

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СПОСОБЫ УПРАВЛЕНИЯ КОЛЕБАНИЯМИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ

Рассматриваются способы управления аэроупругими колебаниями, основанные на изменении условий обтекания элементов конструкций. Для теоретического исследования процесса колебаний используются аэродинамически нелинейные математические модели аэроупругости различного уровня сложности. Приведены результаты численного эксперимента.

1. Введение. Аэроупругие колебания элементов конструкций современных летательных аппаратов и промышленных сооружений представляют серьезную проблему, с которой приходится сталкиваться на всех этапах их разработки и эксплуатации. В настоящее время для подавления аэроупругих колебаний в основном используются следующие подходы.

1. Конструктивные меры по изменению массово-инерционных или жесткостных характеристик конструкции, например, размещение противофлаттерных балансиров на крыльях и других несущих элементах современных самолетов. Этот, наиболее простой подход, по существу, направлен на изменение форм и частот собственных колебаний конструкции в желаемую сторону [1].

2. Использование демпфирующих устройств гидравлического, гироскопического и других типов. Такие устройства обеспечивают поглощение энергии, поступающей из потока к элементам конструкции, и, следовательно, затухание колебаний [2].

3. Активные противофлаттерные системы, в которых реализуются законы отклонения управляющих поверхностей, приводящие к затуханию колебаний. Достоинство таких систем заключается в возможности синтеза законов управления, соответствующих различным условиям полета, на базе одних и тех же органов управления и их приводов [3].

Недостатком всех перечисленных методов является необходимость внесения в конструкцию дополнительных узлов и агрегатов, которые утяжеляют ее и в той или иной степени усложняют процесс изготовления. Отсюда следует, что поиск альтернативных, более простых конструктивно и заметно не утяжеляющих летательный аппарат методов управления аэроупругими колебаниями является актуальной научной задачей. В [4] была показана принципиальная возможность предотвращения флаттерных колебаний крыла путем введения принудительного отрыва потока с его передней кромки. Публикуемая работа является продолжением этого исследования и развивает соответствующие идеи применительно к летательным аппаратам (ЛА) и промышленным сооружениям.

2. Изучаемые явления. Колебания элементов упругих конструкций при наличии срыва потока для четкого разграничения объектов исследования удобно разделить на следующие группы.

1. Флаттер, подобный классическому (обусловленный взаимодействием упругих степеней свободы колебательной системы), но происходящий при постоянном наличии отрыва потока с передней кромки некоторых элементов ЛА. При этом виде флаттера наблюдаются как крутильные, так и изгибные колебания, происходящие с частотой, лежащей между несвязанными частотами соответствующих колебаний.

2. Колебания, обусловленные наличием отрыва с плохообтекаемых конструкций. Они могут иметь резонансную природу, связанную с близостью частоты схода вихрей и одной из собственных частот колебаний конструкции (“ветровой резонанс” [1]), либо определяться особенностями зависимостей нелинейных аэродинамических характеристик от параметров движения конструкции в рабочей области их изменения (“галопирование” [1]). Учет возможности данных явлений имеет большое значение при проектировании таких инженерных конструкций, как мосты, трубы, линии электропередач. В авиации подобные задачи могут представлять интерес при качественном изучении аэроупругого поведения крыльев с профилем плохообтекаемой формы (пример – крыло самолета F-117 Stealth), а также при изучении движения самолетов с крупногабаритными грузами. Характер этих колебаний (изгибный или крутильный) определяется соотношением соответствующих частот.

3. Автоколебания на углах атаки, близких к критическим, когда условия обтекания профиля постоянно меняются, и в процессе колебаний наблюдается как безотрывное, так и отрывное обтекание. Это явление, которое некоторые авторы называют собственно срывным флаттером (см., например, [1]), чрезвычайно сложно по своему механизму и объясняется подкачкой энергии к профилю из потока вследствие гистерезиса аэродинамических характеристик при отрывном обтекании. Здесь характер колебаний преимущественно крутильный, и частота близка к собственной частоте крутильных колебаний.

4. Колебания типа бафтинга. Колебания элементов ЛА в нестационарном вихревом следе, индуцированном другими частями его конструкции. Так, например, говорят о бафтинге хвостового оперения в следе от крыла при его отрывном обтекании. Теоретическому изучению данного явления уделено внимание в [5], где описана математическая модель бафтинга кия боевого самолета при попадании в след от выпущенного тормозного щитка.

3. Математические модели аэроупругости. В настоящем исследовании для изучения нелинейных аэроупругих колебаний применяются математические модели различного уровня сложности (в зависимости от рассматриваемых объектов).

