

К расчету параметров изготовления несущих поверхностей надувом

Предлагается постановка и методика решения нового класса задач для расчета технологических параметров изготовления надувных несущих поверхностей летательных аппаратов. Построение методики основано на зависимостях динамики взаимодействия растяжимой ткани с внутренним давлением в полости крыла. В модели учитывается неуравновешенность сил давления и натяжения в поверхности оболочки, инициирующая ее высокочастотное колебание. Выявлено, что полученные алгоритмы позволяют прогнозировать и корректировать форму профиля крыла в соответствии с рекомендациями аэродинамики.

Р.Ш. ГИМАДИЕВ,

*д-р техн. наук
(КГЭУ, Казань),*

В.И. ХАЛИУЛИН,

д-р техн. наук,

Н.В. ЛЕВШОНКОВ,

канд. техн. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань)

pla.kai@mail.ru

Надувное крыло, технология изготовления, мягкая оболочка, расчет формы крыла

Большие габариты несущих поверхностей, создающих подъемную силу, вызывают определенные неудобства при транспортировке летательных аппаратов, их базировании и хранении. Для повышения компактности используются различные трансформируемые конструкции, в том числе складывающиеся крылья [1] или лопасти вертолетов [2], дисковые крылья с убирающимися [3] или сворачивающимися лопастями [4] и т.п.

Мягкие надувные несущие аэродинамические поверхности обеспечивают летательному аппарату компактность при хранении и транспортировке.

В отдельный класс можно выделить летательные аппараты с надувными агрегатами.

Первые эксперименты с надувным крылом относятся к 1930-м годам, их продолжением (1956–1973 гг.) стала программа армии США по проектированию надувного самолета массой более 300 кг.

В литературе приводятся примеры разработки и эксплуатации пилотируемых самолетов, у которых все агрегаты являются надувными [5], беспилотных летательных аппаратов [6], надувных корпусов вертолетов, а также паропланов [7]. Предлагаются также гибридные крылья, носовая часть которых выполнена жесткой, а хвостовая – в виде надувной оболочки [8]. Предметом исследований является также аэродинамика обтекания профиля [9, 10], колебательные процессы в надувном крыле [11], оценка влияния температуры на свойства надувного крыла [12, 13]. Ряд аэроупругих и механических задач мягкого крыла рассмотрен в работах [14–25].

Наиболее распространенным техническим решением являются многолонжеронные (многостеночные) крылья [12], [6]. Иногда лонжероны выполняются трубчатыми [6]. В многостеночной конструкции легко реализуется прямолинейность образующих линий поверхности вдоль размаха крыла, хорошо воспринимается изгибающий момент. В то же время для обеспечения гладкости поверхности сверху надувной системы устанавливается еще один слой ткани, что утяжеляет конструкцию. Кроме того, существуют сложности с созданием в сечении мягкого крыла заданного аэродинамического профиля. Таким образом, обеспечение заданной аэродинамической формы надувного крыла на этапе проектирования остается актуальной задачей.

Для определения формы крыла при надуве составлен алгоритм численного решения динамической задачи упругости методом конечных разностей по явной схеме. При этом учитывается эффект взаимодействия геометрии нервюры и локального выпучивания элемента крыла. Стационарная форма крыла определяется как предельное решение динамической задачи. Требуемая аэродинамическая форма крыла определяется на основе численных экспериментов как функция от давления.

Постановка задачи

Рассматривается надувное крыло (рис. 1). Обшивка, нервюры и лонжероны выполнены из непроницаемой ткани, пропитанной связующим (смолой). Нервюры соединены с обшивкой и лонжеронами и в своих сечениях определяют профиль крыла. Лонжероны соединены с нервюрами и не имеют связи с об-

шивкой, участвуя в восприятии изгибающего момента и перерезывающей силы. Усилия на них передаются с нервюром.

Предполагается следующая технологическая схема изготовления крыла. Вначале ткань пропитывается связующим. Затем оболочка с мягким каркасом надувается, пока не приобретает геометрию, отвечающую аэродинамическим требованиям.

