

УДК 533.6.013.42

© 2003 г. В.А. АПАРИНОВ, Р.М. ЗАЙЧУК, А.Т. ПОНОМАРЕВ

МОДЕЛИРОВАНИЕ НАГРУЖЕНИЯ ПАРАШЮТОВ С УЧЕТОМ ДЕФОРМИРОВАНИЯ КУПОЛА

Приводятся обобщающие расчетные упругая (дополнительно учитываются центробежные силы) и аэродинамическая вихревая (с учетом проницаемости ткани купола по гипотезе Х.А. Рахматулина) модели на базе численных методов соответственно сосредоточенных масс и в рамках схемы идеальной несжимаемой жидкости вихревых рамок. Эти численные методы и их синтез являются основой созданной системы "Купол" автоматизированного расчета на ЭВМ нагружения и деформирования парашютов с различными раскройными формами поверхности однооболочкового купола при разных углах атаки на малых дозвуковых скоростях в квазистатической постановке задачи, т.е. с учетом изменения формы купола. Возможности системы демонстрируются на конкретных примерах, результаты вычислений для которых сопоставляются с данными трубных испытаний. При этом особое внимание обращается на получение достоверной информации, касающейся распределенных аэродинамических характеристик.

1. Введение. В настоящее время в мировой практике при производстве наукоемких изделий, особенно в авиакосмической промышленности, применяются CALS-технологии [1], целью которых является эффективное управление жизненным циклом изделий с помощью современных информационных технологий. Парашютостроение также относится к наукоемким производствам, представляет собой, несмотря на относительно простоту, исключительные трудности формализации процесса функционирования парашютов в потоке, особенно на этапе раскрытия (наполнения) в силу нелинейности проблемы в целом. Поэтому эта область техники является одним из перспективных направлений внедрения CALS-технологий. Именно это обстоятельство позволит в дальнейшем существенно уменьшить расходы на дорогостоящие трубные и летные испытания проектируемых парашютных систем (ПС), сократить сроки их проектирования и создания. Построение при этом структурной математической модели (ММ) функционирования ПС в потоке ("электронного" дублера) явится прорывным шагом в применении CALS-технологий в парашютостроении, так как в новой расчетной технологии ей отводится центральное место. Кроме того, "электронный" дублер во многих случаях является практически единственным инструментом анализа общесистемных проблем функционирования ПС в реальных условиях эксплуатации и получения для этого научной информации, которую нельзя получить экспериментальным путем из-за отсутствия соответствующей измерительной аппаратуры либо по условиям безопасности проведения испытаний и дороговизны.

Теоретические успехи в области парашютостроения на базе математического моделирования и вычислительного эксперимента на ЭВМ с использованием численных методов аэродинамики и теории упругости отражены в [2-4]. Приведенные в этих работах исследования касаются отдельных аспектов проблемы функционирования ПС в потоке и решаются раздельно. Так, прочность ПС рассматривается при заданной перегрузке, аэродинамика — на жесткой форме купола при нулевом угле атаки, динамика

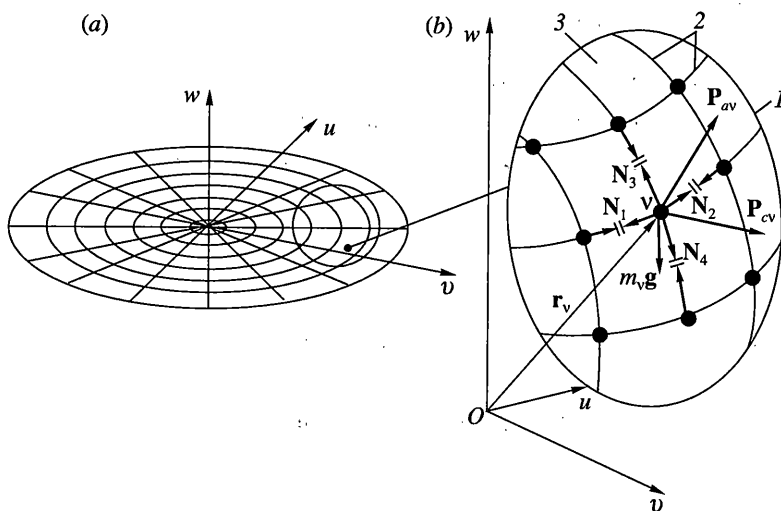
ка движения системы "груз + парашют" – на аэродинамических коэффициентах, полученных в трубном эксперименте [5, 6]. Это связано с трудностями решения проблемы создания структурной ММ функционирования ПС из-за ее машинемкости. Кроме того, в этой проблеме в теоретическом плане нерешенными в полном объеме по-прежнему остаются центральная задача парашютостроения – раскрытие парашюта, а также вопросы обтекания парашютов с конструктивной проницаемостью [7].

Работа [8] посвящена разработке методики, алгоритмов и программ и созданию на их базе системы "Купол" автоматизированного расчета на ЭВМ формообразования (наполненной формы), напряженно-деформированного состояния (НДС) при заданном перепаде давлений и по наполненной (жесткой) форме аэродинамических характеристик парашютов разных раскройных форм однооболочкового купола при малых дозвуковых скоростях и различных углах атаки, т.е. в этой работе речь идет о решении несвязанной задачи деформирования и нагружения парашютов. Фундаментом системы "Купол" являются база данных массовых и жесткостных характеристик парашютных конструкционных материалов и два автономных модуля расчета на ЭВМ соответственно формообразования, НДС и аэродинамических характеристик парашютов при разных углах атаки. В основе первого модуля (упругого) лежит метод сосредоточенных масс (МСМ) [9], а второго модуля (аэродинамики) – метод вихревых рамок [10]. Места отрыва потока задаются; влияние строп на обтекание не учитывается; ткань купола парашюта считается непроницаемой. Возможности системы иллюстрируются примерами. Результаты вычислений сравниваются с данными трубных испытаний; сопоставляются в основном интегральные аэродинамические характеристики.

В настоящей работе нашли дальнейшее развитие и совершенствование алгоритмы и программы, составляющие основу системы "Купол", применительно к решению связанных задач аэроупругости парашютов в первом приближении, т.е. с учетом изменения формы купола. Расширены возможности упругого алгоритма; уравнение динамики материальной точки дополнено членами, учитывающими центробежные силы и силы тяжести. Это позволяет рассматривать и вращающиеся парашюты. Доработке подверглись расчетные вихревые схемы, что позволило получить удовлетворительные результаты не только по интегральным аэродинамическим характеристикам, но и распределенным, учесть проницаемость поверхности купола с использованием гипотезы Х.А. Рахматулина. Организована 3-х режимная работа системы "Купол": I-й режим – автономно работает каждый из модулей; II-й – каждый из модулей работает автономно, но в модуле аэродинамики расчетная вихревая схема формируется по наполненной форме, полученной в модуле упругости при заданной нагрузке; III-й – оба модуля выполняют расчеты путем последовательного во времени взаимного обмена информацией между ними, здесь решается связанная задача нагружения и деформирования парашютов в квазистатической постановке.

Приводятся результаты вычислений, полученные главным образом при решении связанных задач нагружения и деформирования парашютов, которые сравниваются с данными трубных испытаний; основное внимание уделяется анализу и сопоставлению распределенных (распределение перепада давлений по поверхности купола парашюта) аэродинамических характеристик парашютов различных раскройных форм.

