



НОВОСТИ ЗАРУБЕЖНОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Серия: АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

ТЕХНИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Математическое моделирование в аэродинамике. Основные подходы	1
Методы экспериментального определения характеристик устойчивости и управляемости в аэродинамических трубах	11

УДК 629.735.33.015

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В АЭРОДИНАМИКЕ. ОСНОВНЫЕ ПОДХОДЫ*

Одной из наиболее трудных проблем в динамике полета является корректное описание связи между полными аэродинамическими силами и моментами (аэродинамическими нагрузками) и переменными, характеризующими движение и входящими в уравнения движения самолета. При этом главная трудность в определении связи между мгновенными аэродинамическими нагрузками, действующими на маневрирующий самолет, и параметрами движения заключается в том, что вид этой связи не определяется только мгновенными значениями параметров движения. В общем случае текущие значения аэродинамических сил и моментов зависят от состояния самолета во все предыдущие моменты времени вплоть до рассматриваемого момента. Благодаря быстрому прогрессу вычислительной техники и успешному развитию численных методов, предназначенных для расчета полей течений, появляется возможность использовать ЭВМ для определения аэродинамических нагрузок самолета с учетом предыстории его движения. В результате ЭВМ могла бы решать традиционные задачи динамического эксперимента в аэродинамической трубе. При этом, в принципе, отсутствовали бы физические ограничения, а также масштабные эффекты, которые присутствуют в эксперименте в аэродинамических трубах.

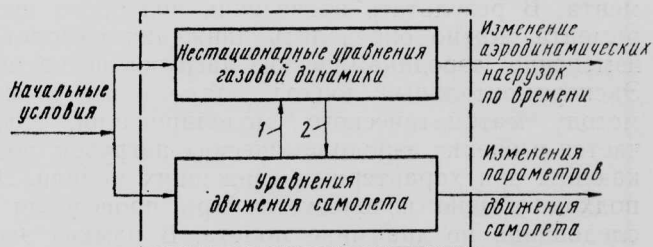
Аэродинамические нагрузки маневрирующего самолета можно было бы непосредственно определить в результате решения уравнений, описывающих обтекание, совместно с уравнениями движения самолета (рис. 1). Такой совместный расчет мог бы дать полную информацию о движении самолета и текущих аэродинамических нагрузках. Этот подход можно расширить и учесть в уравнениях дополнительные нестационарные эффекты, такие как аэроупругую деформацию самолета или в случае спускаемого аппарата с абляционным теплозащитным покрытием наличие взаимосвязи между изменением геометрической формы и характером движения аппарата.

Хотя совместное решение уравнений газовой динамики и уравнений движения, в принципе, позво-

ляет получить полную информацию о движении самолета и влиянии на него эффектов, связанных с предысторией, однако такой подход был бы слишком дорогостоящим. В общем случае аэродинамические нагрузки являются нелинейными функциями параметров движения и могут существенным образом зависеть от начальных условий.

В результате движение самолета может быть совершенно различным, даже если начальные условия отличались незначительно. Несмотря на затраты, в некоторых случаях (например, для спускаемого аппарата с массивным абляционным покрытием) может оказаться необходимым совместно решать уравнения движения летательного аппарата и уравнения обтекания.

Для самолета с жесткой конструкцией планера (фиксированная форма самолета) можно, по крайней мере с определенной степенью точности, пренебречь взаимосвязью между аэродинамическими нагрузками и предысторией движения самолета. В этом случае методы математического моделирования допускают альтернативный подход (рис. 2), в котором главная идея заключается в том, чтобы не учитывать взаимосвязь между уравнениями движения самолета и уравнениями газовой динамики. При построении модели пытаются выделить основные составляющие аэродинамических нагрузок, возникающих при всех представляющих интерес движениях самолета. Выбор модели предполагает выделение ограниченного числа характерных параметров, описывающих движение, совокупность которых позволяет описать аэродинамические на-



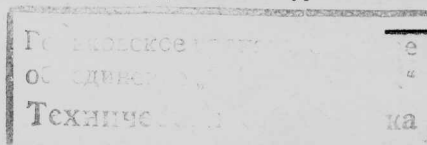
1—текущие значения скорости полета и угловой скорости вращения самолета; 2—параметры потока в данный момент времени и текущие аэродинамические силы и моменты

