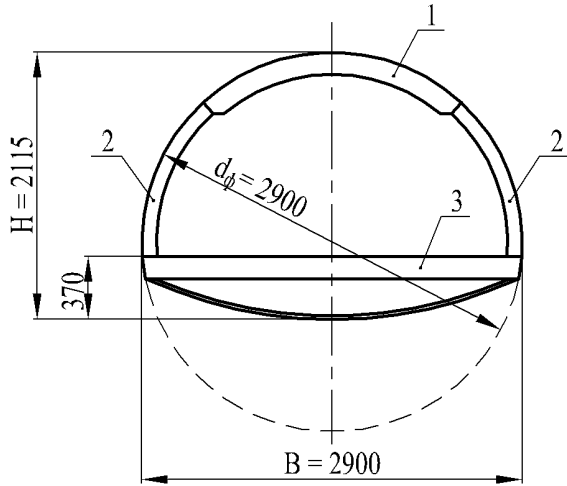


Рис. 3. Контур поперечного сечения фюзеляжа, замкнутый по полу:

- 1 – верхняя панель;
- 2 – боковая панель;
- 3 – нижняя панель (пол);
- 4 – нижний обвод фюзеляжа

Поскольку панель 3 является плоской безмоментной пластиной, то согласно теории пластин [4] мембранные напряжения  $N_\beta$ , возникающие в панелях 1 и 2 от давления, здесь будут отсутствовать. Тогда для панели 3 формула (8) примет вид:

$$\sigma_\alpha = C \left[ \frac{\Phi_1}{S} + k \left( \frac{\bar{\Phi}_2}{D_{z0}} \bar{y} + \frac{\bar{\Phi}_3}{D_{y0}} \bar{z} \right) \right]. \quad (9)$$

**1.2. Средние по толщине стенки касательные напряжения.** Контур оболочки однозамкнутый и является статически определимым. Для определения потока касательных усилий разрежем профиль поперечного сечения оболочки в точке пересечения координатной оси OY с нижней частью контура (рис. 4). Метод определения касательных усилий хорошо представлен в [4].

При разрезе контура в его стенке возникнет распределенный поток касательных усилий  $q_{\alpha\beta}$ , который определяется согласно формуле:

$$q_{\alpha\beta} = Q_z F_z(s) + Q_y F_y(s) + \frac{M_x}{2F}, \quad (10)$$

где  $Q_z$ ,  $Q_y$ ,  $M_x$  – перерезывающие силы и крутящий момент в сечении оболочки  $X = \text{const}$  (рис. 4);

$$F_z(s) = -\frac{k}{D_{y0}} \left[ \bar{S}_y(s) - \frac{1}{2 \cdot F} \iint \bar{S}_y(s) r ds \right];$$

$$F_y(s) = -\frac{k}{D_{z0}} \left[ \bar{S}_z(s) - \frac{1}{2 \cdot F} \iint \bar{S}_z(s) r ds \right];$$

$\bar{S}_z$ ,  $\bar{S}_y$  – механические статические моменты инерции отсеченной части контура в принятой системе обхода контура;

$r$  – длина перпендикуляра, опущенного из принятого полюса (в нашем случае точка O на рис. 4) на касательную к контуру поперечного сечения в текущей точке.

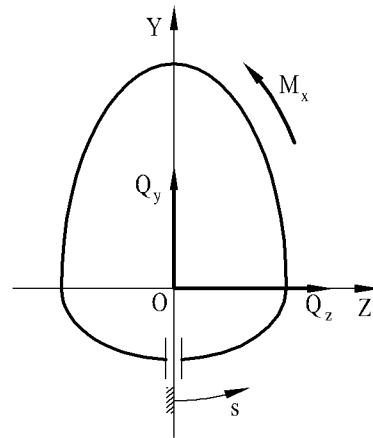


Рис. 4. Однозамкнутый контур поперечного сечения оболочки

Средние по толщине стенки касательные напряжения, возникающие в контуре, определяются аналогично (2), т.е. с учетом (10) получим:

$$\tau_{\alpha\beta} = \frac{1}{\delta} \left( Q_z F_z(s) + Q_y F_y(s) + \frac{M_x}{2F} \right). \quad (11)$$

**1.3. Структуры панелей.** Проблема оптимального армирования изолированной композитной структуры рассмотрена в работе [5]. Решение проблемы дает основание не рассматривать всевозможные структуры и комбинации углов армирования в интервале  $0^\circ \leq \varphi \leq 90^\circ$ , а остановиться на ограниченном семействе возможных оптимальных структур:  $[\pm\varphi]$ ,  $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$  (включая частные случаи  $[0^\circ, \pm\varphi]$ ,  $[90^\circ, \pm\varphi]$ ,  $[0^\circ, 90^\circ]$ ,  $[0^\circ, 90^\circ, \pm\varphi]$ ).