2. Упругая модель. Как уже отмечалось, алгоритм расчета формообразования и НДС парашютов строится на базе МСМ. Задача решается в связанной системе координат Ox_{iij} с началом, расположенным, например, для круглого парашюта в полюсе раскройной формы купола (фиг. 1, а). В соответствии с МСМ расчетный дискретный упругий аналог парашюта представляется в виде пространственно расположенных сосредоточенных масс, шарнирно соединенных между собой невесомыми упругими нитями (стержнями), работающими только на растяжение. Так как конструкция парашюта состоит из купола (ткани с нашитыми на нее силовыми лентами и пришитыми к



Фиг. 1

ним со стороны свободной кромки купола стропами, являющимися продолжением силовых лент) и строп, то итоговый расчетный дискретный упругий аналог ПС формируется путем наложения двух независимых сеток силового каркаса со стропами и ткани. При этом массы совпадающих узлов сеток и жесткости невесомых упругих стержней, подходящих к ним, суммируются. На фиг. 1, *b* показан фрагмент *l* расчетного упругого дискретного аналога наполняющегося купола парашюта с совмещенными сетками и действующими на узловую точку *v* силами, уравнение движения которой в лагранжевых переменных в проекциях на оси x_ξ ($\xi = v, u, w$; фиг. 1, *b*) для момента времени $j + 1$ в общем виде запишется так

$$m_v(\mathbf{a}_v^{j+1})_\xi = \sum_{\lambda=1}^n (\mathbf{F}_\lambda^j)_\xi \quad (v = \overline{1, \mu}), \quad (\lambda = \overline{1, n}) \quad (2.1)$$

где $m_v = m_{bv} + m_{tv}$ – суммарная масса узловой точки *v*, состоящая соответственно из прилегающих к ней масс пересекающихся лент силового каркаса 2, являющихся направлениями линий расчетной сетки, и примыкающих тканевых участков 3; \mathbf{a}_v и $\mathbf{F}_{v\lambda}$ – векторы соответственно ускорения и сил, действующие на узловую точку *v*; *v* – число узловых точек, λ – число векторных сил.

Сумма векторных сил $\sum \mathbf{F}_{v\lambda}$, действующих на точку *v* в моменты времени *j* в проекциях на ось x_ξ , будет (фиг. 1, *b*):

$$\left(\sum_{\lambda=1}^n \mathbf{F}_{v\lambda} \right)_\xi^j = (\mathbf{P}_{av})_\xi^j + \left(\sum_{i=1}^4 \mathbf{N}_{vi} \right)_\xi^j + (m_v \mathbf{g})_\xi^j + (\mathbf{P}_{cv})_\xi^j \quad (2.2)$$

где \mathbf{P}_{av} – вектор аэродинамических сил, \mathbf{N}_{vi} ($i = \overline{1, 4}$) – векторы натяжений в примыкающих к точке *v* невесомых стержнях, $\mathbf{g} = \|00 - g\|^T$ – вектор ускорения силы тяжести, $\mathbf{P}_{cv} = m_v \cdot \Omega^2 \times \mathbf{r}_v$ – вектор центробежных сил, Ω – вектор угловой скорости вращения парашюта, \mathbf{r}_v – вектор-радиус узловой точки *v* относительно начала *O* связанной системы координат *Ouvw*.

Расчет движения узловых точек v ведется по $(j + 1)$ -ым временным слоям путем последовательного их обхода на каждом j -ом временном слое – практически последовательным перемещением шаблона (выделенная область на фиг. 1, b) по всем расчетным узловым точкам v . Уравнение (2.1), разрешенное относительно ускорения $(a_v^{j+1})_\xi$, в развернутом виде для момента времени $j + 1$ предстанет в виде:

$$(a_v^{j+1})_\xi = \{ (N_2^j - N_1^j)_\xi + (N_3^j - N_4^j)_\xi + (\Delta p_v^j) [(l_1^j + l_2^j)(l_3^j + l_4^j)/4] - (g)_\xi + (P_{cv})_\xi \} / [\rho_v(l_1^0 + l_2^0)(l_3^0 + l_4^0)/4] \quad (2.3)$$

где N_i^j, l_i^j ($i = \overline{1, 4}$) – натяжения в стержнях, подходящих к узловой точке v (см. фиг. 1, b), и текущие значения их длин (расстояние между ближайшими узловыми точками расчетной упругой схемы) на j -ом временном слое, верхний индекс "0" в l_i^0 ($i = \overline{1, 4}$) обозначает начальную длину этих стержней; Δp_v^j и ρ_v – усредненные перепад давлений и поверхностная плотность материала в окрестности узловой точки v ; причем в случае решения связанной задачи параметр $\Delta p_v^j = f(v, u, w, t)$; для несвязанной задачи $\Delta p_v^j = \text{const}$ и задается по формулам: $\Delta p = M_l g / S_m$ либо $\Delta p = c_{x_a} q$, где M_l – масса спускаемого груза + ПС, S_m – площадь миделя купола парашюта, c_{x_a} – коэффициент лобового сопротивления (из расчета или эксперимента), $q = \rho U^2 / 2$ – скоростной напор, ρ – плотность воздуха, U – скорость снижения ПС с грузом; перепад давлений Δp может быть задан на основе статистических данных.

Интегрирование уравнения (2.3) осуществляется методом Эйлера, а шаг интегрирования по времени Δt выбирается из условия Куранта.

При решении связанной задачи по найденным проекциям ускорений $(a_v^{j+1})_\xi$ вычисляются составляющие скорости узловых точек v в момент времени $j + 1$

$$(v_v^{j+1})_\xi = (v_v^j)_\xi + (a_v^{j+1})_\xi \Delta t \quad (2.4)$$

При решении несвязанной задачи (формообразование и НДС парашюта находятся при заданном перепаде давлений Δp) для нахождения составляющих скорости узловой точки v в момент времени $j + 1$ используется метод установления

$$(v_v^{j+1})_\xi = [(v_v^j)_\xi + (a_v^{j+1})_\xi \Delta t] \varepsilon \quad (2.5)$$

где ε – коэффициент демпфирования, гасящий осцилляции решения задачи, его величина подбирается в процессе вычислительного эксперимента.

Затем определяются координаты узловой точки v :

$$(x_\xi)_v^{j+1} = (x_\xi)_v^j + (v_v^{j+1})_\xi \Delta t \quad (2.6)$$

по ним – новые значения длин стержней l_i^{j+1} , по последним – степени их удлинений λ_i^{j+1} и натяжения N_i^{j+1} по формулам

$$\lambda_i^{j+1} = l_i^{j+1} / l_i^0, \quad N_i^{j+1} = E_{\Sigma i} (\lambda_i^{j+1} - 1) \quad (i = \overline{1, 4}) \quad (2.7)$$

где $E_{\Sigma i}$ – суммарная приведенная жесткость стержней, примыкающих к узловой точке v .

Интегрирование уравнений (2.3), (2.4), (2.6) либо (2.3), (2.5), (2.6) осуществляется при соответствующих граничных и начальных условиях, задаваемых в узловых точках расчетного дискретного упругого аналога и зависящих от конкретной задачи. При этом на натяжения N_i^{j+1} накладываются условия

$$N_i^{j+1} = 0 \quad \text{при} \quad \lambda_i^{j+1} - 1 < 0 \quad (i = \overline{1, 4}) \quad (2.8)$$

Текущие натяжения в лентах подкрепляющего каркаса N_{bi}^{j+1} и погонные усилия в ткани N_{ii}^{j+1} будут

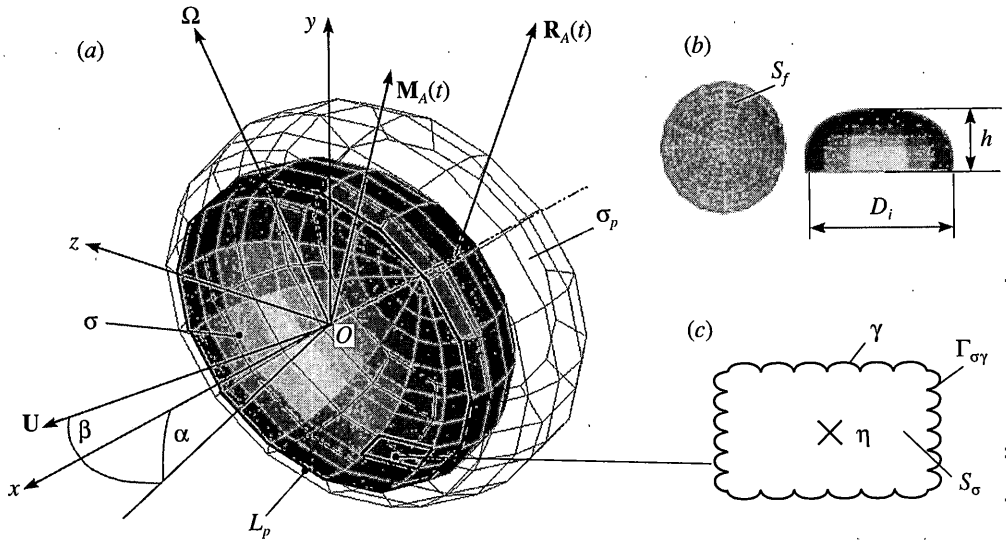
$$N_{bi}^{j+1} = E_{bi}(\lambda_i^{j+1} - 1), \quad N_{ii}^{j+1} = E_{ii}(\lambda_i^{j+1} - 1) \quad (i = \overline{1, 4}) \quad (2.9)$$

где E_{bi} – погонная жесткость лент силового каркаса, E_{ii} – приведенная жесткость условных тканевых стержней.