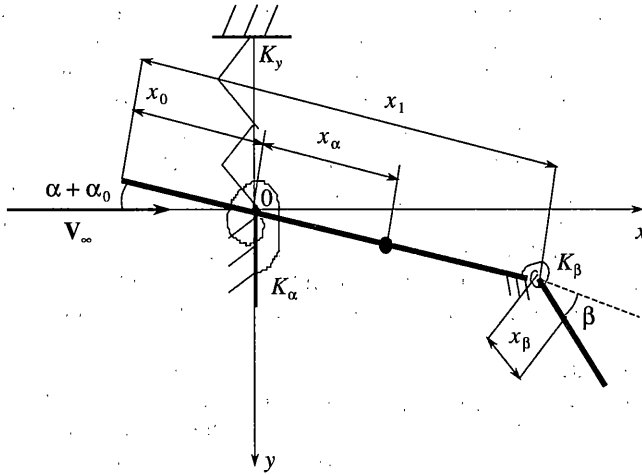
3.1 Колебания элементов летательных аппаратов в плоскопараллельном потоке. В данном случае элемент летательного аппарата (ЛА) схематизируется в виде упруго-подвешенного профиля с тремя степенями свободы (фиг.1), соответствующими его поступательным и вращательным перемещениям, а также вращению органа управления (элерона). Безразмерные уравнения возмущенного движения профиля имеют вид [1]:

$$\begin{aligned} \mu \ddot{y} + s_{\alpha} \ddot{\alpha} + s_{\beta} \ddot{\beta} + \mu \omega_y^2 y &= -c_{y\alpha} \\ s_{\alpha} \ddot{y} + i_{\alpha} \ddot{\alpha} + (\sigma s_{\beta} + i_{\beta}) \ddot{\beta} + i_{\alpha} \omega_{\alpha}^2 \alpha &= m_z \\ s_{\beta} \ddot{y} + (\sigma s_{\beta} + i_{\beta}) \ddot{\alpha} + i_{\beta} \ddot{\beta} + i_{\beta} \omega_{\beta}^2 \beta &= m_{\beta} \end{aligned} \quad (3.1)$$

$$\mu = \frac{2m}{\rho b^2}, \quad s_{\alpha} = \mu x_{\alpha}, \quad s_{\beta} = \mu x_{\beta}, \quad i_{\alpha} = \frac{2I_{\alpha}}{\rho b^4}, \quad i_{\beta} = \frac{2I_{\beta}}{\rho b^4}$$

$$\omega_y = \sqrt{\frac{K_y}{m} \frac{b}{V_{\infty}}}, \quad \omega_{\alpha} = \sqrt{\frac{K_{\alpha}}{I_{\alpha}} \frac{b}{V_{\infty}}}, \quad \omega_{\beta} = \sqrt{\frac{K_{\beta}}{I_{\beta}} \frac{b}{V_{\infty}}}$$

Здесь μ – относительная плотность профиля, m – его погонная масса, s_{α} – безразмерный статический момент профиля относительно его оси вращения, x_{α} – расстояние между центром вращения и центром тяжести профиля, s_{β} – безразмерный статический момент элерона относительно его оси вращения, x_{β} – расстояние между центром вращения



Фиг. 1

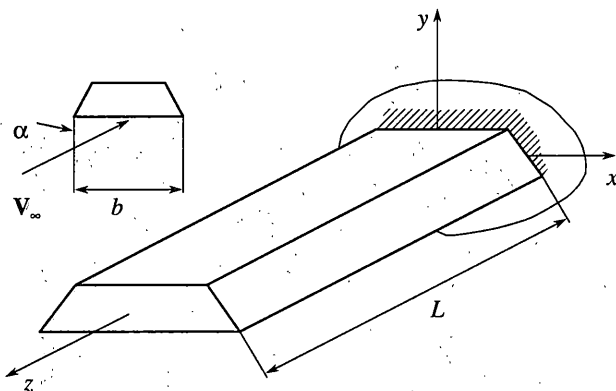
и центром тяжести элерона, i_α – безразмерный момент инерции профиля относительно его оси вращения, I_α – погонный массовый момент инерции, i_β – безразмерный момент инерции элерона относительно его оси вращения, ω_y и ω_α – безразмерные частоты несвязанных изгибных и крутильных колебаний профиля, ω_β – безразмерная частота собственных колебаний элерона, σ – расстояние между осями вращения профиля и закрылка, b – хорда профиля, ρ , V_∞ – плотность и скорость невозмущенного потока, c_{ya} , m_z , m_β – коэффициенты подъемной силы, аэродинамического момента относительно центра вращения профиля и шарнирного момента относительно центра вращения элерона. Дифференцирование в (3.1) проводится по безразмерному времени $\tau = tV_\infty/b$, величины поступательного перемещения y и расстояний x_α , x_β отнесены к хорде профиля b .

Коэффициенты аэродинамических сил в правых частях уравнений (3.1) определяются из решения нелинейной нестационарной задачи об отрывном или безотрывном обтекании профиля плоскопараллельным потоком газа. Данная задача решается численно методом дискретных вихрей [6] шагами по времени с развитием вихревого следа за профилем.