Здесь рассматривается силовой контур, состоящий из 3-х панелей, которые в общем случае имеют

разную толщину и структуру. Поскольку панели не являются изолированными, то НДС контура в одинаковой мере зависит от структуры каждой из панелей. Решение такого типа задач на сегодняшний день довольно слабо разработано, что и вносит основную новизну в проводимые исследования.

## 2. Сравнение напряжений

По приведенной выше методике произведем расчет средних по толщине стенки напряжений, возникающих в двух типах контуров (см. рис. 1 и 3).

Примем координаты точек сочленения верхней и боковых панелей относительно центра верхней дуги окружности равными  $z_{up} = 814$  мм,  $y_{up} = 1200$  мм и симметричными относительно оси ОУ.

Нагрузки, прикладываемые к контуру, будут следующими:

$$N_x = 830 \text{ кН};$$

$$M_z = -1000 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$M_y = 1200 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$M_x = 500 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$Q_z = 100 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$Q_y = -200 \text{ кН}\cdot\text{м};$$

$$p = 0,33 \text{ МПа}.$$

Характеристики материала монослоев панелей приведены ниже.

Углепластик однонаправленный:

$$E_1 = 100 \text{ ГПа};$$

$$E_2 = 10 \text{ ГПа};$$

$$G_{12} = 6 \text{ ГПа};$$

$$\mu_{12} = 0,35;$$

$$\delta_0 = 0,08 \text{ мм}.$$

При этом толщину панелей примем равной:

$$\delta = 3,04 \text{ мм}.$$

Структура панели –  $[\pm\phi]$ , где угол  $\phi$ :

для верхней панели  $30^\circ$ ;

для боковой панели  $45^\circ$ ;

для нижней панели  $15^\circ$ .

В результате расчета получены эпюры распределения напряжений по контуру. На рис. 5 и 6 представлены эпюры для контура, замкнутого по нижнему полусводу фюзеляжа, а на рис. 7 и 8 для контура, замкнутого по полу (нижний полусвод не показан, так как он не входит в силовой контур).

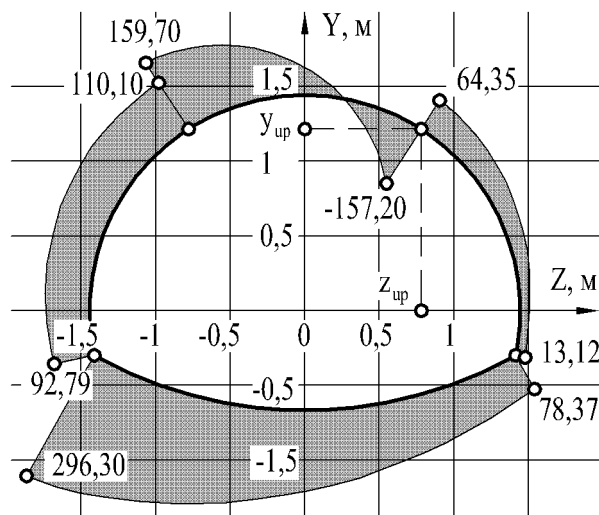


Рис. 5. Эпюра распределения средних продольных нормальных напряжений по контуру поперечного сечения фюзеляжа, замкнутого по нижней обшивке