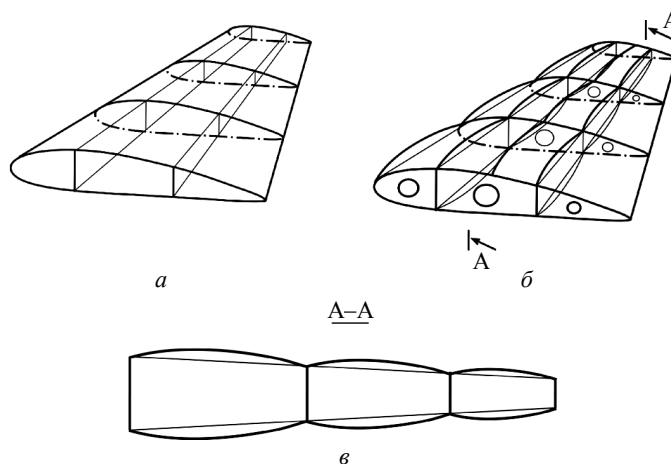


Рис. 1. Схема надувного крыла: *a* – номинальная форма; *б* – форма после надува; *в* – продольное сечение

После этого связующее отверждается под действием температуры или ультрафиолетового облучения, если используется соответствующий инициатор полимеризации. В итоге получается несущая поверхность с твердой обшивкой и каркасом.

При надуве для упрощения можно пренебречь деформацией нервюров и лонжеронов в плоскости их стенок, а также их депланацией, так как давление с двух сторон одинаковое. В то же время обшивка с увеличением давления растягивается. Ее поверхность между нервюрами приобретает форму оболочки двойной кривизны (рис. 1, *б*).

Целью настоящей работы является создание методики, позволяющей рассчитывать форму выпуклых фрагментов обшивки в зависимости от уровня давления внутри нее. Это позволяет регулировать уровень надува для получения профиля, рекомендуемого аэродинамикой.

Теоретические основы построения такой методики заложены в работах [26–34], где рассматриваются незамкнутые оболочки с гибкими деформируемыми линейными подкреплениями типа строп. Областью практического применения теории были парашютные системы.

В данной работе предлагается постановка нового класса задач по созданию методики расчета технологических параметров изготовления надувных несущих поверхностей летательных аппаратов.

Уравнения динамики нагружения тканевой поверхности крыла

Предлагаемый метод определения технологических параметров базируется на следующем. При надуве равновесное состояние фрагмента оболочки, расположенной между нервюрами, устанавливается в результате динамического процесса, происходящего между внутренним давлением и усилиями в тканевой оболочке. Это предопределяет необходимость рассмотрения задачи динамики мягких оболочек под воздействием давления. Стыкуемые в зоне нервюры фрагменты оболочки показаны на рис. 2.

Пусть поверхностная и массовая силы, действующие на выделенный элемент оболочки, равны

$$\bar{P} = \bar{p}dF = \bar{p}\sqrt{g}d\alpha_1d\alpha_2; \quad \bar{Q} = \bar{q}dF\rho_0 = \rho_0\bar{q}\sqrt{g_0}d\alpha_1d\alpha_2,$$

где ρ_0 – плотность недеформированного материала оболочки; \bar{q} – плотность массовой силы; $dF = \sqrt{g}d\alpha_1d\alpha_2$ – элемент рассматриваемой поверхности.

В теории мягких оболочек оперируют не напряжениями (усилиями, приходящимися на единицу площади), а натяжениями (усилиями, приходящимися на единицу длины). Это в основном связано с тем,

что толщина текстильных материалов – понятие весьма неопределенное и зависит от способа переплетения, плотности упаковки нитей и т.д.

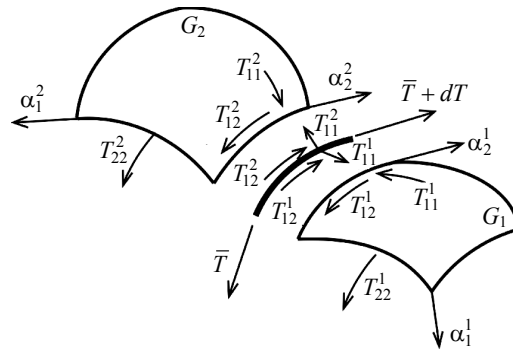


Рис. 2. Фрагменты оболочки под наддувом

К элементарным площадкам, ограниченным сечениями α_1 и α_2 , приложены усилия

$$-(T_{11}\bar{\tau}_1 + T_{12}\bar{\tau}_2)\sqrt{g_{22}}d\alpha_2; -(T_{21}\bar{\tau}_1 + T_{22}\bar{\tau}_2)\sqrt{g_{11}}d\alpha_1,$$

где $\bar{\tau}_1$ и $\bar{\tau}_2$ – единичные векторы основного базисного вектора; T_{ik} ($i, k = 1, 2$) – физические компоненты тензора мембранных усилий.