3.2 Колебания промышленных сооружений. Элементы промышленных сооружений (труб, мостов и т.п.) схематизируются балками большого удлинения с произвольным профилем поперечного сечения и с распределенными по длине массово-инерционными и упругими характеристиками (фиг. 2). Согласно методу собственных форм [5] уравнения возмущенного движения можно записать в виде:

$$M(\ddot{\mathbf{q}} + 2\chi\Omega\dot{\mathbf{q}} + \Omega^2\mathbf{q}) = \mathbf{P}_n(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}, t) \quad (3.2)$$

Здесь χ , Ω – диагональные матрицы коэффициентов конструкционного демпфирования и частот собственных свободных колебаний системы; \mathbf{q} – вектор-столбец безразмерных параметров движения по собственным формам колебаний; M – диагональная матрица обобщенных масс системы. Вектор-столбец \mathbf{P}_n обобщенных аэродинамических сил определяется на каждом шаге численного интегрирования уравнения (3.2). Вследствие большого удлинения конструкции аэродинамические коэффициенты находятся для каждого сечения балки отдельно из решения двумерной задачи об обтекании профиля. Краевые эффекты и взаимное аэродинамическое влияние сечений не учитываются. Задача об отрывном обтекании профиля решается методом дискретных вихрей в



Фиг. 2

идеологии работы [7]. Для сокращения времени расчетов вводится дополнительное упрощение: аэродинамические характеристики сечений определяются заранее, и при моделировании колебаний считается, что мгновенное значение угла атаки сечения полностью определяет аэродинамическую нагрузку в соответствующей точке балки. Это допущение можно обосновать тем, что период колебаний рассматриваемых длинномерных конструкций достаточно велик, и с инженерной точностью нестационарностью аэродинамических характеристик можно пренебречь.

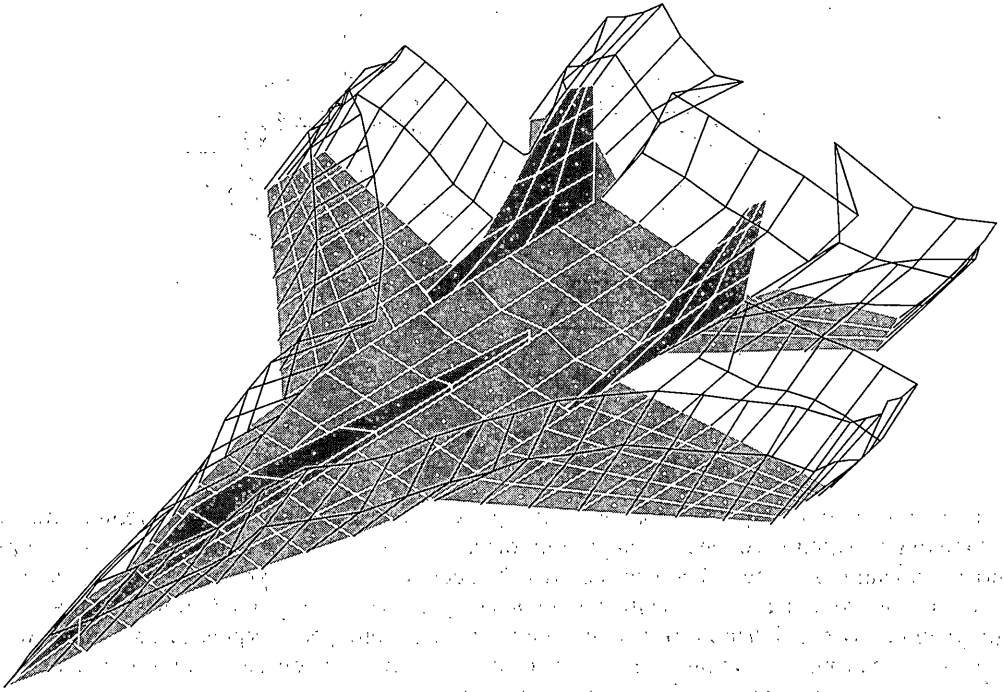
При известных параметрах движения системы перемещения ее точек определяются с помощью разложения по формам

$$\mathbf{r} = \sum_{l=1}^{N_q} \Phi_l q_l \quad (3.3)$$

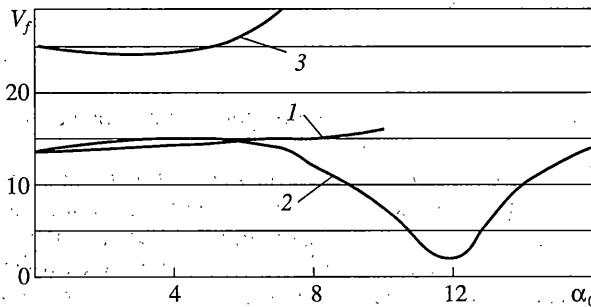
где \mathbf{r} – вектор-столбец упругих перемещений расчетных точек, N_q – число учтенных собственных форм Φ_l .

3.3 Колебания летательных аппаратов и их элементов в пространственном потоке газа. Летательные аппараты схематизируются системой пространственно расположенных балок с распределенными по длине характеристиками для моделирования упругих свойств и системой тонких несущих поверхностей для моделирования их аэродинамики (фиг. 3). При использовании метода собственных форм уравнения возмущенного движения записываются в форме (3.2), перемещения точек ЛА вычисляются согласно (3.3). Для вычисления нелинейных аэродинамических обобщенных сил применяется метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками [8]. Аэродинамическая задача решается по временным шагам с развитием вихревой пелены, места схода которой предполагаются известными. Задача об определении деформаций ЛА (“упругая задача”) связана с аэродинамической: на каждом шаге по времени производится пересчет формы ЛА, меняется вихревая схема и граничные условия. Таким образом, производится прямое моделирование колебаний упругих тел в потоке газа. Рассчитывая деформации конструкции на достаточно большом временном отрезке для данных характеристик потока, можно судить о характере колебаний и определять критические скорости потери аэроупругой устойчивости.