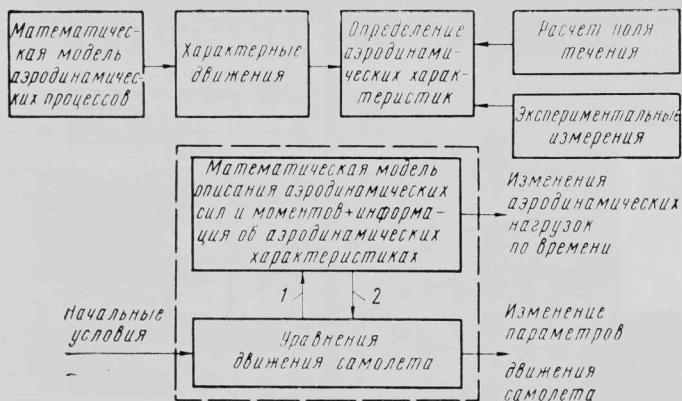
Рис. 1. Учет взаимосвязи между уравнениями газовой динамики и уравнениями движения

* Tobak M. Aerodynamic mathematical modeling — basic concepts.

AGARD-LS-114-1.

В статье сохранены обозначения оригинала.





1—скорость полета, угловая скорость вращения; 2—аэродинамические силы и моменты

Рис. 2. Математическое описание аэродинамических нагрузок

грузки, возникающие при произвольных движениях самолета. Таким образом, можно определить аэродинамические нагрузки, возникающие при характерных движениях самолета, и затем использовать их при моделировании поведения самолета в широком диапазоне изменения параметров движения и условий полета. Такой подход требует меньших затрат, чем при совместном решении систем уравнений. В настоящей работе используется указанный подход, заключающийся в оценке с помощью соответствующих уравнений обтекания аэродинамических нагрузок, возникающих при ряде характерных движений, на основе которых и строится математическая модель для описания суммарных аэродинамических сил и моментов. Включение их в уравнения движения самолета позволяет определять движение самолета при произвольных начальных условиях, не рассматривая в дальнейшем уравнения обтекания. Вместо двух описанных численных методов определения аэродинамических нагрузок, возникающих при выполнении самолетом произвольных маневров, можно использовать и экспериментальные методы.

По аналогии с методом совместного решения систем уравнений в эксперименте можно использовать устройство, способное моделировать произвольные движения самолетом в аэродинамической трубе и проводить измерения мгновенных значений аэродинамических нагрузок, возникающих в процессе движения. Вычислительная машина, подключенная к устройству, находит решение уравнений движения самолета и управляет перемещениями экспериментального устройства, причем мгновенные значения аэродинамических сил и моментов непосредственно измеряются в процессе эксперимента. В результате проведения подобного эксперимента можно определить движения самолета и изменение аэродинамических нагрузок по времени. Экспериментальный подход, аналогичный второму методу математического моделирования, заключается в оценке аэродинамических нагрузок, возникающих при характерных движениях модели. Этот подход обычно используется при проведении исследований по динамике полета. В рамках экспериментального подхода, аналогичного случаю совместного решения систем уравнений, возникают технические трудности, обусловленные главным образом небольшими размерами модели самолета по сравнению с его натурными размерами. В резуль-

тате трудно сконструировать устройство, способное моделировать произвольные движения самолета в аэродинамической трубе. В настоящее время применяются только такие экспериментальные подходы, которые предусматривают определение аэродинамических нагрузок, возникающих при характерных движениях самолета.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ В ПЛОСКИХ ДВИЖЕНИЯХ

Для того чтобы упростить анализ, наложим на процесс движения некоторые ограничения. Будем считать самолет твердым телом и предположим, что он продолжительное время, предшествующее начальному моменту времени, находился в условиях стационарного полета. В начальный момент времени самолет начинает выполнять произвольный маневр, во время которого скорость остается постоянной. В ходе выполнения маневра изменения высоты полета самолета достаточно малы, так что такие параметры атмосферы, как плотность и температура, можно считать постоянными. Следовательно, такие характеристики, как скоростной напор, числа Маха и Рейнольдса, остаются постоянными в процессе выполнения маневра.