Под массовыми силами будем понимать и силы инерционные. Учитывая принцип Даламбера, уравнение движения тканевой оболочки можно записать в виде

$$\begin{aligned} \rho_0\sqrt{g_0}\frac{\partial^2\bar{r}}{\partial t^2} = \frac{\partial}{\partial\alpha_1}\left((T_{11}\bar{\tau}_1 + T_{12}\bar{\tau}_2)\sqrt{g_{22}}\right) + \\ + \frac{\partial}{\partial\alpha_2}\left((T_{22}\bar{\tau}_2 + T_{21}\bar{\tau}_1)\sqrt{g_{11}}\right) + \bar{p}\sqrt{g} + \rho_0\bar{q}\sqrt{g_0}, \end{aligned} \quad (1)$$

где \bar{r} – радиус-вектор точки выделенного элемента поверхности в пространстве, определяющий координаты точки поверхности в пространстве в момент времени t .

Нервюра крыла разбивает гладкую оболочку на две подобласти G_1 и G_2 (см. рис. 2). Пусть на границах этих подобластей реализуются касательные T_{12}^1, T_{12}^2 и нормальные натяжения T_{11}^1, T_{11}^2 , где верхние индексы относятся к подобластям G_1 и G_2 . Тогда уравнения движения каждой подобласти описываются формулой (1) с граничными натяжениями T_{12}^1, T_{11}^1 и T_{12}^2, T_{11}^2 соответственно для этих подобластей, и данные граничные натяжения определяются в результате взаимного деформирования элементов оболочек G_1 и G_2 с нервюрой.

Таким образом, рассматриваются расчлененные уравнения движения гладких оболочек с учетом граничных условий.

Уравнения наддува крыла в декартовой системе координат

Пусть поверхность оболочки отнесена к декартовой системе ортогональных координат x_1, x_2, x_3 и задана в параметрической форме

$$x_1 = x_1(\alpha_1, \alpha_2, t); \quad x_2 = x_2(\alpha_1, \alpha_2, t); \quad x_3 = x_3(\alpha_1, \alpha_2, t).$$

Для недеформированного состояния поверхности выберем направления $\alpha_1 \wedge \alpha_2 = 90^\circ$.

Радиус-вектор любой точки поверхности можно представить в виде $\bar{r} = \sum_{k=1}^3 x_k \bar{i}_k$, где \bar{i}_k ($k = 1, 2, 3$) – правая тройка единичных векторов. В дальнейшем будем использовать соглашение о суммировании по одноименным индексам, так что $x_k \bar{i}_k = \sum_{k=1}^3 x_k \bar{i}_k$.

С каждой точкой поверхности связан ее локальный базис, основные векторы которого определяются соотношениями $\bar{r}_j = \partial \bar{r} / \partial \alpha_j = r_{j,k} \bar{i}_k$.

Внутренняя геометрия поверхности определяется ее метрическим тензором. Его компоненты вычисляются по формуле

$$g_{jm} = \frac{\partial \bar{r}}{\partial \alpha_j} \frac{\partial \bar{r}}{\partial \alpha_m} = r_{j,k} r_{m,k}, \quad j, m = 1, 2. \quad (2)$$

В формуле (2) компоненты с одноименными индексами g_{11} и g_{22} равны квадратам длин основных базисных векторов \bar{r}_1 и \bar{r}_2 . Их направления определяются с помощью косинусов соответствующих единичных векторов \bar{e}_1 и \bar{e}_2 . Обозначив $l_{jk} = \cos(\bar{e}_j, \bar{i}_k)$, можно записать $\bar{e}_j = l_{jk} \bar{i}_k$.

Для вычисления направляющих косинусов l_{jk} выразим единичные векторы через основные векторы $\bar{e}_j = \bar{r}_j / \sqrt{g_{jj}}$. Тогда направляющие косинусы определяются

$$l_{jk} = r_{j,k} / \sqrt{g_{jj}}, \quad j = 1, 2; \quad k = 1, 2, 3. \quad (3)$$

Единичный вектор нормали к поверхности имеет вид

$$\bar{e}_3 = \bar{e}_1 \times \bar{e}_2 \sqrt{g_{11}g_{22}} / \sqrt{g}. \quad (4)$$

Направляющие косинусы нормали к поверхности определяются известными формулами

$$\begin{aligned} l_{31} &= (l_{12}l_{23} - l_{13}l_{22}) \sqrt{g_{11}g_{22}} / \sqrt{g}; \\ l_{32} &= (l_{13}l_{21} - l_{11}l_{23}) \sqrt{g_{11}g_{22}} / \sqrt{g}; \\ l_{33} &= (l_{11}l_{22} - l_{12}l_{21}) \sqrt{g_{11}g_{22}} / \sqrt{g}. \end{aligned} \quad (5)$$

При написании уравнения движения в декартовой системе координат будем использовать разложения по направлениям локального базиса $\bar{p} = p_k \bar{e}_k$ и $\bar{q} = q_k \bar{e}_k$.

