

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОЙ АЭРОУПРУГОСТИ НЕСУЩИХ СИСТЕМ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ

А. С. ВОЛЬМИР, А. В. ДУБНЮК, С. А. ПОПЫТАЛОВ
(Москва)

В [1] была представлена программа исследований аэроупругих характеристик несущей системы сложной конфигурации — в виде схематизированной конструкции летательного аппарата — при нестационарном обтекании.

В данной работе ставится задача об определении переходных функций для упругого летательного аппарата при сверхзвуковом обтекании. Предлагается специальный численный метод, позволяющий определить аэродинамическую нагрузку на поверхности упругого аппарата путем суммирования эффектов, отвечающих различным конечным элементам. Этот метод отличается от путей, использованных ранее [2], тем, что здесь рассматривается не крыло, а сложный по конфигурации летательный аппарат. Кроме того, для выбранных точек аппарата определяются непосредственно нестационарные давления, минуя процесс определения потенциала скорости.

Представление схематизированного аппарата в виде упругой системы той или иной конфигурации позволяет найти реакцию конструкции на некоторое ступенчатое возмущение, т. е. определить так называемые переходные функции. Такое исследование проводится ниже для гипотетического аппарата в предположении, что тем или иным методом предварительно найдены частоты и формы собственных колебаний конструкции в вакууме.

1. Будем предполагать, что конструкция типа летательного аппарата получает малые перемещения как твердое тело и как упругая система при прямолинейном движении с заданной сверхзвуковой скоростью.

Принимается во внимание также, что аппарат подвергается действию порывов ветра.

Условно представляем уравнения движения аппарата относительно обобщенных координат q_i в виде линеаризованных зависимостей типа

$$\mu_i(q_i'' + 2\kappa_i\Omega_i q_i' + \Omega_i^2 q_i) = C_i, \quad \mu_i = M_i / (\rho S b)$$

$$M_i = \iint_S f_i^2(x, z) m(X, z) dS, \quad \Omega_i = \frac{\omega_i b}{V_0}, \quad C_i = \frac{2Q_i}{S b \rho V_0^2}$$

$$Q_i = \iint_S f_i(x, z) \Delta p'(x, z, \tau, \varepsilon_j) dS, \quad \tau = \frac{V_0 t}{b} \quad (i=1, 2, \dots, n)$$

Здесь μ_i — безразмерная обобщенная масса, ρ — плотность воздуха; S и b — характерные площадь и размер аппарата; f_i — функция, описывающая i -ю форму собственных колебаний в вакууме; m — масса аппарата, приходящаяся на единицу площади S ; κ_i — коэффициент конструктивного демпфирования; Ω_i — безразмерная частота собственных колебаний; V_0 — невозмущенная скорость полета аппарата; ω_i — частота собственных колебаний; C_i — коэффициент обобщенной силы; n — число учитываемых форм; $\Delta p'$ — распределенная аэродинамическая нагрузка; q_i — обобщенная коор-

дината, которую можно охарактеризовать как относительную величину вклада в общую деформацию i -го тона колебаний.

Рассматриваем возмущенное движение аппарата в вертикальной плоскости. Тогда уравнения типа (1.1) относятся к поступательным и вращательным колебаниям конструкции как твердого тела ($i=1, 2$) и к упругим колебаниям ($i=3, \dots, n$).

Исходя из выражения для Q_i уравнения (1.1) являются интегродифференциальными.

Таким образом, задача описания движения аппарата сводится к нахождению аэродинамической нагрузки $\Delta p'$, зависящей от координат и кинематических параметров ϵ_j .

2. Определение нагрузок $\Delta p'$ осуществляется методом давлений, основная идея которого изложена в [3]. Метод заключается в непосредственном определении нагрузок $\Delta p' = 2\Delta p / \rho V_0^2$ с выделением особенностей на скачках уплотнения и на дозвуковых передних кромках [4].

Ниже рассматривается аппарат, моделируемый одной базовой плоскостью $y=0$.