Рассмотрим общий случай плоского движения симметричного самолета.

На рис. 3 изображена упрощенная система координат, применяемая для описания плоского движения. Уравнения, описывающие плоское движение самолета в связанной системе координат, выглядят следующим образом

$$\left. \begin{aligned} \dot{\delta}(t) &= \gamma(t) q(t) + \frac{g}{V} \cos \theta(t) + \frac{\rho V S}{2m} C_z(t) \\ \dot{q}(t) &= \frac{\rho V^2 S l}{2I} C_m(t) \end{aligned} \right\} (1)$$

где m — масса самолета, g — ускорение силы тяжести, $\gamma = \frac{U_B}{V}$, U_B — компонента скорости по оси x_B , V — полная скорость, q — угловая скорость относительно оси y , S — характерная площадь, l — характерная длина, θ — угол тангажа между осью x_B и горизонталью, I — момент инерции, $C_m(t)$ — коэффициент момента тангажа.

Если в некоторый момент времени известны величины $\delta(t_0)$, $q(t_0)$ и $\theta(t_0)$, то необходимо оценить правые части системы (1), чтобы определить параметры движения в последующий момент времени $(t_0 + \Delta t)$.

Проблема заключается в выборе математической модели, позволяющей оценить текущие значения аэродинамических коэффициентов.

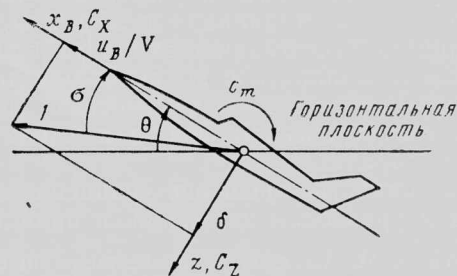


Рис. 3. Аэродинамическая система координат

ИНТЕГРАЛЬНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА ТАНГАЖА В ЛИНЕЙНОМ СЛУЧАЕ

Пусть в начальный момент времени самолет начинает маневр в вертикальной плоскости, во время выполнения которого меняются угол атаки δ и угловая скорость тангажа q . Для краткости будем рассматривать только аэродинамический момент тангажа. Однако все результаты справедливы и для любой другой компоненты момента и силы.

Рассмотрим реакцию момента тангажа на изменение δ и q . Обычно допустимо аппроксимировать кривую, описывающую изменение параметров движения, большим числом ступенчатых элементов (рис. 4).

Вследствие ступенчатого изменения $\Delta\delta$ и $\Delta(ql/V)$ в момент времени τ имеем элементарную вариацию момента тангажа ΔC_m в фиксированный момент t , следующий за моментом времени τ . Сделаем предположение о линейности, т. е. считаем, что ΔC_m не зависит от $\delta(\tau)$, $q(\tau)$ и от всех значений, которые эти переменные принимали в моменты времени, предшествующие τ . Таким образом, ΔC_m можно представить в виде

$$\Delta C_m(t) = \frac{\Delta C_m(t-\tau)}{\Delta\delta} \Delta\delta + \frac{\Delta C_m(t-\tau)}{\Delta(ql/V)} \Delta(ql/V). \quad (2)$$

Такая запись подразумевает, что $\Delta C_m/\Delta\delta$ и $\Delta C_m/\Delta(ql/V)$ можно найти из решения линейных уравнений газовой динамики. Тот факт, что они зависят от $(t-\tau)$, а не от t и τ в отдельности, означает, что параметры, входящие в уравнения газовой динамики, не зависят от времени.

Смысл предположения о линейности заключается в том, что оба коэффициента не зависят от δ и q . Таким образом, независимо от того, какие величины принимают δ и q в начале ступенчатого изменения параметров и независимо от характера движения в моменты времени, предшествующие ступенчатому изменению параметров, считается, что функции чувствительности $\Delta C_m/\Delta\delta$ и $\Delta C_m/\Delta(ql/V)$ являются неизменными функциями, зависящими от $(t-\tau)$.