Алгоритмы предварительного вычисления величин m_v в (2.1), $E_{\Sigma i}$ в (2.7), E_{bi} и E_{ii} в (2.9) имеются в [8] и здесь не приводятся.

3. Модель аэродинамики. Обтекание парашютов и определение их аэродинамических характеристик (интегральных и распределенных) строится в стандартных системах координат: связанной $Oxuz$ и скоростной $Ox_a y_a z_a$, расположение начала которых зависит от конструктивного оформления парашюта. Так, например, для парашюта круглой раскройной формы начало O помещают на оси симметрии (фиг. 2, а). Ось x для этого парашюта совмещают с его осью симметрии и направляют от вершины (полюса) купола к точке (коушу) крепления парашюта к спускаемому объекту. Ось u располагают в плоскости, содержащей ось симметрии парашюта x и первую стропу, и направляют в сторону первой стропы. В случае крепления парашюта к спускаемому объекту в нескольких точках (коушах) ось x направляют от полюса купола в точку пересечения оси симметрии парашюта с плоскостью, проходящей через узлы крепления строп к объекту. Ось x_a скоростной системы координат $Ox_a y_a z_a$ направляют по вектору скорости U , ось u_a располагают в той же плоскости, что и ось u . Угловое положение систем $Oxuz$ и $Ox_a y_a z_a$ относительно друг друга характеризуются углами атаки α и скольжения β . За характерные геометрические размеры, в частности осесимметричного парашюта, принимаются раскройная площадь S_f парашюта, диаметр входной кромки D_i и высота наполненного купола h (фиг. 2, б). Для парашютов других раскройных форм купола, например квадратной и крестообразной, ось x ориентируют вдоль линии пересечения плоскости симметрии от вершины купола в сторону спускаемого груза. За характерные размеры этих парашютов принимают площади их раскройных форм, а также условные диаметры входных кромок и высоты наполненных куполов, отсчитываемые от плоскости, на которую опираются точки, принадлежащие линиям входных кромок.

Пусть обтекаемая поверхность парашюта σ (фиг. 2, а) описывается уравнением $\sigma(\mathbf{r}_\sigma, t) = 0$, где \mathbf{r}_σ – вектор-радиус точки на поверхности σ относительно связанной системы координат $Oxuz$. К моменту времени t за парашютом при его обтекании формируется вихревой след с поверхностями $\sigma_p(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t)$ ($p = \overline{1, k}$) тангенциального разрыва скорости. Математическая модель пространственного обтекания парашюта строится в рамках схемы идеальной несжимаемой жидкости и метода вихревых рамок и назначаемых линий L_p ($p = \overline{1, k}$) схода вихревых пелен (мест отрыва потока). На парашют в общем случае действуют векторы аэродинамической силы $\mathbf{R}_A(t)$ и аэродинамического момента $\mathbf{M}_A(t)$. Форма парашюта в каждый момент времени t ищется расчетным пу-



Фиг. 2

тем и представляет собой пронизаемую бесконечно тонкую разомкнутую поверхность. При этом влиянием строп на обтекание поверхности σ пренебрегается. Задача отрывного обтекания пронизаемой поверхности $\sigma(\mathbf{r}_\sigma, t)$ сводится к отысканию потенциала возмущенных скоростей $\Phi(\mathbf{r}, t)$ (\mathbf{r} – вектор-радиус точки пространства), удовлетворяющего уравнению Лапласа вне поверхностей $\sigma(\mathbf{r}_\sigma, t)$ и $\sigma_p(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t)$:

$$\Delta\Phi(\mathbf{r}, t) = 0, \quad \mathbf{r} \notin \sigma \cup (\Sigma\sigma_p) \quad (p = \overline{1, k}) \quad (3.1)$$

и выполнению условий [2]:

пронизания поверхности $\sigma(\mathbf{r}_\sigma, t)$ (ткани купола) и изменение ее формы во времени t :

$$\partial\sigma(\mathbf{r}_\sigma, t)/\partial t + (\nabla\Phi(\mathbf{r}, t) - \mathbf{U} - \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_\sigma(t))\nabla\sigma(\mathbf{r}_\sigma, t) = U_n$$

где U_n – нормальная составляющая скорости пронизания поверхности σ , вычисляемая в соответствии с моделью Х.А. Рахматулина [2], ∇ – оператор Гамильтона, Δ – оператор Лапласа;

совместности течения и отсутствия перепада давлений на свободной вихревой пелене σ_p :

$$\begin{aligned} (\nabla\Phi(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t)\mathbf{n}(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t))_- &= (\nabla\Phi(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t)\mathbf{n}(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t))_+ \\ p(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t)_- &= p(\mathbf{r}_{\sigma_p}, t)_+, \quad \mathbf{r}_{\sigma_p} \in (\Sigma\sigma_p) \quad (p = \overline{1, k}) \end{aligned} \quad (3.2)$$

где \mathbf{n} – орт нормали к поверхности σ_p ; знаки $(-)$ и $(+)$ обозначают различные стороны; гипотезы Чаплыгина–Жуковского о конечности скоростей на линиях L_p ($p = \overline{1, k}$) схода свободных вихревых пелен σ_p :

$$|\nabla\Phi|_{L_p} \leq K \quad (3.3)$$

где K – некоторая конечная величина;

равенства давления на бесконечном удалении от поверхностей σ и σ_p давлению невозмущенного потока $p(t) = p_\infty$ и убывания возмущения

$$\Phi(\mathbf{r}, t) \rightarrow 0, \quad |\nabla\Phi(\mathbf{r}, t)| \rightarrow 0 \quad \text{при} \quad \mathbf{r} \rightarrow \infty \quad (3.4)$$

Давление в произвольной точке пространства вычисляется при помощи интеграла Коши–Лагранжа

$$p(x, y, z, t) = p_\infty - \rho \left(\frac{\partial\Phi(x, y, z, t)}{\partial t} + \frac{1}{2} U^2(x, y, z, t) \right) \quad (3.5)$$

Закон проникания поверхности σ согласно модели Рахматулина имеет вид

$$\frac{\Delta p}{q} = c_{w_0} \left(\frac{U_n}{U_0} \right)^2 \left[1 + \frac{1}{(U_n/U_0)(U_0 \rho d_* / \mu)} \right] \quad (3.6)$$

где Δp – перепад давлений на проникаемой поверхности σ ; ρ , μ и U_0 – соответственно удельная плотность, коэффициент вязкости и скорость невозмущенного потока, c_{w_0} и d_* – коэффициент сопротивления ткани и характерный размер ее волокна [2].

Для случая $1/[U_n \rho d_* / \mu] \ll 1$, когда силы вязкости много меньше сил инерции, выражение (3.6) примет вид

$$\Delta p/q = c_{w_0} (U_n/U_0)^2 \quad (3.7)$$

Отсюда скорость проникания U_n^j для j -го расчетного временного шага в каждой точке поверхности σ будет равна

$$\bar{U}_n^j(\mathbf{r}_\sigma, t) = \sqrt{\Delta \bar{p}^j(\mathbf{r}_\sigma, t) / c_{w_0}} \quad (3.8)$$

$$\Delta \bar{p} = \Delta p/q, \quad \bar{U}_n = U_n/U_0$$

Изменение формы свободной вихревой пелены σ_p определяется из кинематического условия о ее перемещении по траекториям жидких частиц

$$d\mathbf{r}_{\sigma_p} / dt = U_{\sigma_p} \quad (3.9)$$

Уравнения (3.2) и (3.9) дополняются начальными условиями и условием о постоянстве циркуляции скорости U_l по жидкому контуру l , охватывающему обтекаемый объект и вихревой след за ним

$$\frac{d}{dt} \oint_l U_l(t) dl = 0 \quad (3.10)$$

Таким образом, задача нестационарного пространственного отрывного обтекания парашюта представляется системой уравнений (3.2)–(3.10). Ее решение сводится к нахождению векторов аэродинамических силы $\mathbf{R}_A(t)$ и момента $\mathbf{M}_A(t)$ воздействий на парашют для каждого момента времени t с учетом его пространственного движения, деформирования и развивающегося во времени вихревого следа за ним в связанной системе координат $Oxuz$.