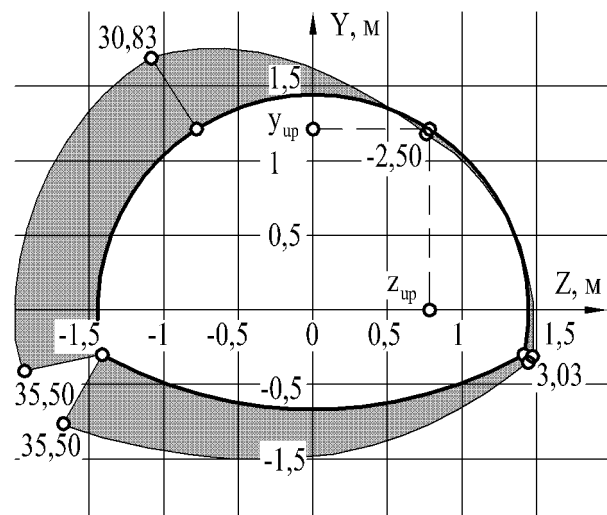


Рис. 6. Эпюра распределения средних касательных напряжений по контуру поперечного сечения фюзеляжа, замкнутого по нижней обшивке

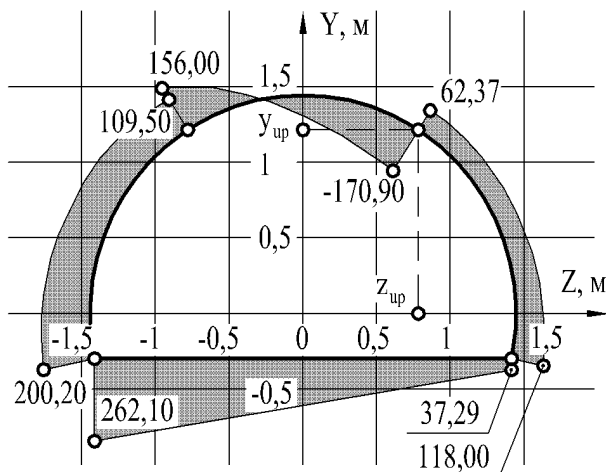


Рис. 7. Эпюра распределения средних продольных нормальных напряжений по контуру поперечного сечения фюзеляжа, замкнутому по полу

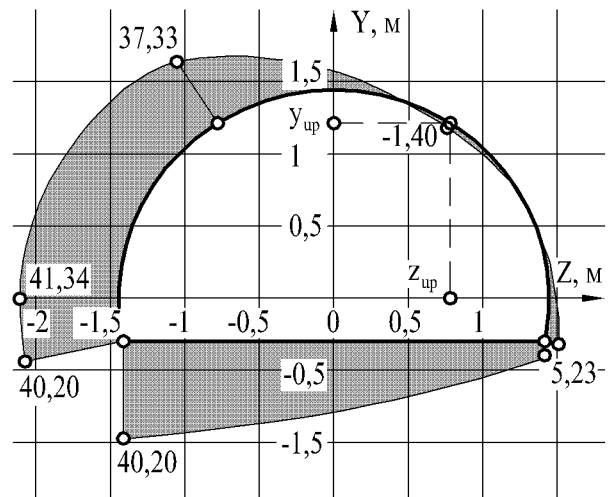


Рис. 8. Эпюра распределения средних касательных напряжений по контуру поперечного сечения фюзеляжа, замкнутому по полу

### Заключение

Эпюры на рис. 5 – 8 подтвердили тот факт, что в верхней и нижней частях контура поперечного сечения фюзеляжа самолета возникают напряжения большие, чем в боковых частях. Следовательно, перспективным направлением дальнейших исследований будет разработка алгоритма оптимизации толщин и структур КМ панелей контура с целью выравнивания уровня напряжений по всему контуру, что равносильно эффективному использованию материала. Оптимизация структур должна проводиться на основании результатов исследований, о которых говорится в [5].

Эпюры также показали, что в замкнутом по полу контуре уровень напряжений выше, чем в контуре, замкнутом по нижнему обводу, однако незначительно. Это в некоторой степени подтверждает предположение о том, что масса фюзеляжа с силовым контуром, замкнутым по полу, будет ощутимо меньше, чем с контуром, замкнутым по нижнему обводу.

### Литература

1. Войт Е.С., Ендогур А.И. Проектирование конструкций самолетов. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
2. Гребеньков О.А. Конструкция самолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 240 с.
3. Егер С.М. Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.
5. Карпов Я.С. Результаты решения некоторых фундаментальных задач конструирования и проектирования изделий из композиционных материалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – №7 (23). – С. 96-127.

*Поступила в редакцию 14.12.2006*

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