Пусть ось x_3 направлена вертикально вверх. Проектируя уравнение (1) на декартовы оси и учитывая формулы (4), (5), получим три скалярных уравнения движения:

$$\begin{aligned} \rho_0 \sqrt{g_0} \frac{\partial^2 x_1}{\partial t^2} &= \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \left((T_{11}l_{11} + T_{12}l_{21}) \sqrt{g_{22}} \right) + \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \left((T_{22}l_{22} + T_{21}l_{11}) \sqrt{g_{11}} \right) + \\ &\quad + p_3 (l_{12}l_{23} - l_{13}l_{22}) \sqrt{g_{11}g_{22}} + (p_1l_{11} + p_2l_{21}) \sqrt{g}; \\ \rho_0 \sqrt{g_0} \frac{\partial^2 x_2}{\partial t^2} &= \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \left((T_{11}l_{12} + T_{12}l_{22}) \sqrt{g_{22}} \right) + \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \left((T_{22}l_{22} + T_{21}l_{12}) \sqrt{g_{11}} \right) + \\ &\quad + p_3 (l_{13}l_{21} - l_{11}l_{23}) \sqrt{g_{11}g_{22}} + (p_1l_{12} + p_2l_{22}) \sqrt{g}; \\ \rho_0 \sqrt{g_0} \frac{\partial^2 x_3}{\partial t^2} &= \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \left((T_{11}l_{13} + T_{12}l_{23}) \sqrt{g_{22}} \right) + \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \left((T_{22}l_{23} + T_{21}l_{13}) \sqrt{g_{11}} \right) + \\ &\quad + p_3 (l_{11}l_{22} - l_{12}l_{21}) \sqrt{g_{11}g_{22}} + (p_1l_{13} + p_2l_{23}) \sqrt{g} - \rho_0 q \sqrt{g_0}. \end{aligned} \quad (6)$$

Кроме трех уравнений движения, система разрешающих уравнений содержит:
- геометрические соотношения

$$g_{jm} = \frac{\partial \bar{r}}{\partial \alpha_j} \frac{\partial \bar{r}}{\partial \alpha_m} = r_{j,k} r_{m,k}, \quad j, m = 1, 2; \quad (7)$$

- соотношения для физических компонентов тензора деформаций

$$\varepsilon_{ik} = \frac{g_{ik} - g_{ik}^0}{2\sqrt{g_{ii}^0 g_{kk}^0}}; \quad (8)$$

- соотношения для степеней деформаций $\lambda_i = \sqrt{1 + 2\varepsilon_{ii}}$, $i = 1, 2$, и угла сдвига

$$\sin \theta = 2\varepsilon_{12} / (\lambda_1 \lambda_2). \quad (9)$$

Параметр ε_{12} характеризует угол сдвига между координатными линиями α_1 и α_2 в деформированном состоянии.

Тканевые материалы имеют малую жесткость на сдвиг (примерно 2 % по сравнению с жесткостью на растяжение), поэтому можно положить модули упругости на сдвиг равными $E_{12} = E_{21} = 0$. Тогда физические соотношения для ткани применительно к уравнениям (6) можно принять в виде

$$\begin{aligned} T_{11} &= (E_{11}e_{11} + \nu_{21}E_{22}e_{22}) / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) + \eta\dot{e}_{11}; \\ T_{22} &= (E_{22}e_{22} + \nu_{12}E_{11}e_{11}) / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) + \eta\dot{e}_{22}, \end{aligned} \quad (10)$$

где $\nu_{12} = \nu_{21} = 0,25$ – аналоги коэффициента Пуассона; e_{11} , e_{22} – относительные удлинения; \dot{e}_{11} , \dot{e}_{22} – скорости относительных удлинений; η – коэффициент вязкого трения в материале; E_{11} , E_{22} – модули упругости на растяжение.

В процессе наддува силы давления и натяжения неуравновешены. В результате при наддуве оболочки реализуется высокочастотное колебание элементов оболочки. Колебания самой оболочки влияют на значение действующего давления. При движении элемента оболочки против внутреннего давления действующее на этот элемент давление увеличивается, а в противоположном направлении – уменьшается, т.е. происходит демпфирование раздува колебанием самой оболочки.

При наддуве оболочки избыточное давление $p(t)$ аппроксимируем зависимостью

$$p(t) = \tilde{p}(t) (1 - \nu^n V^n)^2 \operatorname{sgn}(1 - \nu^n V^n), \quad (11)$$

используемой в теории мягких оболочек при исследовании динамики парашютов [34].