Общие подходы к схематизации пространственных безотрывных и отрывных течений в рамках схемы идеальной несжимаемой жидкости и принципы построения алгоритмов их расчета на ЭВМ на основе методов дискретных вихрей и вихревых рамок

изложены в [10, 11]. Реализация расчетного алгоритма аэродинамики осуществлялась с использованием следующих безразмерных параметров: времени $\tau = Ut/h$, перепада давлений $\Delta \bar{p} = (p_- - p_+)/q$ (p_- и p_+ – давление на нижней и верхней стороне в некоторой точке обтекаемой поверхности), аэродинамических коэффициентов соответственно продольной, нормальной и поперечной сил $c_{x,y,z} = X, Y, Z/qS_f$ и моментов крена, рысканья $m_{x,y} = M_{x,y}/qS_f h$ и тангажа $m_z = M_z/qS_f h$, коэффициентов $c_{x_a, y_a, z_a} = X_a, Y_a, Z_a/qS_f$ – лобового сопротивления, подъемной и боковой сил; здесь X, Y, Z, M_x, M_y, M_z – составляющие векторов аэродинамической силы $\mathbf{R}_A(t)$ и аэродинамического момента $\mathbf{M}_A(t)$, действующих вдоль и относительно связанной системы координат $Oxyz$, расположенной в центре опорной плоскости парашюта, X_a, Y_a, Z_a – составляющие вектора аэродинамической силы $\mathbf{R}_A(t)$ вдоль осей скоростной системы координат $Ox_a y_a z_a$.

В нижеприведенных примерах расчеты на ЭВМ аэродинамических характеристик парашютов выполнены для "трубного" случая, т.е. для парашюта неподвижно закрепленного в точке коуша. Угол атаки менялся за счет изменения положения парашюта по отношению к вектору скорости набегающего потока \mathbf{U}_∞ .

Согласно метода вихревых рамок, поверхность купола парашюта покрывается системой N_σ замкнутых вихревых рамок γ с циркуляциями $\Gamma_{\sigma\gamma}$ ($\gamma = \overline{1, N}$). Для определения значений $\Gamma_{\sigma\gamma}$ в каждый расчетный момент времени j используется граничное условие (3.2), удовлетворение которого обеспечивается в $N_{\sigma\eta}$ контрольных точках η , расположенных в центре каждой вихревой рамки γ . Тогда, в соответствии с (3.2) для контрольных точек η с радиус-векторами $\mathbf{r}_{\sigma\eta}$ ($\eta = \overline{1, N_\sigma}$) в безразмерном виде можно записать следующую систему линейных алгебраических уравнений в проекциях на оси связанной системы координат $Oxyz$:

$$\begin{aligned} \sum_{\mu=1}^{N_\sigma} a_{\mu\sigma\gamma}^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta}) \Gamma_{\sigma\gamma}^j &= -4\pi \left\{ \left(v_x^j + \omega_y^j z_\eta^j - \omega_z^j y_\eta^j - \frac{x_\eta^j - x_\eta^{j-1}}{\Delta\tau} \right) \cos(\mathbf{n}, x)_\eta^j + \right. \\ &+ \left(-v_y^j + \omega_z^j x_\eta^j + \omega_x^j z_\eta^j - \frac{y_\eta^j - y_\eta^{j-1}}{\Delta\tau} \right) \cos(\mathbf{n}, y)_\eta^j + \\ &+ \left. \left(-v_z^j - \omega_x^j y_\eta^j - \omega_y^j x_\eta^j - \frac{z_\eta^j - z_\eta^{j-1}}{\Delta\tau} \right) \cos(\mathbf{n}, z)_\eta^j + \bar{U}_n^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta}) \right\} - \sum_{i=1}^{N_p} a_{n\sigma_p i}^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta}) \Gamma_{\sigma_p i}^j \end{aligned} \quad (3.11)$$

где $a_{n\sigma\gamma}^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta})$, $a_{n\sigma_p i}^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta})$ – коэффициенты влияния, вычисленные как нормальные составляющие в контрольных точках η в j -ый момент времени; $\Gamma_{\sigma_p i}^j$ – циркуляции вихревых рамок в вихревой пелене σ_p ; $\bar{U}_n^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta})$ – нормальная составляющая безразмерной скорости протекания поверхности купола парашюта, которая рассчитывается по (3.8).

Для выполнения условия Чаплыгина–Жуковского (3.3) на заданных местах схода вихревых пелен σ_p полагается, что циркуляция $\Gamma_{\sigma_p i}^j$ в (3.11), соответствующая сходу пелены σ_p с поверхности σ , равна разности циркуляций вихревых рамок, примыкающих к линии схода на предыдущем $j-1$ расчетном шаге

$$\Gamma_{\sigma_p i}^j = \Gamma_{\sigma\gamma 1}^{j-1} - \Gamma_{\sigma\gamma 2}^{j-1} \quad (3.12)$$

При сходе вихревой пелены σ_p с кромки L_p циркуляции $\Gamma_{\sigma_{p,i}}^j$ присваивается значение примыкающей к ней циркуляции $\Gamma_{\sigma_{\gamma}}^{j-1}$, также вычисленной на предыдущем временном шаге.

Алгоритм решения задачи строится следующим образом. Путем решения системы уравнений (3.11) на каждом расчетном временном шаге определяются циркуляции $\Gamma_{\sigma_{\gamma}}^j$ на поверхности σ , а по ним – распределенная аэродинамическая нагрузка (безразмерный перепад давлений), действующая по этой поверхности

$$\Delta \bar{p}_{\eta}^j = v^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta})\Gamma_{\sigma_{\gamma}}^j l + \frac{\Gamma_{\sigma_{\gamma}}^j - \Gamma_{\sigma_{\gamma}}^{j-1}}{\Delta \tau} \quad (3.13)$$

$$v^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta}) = \frac{1}{4\pi} \left(\sum_{\gamma=1}^{N_{\sigma}} a_{\sigma_{\gamma}}^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta})\Gamma_{\sigma_{\gamma}}^j + \sum_{i=1}^{N_p} a_{\sigma_{p,i}}^j(\mathbf{r}_{\sigma\eta})\Gamma_{\sigma_{p,i}}^j \right)$$