Значения пределов этих функций при стремлении $\Delta\delta$ и $\Delta(ql/V)$ к нулю

$$\left. \begin{aligned} \lim_{\Delta\delta \rightarrow 0} \frac{\Delta C_m(t-\tau)}{\Delta\delta} &= C_{m_\delta}(t-\tau) \\ \lim_{\Delta(ql/V) \rightarrow 0} \frac{\Delta C_m(t-\tau)}{\Delta(ql/V)} &= C_{m_q}(t-\tau) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

называются линейными аэродинамическими переходными функциями момента тангажа на единичные ступенчатые вариации δ и ql/V соответственно.

В результате суммирования элементарных реакций, генерируемых ступенчатыми вариациями параметров движения, на интервале времени от 0 до t можно найти аэродинамическую реакцию момента тангажа на заданные изменения δ и q . Имеем

$$C_m(t) = C_m(0) + \int_0^t C_{m_\delta}(t-\tau) \frac{d}{d\tau} \delta(\tau) d\tau + \frac{l}{V} \int_0^t C_{m_q}(t-\tau) \frac{d}{d\tau} q(\tau) d\tau. \quad (4)$$

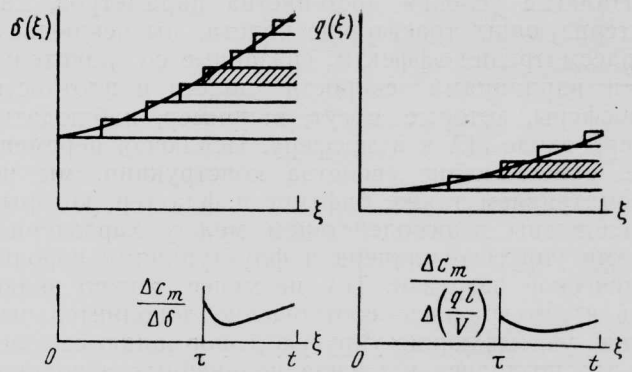


Рис. 4. Суммирование ступенчатых изменений параметров

ПРЕДСТАВЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МОМЕНТА ТАНГАЖА В НЕЛИНЕЙНОМ СЛУЧАЕ

Определение $C_m(t)$ как функции, которая зависит от всех предшествующих значений функций δ и q , играющих роль аргумента, с математической точки зрения совпадает с определением функционала, сформулированным Вольтерра. Если использовать обозначение Вольтерра, то $C_m(t)$, являющийся функционалом, запишется следующим образом

$$C_m(t) = G[\delta(\xi), q(\xi)]. \quad (5)$$

При этом подразумевается, что ξ является переменной, пробегающей интервал от 0 до t .

В нелинейном случае нельзя ожидать полного отсутствия влияния предыстории движения на форму переходной функции.

Таким образом, переходная функция должна быть функционалом. Чтобы учесть наличие нелинейности, необходимо заменить характерные функции функционалами, которые сами зависят от значений δ и q в моменты времени, предшествующие появлению ступеньки.

Если следовать уже введенным обозначениям функционала, то переходные функции в нелинейном случае записываются в виде следующих функционалов:

$$\left. \begin{aligned} \lim_{\Delta\delta \rightarrow 0} \frac{\Delta C_m(t, \tau)}{\Delta\delta} &= C_{m_\delta}[\delta(\xi), q(\xi); t, \tau] \\ \lim_{\Delta(ql/V) \rightarrow 0} \frac{\Delta C_m(t, \tau)}{\Delta(ql/V)} &= C_{m_q}[\delta(\xi), q(\xi); t, \tau]. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Используя в уравнении (4) соотношения (6), приходим к следующей интегральной форме для $C_m(t)$ в нелинейном случае. Имеем:

$$C_m(t) = C_m(0) + \int_0^t C_{m_\delta}[\delta(\xi), q(\xi); t, \tau] \frac{d\delta(\tau)}{d\tau} d\tau + \frac{l}{V} \int_0^t C_{m_q}[\delta(\xi), q(\xi); t, \tau] \frac{dq(\tau)}{d\tau} d\tau. \quad (7)$$

НАЛОЖЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ И УПРОЩЕНИЕ НЕЛИНЕЙНОГО ИНТЕГРАЛЬНОГО СООТНОШЕНИЯ

Выше было сделано предположение, что параметры, описывающие траекторию полета, остаются неизменными, а самолет является твердым телом.