4. Подавление колебаний элементов конструкций. Проведенные с помощью разработанных моделей численные эксперименты показали, что изменение условий обтекания может весьма существенно влиять на характер колебаний элементов авиационных и



Фиг. 3



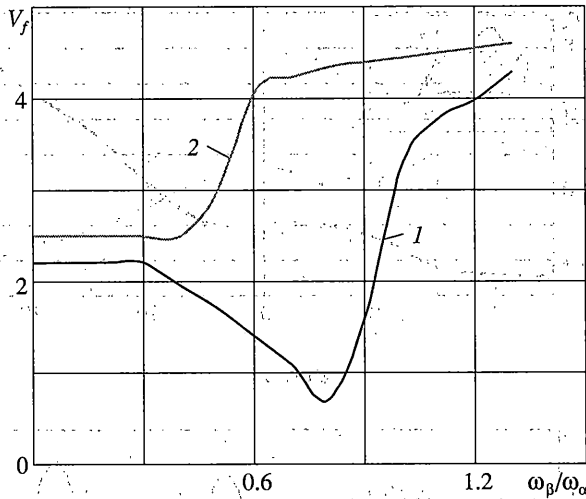
Фиг. 4

промышленных конструкций. В зависимости от наличия или отсутствия отрывов потока, колебания элементов конструкции могут быть затухающими, нарастающими или квазигармоническими.

На фиг. 4 показано влияние отрывов с передней кромки профиля в плоскопараллельном потоке на характеристики изгибно-крутильного флаттера. Приведены расчетные зависимости критической скорости флаттера V_f [м/с] плоского профиля с двумя степенями свободы, соответствующими изгибу и кручению крыла, от установочного угла атаки α_0 (град) для следующих случаев:

· обтекание все время остается безотрывным (кривая 1);

при $\alpha_{\Sigma} < 12^\circ$ отрыва с передней кромки нет (α_{Σ} – полный угол атаки профиля, представляющий собой сумму угла закрутки α , установочного угла α_0 и дополнительного уг-



Фиг. 5

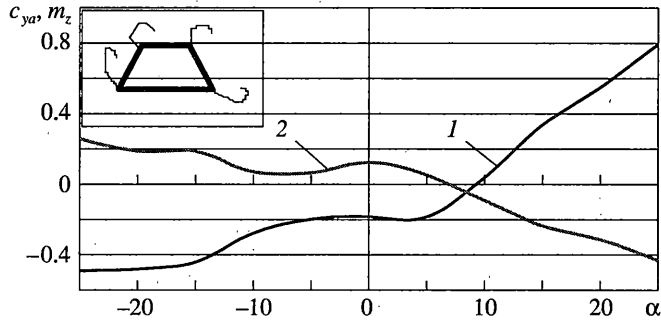
ла атаки, обусловленного скоростью поступательного движения), а при $\alpha_\Sigma \geq 12^\circ$ возникает отрыв с передней кромки (кривая 2);

обтекание все время является отрывным (кривая 3).

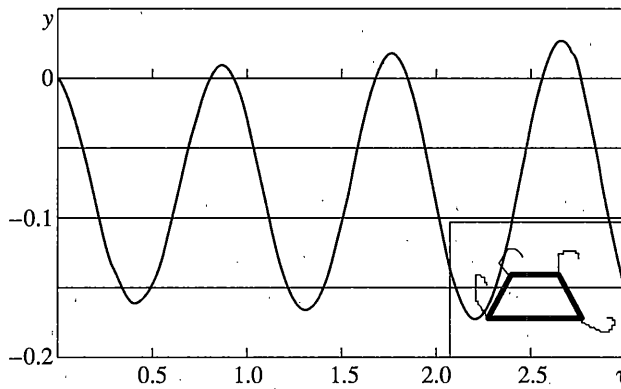
Видно, что при безотрывном обтекании величина V_f незначительно увеличивается с ростом установочного угла атаки. Это связано с тем, что критическая скорость флаттера при небольших углах атаки примерно пропорциональна величине $(c_{ya}^\alpha)^{-1/2}$, где c_{ya}^α — коэффициент производной подъемной силы профиля по углу атаки [1]. При больших углах атаки (даже при безотрывном обтекании), эта величина несколько уменьшается с ростом угла атаки [6], что и дает описанный эффект.

Если при достижении критического угла атаки на передней кромке возникает отрыв потока, который пропадает, как только α_Σ становится меньше угла срыва $\alpha_c = 12^\circ$, то критическая скорость флаттера начинает быстро убывать с ростом установочного угла (фиг. 4), достигая минимума в районе $\alpha_0 = \alpha_c = 12^\circ$. Таким образом, при колебаниях вблизи критического угла атаки α_c имеется возможность возникновения срывного флаттера на скоростях потока, существенно меньших критической скорости флаттера классического. Также видно, что при наличии постоянного отрыва потока с передней кромки критическая скорость флаттера существенно повышается. Это явление было обнаружено и описано в [4].