Здесь следует различать следующие области (фиг. 1):

S — поверхность аппарата; Σ — вихревую пелену, сходящуюся с задних кромок; σ — возмущенную область вне S и вихревой пелены Σ ; Σ' — невозмущенную область, цифрой 1 отмечена головная волна возмущений. Метод давлений дает следующую систему интегральных соотношений для определения функций $\Delta p'$ в произвольной точке поверхности S :

$$\Delta p'(\xi, 0, \zeta, \tau^*) = -\frac{1}{\pi} \iint_{S+\sigma+\Sigma} \frac{1}{R} \left(\frac{\partial p}{\partial \eta} \right)_{\xi, 0, \zeta, \tau^*} dS + \frac{4}{\pi} \int_{l_s+l_\sigma} \frac{\partial \varphi}{\partial \eta} \frac{1}{R} d\zeta \quad (2.1)$$

$$\left(\frac{\partial p}{\partial \eta} \right)_{\xi, 0, \zeta, \tau^*} = \frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial \eta} \iint_S \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Delta p'(\xi_1, 0_1, \zeta_1, \tau)}{R^3} \right) dS \quad (2.2)$$

$$\left(\frac{\partial \varphi}{\partial \eta} \right)_{\xi, 0, \zeta, \tau^*} = \frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial \eta} \iint_S \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Delta \varphi(\xi_1, 0_1, \zeta_1, \tau)}{R^3} \right) dS \quad (2.3)$$

$$R = \sqrt{(\xi - \xi_1)^2 - k^2(\zeta - \zeta_1)^2}, \quad k^2 = M^2 - 1, \quad M = V_0/a \quad (2.4)$$

$$\tau = \tau^* - \Delta \tau_{1,2}, \quad \Delta \tau_{1,2} = \frac{M^2}{k^2} \left(\xi - \xi_1 \mp \frac{R}{M} \right)$$

$$\xi = x/b, \quad \zeta = z/b, \quad \eta = y/b$$

где M — число Маха; a — скорость звука; τ^* — время, за которое находится функция в точке с координатами $\xi, 0, \zeta$; l_s и l_σ — контуры передней кромки или задней дозвуковой кромки.

Второй интеграл в правой части (2.1) является результатом выделения скачков уплотнения и особенностей на передних дозвуковых кромках.

Выражения (2.2) и (2.3) соответственно для коэффициента давления p и потенциала скорости φ вытекают из общего решения волнового уравнения дифференцированием его по η .

Определение производных $\partial \varphi / \partial \eta$, согласно (2.1), необходимо проводить в районе передних дозвуковых кромок в связи с наличием особенно-

стей на этих кромках. Знак показывает, что находится конечная часть интеграла (см. [4]).

Решение задачи проводится исходя из следующих условий:
Условия непротекания на S

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \eta} \in \left\{ \alpha(\tau), \omega_z(\tau) \xi, \Delta(\tau), q(\tau) \frac{\partial f_i}{\partial \xi}, q(\tau) f_i(x, z) \right\} \quad (2.5)$$

где α — угол атаки, $\omega_z = \Omega_z b / V_0$ — безразмерная угловая скорость вращения, Ω_z — угловая скорость вращения аппарата, f_i — формы собственных колебаний в вакууме, $\Delta = W_y / V_0$ — параметр порыва, W_y — вертикальная скорость порыва.

Условия на σ , Σ и Σ' , состоящие в том, что $\Delta p' = 0$.

Условие Чаплыгина — Жуковского на задних дозвуковых кромках, по которому

$$\partial \Phi / \partial \eta_+ = \partial \Phi / \partial \eta_- \quad (2.6)$$

Здесь Φ — потенциал скорости; индексы плюс и минус означают принадлежность задней кромки при подходе соответственно со стороны крыла и извне.

Связь между потенциалом скорости Φ и возмущенным давлением определяется уравнением Коши — Лагранжа

$$\Delta p' = 4(\partial \Phi / \partial \xi + \partial \Phi / \partial \tau) \quad (2.7)$$

Задача решается методом последовательного интегрирования.

Первое приближение заключается в определении переходных функций с интегрированием в (2.1) только по S . При этом для $\tau = 0$ решение совпадает с поршневой теорией и является, следовательно, одновременно и нелинейным.

Второе приближение заключается в определении значений $\partial p / \partial \eta$ и $\partial \Phi / \partial \eta$ согласно (2.2) и (2.3) вне S и их учете по формуле (2.1). Дальнейшие приближения аналогичны. Обычно бывает достаточно двух приближений.