Налагая условия постоянства параметров, характеризующих траекторию полета, мы исключаем из рассмотрения эффекты, связанные со значительными вариациями скорости полета и плотности атмосферы, которые могут, например, наблюдаться при входе ЛА в атмосферу. Исключая переменные, описывающие свойства конструкции, мы не рассматриваем также бафтинг и флаттер, которые обусловлены взаимодействием между характеристиками упругого планера и флуктуациями аэродинамической нагрузки. Тем не менее, можно включить в интегральное соотношение дополнительные члены, учитывающие упругую деформацию самолета, что позволяет в случае нелинейных аэродинамических нагрузок описать явления, обусловленные флаттером. Наличие флуктуаций можно учесть в рамках уже выведенного соотношения посредством осуществления операции усреднения.

Остальные допущения можно разбить на два основных класса. Это, во-первых, фундаментальные предположения, связанные с использованием функционального анализа с целью определения общего интегрального соотношения, описывающего аэродинамические нагрузки, и, во-вторых, упрощающие предположения, необходимые для редукции интегрального соотношения к более приемлемой для решения форме.

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРЕДПОЛОЖЕНИЯ

Главное из допущений заключается в том, что аэродинамические переходные функции должны быть определены для всех значений аргументов ($\xi > \tau$) и, кроме того, должны быть однозначными. Это предположение не выполняется в некоторых случаях обтекания со срывом потока или на режимах, близких к срыву. Ситуация, при которой функционал имеет разрывы, будет рассмотрена ниже.

УПРОЩАЮЩИЕ ПРЕДПОЛОЖЕНИЯ

В уравнении (7) аэродинамические переходные функции, стоящие под знаком интеграла, сами являются функционалами, которые зависят от всей предыстории движения $\delta(\xi)$, $q(\xi)$. Это существенно затрудняет использование интегрального представления, так как обычно характеристики движения самолета не известны заранее и их необходимо найти в ходе решения уравнений движения. Таким образом, если предыстория движения не известна заранее, то функционалы также неизвестны. Упрощение соотношения (7) основывается на замене функционалов соответствующими функциями, зависимость которых от предыстории движения описывается с помощью ограниченного числа параметров.

Если $\delta(\xi)$, $q(\xi)$ являются аналитическими функциями в окрестности $\xi = \tau$, то можно, в принципе, восстановить вид этих функций в предыдущие моменты времени, зная все коэффициенты их разложения в ряд Тэйлора в точке $\xi = \tau$. Таким образом, поскольку $\delta(\xi)$, $q(\xi)$ в равной степени описываются коэффициентами разложения, то функционал, зависящий от $\delta(\xi)$, $q(\xi)$, можно точно аппроксимировать функцией, которая зависит от всех коэффициентов разложения $\delta(\xi)$, $q(\xi)$ в точке $\xi = \tau$. Аэродинамическую переходную функцию C_{m_0} можно, например, представить в виде

$$C_{m_0}[\delta(\xi), q(\xi); t, \tau] = C_{m_0}(t, \tau; \delta(\tau), \dot{\delta}(\tau), \dots, q(\tau), \dot{q}(\tau), \dots). \quad (8)$$

Физика процесса в общем случае такова, что переходная функция не должна зависеть от событий, происходивших давно, а должна главным образом определяться ситуацией, сложившейся на интервале времени, непосредственно предшествующем рассматриваемому моменту.

Следовательно, для правильного описания поведения функций в моменты времени, непосредственно предшествующие данному, нужно сохранить только несколько первых коэффициентов (например, два коэффициента) в разложении $\delta(\xi)$, $q(\xi)$.