Аналогичные результаты были обнаружены при исследовании рулевых форм флаттера профиля с тремя степенями свободы. На фиг. 5 показано, как изменяется критическая скорость флаттера профиля с элероном ($\omega_y/\omega_\alpha = 0.607$, $\mu = 7.85$, $x_\alpha = 0.4$, $x_0 = 0.4$, $x_\beta = 0$) при безотрывном обтекании (кривая 1) и при наличии отрыва с передней кромки элерона (кривая 2) в зависимости от отношения частот $\omega_\beta/\omega_\alpha$. Различие между кривыми составляет не более 10%, за исключением области $0.6 < \omega_\beta/\omega_\alpha < 1$, в которой критическая скорость флаттера увеличивается примерно в три раза по сравнению с безотрывным обтеканием. Данные результаты означают, что путем введения отрыва с передней кромки профиля крыла в некоторых случаях можно без применения балансиров или активных противоплаттерных систем существенно отодвинуть границу флаттера. Конечно, следует учитывать, что при наличии отрыва могут наблюдаться квазиустановившиеся



Фиг. 6



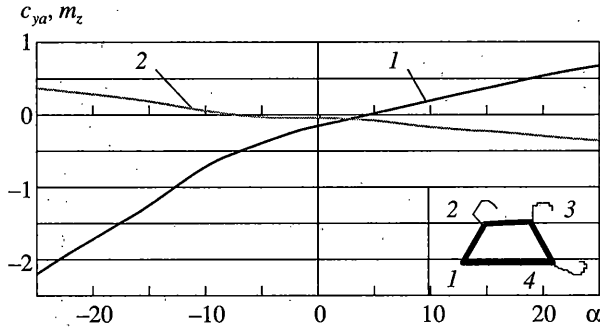
Фиг. 7

ся колебания типа тряски, но их амплитуда существенно меньше, чем у флаттерных колебаний.

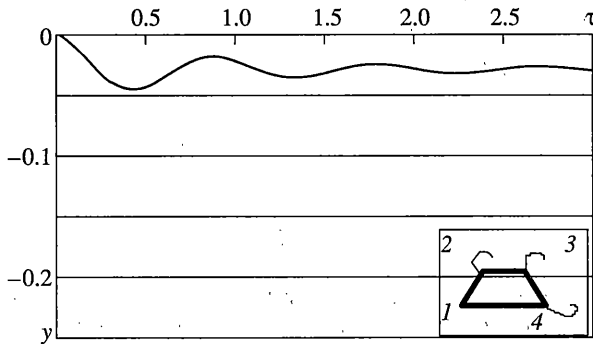
Чтобы проиллюстрировать возможность подавления колебаний промышленных сооружений, проводилось математическое моделирование поведения консольной балки постоянного трапециевидного сечения (макет пролета моста) в потоке газа. Сечение представляет собой равнобокую трапецию с углом при основании 45° и отношением высоты к основанию $h/b = 0.5$. Отношение длины балки к наибольшему размеру сечения $l/b = 10$.

На фиг. 6 представлены усредненные аэродинамические характеристики сечения этой балки (кривая 1 – коэффициент подъемной силы, кривая 2 – коэффициент аэродинамического момента) в зависимости от угла атаки α , а на фиг. 7 – результаты расчета ее колебаний при $\alpha = 5^\circ$ в случае, когда все острые края сечения обтекаются отрывно. На графике показано отклонение конца консоли y [м] от положения равновесия в зависимости от времени. Видно, что для данного угла атаки при некотором значении скорости набегающего потока наблюдаются незатухающие колебания.

Было сделано предположение о том, что возможность возникновения незатухающих колебаний обусловлена резким изменением характера зависимости коэффициента подъемной силы сечений вблизи угла атаки $\alpha = 5^\circ$, которое хорошо заметно на фиг. 6. В качестве меры борьбы с колебаниями предложено было устранить отрыв в точке 1 (фиг. 8), что легко выполнимо конструктивно при помощи установки дефлектора в этой



