

М.Б.Вахитов, И.С.Селин, М.Ф.Гарифуллин

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В НЕСТАЦИОНАРНОМ ПОТОКЕ

Во время полета несущие поверхности летательных аппаратов часто находятся в условиях нестационарного обтекания. Длительность таких режимов, как правило, не велика, но уровень возникающих при этом напряжений и деформаций носит пиковый характер, что существенным образом влияет на прочностные характеристики конструкции и ее надежность. По этой причине, а также в связи с дальнейшим совершенствованием конструкций летательных аппаратов, повышением их весовой отдачи, улучшением эксплуатационных качеств и появлением систем активного управления аэродинамическими характеристиками вопросы нестационарной аэроупругости в последние годы приобретают особую актуальность.

В настоящее время задачи, где параметры движения существенным образом зависят от времени, решаются либо путем разложения решения в ряд по собственным формам и частотам, либо путем использования параметра времени в явном виде. При исследовании нестационарных процессов второй путь, очевидно, предпочтительнее. Он и использован при решении рассматриваемой задачи.

Постановка задачи. Несущая поверхность, моделируемая оболочкой типа Тимошенко С.П. произвольной формы и переменной толщины, находится в нестационарном потоке. В трехмерном пространстве для каждого момента времени τ считается известным распределение скоростей невозмущенного потока $\bar{V}_0 = \bar{V}_0(X, Y, Z, \tau)$. Среда полагается идеальной, лишенной трения, скорости потока - дозвуковые. В соответствии с работой [1] несущие поверхности движущегося летательного аппарата и след за ними моделируются системой вихревых слоев. Деформации несущих поверхностей, вызванные аэродинамической нагрузкой, влияют на величину последней. Упругие несущие поверхности располагаются в пространстве произвольным

образом и могут иметь крутку профиля и кривизну хорды. Положение их может меняться как за счет движения летательного аппарата, так и за счет работы механизации. Все параметры задачи, как и в работе /1/, определяются в процессе расчета для каждого момента времени с учетом предистории движения.

При такой постановке имеются более широкие возможности, во-первых, по заданию поля скоростей невозмущенного потока, которое может быть неравномерным и нестационарным, и, во-вторых, по исследованию быстротекающих переходных процессов, сопровождаемых сильным изменением параметров задачи.

Разрешающие уравнения. При определении аэродинамической нагрузки на несущую поверхность использован известный принцип затвердевания. В соответствии с ним положение произвольной точки срединной поверхности оболочки (рис.1) характеризуется радиус-вектором

$$\bar{R} = \bar{R}_A + \bar{z} + d\bar{z}, \quad (1)$$

определяемым из уравнений движения центра масс А :

$$\bar{W}_A = \frac{\bar{P}}{M}, \quad (2)$$

соотношений кинематики

$$\bar{R}_A = \int_{\tau_0}^{\tau} \bar{V}_A d\tau + \bar{R}_0, \quad \bar{V}_A = \int_{\tau_0}^{\tau} \bar{W}_A d\tau + \bar{V}_0 \quad (3)$$

и уравнений Эйлера

$$L_j(\omega_i, \tau) = M_j \quad (i, j = 1, 2, 3), \quad (4)$$

где $d\bar{z}$ - вектор деформаций; \bar{P} - главный вектор сил; M - масса летательного аппарата; \bar{V}_A , \bar{W}_A - векторы скорости и ускорений центра масс А.

Дополнительные скорости \bar{V}_1 , индуцируемые в данной точке пространства вихревыми слоями с интенсивностью циркуляции $\bar{\gamma}_3$, которые моделируют несущую поверхность и вихревую пелену за ней, определяются по закону Био-Савара:

$$\sum_{k=1}^N \iint_{S_k} \frac{\bar{\gamma}_3 \times \bar{r}}{4\pi |\bar{r}|^3} dS, \quad (5)$$

где \bar{r} - расстояние от вихревого слоя до рассматриваемой точки; S_k - поверхность k -го вихревого слоя; N - число вихревых слоев.

Для улучшения алгоритмичности задачи вместо (5) здесь предложена формула $\vec{V}_1 = \sum_{k=1}^n \iint_{S_k} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{p}}{4\pi |\vec{r}_1|^3 + \varepsilon} dS$ ($\varepsilon = \frac{8\pi \lambda^3}{3\sqrt{3}}$; λ - толщина вихревого слоя), справедливая также для точек вблизи и внутри вихревого слоя.