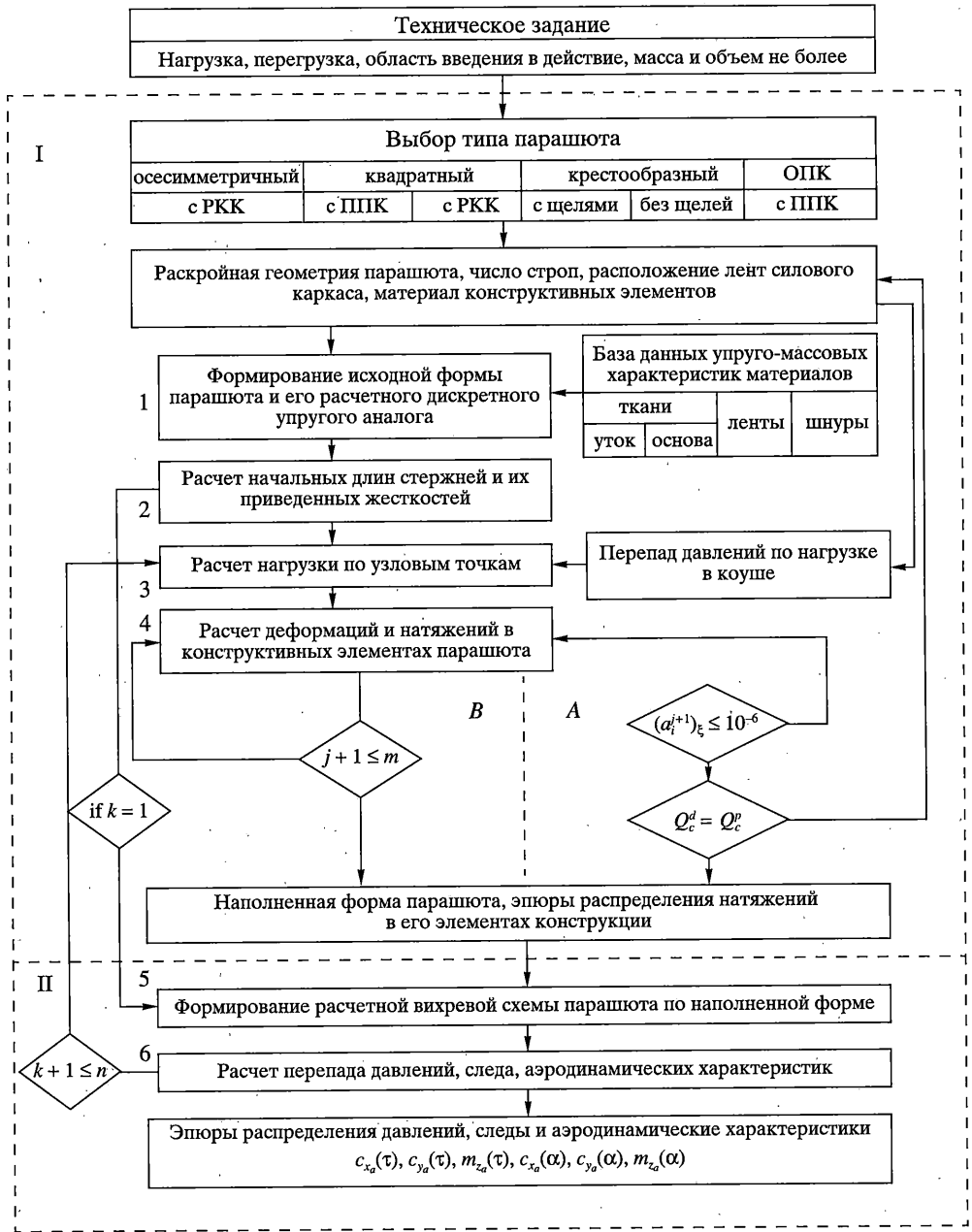
где v^j – возмущенные скорости в некоторых точках, l – длина вихревого отрезка.

По известному безразмерному перепаду давлений $\Delta \bar{p}^j$ находятся аэродинамические коэффициенты $c_{x_a}(\tau)$, $c_{y_a}(\tau)$, $m_{z_a}(\tau)$, уточняется форма обтекаемой поверхности в случае ее деформирования, пересчитываются коэффициенты $a_{n\sigma_{\gamma}}(\mathbf{r}_{\sigma\eta})$, а также определяются скорости проникания поверхности $\bar{U}_n^{j+1}(\mathbf{r}_{\sigma\eta})$. Если обтекаемый объект не деформируется, то коэффициенты $a_{n\sigma_{\gamma}}(\mathbf{r}_{\sigma\eta})$ остаются неизменными. После этого по (3.11) рассчитываются циркуляции $\Gamma_{\sigma_{\gamma}}^{j+1}$ и так далее.

4. Структура и содержание системы "Купол". Структурная схема системы "Купол" представлена на фиг. 3. Она состоит из двух автономных модулей I и II – расчета на ЭВМ соответственно формы, НДС (I) и аэродинамических характеристик (II) парашютов, связь между которыми может осуществляться в зависимости от поставленной задачи. Вычислительный комплекс системы включает шесть блоков; блоки 1–4 принадлежат модулю I, блоки 5, 6 – модулю II. Подготовительный этап вычислительного процесса осуществляется на основе технического задания (ТЗ). Выбирается тип парашюта, назначаются его геометрия, число строп и тип силового каркаса (радиально-кольцевой (РКК) либо продольно-поперечный (ППК) каркасы) и его расположение на куполе, материал конструктивных элементов (ткани купола, подкрепляющих лент, строп и шнуров). Вся эта информация поступает в блок 1. В нем согласно поступившей информации и соответствующим граничным условиям для коуша и полюса парашюта, геометрическим и статическим условиям стыковки строп и лент силового каркаса последовательно в автоматизированном режиме строится сначала исходная (начальная плоская) раскрывная форма парашюта, а по ней – расчетный дискретный упругий аналог, который затем заполняется данными массовых (узловых точек) и приведенных жесткостных (невесомых упругих стержней) характеристик (блок 2) согласно назначенным материалам, выборка упругомассовых характеристик которых производится из базы данных.

После выполнения подготовительного этапа система "Купол" может работать в режимах А и В либо каждый из ее модулей автономно.

Режим А – решение несвязанной задачи. Здесь операция вычисления аэродинамических сил, действующих на узловые v точки расчетного дискретного упругого аналога, осуществляется по заданному перепаду давлений (блок 3). Например, аэродинамичес-



Фиг. 3

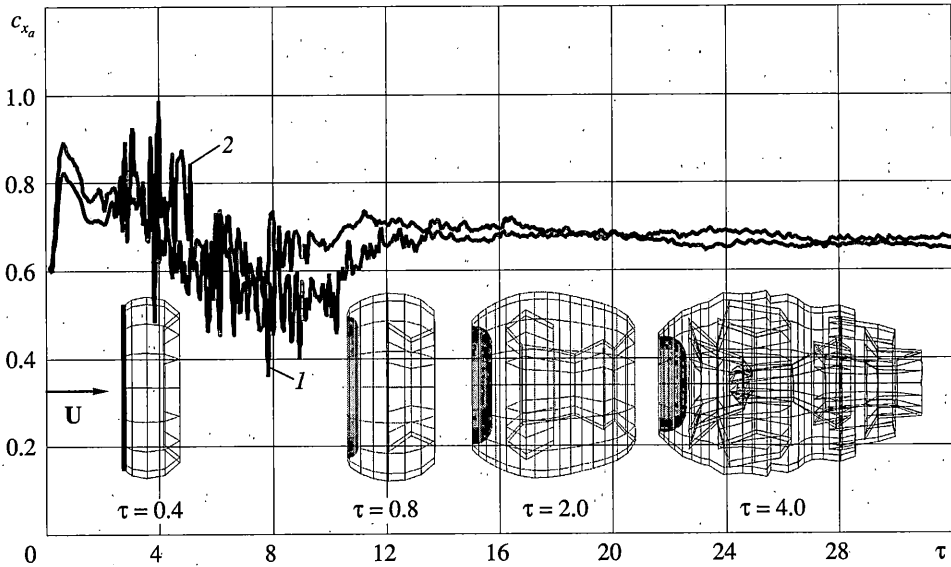
кая сила, прикладываемая к узловой точке v (фиг. 1), будет $P_{av} = 1/4 \Delta p \sum S_r$ ($r = \overline{1, 4}$), где S_r – площади участков поверхности купола, примыкающих к узловой точке v .

После задания начальных условий и выбора шага интегрирования по времени Δt_e , ограниченного условием Куранта, в соответствии с методом установления начинается процесс интегрирования уравнений (2.3), (2.5), (2.6) (блок 4). Одна итерация включает

следующие операции: расчеты векторов нормалей в узловых точках и их движения, определение деформаций и натяжений в элементах дискретного упругого аналога по формулам (2.7), (2.9). Итерационный процесс вычислительного цикла модуля I ограничен условиями $(a_i^{j+1}) \leq 10^{-6}$ и $Q_c^d = Q_c^p$ (равенством расчетной Q_c^d и заданной Q_c^p сил в коуше). При невыполнении последнего условия производится перерасчет перепада давлений, и вычислительный процесс повторяется, начиная с вычисления внешних сил через перепад давлений, действующих на узловые точки v . В противном случае вычислительный цикл модуля I прекращается. По выходу из него получаем координаты узловых точек наполненной формы парашюта и натяжения в его силовых элементах; по данной информации строится окончательная наполненная форма парашюта и эпюры натяжений по всем силовым элементам его конструкции (стропам, силовому каркасу и ткани в кольцевом и радиальном направлениях).