Фиг. 8

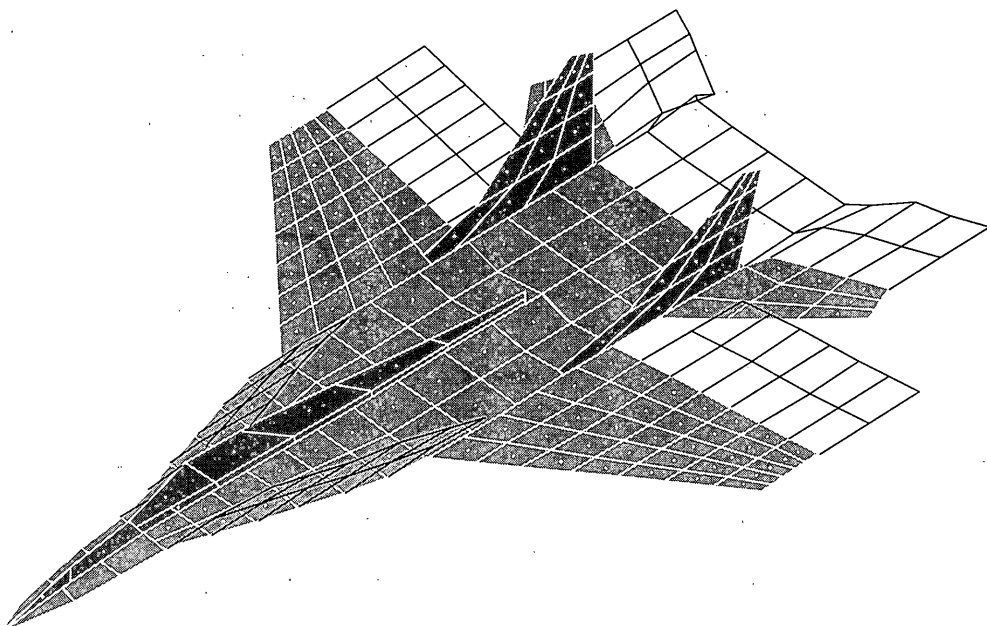


Фиг. 9

точке. Фиг. 8 иллюстрирует влияние устранения отрыва на аэродинамические характеристики профиля. Как видно, особенность характеристик в районе значения $\alpha = 5^\circ$ исчезла. Зависимости коэффициентов подъемной силы $c_{ya}(\alpha)$ и аэродинамического момента $m_z(\alpha)$ (кривые 1 и 2 соответственно) стали близки к линейным во всем исследуемом диапазоне углов атаки. Расчеты динамики системы с измененными аэродинамическими характеристиками (фиг. 9) показывают, что незатухающие колебания в этом случае не возникают. Это подтверждает правильность предположения о причине их возникновения и эффективность аэродинамического способа их подавления при отрывном обтекании инженерных конструкций. Именно такой способ подавления колебаний был применен при строительстве моста через реку Обь в районе г. Сургут [9]. Отметим, что определяющим в данном случае является именно отрыв в точке 1. Исследования показали, что при устранении отрывов в точках 2 и 3 особенность характеристик в точке $\alpha = 5^\circ$ сохраняется, колебания остаются незатухающими.

Методы, развитые для моделирования аэроупругости плохообтекаемых систем, могут оказаться полезными при изучении характеристик аэроупругой устойчивости самолетов с нетрадиционной аэродинамической компоновкой. Так, например, известно, что у самолета F-117 Stelth, имеющего крыло с шестигранным профилем сечения, для обеспечения нужных аэродинамических характеристик специальным образом организуется отрывное обтекание с максимально возможной реализацией полезного отрыва [10]. Конечно, для исследования реального самолета с крылом малого удлинения эти методы нуждаются в совершенствовании и доработке.

5. Изменение характера колебаний элементов самолета. У современных самолетов интегральной схемы довольно часто реализуются такие режимы полета, при которых

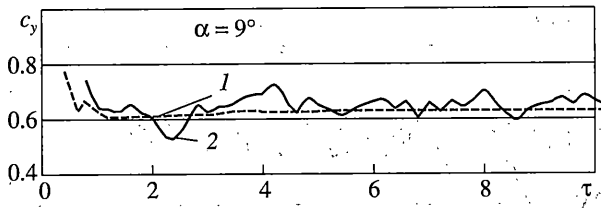


Фиг. 10

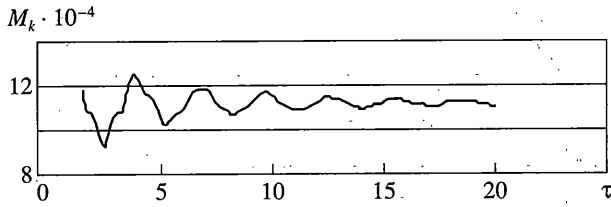
передние кромки несущих поверхностей обтекаются безотрывно, но наблюдается отрыв потока с наплыва крыла (фиг. 10). В процессе проведения численных экспериментов было выяснено, что при наличии отрыва с наплыва крыла фронтового самолета типа МиГ-29, на определенных углах атаки меняется характер аэродинамических нагрузок. Как видно из фиг. 11, наличие отрыва с наплыва при угле атаки $\alpha = 9^\circ$ может приводить к колебаниям в зависимости коэффициента нормальной силы самолета c_y от безразмерного времени τ (кривая 1 относится к безотрывному обтеканию, кривая 2 соответствует наличию отрыва с наплыва крыла). Причина такого изменения нагрузок заключается в том, что при угле атаки $\alpha = 9^\circ$ интенсивный вихревой след с наплыва проходит непосредственно вблизи поверхности крыла. Его взаимодействие с вихревой системой крыла и приводит к наблюдающимся колебаниям.