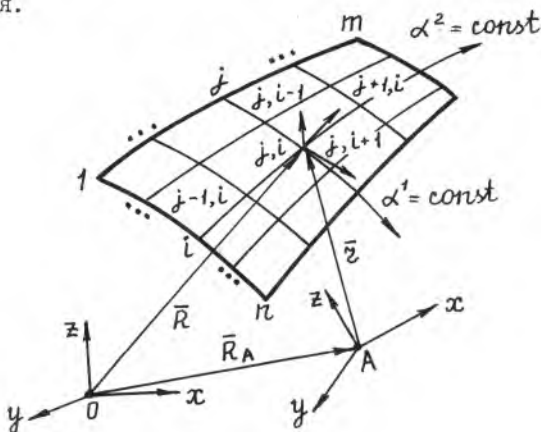


Рис. I

Форма и интенсивность вихревого слоя определяются траекторией движения точки

$$\vec{p} = \vec{p}_0 + \int_{\tau_0}^{\tau} (\vec{V}_0 + \vec{V}_1) d\tau \quad (6)$$

и вытекающей из постулата Жуковского зависимостью между интенсивностью циркуляции стекающего с оболочки в данный момент времени свободного вихревого слоя $\vec{\gamma}_p$ и изменением циркуляции присоединенного вихревого слоя

$$\frac{d}{d\tau} \int_c [\vec{\gamma} \times \vec{m}^*] d\vec{z} = - \frac{d}{d\tau} [\vec{\gamma}_p \times \vec{m}] d\vec{z}. \quad (7)$$

Единственность решения задачи о циркуляции обтекания несущей поверхности с дозвуковыми кромками обеспечивается использованием гипотезы Чаплыгина-Жуковского о конечности скоростей на задней кромке.

При известных скоростях невозмущенного потока \vec{V}_0 зависимости (5-7) позволяют определить поле скоростей вокруг несущей поверхности и по интегралу Коши-Лагранжа - перепад давления на ней:

$$\Delta p = \rho_s \left([\vec{\gamma}_s^m \times \vec{m}^*] \vec{V}_2 + \frac{d}{d\tau} \int_c [\vec{\gamma}_s \times \vec{m}^*] d\vec{z} \right), \quad (8)$$

где ρ_3 - плотность среды; \bar{y}_3^M - интенсивность присоединенного вихревого слоя в рассматриваемой точке; \bar{V}_z - относительная скорость потока.

Далее, используя соотношения теории поверхностей и тонких оболочек /2/, на основании вариационного принципа Гамильтона-Остроградского

$$\int_{\tau_0}^{\tau} (\delta K - \delta \Pi + \delta A) d\tau = 0 \quad (9)$$

получим систему уравнений движения несущей поверхности \bar{x} :

$$\nabla_i R_*^{ik} + A_{ij}^k R_*^{ij} - B_i^{*k} R_*^{ik} + \chi_*^k = \rho c_1^k,$$

$$\nabla_i R_*^{i3} + B_{ik}^* R_*^{ik} + \chi_*^3 = \rho c_1^3,$$

$$\nabla_i M_*^{ik} + A_{ij}^k M_*^{ij} - N_*^k + M_*^k = \rho c_2^k,$$

(10)

$$M_*^k B_{ik}^* + \nabla_i N_*^i - N_*^3 + M_*^3 = \rho c_2^3,$$

$$\iint_{\sigma} (\bar{\chi} - \rho \bar{c}_1) d\sigma + \int_c \bar{\Phi} ds = 0,$$

$$\iint_{\sigma} (\bar{z}_* \times \bar{\chi} + \bar{M} - \rho \bar{c}_3) d\sigma + \int_c (\bar{z}_* \times \bar{\Phi} + \bar{G}) ds = 0 \quad (11)$$

вместе с краевыми

$$\begin{aligned} \bar{\Phi} &= \bar{R}^i n_i, & \bar{G}^3 &= \bar{G}_*, \\ H_*^3 &= H, & N_*^i n_i &= M_n^3 \end{aligned} \quad (12)$$

и начальными условиями

$$\bar{V} = \bar{V}_0, \quad \dot{\bar{V}} = \dot{\bar{V}}_0, \quad \bar{y} = \bar{y}_0, \quad \dot{\bar{y}} = \dot{\bar{y}}_0. \quad (13)$$

Уравнения (10) описывают движение несущей поверхности в подвижной системе координат, а (11) - движение самой подвижной системы координат с началом в центре масс А. Учет движения опорного закрепления привел по сравнению с /2/ к изменению правой

* Обозначения приняты в соответствии с работой /2/.