В зависимость (11) введено слагаемое $\nu^n V^n$, в котором ν^n представляет собой коэффициент аэродинамического демпфирования среды при движении в ней оболочки со скоростью $V^n = \partial u_3 / \partial t$ в направлении нормали \bar{e}_3 к поверхности. Здесь u_3 – компонента вектора перемещения оболочки по нормали к поверхности. В зависимости (11) закон распределения избыточного давления \tilde{p} по пространственным координатам α^1 , α^2 считается заданным в момент времени t .

В дальнейшем будем считать, что при $t = t_0$ начальная форма оболочки σ_0 описывается уравнением

$$r(\alpha^1, \alpha^2, t_0) = r(\alpha^1, \alpha^2),$$

в котором α^1 – криволинейная координата вдоль образующей оболочки, изменяющаяся в пределах $0 \leq \alpha^1 \leq l_1$, а окружная координата α^2 изменяется в пределах $0 \leq \alpha^2 \leq l_2$.

Разностная схема решения задачи

Расчет подкрепленных оболочек проводится в работах [35–41]. В данной работе предлагается разностная схема решения задачи.

Рассматривается расчетный элемент (i, j) (рис. 3) разностной сетки, покрывающей деформированную поверхность. Предполагается, что масса заштрихованного элемента сосредоточена в узле (i, j) (рис. 3, а). При этом разностная сетка в общем виде будет депланирована (рис. 3, б). Пусть треугольники OAB , OBC , OCD , ODE , OEF , OFK , OKL , OLA в процессе деформации остаются плоскими.

В каждый момент времени кратности удлинений в направлениях α^1 и α^2 вычисляются по формулам

$$\lambda_1^{i+1/2, j} = h_1^{-1} \left(\sum_{\gamma=1}^3 (x_{i+1, j}^\gamma - x_{i, j}^\gamma)^2 \right)^{1/2};$$

$$\begin{aligned}\lambda_2^{i,j+1/2} &= h_2^{-1} \left(\sum_{\gamma=1}^3 (x_{i,j+1}^\gamma - x_{i,j}^\gamma)^2 \right)^{1/2}; \\ \lambda_1^{i+1/2,j+1/2} &= (\lambda_1^{i+1/2,j+1} + \lambda_1^{i+1/2,j})/2; \\ \lambda_2^{i+1/2,j+1/2} &= (\lambda_2^{i+1,j+1/2} + \lambda_2^{i,j+1/2})/2,\end{aligned}\quad (12)$$

где $h_1 = h_1(i, j)$, $h_2 = h_2(i, j)$ – расстояния между точками $(i + 1/2, j)$, $(i, j + 1/2)$ разностной сетки.

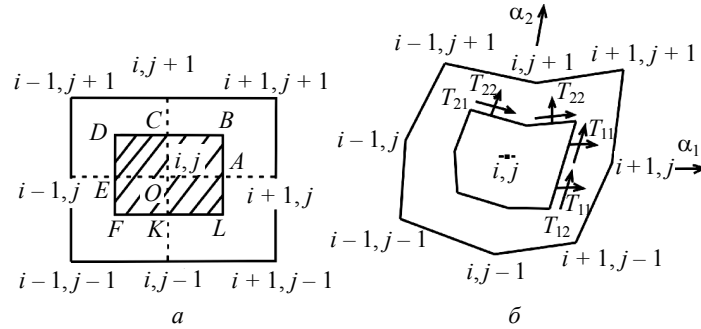


Рис. 3. Расчетные элементы: *a* – заштрихованный элемент разностной сетки; *б* – депланация разностной сетки

Для вычисления направляющих косинусов основных базисных векторов используются соотношения

$$\{l_{1,\gamma}\}_j = \frac{x_{i+1,j}^\gamma - x_{i,j}^\gamma}{h_1 \lambda_1^{i+1/2,j}}; \quad \{l_{2,\gamma}\}_i = \frac{x_{i,j+1}^\gamma - x_{i,j}^\gamma}{h_2 \lambda_2^{i,j+1/2}}. \quad (13)$$

Уравнениям движения (6) ставятся в соответствие их разностные аналоги. Например, при $2 \leq i \leq n_1 - 1$; $2 \leq j \leq n_2 - 1$