То влияние, которое оказывают условия обтекания на аэродинамическое нагружение упругой конструкции, проявляется в характере изменения внутренних усилий в элементах планера самолета. На фиг. 12–15 в качестве примеров показаны зависимости крутящего момента M_k [Н · м] в корневом сечении крыла фронтового самолета от безразмерного времени τ . Фигуры соответствуют следующим режимам обтекания: фиг. 12 – $\alpha = 15^\circ$, безотрывное; фиг. 13 – $\alpha = 10^\circ$, отрыв с наплыва; фиг. 14 – $\alpha = 20^\circ$, отрывное; фиг. 15 – $\alpha = 40^\circ$, отрывное. Видно, что при наличии отрывов потока колебания крутящего момента становятся незатухающими. В результате в сечениях крыла возникают повторно-переманные нагрузки, которые могут оказывать влияние на усталостные повреждения конструкции. Данное явление может быть обнаружено только с применением нелинейных математических моделей аэроупругости и до настоящего времени осталось неучтенным.

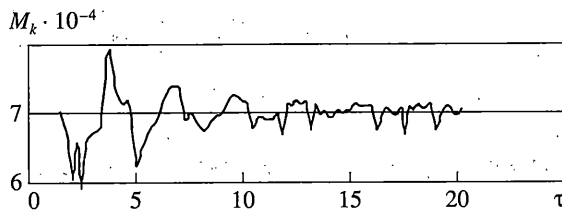
Следует обратить внимание на резкое увеличение амплитуды и среднего значения крутящего момента при возрастании угла атаки до 40° . Для установления причин такого изменения внутренних усилий проанализируем их спектральные плотности. Рассматривая нагружение конструкции ЛА при отрывном обтекании как стационарный случайный процесс, а полученную расчетом зависимость внутренних усилий от времени – как



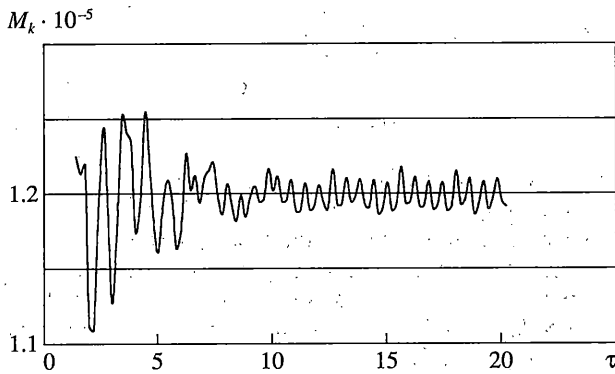
Фиг. 11



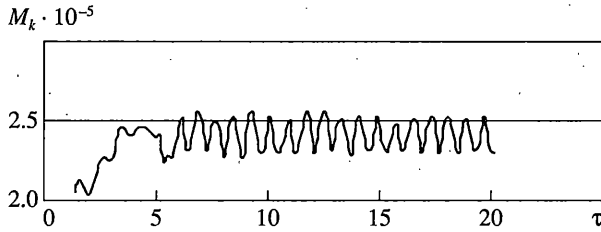
Фиг. 12



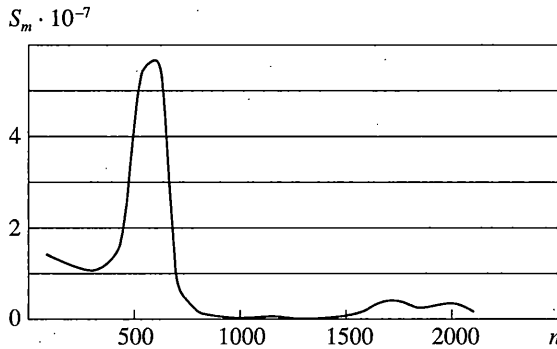
Фиг. 13



Фиг. 14



Фиг. 15



Фиг. 16

одну из его реализаций, можем рассчитать спектральную плотность внутреннего усилия следующим образом.

Спектральная плотность $S_c(\omega)$ случайной функции $c(t)$ (здесь $c(t)$ может означать любую аэродинамическую характеристику или внутреннее усилие) вычисляется по формуле [11]:

$$S_c(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{\pi}{T} C(i\omega)^2, \quad C(i\omega) = \frac{1}{\pi} \int_0^T c(t) e^{-i\omega t} dt$$

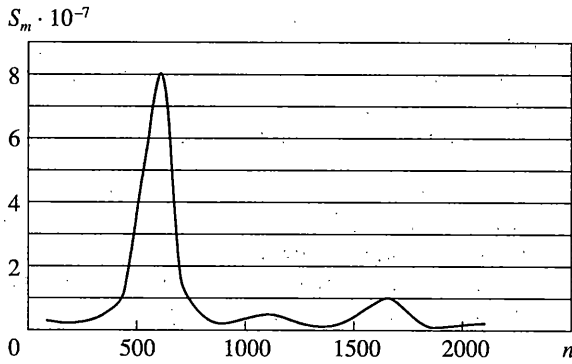
где T – временной интервал, для которого известна реализация $c(t)$; $C(i\omega)$ – ее преобразование Фурье.

Естественно, при расчете реализации на ЭВМ значения $c(t)$ получаются в дискретные моменты времени, и интегрирование производится численно.