При работе системы "Купол" в режиме A входными данными для организации вычислительного процесса модуля II (блоки 5 и 6) в автоматизированном режиме являются наполненная форма парашюта (координаты узловых точек, получаемые на выходе из модуля I), шаг дискретизации формируемой автоматически расчетной аэродинамической вихревой схемы, указания мест отрыва потока и диапазон изменения угла атаки α и расчетный шаг $\Delta\alpha$. Расчетную вихревую схему парашюта строит блок 5, ее реализацией занимается блок 6. Выходом из модуля II будут: перепад давлений $\Delta\bar{p}$ (S_1, S_2), следы, изменения функций $c_{x_a}(\tau), c_{y_a}(\tau), m_{z_a}(\tau)$ и $c_{x_a}(\alpha), c_{y_a}(\alpha)$ соответственно по безразмерному времени τ при заданном угле атаки α и в зависимости от его изменения.

Режим B – решение связанной задачи. Квазистатическая постановка. При работе системы "Купол" в режиме B обмен информацией между модулями I и II происходит на каждом межмодульном вычислительном цикле, т.е. осуществляется взаимная корректировка формы купола и действующего на него перепада давлений. Вычислительный эксперимент на ЭВМ стартует при условии, что в момент времени $\tau = 0$ парашют с куполом плоской раскройной формы обтекается потоком, движущимся со скоростью U_0 . Укажем на некоторые отличия работы системы "Купол" в режимах A и B. Для обоих режимов работы системы "Купол" одинаковая последовательность выполнения расчетных операций сохраняется до блока 2. Различие начинается с блока 3. При работе системы в режиме A к вычислительному блоку 3 происходит разовое обращение из-за постоянства действующего на купол парашюта перепада давлений Δp ; кроме того, интегрируются уравнения (2.3), (2.5), (2.6). В режиме B этот блок будет задействован каждый раз при обмене информацией от модуля II к модулю I – передаче распределения перепада давлений по поверхности купола парашюта, найденного в ходе решения задачи аэродинамики. Далее в отличие от режима A здесь интегрируются уравнения (2.3), (2.4), (2.6) на временном слое $j + 1$ при перепаде давлений Δp^j , найденном на j -ом временном слое, до выполнения условия $j + 1 = m$, где $m = \Delta t_a / \Delta t_e$; $\Delta t_a = \Delta \tau \tilde{h} / U_0$ – аэродинамический шаг интегрирования, $\Delta \tau$ – безразмерный аэродинамический шаг интегрирования, \tilde{h} – мера дискретности аэродинамической вихревой схемы. Найденная новая форма купола – ее пространственные координаты снова передаются в модуль II. По ней уточняется перепад давлений, вычисляются интегральные аэродинамические характеристики и т.д., т.е. процесс взаимной корректировки формы парашюта и действующего на его купол перепада давлений осуществляется до выполнения условия $j + 1 = n$, где j – номер текущего аэродинамического временного шага, n – заранее заданное число аэродинамических временных шагов, соответствующее выходу функций $c_{x_a}(\tau), c_{y_a}(\tau), m_{z_a}(\tau)$ на асимптотические значения.

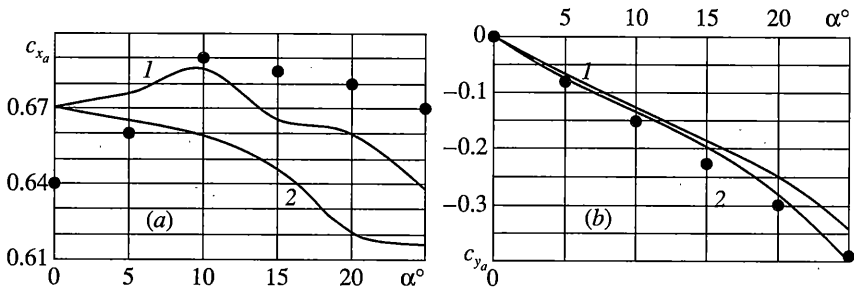


Фиг. 4

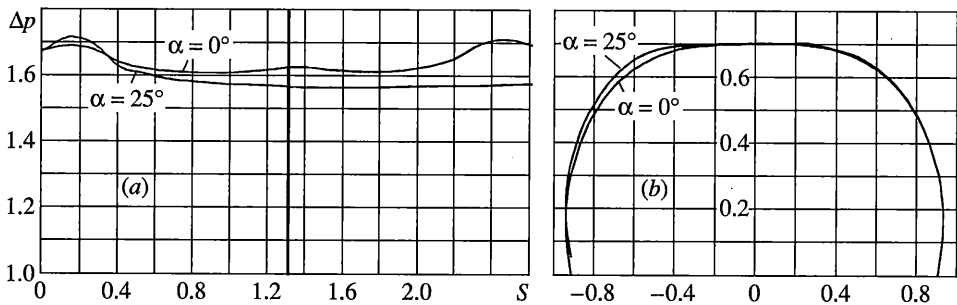
5. Примеры. Как уже отмечалось, здесь будут приведены результаты исследований, касающиеся решения связанных задач нагружения и деформирования парашютов различных раскройных форм (круглой, квадратной и крестообразной) в квазистатическом приближении, т.е. в расчетах во внимание принимается только меняющаяся во времени форма купола парашюта, а скоростью ее изменения пренебрегают. Результаты вычислений сравниваются с данными решения несвязанных задач и с экспериментом.

Осесимметричный парашют. Рассматривался парашют круглой раскройной формы, стропы которого были сведены в одну точку (коуш). Первоначальным местом схода вихревой пелены (отрыва потока) служила внешняя кромка раскройной формы парашюта, которая по мере деформирования (наполнения) парашюта переходит в его входную кромку. Расчеты проводились для различных углов атаки $0^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$ с шагом изменения $\Delta\alpha = 5^\circ$ при $\Delta\tau = 0.08$ и скорости потока $U = 30$ м/с. На фиг. 4 показано изменение коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} круглого парашюта по безразмерному времени τ (кривая 1) при $\alpha = 0^\circ$. Здесь же для сравнения нанесено решение несвязанной задачи (кривая 2) (функция $c_{x_a}(\tau)$ вычислялась по наполненной форме парашюта (режим А работы системы "Купол")) и представлено развитие структуры следа за парашютом в процессе его наполнения. Судя по поведению функции $c_{x_a}(\tau)$ (кривая 1 фиг. 4), переходный процесс обтекания парашюта ($0 \leq \tau \leq 12$) характеризуется интенсивным изменением его формы; затем, начиная с $\tau > 12$, этот процесс быстро затухает.

Данные фиг. 5, а, б отражают характер изменения коэффициентов лобового сопротивления c_{x_a} и подъемной силы c_{y_a} круглого парашюта в зависимости от угла атаки α ; кривые 1 и 2 – решение соответственно связанной и несвязанной задач, точки – эксперимент [5]. Как видно, решение связанной задачи находится ближе к эксперименту. Кроме того, важно отметить, что кривая 1 (фиг. 5, а) качественно повторяет экспери-



Фиг. 5

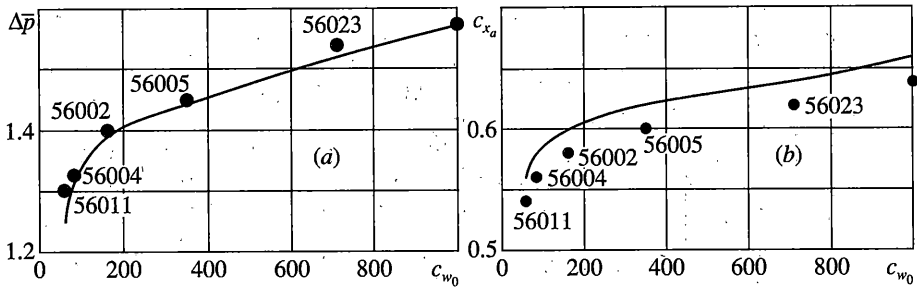


Фиг. 6

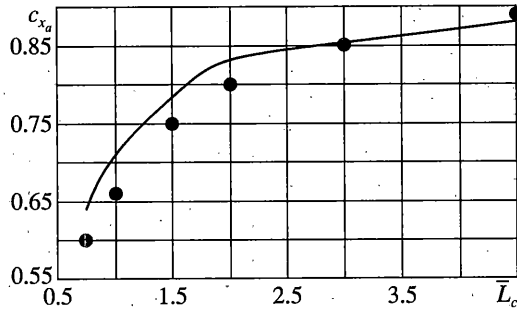
ментальные данные: величина c_{x_a} сначала несколько подрастает ($0 \leq \alpha \leq 10^\circ$), а затем снижается ($10^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$). В то же время c_{x_a} кривой 2 в отличие от c_{x_a} кривой 1 и эксперимента уменьшается во всем диапазоне изменения углов атаки ($0^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$).