$$\begin{aligned}\{V^\gamma\}_{i,j}^{n+1/2} &= \{V^\gamma\}_{i,j}^{n-1/2} + P_{i,j} \frac{\Delta t}{h_1 h_2} F_{i,j}^\gamma + \frac{\Delta t}{\rho_0} \left(\left[\{T_{11} \lambda_2\}_{j+1/2}^{i+1/2} \{l_{1\gamma}\}_{j+1/2}^i + \{T_{11} \lambda_2\}_{j-1/2}^{i+1/2} \{l_{1\gamma}\}_{j-1/2}^i - \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - \{T_{11} \lambda_2\}_{j+1/2}^{i-1/2} \{l_{1\gamma}\}_{j+1/2}^{i-1} - \{T_{11} \lambda_2\}_{j-1/2}^{i-1/2} \{l_{1\gamma}\}_{j-1/2}^{i-1} \right] / (2h_1) + \left[\{T_{22} \lambda_1\}_{i+1/2}^{j+1/2} \{l_{2\gamma}\}_{i+1/2}^j + \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \{T_{22} \lambda_1\}_{i-1/2}^{j+1/2} \{l_{2\gamma}\}_{i-1/2}^j - \{T_{22} \lambda_1\}_{i+1/2}^{j-1/2} \{l_{2\gamma}\}_{i+1/2}^{j-1} - \{T_{22} \lambda_1\}_{i-1/2}^{j-1/2} \{l_{2\gamma}\}_{i-1/2}^{j-1} \right] / (2h_2) + \Delta t q_\gamma \right).\end{aligned}\quad (14)$$

Для уравнения (14), к примеру, можно записать

$$\{l_{1\gamma}\}_{j-1/2}^{i+1/2} = (x_{i+1,j-1/2}^\gamma - x_{i,j-1/2}^\gamma) / (h_1 \lambda_1^{i+1/2,j-1/2}),$$

а $F_{i,j}^\gamma$ – сумма проекций площадей восьми треугольников, примыкающих к узлу (i, j) , на плоскость $x^\gamma = 0$ ($\gamma = 1, 2, 3$). Так, для первого треугольника имеем

$$F_{i,j}^1 = \frac{1}{2} \left(x_{i,j}^2 (x_{i+1/2,j}^3 - x_{i+1/2,j+1/2}^3) + x_{i+1/2,j}^2 (x_{i+1/2,j+1/2}^3 - x_{i,j}^3) + \right. \\ \left. + x_{i+1/2,j+1/2}^2 (x_{i,j}^3 - x_{i+1/2,j}^3) \right). \quad (15)$$

Проекции площади на другие плоскости $x^2 = 0$ и $x^3 = 0$ определяются аналогично. При этом индексы «1», «2», «3» меняются циклической перестановкой.

Шаг интегрирования выбирается в соответствии с критерием Куранта – Фридрихса – Леви

$$\Delta t < \alpha_k \min(h_1, h_2) / c, \quad (16)$$

где α_k – коэффициент Куранта; c – скорость распространения малых возмущений в материале (скорость звука).

Граничные условия для оболочки будем удовлетворять на расширенной сетке, размеры которой определяются числами $1, n_1$ и $1, n_2$. Индексы « i » и « j » будут меняться при этом в пределах $1 \leq i \leq n_1$, $1 \leq j \leq n_2$. Искомые координаты узловых точек оболочки на временных слоях определяются по формулам

$$(x^\gamma)_{i,j}^{n+1} = (x^\gamma)_{i,j}^{n+1} + \Delta t (\tilde{V}^\gamma)_{i,j}^{n+1/2}, \quad \gamma = 1, 2, 3. \quad (17)$$

Таким образом, в основе построения численного решения сформулированной задачи используется явная схема метода конечных разностей. В результате при построении решения составленной системы уравнений вводится в рассмотрение дискретная область $S_{n_i} = n_i h_i$, $n_i = 1, 2, 3, \dots$, $S_i / \Delta s_i$ и $t_n = n \Delta t$, $n = 1, 2, \dots, t / \Delta t - 1$.

При этом значения искомых функций на каждом шаге интегрирования определяем через уже известные их значения на предыдущем шаге в рамках единого алгоритма сквозного счета.

Выбор коэффициентов η (10), v^n (11), α_k осуществляется на основе численного эксперимента.

Таким образом, на основе алгоритма (5) – (17) решаются динамические задачи деформирования мягкооболочечных конструкций методом конечных разностей по явной схеме. Этот алгоритм позволяет свести задачу к равновесному деформированному состоянию. При этом давление внутри крыла и поверхностные натяжения уравниваются, и форма крыла определяется значением заданного внутреннего давления и конструктивными особенностями.

Рассчитанная форма поверхности сравнивается с рекомендациями аэродинамического расчета. Это позволяет ввести коррективы в технологические параметры наддува для достижения наиболее рациональной формы профиля.

Таким образом, рассматривается технология изготовления несущих поверхностей типа крыла или оперения наддувом мягкой непроницаемой оболочки, пропитанной связующим.