Численный метод заключается в разбиении летательного аппарата и областей σ и Σ на квадратные ячейки. Подробно этот путь описан в [3-5].

3. Как указывалось выше, влияние упругости конструкции на аэродинамические характеристики проводится с помощью метода заданных форм. При этом перемещения точек аппарата представляются в виде

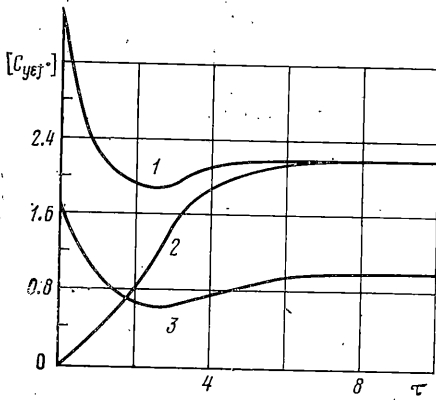
$$w(x, z, \tau) = \sum_{i=1}^n f_i(x, z) q_i(\tau) \quad (i=1, 2, \dots, n) \quad (3.1)$$

Аппроксимируем поверхность летательного аппарата конечными элементами достаточно малых размеров (фиг. 1). Принимаем, что местный угол атаки для каждой панели определяется в той же точке, что и безразмерное давление $\Delta p'^j$. Здесь верхний индекс j означает номер панели.

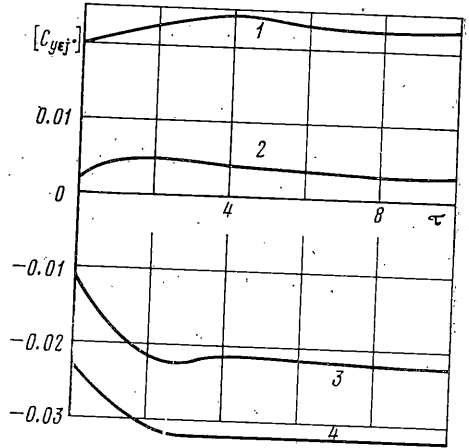
Распределение давления зависит, вместе с тем, от скорости изменения деформации, причем местный угол атаки здесь равен отношению скорости изменения деформации к невозмущенной скорости полета. Следовательно, деформационная задача состоит из q - и \dot{q} -задач; под q понимаем местный угол атаки.

Суммарная характеристика находится исходя из зависимости

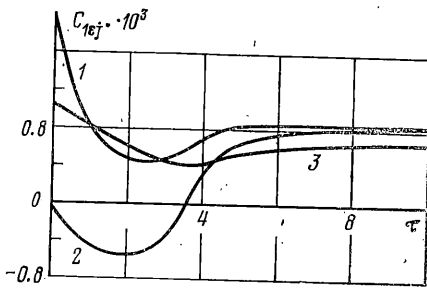
$$C_y = \frac{2Y}{\rho V_0^2 S} = \frac{b^2}{S_p} \iint_S \Delta p' dS \quad (3.2)$$



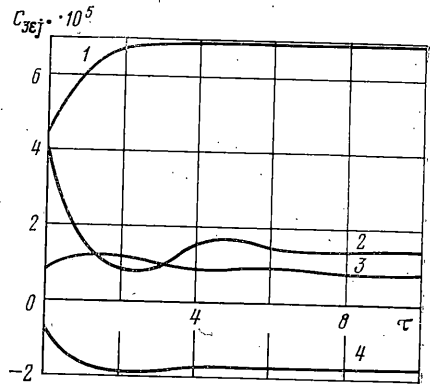
Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4



Фиг. 5

По формулам (2.1) и (3.2) определяем переходные функции давления и суммарные характеристики при ступенчатом изменении параметров деформации q и q' : $[\Delta p_q']$, $[\Delta p_{q'}']$, $[C_{yq}]$, $[C_{yq'}']$. Далее находим обобщенную переходную функцию, которая в матричной форме имеет вид

$$C_{iq} = f'[\sigma][\Delta p_q'], \quad f' = f^T/b, \quad \sigma = [S]/S \quad (3.3)$$

Здесь индекс T означает операцию транспонирования, f — матрица форм, $[\sigma]$ и $[S]$ — диагональные матрицы площадей. Аналогичным образом с заменой q на q' определяется обобщенная переходная функция скорости деформации.