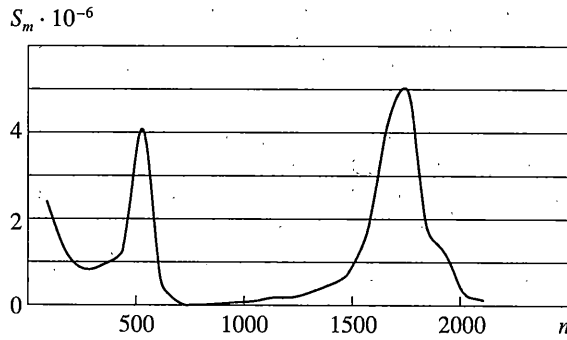
На фиг. 16–19 показаны спектральные плотности $S_m(\omega)$ для временных реализаций крутящего момента $M_k(t)$, представленных на фиг. 12–15 соответственно. Все графики построены в зависимости от числа колебаний в минуту $n = 30\omega/\pi$. Максимумы значений спектральной плотности $S_m(n)$ наблюдаются вблизи частот, соответствующих собственным колебаниям конструкции самолета, а именно:

- симметричный изгиб крыла, 1 тон – 540 кол/мин;
- симметричное кручение крыла, 1 тон – 1710 кол/мин;
- симметричный изгиб крыла, 2 тон – 1910 кол/мин.

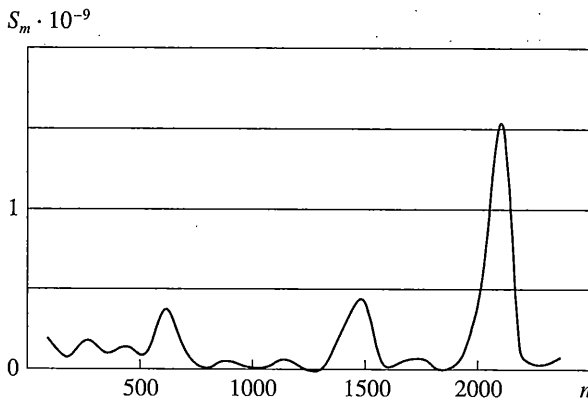
На фиг. 16–19 видно, как с развитием отрыва возрастает роль крутильных колебаний крыла, – все сильнее проявляется максимум функции $S_m(n)$ вблизи частоты первого крутильного тона колебаний. Резкий максимум спектральной плотности в районе частоты



Фиг. 17



Фиг. 18



Фиг. 19

второго изгибного тона колебаний крыла на фиг. 19 иллюстрирует явление захвата частоты при отрывном обтекании крыла под углом атаки $\alpha = 40^\circ$. Данное явление связано со сближением частоты второго тона изгибных колебаний и частотой схода свободных вихрей с острых кромок крыла при данном угле атаки. Во временной области оно проявляется возрастанием амплитудного и среднего значений крутящего момента (а, следо-

вательно, и вызванных кручением касательных напряжений в обшивке крыла), которое хорошо заметно на фиг. 15.

6. Выводы. В работе показана потенциальная возможность управления аэроупругими колебаниями элементов авиационных и промышленных конструкций с помощью изменения условий их обтекания потоком газа. Она выявлена благодаря численным экспериментам с помощью нелинейных математических моделей аэроупругости, развитие которых стало возможным на нынешнем уровне развития вычислительных средств и методов аэродинамического расчета. Дальнейшие исследования в данной области следует базировать на сочетании методов численного и физического эксперимента с целью доведения указанных возможностей до практического применения и создания аэродинамических устройств для подавления нежелательных аэроупругих колебаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Фершинг Г.* Основы аэроупругости, М.: Машиностроение, 1984. 599 с.
2. *Петров Ю.В.* Синтез математической модели аэроупругости самолета с учетом подвижности топлива в баках // Изв. РАН. МТТ. 1996. № 3. С. 95–103.
3. *Белоцерковский С.М., Кочетков Ю.А., Красовский А.А., Новицкий В.В.* Введение в аэроавтоупругость. М.: Машиностроение, 1980. 383 с.
4. *Морозов В.И., Овчинников В.В.* Нелинейные задачи аэроупругой устойчивости крыла при отрывном обтекании // Изв. РАН. МТТ. 2003. № 6. С. 158–170.
5. *Морозов В.И., Пондмарев А.Т., Рысев О.В.* Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Физматлит, 1995. 735 с.
6. *Белоцерковский С.М., Ништ М.И.* Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 351 с.
7. *Белоцерковский С.М., Котовский В.Н., Ништ М.И., Федоров Р.М.* Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания тел. М.: Наука, 1988. 231 с.
8. *Апарин В.А., Дворак А.В.* Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Тр. ВВИА им. Н.Е. Жуковского: 1986. Вып. 1313. С. 424–432.
9. *Комаров М.С., Назаренко В.В., Стрелков К.С. и др.* Экспериментальное исследование аэродинамической устойчивости мостовых конструкций при монтаже и эксплуатации на моделях в аэродинамических трубах ЦАГИ. Научно-технический отчет. М.: ЦАГИ, 1999.
10. *Гуляев В.В., Подобедов В.А.* Аэродинамические концепции и особенности аэродинамических компоновок перспективных малозаметных боевых самолетов. М.: ВВИА, 2003. 36 с.
11. *Гудков А.И., Лешаков П.С.* Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1968. 470 с.

Москва

Поступила в редакцию
24.12.2003