Фигуры 6, а, b иллюстрируют соответственно эпюры распределения перепада давлений $\Delta \bar{p}(\bar{S})$ (слева) вдоль образующей купола и приобретаемые им формы (справа) при углах атаки $\alpha = 0^\circ$ и 25° . Если в случае $\alpha = 0^\circ$ симметричность эпюры $\Delta \bar{p}(\bar{S})$ и формы парашюта сохраняются, то при $\alpha = 25^\circ$ происходит нарушение их симметрии. Особенно это проявляется на эпюре $\Delta \bar{p}(\bar{S})$. У передней кромки образуется "ложка" ($\Delta \bar{p}$ подрастает), а дальше вдоль остальной части образующей купола перепад давлений выравнивается, т.е. становится практически постоянным.

На фиг. 7, а, b сплошными линиями нанесены кривые $\Delta \bar{p}(c_{w_0})$ и $c_{x_0}(c_{w_0})$, полученные теоретическим путем и характеризующие соответственно изменение перепада давлений $\Delta \bar{p}$ в полюсной части круглого парашюта и его коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} в зависимости от коэффициента сопротивления ткани c_{w_0} ; точки – эксперимент [2]; номерами возле темных точек указаны артикулы наиболее употребительных в парашютостроении тканей, которые использовались в опытах. Отметим, что ткань с коэффициентом $c_{w_0} \geq 1000$ является практически непроницаемой. Из анализа данных фиг. 7 видно, что по локальным (а) и интегральным (b) характеристикам результаты вычислений хорошо согласуются с экспериментом (расхождение составляет ~5%); оказалось, что за счет подбора ткани можно варьировать локальными и



Фиг. 7



Фиг. 8

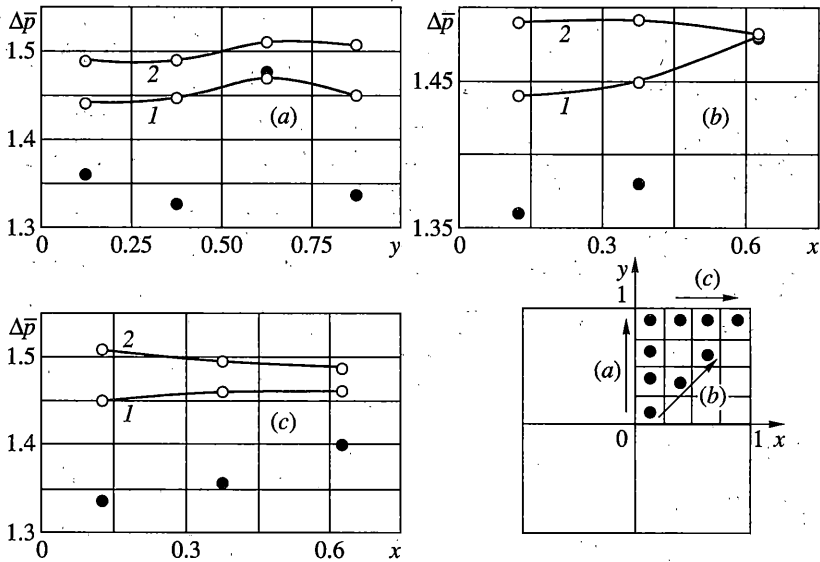
интегральными аэродинамическими характеристиками парашютов, уменьшая их в пределах $\sim 20\%$ в сравнении с непроницаемым куполом.

Квадратный и крестообразный парашюты. С этими парашютами были приведены аналогичные исследования. Приведем здесь лишь результаты вычислений, касающиеся распределенных аэродинамических характеристик, так как по ним имеется обширный экспериментальный материал.

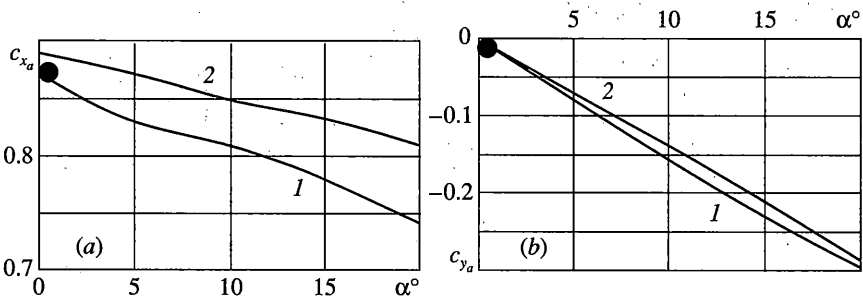
Кривые $c_{x_a}(\bar{L}_c)$ фиг. 8 отражают характер изменения коэффициента лобового сопротивления квадратного парашюта в зависимости от относительной длины стропы ($\bar{L}_c = L_c/a$, где L_c – длина стропы, a – длина стороны купола); сплошная линия – решение связанной задачи, темные точки – эксперимент НИИ парашютостроения, ЦАГИ; расхождение между ними колеблется от 6.5% до 2.5%, причем с ростом длины стропы эта разница уменьшается.

На фиг. 9, *a, b, c* помещено распределение безразмерного перепада давлений $\Delta \bar{p}$ на куполе квадратного парашюта вдоль направлений, указанных справа; 1 и 2 – решения соответственно связанной и несвязанной задач, темные точки – эксперимент НИИ парашютостроения, ЦАГИ. Отрывное обтекание парашюта рассматривалось при угле атаки $\alpha = 0^\circ$. Судя по данным фиг. 9, результаты решения связанной задачи лучше согласуются с экспериментом; расхождение в некоторых точках достигает $\sim 10\%$, в то же время для несвязанной задачи эта разница в отдельных точках поверхности купола может достигать $\sim 13\%$.

Кривые $c_{x_a}(\alpha)$ и $c_{y_a}(\alpha)$ фиг. 10, *a, b* характеризуют изменения коэффициентов соответственно лобового сопротивления и подъемной силы квадратного парашюта в за-