Интегральное представление, заменяющее (7), принимает вид

$$C_m(t) = C_m(0) + \int_0^t C_{m_0}(t, \tau; \delta(\tau), \dot{\delta}(\tau), q(\tau), \dot{q}(\tau)) \frac{d\delta(\tau)}{d\tau} d\tau + \frac{t}{V} \int_0^t C_{m_q}(t, \tau; \delta(\tau), \dot{\delta}(\tau), q(\tau), \dot{q}(\tau)) \frac{dq(\tau)}{d\tau} d\tau. \quad (9)$$

Это выражение, хотя и более простое, чем (7), имеет все еще достаточно общий вид, чтобы можно было учесть эффекты, связанные с наличием зависящего от скорости гистерезиса. Если же отсутствует зависящий от скорости гистерезис и если дополнительно вводится предположение о медленном изменении параметров движения, то зависимость переходных функций от $\delta(\tau)$, $q(\tau)$ несущественна

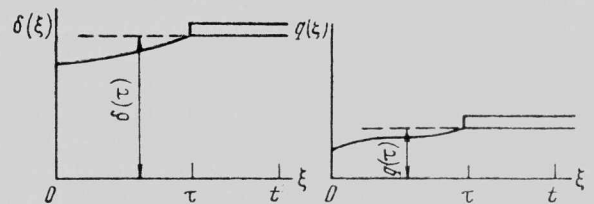


Рис. 5. Медленно меняющиеся параметры движения

(рис. 5). Далее, если движение неизменно по времени, т. е. $\delta(\xi) \approx \delta(\tau)$ и $q(\xi) \approx q(\tau)$, и, кроме того, параметры траектории постоянны, то очевидно, что значения переходной функции должны быть одинаковыми при условии, что после возникновения скачка прошло одинаковое время независимо от того, когда произошло ступенчатое изменение параметров. Таким образом, аналогично линейному случаю переходная функция должна зависеть от $(t - \tau)$, а не от t и τ в отдельности. Наконец, в случае медленного изменения параметров движения и при дополнительном предположении об однозначности переходных функций относительно $\delta(\tau)$, $q(\tau)$ имеем при $(t - \tau) > 0$ более специальную форму (7), которая все еще может описывать достаточно широкий круг нелинейных аэродинамических задач

$$C_m(t) = C_m(0) + \int_0^t C_{m_0}(t - \tau; \delta(\tau), q(\tau)) \frac{d\delta(\tau)}{d\tau} d\tau + \frac{t}{V} \int_0^t C_{m_q}(t - \tau; \delta(\tau), q(\tau)) \frac{dq(\tau)}{d\tau} d\tau. \quad (10)$$

Уравнение (10) является основным интегральным соотношением, используемым при проведении дальнейшего анализа.

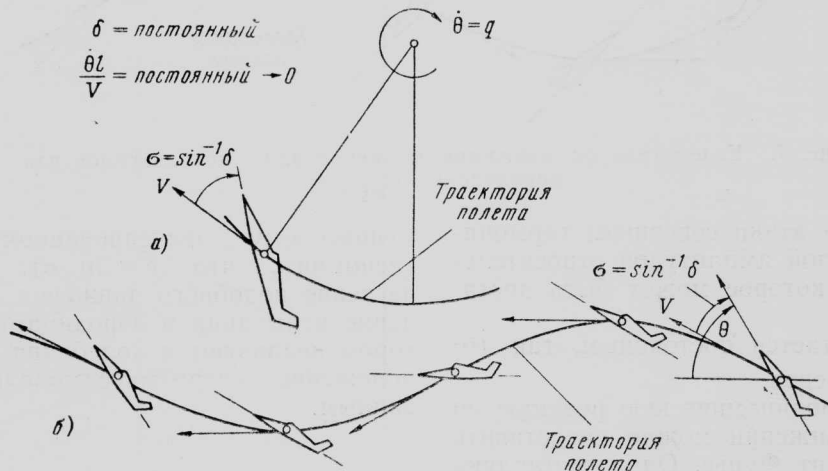
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УПРОЩЕННОГО НЕЛИНЕЙНОГО ИНТЕГРАЛЬНОГО СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ

Движения самолета, который считается твердым телом, обычно имеют вид колебаний, и, более того, это — колебания с очень низкой частотой.