Определение переходных функций проведено для числа $M=1.25$. На фиг. 2 в качестве примера приведены переходные функции коэффициента подъемной силы (C_y для различных ϵ_j) при мгновенном охвате порывом (кривая 1), ступенчатом изменении угловой скорости (кривая 2) и при постепенном входе в порыв (кривая 3) и при значениях переходных функций резко меняются, что свидетельствует о влиянии нестационарности обтекания. При $\tau=0$, как уже было сказано, решение совпадает с данными, полученными по поршневой теории.

Влияние упругости (ϵ_j) на изменение коэффициента C_y показано на фиг. 3. Здесь даны переходные функции коэффициента подъемной силы по

первой и третьей формам (кривые 1, 4) и по скорости изменения деформации (кривые 2, 3). Переходный процесс заканчивается при $\tau \approx 5$, после чего характеристики принимают стационарные значения. Видно, что кривые для q и \dot{q} как бы меняются местами. Следовательно, при определении переходных функций необходимо учитывать не только деформации, но и скорости их изменения.

Обобщенные переходные функции по первой форме (C_1 для различных ε_j) приведены на фиг. 4. Кривая 1 соответствует мгновенному охвату порывом, 2 — постепенному входу в порыв и 3 — ступенчатому изменению угловой скорости. При $\tau \approx 8$ характеристики принимают стационарные значения. В начальный период до $\tau = 4$ происходят резкие изменения обобщенных переходных функций, особенно при мгновенном охвате и при постепенном входе в порыв.

На фиг. 5 приведены обобщенные переходные функции по 3-й форме при деформации и скорости изменения по 2-й форме (кривые 1, 3) и по 4-й форме (кривые 2, 4). При $\tau = 3$ обобщенная функция на изменение скорости деформации по 2-й форме принимает стационарное значение, в то время как переходный процесс по 4-й форме заканчивается лишь при $\tau = 6$.

Точность математической модели будет зависеть от числа учитываемых форм. Как правило, в расчетах ограничиваются небольшим числом первых форм собственных колебаний летательного аппарата.

Для контроля счета в деформационной задаче вместо α_M задается постоянный угол атаки. В этом случае решение совпадает с результатами счета для жесткой конструкции в α -задаче.

Зная переходные функции и учитывая линейность задачи, находим суммарные нагрузки для всех ε_j задач, используя интеграл Дюамеля

$$\Delta P = \sum_{j=1}^N \Delta P_{\varepsilon_j}, \quad \Delta P_{\varepsilon_j} = \int_0^{\tau} \Delta P'_{\varepsilon_j} \cdot \varepsilon_j \cdot (\tau - \tau_1) d\tau_1$$

Дальнейший этап исследования аэроупругой задачи сводится к решению системы интегродифференциальных уравнений типа (1.1).

Таким образом, в данной работе указан метод определения аэродинамических нагрузок на поверхность конструкции сложной конфигурации при сверхзвуковом обтекании. Данные «поршневой» теории, широко известные в литературе, находятся здесь в качестве частного результата.

Поступила 8 II 1979

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С. М., Морозов В. И., Новицкий В. В. Система расчета аэроупругих характеристик летательного аппарата с учетом нестационарности обтекания. Изв. АН СССР. МТТ, 1977, № 3.
2. Вольмир А. С. Оболочки в потоке жидкости и газа. Задачи аэроупругости. М., «Наука», 1976.
3. Попыталов С. А. Расчетная система определения аэродинамических характеристик летательных аппаратов на сверхзвуковых скоростях полета. В сб.: Тр. чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Секция 3. Авиация и воздухоплавание, М., Ин-т истории естествозн. и техн. АН СССР, 1978.
4. Попыталов С. А., Самсонов В. В. К расчету на ЭВМ аэродинамических характеристик летательных аппаратов при сверхзвуковых скоростях. Изв. АН СССР. МЖГ, 1978, № 3.
5. Попыталов С. А. Расчет нестационарных аэродинамических характеристик пространственных несущих систем. Изв. АН СССР. МЖГ, 1976, № 1.