Предложена методика расчета формы выпучивания наддуваемых фрагментов мягкой обшивки, расположенных между нервюрами. Данная методика позволяет прогнозировать конфигурацию профиля крыла во всех сечениях и определять необходимое давление наддува для обеспечения рациональных аэродинамических характеристик. После наддува форма крыла фиксируется отверждением связующего тепловым воздействием или ультрафиолетовым облучением.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ружицкий Е. Современная авиация. Американские самолеты вертикального взлета. М.: Астрель, 2000. 190 с.
2. Ружицкий Е. Вертолеты. М.: Виктория – АСТ, 1997. Т. 1. 192 с.
3. Несущий винт летательного аппарата с гибкими убираемыми лопастями: пат. 2005655 Рос. Федерация, № 5023460/23; заявл. 15.07.1991; опубл. 15.01.1994.
4. Павлов В.А., Павлов В.В. Дисковые крылья Павловых // Техника – молодежи. 2004. № 4. С. 28–29.
5. Inflatoplane [Электронный ресурс]. URL: <http://www.airwar.ru/enc/xplane/inflatoplane.html> (дата обращения: 21.06.2019).
6. Simpson A.D. Design and Evaluation of Inflatable Wings for UAVs [Electronical Resource]. URL: https://uknowledge.uky.edu/gradschool_diss/589 (дата обращения: 21.06.2019).
7. Павлов В.В. Летательные аппараты с преобразуемым в несущий винт крылом. Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ, 2019. 320 с.
8. Ортамевзи Г., Зинченко Д.Н. Исследования аэродинамических характеристик гибридного крыла // Механіка гіроскопічних систем. 2014. Вып. 28. С. 131–139.
9. Folkersma M., Schmehl R., Viré A. Boundary Layer Transition Modeling on Leading Edge Inflatable Kite Airfoils // Wind Energy. 2019. Vol. 22. Iss. 7. P. 908–921.
10. Ортамевзи Г., Зинченко Д.Н. Аэродинамические характеристики экспериментальной летающей модели с гибридной несущей поверхностью // Механіка гіроскопічних систем. 2015. № 29. С. 53–63.
11. Liu L., Wang D., Yang H. Study on Modal Properties of Flexible Inflatable Wing Skin Film Structure // Journal of Physics: Conference Series. 2018. Vol. 1053. Article No. 012041.
12. Liu L. et al. Study on Influence of Ambient Temperature on Biaxial Stress and Strength of Flexible Inflatable Wing Film // Results in Physics. 2019. Vol. 12. P. 85–93.
13. Конохов А.В., Коноплев Ю.Г. Модель термогиперупругости и ее применение к исследованию потере устойчивости раздуваемых пластин. II // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 4. С. 7–13.