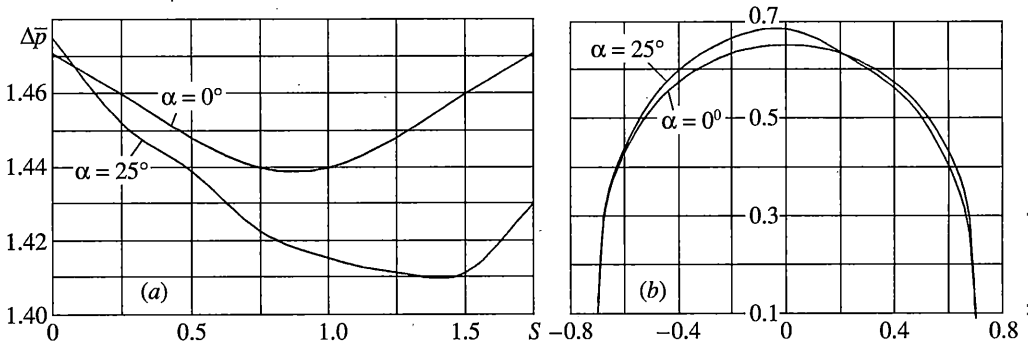
Фиг. 9



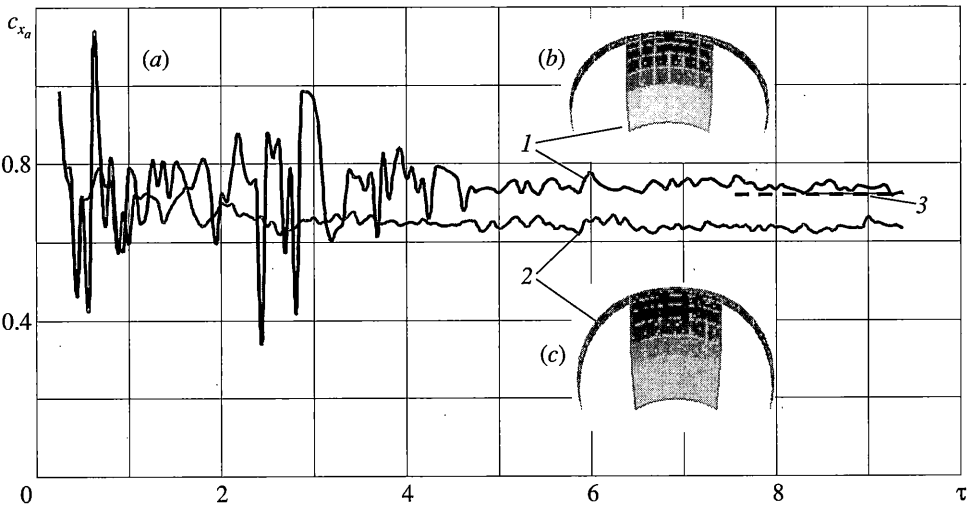
Фиг. 10

висимости от угла атаки; кривые 1 и 2 – решения соответственно связанной и несвязанной задач; темные точки – эксперимент НИИ парашютостроения, ЦАГИ. Видно, что с увеличением угла атаки α расхождение между решениями увеличивается, т.е. на больших углах атаки роль изменения формы парашюта заметно возрастает. Это особенно наглядно видно на фиг. 11, *a*, *b*, отражающей распределение безразмерного перепада давлений $\Delta \bar{p}$ вдоль образующей купола квадратного парашюта (*a*) и его форму (*b*) при разных углах атаки; 1 – $\alpha = 0^\circ$, 2 – $\alpha = 20^\circ$.

Обратимся теперь к результатам вычислений, касающихся отрывного обтекания крестообразного парашюта при $\alpha = 0^\circ$. На фиг. 12 показан характер изменения коэффициента лобового сопротивления c_{xa} парашюта по безразмерному времени τ (фиг. 12, *a*); кривые 1 и 2 – решения соответственно связанной и несвязанной задач, 3 – эксперимент НИИ парашютостроения. Здесь же приведены конечные наполненные формы парашюта, соответствующие этим решениям. Видно, что наполненные формы парашюта, найденные в процессе решения связанной задачи (фиг. 12, *b*) и при постоянном



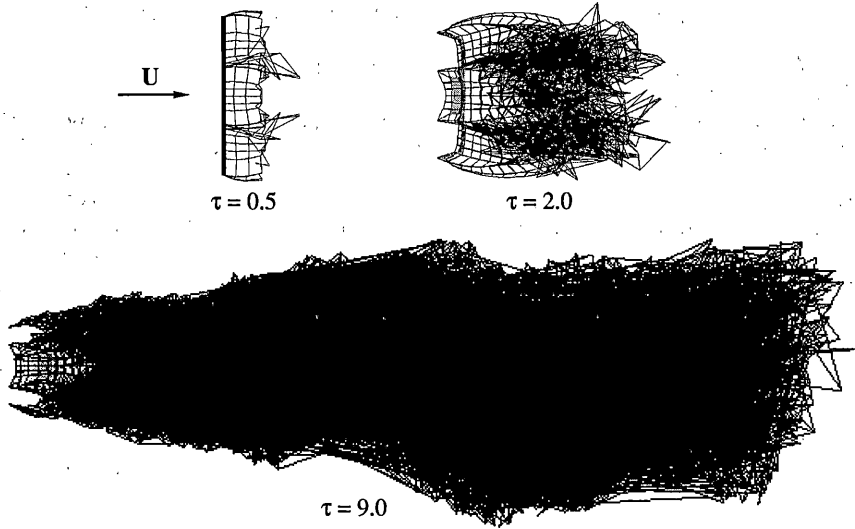
Фиг. 11



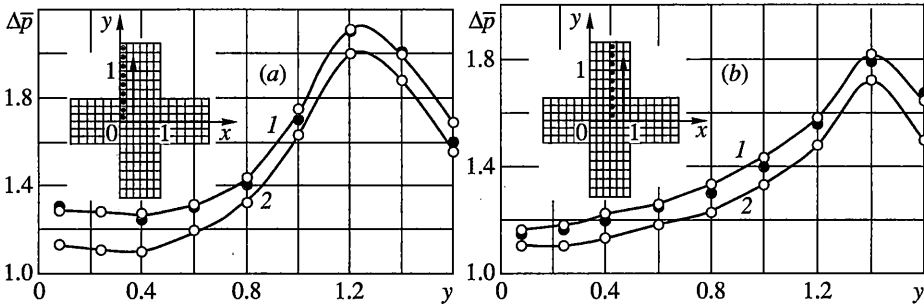
Фиг. 12

(заданном) перепаде давлений (фиг. 12, c) несколько отличаются друг от друга; первая является приплюснутой, мидель у нее больше, а значит и c_{x_a} парашюта выше и находится ближе к экспериментальному значению. На фиг. 13 показано развитие формы крестообразного парашюта и следа за ним во времени τ в процессе наполнения. Данные фиг. 14, a, b отражают распределение перепада давлений $\Delta \bar{p}$ вдоль направлений, указанных на этой фигуре; кривые 1 и 2 – решения соответственно связанной и несвязанной задач, темные точки – эксперимент НИИ парашютостроения, ЦАГИ. Как видим, теоретические результаты хорошо согласуются с экспериментом, особенно это относится к данным, полученным путем решения связанной задачи.

6. Заключение. На базе методов сосредоточенных масс и вихревых рамок и их синтеза создана система "Купол" автоматизированного расчета на ЭВМ нагружения и деформирования парашютов различных раскройных форм при малых дозвуковых скоростях и разных углах атаки. Система состоит из 2-х автономных расчетных модулей (упругого и аэродинамического) и может эксплуатироваться в разных режимах при решении самых разнообразных задач парашютостроения. Проведенные многочислен-



Фиг. 13



Фиг. 14

ные исследования с помощью системы "Купол" и сравнение результатов вычислений с экспериментом указывают на достоверность научной информации, получаемой при помощи системы "Купол". Кроме того, анализ теоретических и экспериментальных данных показывает, что проблема нагружения и деформирования парашютов во многих случаях должна решаться в аэроупругой постановке задачи.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 02-01-00374).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Братухин А.Т., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С. и др. CALS в авиастроении. М.: Изд-во МАИ, 2000. 240с.
2. Белоцерковский С.М., Ништ М.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Исследование парашютов и дельтапланов на ЭВМ. М.: Машиностроение, 1987. 240с.
3. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Наука, 1995. 736с.

4. Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И. и др. Парашютные системы. М.: Наука, 1996. 288с.
5. Носарев И.М. Аэродинамические исследования парашютов при различных углах атаки // Тр. ЦАГИ. 1976. Вып. 1735. 40с.
6. Носарев И.М. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик трехконтурной парашютной системы // Парашюты и проницаемые тела. М.: Изд-во МГУ, 1980. С. 105–114.
7. Рысев О.В. Актуальные проблемы парашютостроения // Тр. научно-техн. семинара (1996) "Парашютные системы. Теория, конструкция. Эксперимент". М.: Изд-во МАИ, 1997. С. 10–19.
8. Апарин В.А., Зайчук Р.М., Пономарев А.Т. Моделирование формообразования, деформирования и нагружения парашютов при малых дозвуковых скоростях // Изв. АН МТТ. 2001. № 3. С. 172–185.
9. Горский Н.Л. Численный способ расчета мягкой оболочки, основанный на дискретной модели тела // Динамические системы. Киев: Вища шк., 1987. Вып. 6. С. 26–30.
10. Апарин В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Тр. ВВИА. 1986. Вып. 1313. С. 424–432.
11. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 351с.

Москва

Поступила в редакцию
4.03.2003