части уравнений (I0) и появлению системы (II).

При заданном движении летательного аппарата, малости деформаций и отсутствии поперечного обжатия получается упрощенный линейный аналог системы уравнений (I0-I2), с помощью которого организуется итерационный процесс решения нелинейной системы уравнений.

Уравнения (I0-I3) вместе с (8) замыкают систему уравнений аэроупругости и позволяют определить напряженно-деформированное состояние несущих поверхностей.

Численное решение. Для решения замкнутой системы уравнений аэроупругости используется интегрально-разностный метод. С этой целью на срединную поверхность оболочки наносится система координатных линий $\alpha^1 = \text{const}$ и $\alpha^2 = \text{const}$ (рис. I) так, чтобы крайние линии совпадали с кромками несущей поверхности, а узлы располагались достаточно равномерно и сгущались в особых зонах. В качестве координатных линий здесь приняты номера их j и i (рис. I).

Разрешающие уравнения приводятся к интегродифференциальному виду, записываются в (i, j) -тых точках, после чего дифференцирование вдоль j -тых линий заменяется конечными разностями, а интегрирование вдоль i -тых линий осуществляется аппаратом интегрирующих матриц, разработанным одним из авторов.

Полученное матричное уравнение вида

$$A X + B \dot{X} + M \ddot{X} = P_T \quad (I4)$$

решается шагами по времени с использованием неявной разностной схемы. На первом шаге аэродинамическая нагрузка определяется для недеформированной оболочки. По найденной нагрузке находится ее напряженно-деформированное состояние. Далее дается приращение по времени и рассматривается следующий шаг, на котором аэродинамическая нагрузка определяется уже с учетом деформаций предыдущего шага. По ней уточняется напряженно-деформированное состояние оболочки с учетом величины скоростей деформаций и т.д.

Так как параметры невозмущенного потока задаются в эйлеровых координатах, а параметры оболочки - в лагранжевых, то все прочностные расчеты выполняются в лагранжевой системе координат, а аэродинамические - в эйлеровой. Увязка их осуществляется пересчетом деформаций из одной системы в другую.

Примеры расчетов. Работоспособность методики проверена на тестовых примерах из статики, динамики и аэроупругости.

На рис. 2 показано поведение консольной пластины с периодом

собственных колебаний по низшему тону $T_c = 7,1$ с при динамическом („спрямленные“ кривые 1 и 2 - время нагружения $T_H = 0,5$ с) и статическом (кривая 3) нагружениях.

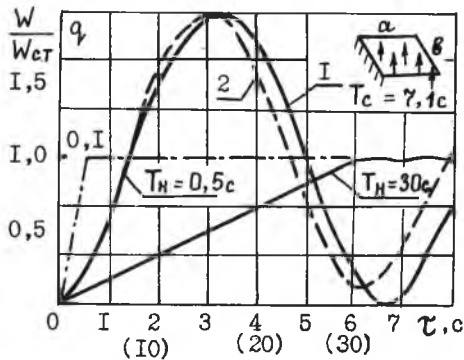


Рис. 2

Нагрузка q достигала заданной величины и далее оставалась постоянной. Если при статическом нагружении рост перемещений следует за ростом нагрузки, то при динамическом в начальный момент времени рост деформаций и перемещений отстает от роста нагрузки. Сдвиг фаз между ними объясняется переходом части работы, совершаемой q , в кинетическую энергию пластины, за счет чего в дальнейшем происходит колебательный процесс относительно статического прогиба с периодом около 6,5 с. „Спрямоленная“ кривая 2 получена с учетом геометрической нелинейности. Конечность перемещений привела к некоторому уменьшению амплитуды и периода колебаний.

На рис.3 представлены результаты расчета коэффициентов C_n и m_z для стреловидной пластины ($\lambda = 1$, $\eta = 1$, $\chi = 45^\circ$), которая из состояния покоя мгновенно начала двигаться с постоянной скоростью $\bar{V} = 1$ м/с.

Сплошными линиями показано изменение стационарных характеристик C_n и m_z в зависимости от угла атаки α , полученных по предлагаемой методике, штриховыми - расчет по /1/ и кружочками - эксперимент /1/.