14. *Гимадиев Р.Ш., Дрибной В.И.* Взаимодействие мягкого крыла с потоком несжимаемой жидкости: Тр. семинара Казан. физ.-техн. ин-та Казан. филиала АН СССР. 1981. № 14. С. 163–169.
15. *Гимадиев Р.Ш., Ильгамов М.А.* Безотрывное потенциальное обтекание мягкого крыла // Гидроупругость оболочек: Тр. семинара Казан. физ.-техн. ин-та Казан. филиала АН СССР. 1983. № 16. С. 43–52.
16. *Гимадиев Р.Ш., Ильгамов М.А.* Статическое взаимодействие профиля мягкого крыла с потоком несжимаемой жидкости // Изв. вузов. Авиационная техника. 1998. № 1. С. 43–48.
17. *Бондарь В.С., Абашев Д.Р., Петров В.К.* Пластичность материалов при пропорциональных и непропорциональных циклических нагружениях // Вестник ПНИПУ. Механика. 2017. № 3. С. 53–74.
18. *Бондарь В.С., Данишин В.В., Алхимов Д.А.* Анализ циклического деформирования и мало-многоциклового усталости в условиях одноосного напряженного состояния // Вестник ПНИПУ. Механика. 2016. № 4. С. 52–71.
19. *Гилев В.Г. и др.* Оценка жесткости разворачиваемой внутренним давлением цилиндрической композитной оболочки на начальном этапе полимеризации связующего // Вестник ПНИПУ. Механика. 2018. № 1. С. 93–99.
20. *Пестренин В.М. и др.* Упаковка и разворачивание внутренним давлением крупногабаритных оболочечных конструкций // Вестник ПНИПУ. Механика. 2016. № 4. С. 303–316.
21. *Пестренин В.М. и др.* Упаковка и разворачивание внутренним давлением крупногабаритных оболочечных конструкций из композитов в условиях космоса // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации. 2016. Т. 1. С. 261–264.
22. *Бадриев И.Б., Макаров М.В., Паймушин В.Н.* Численное исследование физически нелинейной задачи о продольном изгибе трехслойной пластины с трансверсально-мягким наполнителем // Вестник ПНИПУ. Механика. 2017. № 1. С. 39–51.
23. *Барышев А.А., Лычев С.А., Манжиров А.В.* Уравнения равновесия оболочек в координатах общего вида // Изв. СГУ. Новая серия. Серия: Математика. Механика. Информатика. 2013. № 2-1. С. 44–53.
24. *Лычев С.А., Барышев А.А.* Уравнения равновесия для материально единообразных неоднородных оболочек со слоистой структурой // Вестник ПНИПУ. Механика. 2012. № 4. С. 42–65.
25. *Гимадиев Р.Ш., Гимадиева Т.З., Паймушин В.Н.* О динамическом процессе раздувания тонких оболочек из эластомеров под действием избыточного давления // Прикладная математика и механика. 2014. № 2. С. 236–248.
26. *Гимадиев Р.Ш.* Динамика мягкой мембраны во взрывной волне // Моделирование динамических процессов в сплошных средах. Казань: Ин-т механики и машиностроения КазНЦ РАН, 1997. С. 81–87.
27. *Гимадиев Р.Ш.* Численное моделирование раскрытия мягкого двухоболочечного крыла // Вычислительные технологии. 1995. № 11. С. 51–59.
28. *Гимадиев Р.Ш.* Торможение тела мягкой надувной оболочкой при ударе о поверхность // Изв. РАН. Механика твердого тела. 2017. № 5. С. 109–121.
29. *Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В.* Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Физматлит, 1995. 736 с.
30. *Гиниятуллин А.Г., Гимадиев Р.Ш.* Исследование наполнения оболочки баллонного катетера // Медицинская техника. 1993. № 2. С. 30–33.
31. *Гимадиев Р.Ш.* Математическое моделирование формы и кроя мягких крыльев // Изв. вузов. Авиационная техника. 1997. № 3. С. 79–83.
32. *Ридель В.В., Гулин Б.В.* Динамика мягких оболочек. М.: Наука, 1990. 205 с.
33. *Ильгамов М.А.* Введение в нелинейную гидроупругость. М.: Наука, 1991. 200 с.
34. *Гимадиев Р.Ш.* Динамика мягких оболочек парашютного типа. Казань: КГЭУ, 2006. 208 с.
35. *Антуфьев Б.А.* Динамика дискретно подкрепленной цилиндрической оболочки под действием движущейся нагрузки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 8–12.
36. *Искендеров Р.А., Амирова Р.А.* Исследование влияния предварительного выпучивания подкрепленной цилиндрической оболочки, заполненной средой, на критические напряжения общей потери устойчивости // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 4. С. 67–69.
37. *Железнов Л.П., Кабанов В.В., Бойко Д.В.* Нелинейное деформирование и устойчивость дискретно подкрепленных эллиптических цилиндрических композитных оболочек при кручении и внутреннем давлении // Изв. вузов. Авиационная техника. 2018. № 2. С. 27–34.
38. *Джабраилов А.Ш. и др.* Определение напряжений в оболочках вращения при наличии зон сочленения на основе треугольного конечного элемента с учетом упругопластического деформирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2015. № 1. С. 8–13.
39. *Железнов Л.П., Кабанов В.В., Бойко Д.В.* Нелинейное деформирование и устойчивость дискретно подкрепленных эллиптических цилиндрических композитных оболочек при поперечном изгибе и внутреннем давлении // Изв. вузов. Авиационная техника. 2014. № 2. С. 8–13.
40. *Абдюшев А.А.* Принцип построения расчетной модели равновесных с ребрами подкрепленных оболочек для линейного анализа МКЭ в перемещениях // Изв. вузов. Авиационная техника. 2013. № 2. С. 8–14.

41. Железнов Л.П., Кабанов В.В., Бойко Д.В. Нелинейное деформирование и устойчивость подкрепленных овальных цилиндрических оболочек при кручении и изгибе с внутренним давлением // Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 4. С. 64–66.

Поступила в редакцию 17.12.19

После доработки 19.02.20

Принята к публикации 19.02.20

Calculation of Parameters for Manufacturing the Bearing Surfaces by Pressurization

R.SH. GIMADIEV¹, V.I. KHALIULIN², AND N.V. LEVSHONKOV²

¹ Kazan State Power Engineering University, Kazan

² Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

The statement and the technique of solving a new class of problems for calculating the process parameters of the manufacture of inflatable bearing surfaces of aircraft are proposed. The technique development is based on dependencies of interaction dynamics of the stretchable fabric with internal pressure in the wing cavity. The model takes into account the imbalance of the pressure and tension forces in the shell surface that initiate its high-frequency oscillation. The algorithms obtained allow predicting and then correcting the shape of the wing profile in accordance with the aerodynamics guidelines.

Inflatable wing, manufacturing technology, soft shell, wing shape calculation