Рассчитанный по данной методике переходный процесс для этой же пластины с фиксированным углом атаки $\alpha = 10^\circ$ (штрих-пунктирная кривая) имеет вид, типичный для крыла малого удлинения. Как

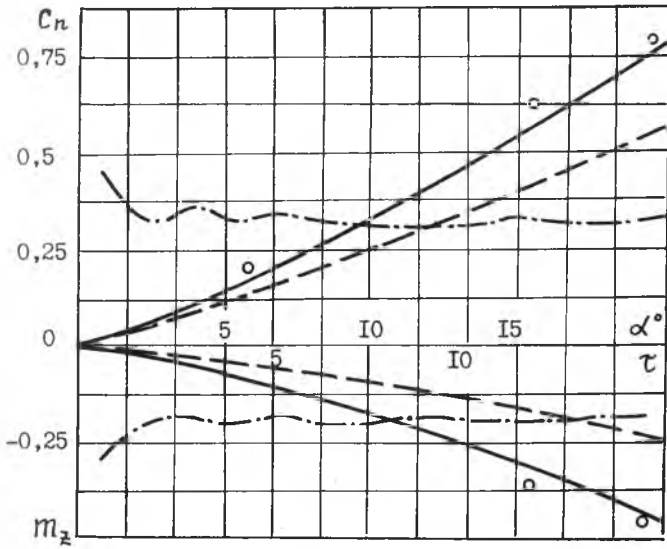


Рис. 3

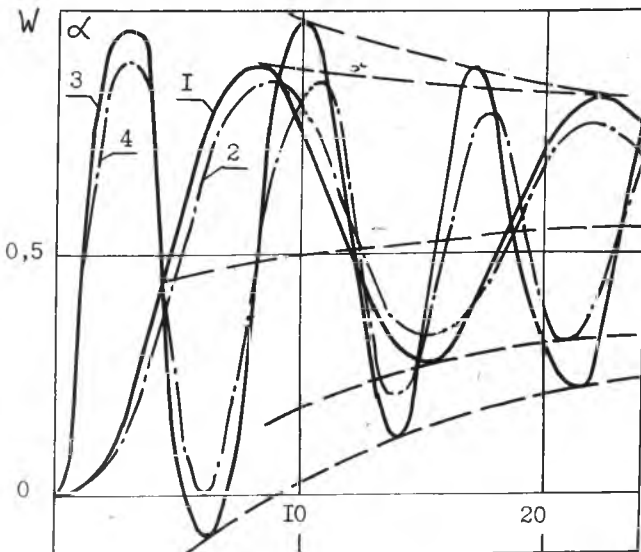


Рис. 4

видно из рисунка, кривые хорошо согласуются с экспериментом /1/.

Было исследовано поведение прямоугольной пластины, мгновенно охваченной порывом, при безотрывном обтекании передней кромки. Удлинение пластины $\lambda = 2$. Среднеалгебраическое значение относительных прогибов передней и задней точек концевой хорды изображено на рис.4 кривой 1, их разностная величина - кривой 3. Так как деформации хорды незначительны, то эти кривые можно трактовать как изгибные и крутильные колебания прямоугольного крыла при малом отношении массы крыла к массе корпуса летательного аппарата. С ростом этой величины заметно изменяются как аэродинамическая нагрузка на крыло, так и его перемещения. Об этом говорят кривые 2 и 4, по физическому смыслу аналогичные кривым 1 и 3, полученным для крыла с массой, составляющей половину массы корпуса летательного аппарата.

Л и т е р а т у р а

1. Белоцерковский С.М., Никит П.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978.

2. Теория оболочек с учетом поперечного сдвига. / Под редакцией К.З.Галимова. - Казань: изд. КГУ, 1977.

3. Вахитов М.Б., Гарифуллин М.Ф., Селин И.С. Численная методика определения НДС лопастей винтов в условиях нестационарного обтекания. - Тезисы докладов на III НТК "Совершенствование эксплуатации и ремонта корпусов судов". - Калининград, 1984.

4. Гарифуллин М.Ф., Селин И.С. Численный метод решения задачи динамики оболочек. - В межвуз.сб. Вопросы прочности и долговечности элементов авиационных конструкций. - Куйбышев, 1983.

УДК 629.7.05.4

Ф.Н.Шклярчук, Н.П.Тютюников, С.Ю.Данченко

ПОСТРОЕНИЕ МАТРИЦЫ ЖЕСТКОСТИ ОТСЕКА ПРОИЗВОЛЬНОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ

Рассмотрим прямой отсек дискретно подкрепленной продольными элементами цилиндрической оболочки с произвольным контуром поперечного сечения, рис.1. Отсек является частью нерегулярной тонкостенной конструкции, например, крыла большого удлинения или фюзеля-