Приведем (10) к более удобной форме. Из физических соображений ясно, что величины переходных функций должны по мере увеличения аргумента $(t - \tau)$ выходить на стационарные значения.

значение $\tau_1 = (t - \tau)$, при котором функцией F_3 можно пренебречь.

Оценка коэффициентов устойчивости. Каждый член в (12) описывает некоторое характерное движение. Член $C_m(\infty; \delta(t), 0)$ представляет собой коэффициент момента тангажа, соответствующий стационарному режиму обтекания при фиксированном значении параметра угла атаки $\delta = \delta(t)$ и при нулевой скорости тангажа. Нелинейная зависимость от δ стационарных аэродинамических нагрузок самолета существенна как при стационарных, так и при нестационарных движениях. Проводятся экспериментальные исследования и составляются программы расчета с целью определения стацио-



а — стационарный маневр по тангажу; б — полет «змейкой» при фиксированном δ
Рис. 6. Характерные движения, позволяющие оценить $C_{m_q}(\infty; \delta, 0)$

Этот факт позволяет переписать формулу в следующем виде

$$C_m(t) = C_m(\infty; \delta(t), q(t)) - \int_0^t F_3(t - \tau; \delta(\tau), q(\tau)) \frac{d\delta(\tau)}{d\tau} d\tau - \frac{l}{V} \int_0^t F_4(t - \tau; \delta(\tau), q(\tau)) \frac{dq(\tau)}{d\tau} d\tau, \quad (11)$$

где $C_m(\infty; \delta(t), q(t))$ — полный коэффициент момента тангажа, соответствующий стационарному режиму обтекания при $\delta = \delta(t)$, $q = q(t)$; F_3, F_4 — остаточные функции, убывающие при увеличении $(t - \tau)$. Будем считать, что изменение параметра угла атаки δ и угла тангажа θ описываются медленно меняющимися гармоническими функциями (колебания относительно постоянных средних значений).

В этом случае, совершая несложные преобразования, можно получить соотношение

$$C_m(t) = C_m(\infty; \delta(t), 0) + q(t) \frac{l}{V} C_{m_q}(\infty; \delta(t), 0) + \delta(t) \frac{l}{V} C_{m_\delta}(\delta(t)), \quad (12)$$

где $C_{m_\delta}(\delta(t)) = -\frac{l}{V} \int_0^{t_a} F_3(\tau_1; \delta(t), 0) d\tau_1$, здесь t_a —

нарных аэродинамических нагрузок. С точки зрения эксперимента стационарный поток представляет собой поток, который обтекает модель в аэродинамической трубе при фиксированном угле атаки. С точки зрения проведения расчетов стационарность течения позволяет исключить время из уравнений газовой динамики, при решении стационарных уравнений можно использовать специальные численные методы. Второй член в (12) $C_{m_q}(\infty, \delta(t), 0)$ также можно определить, зная характеристики стационарного потока. Этот член представляет собой скорость изменения коэффициента момента тангажа по q в стационарном потоке при $q = 0$, причем δ фиксировано и равно $\delta(t)$. Характерное движение, соответствующее рассматриваемому случаю, представлено на рис. 6, а. Экспериментально такой режим обтекания можно реализовать, укрепив модель на конце консоли, которая с фиксированной скоростью вращается относительно центра. Эксперимент с вращающейся консолью проводится редко ввиду трудностей, связанных с наличием воздействия на модель ее спутной струи. При проведении вычислений оценку C_{m_q} можно получить на основе анализа стационарных уравнений газовой динамики.

Другой тип характерного движения, который можно использовать для оценки C_{m_q} и который, в принципе, более приемлем для моделирования в аэродинамической трубе, представляет собой полет «змейкой», изображенный на рис. 6, б. При таком

движении самолет совершает синусоидальные колебания по углу тангажа θ , в то время как параметр угла атаки δ остается постоянным. Были сконструированы экспериментальные установки для реализации полета «змейкой» модели самолета в аэродинамической трубе и измерения нестационарной аэродинамической нагрузки.

Оставшийся член в (12) $C_{m_{\dot{\delta}}}(\delta(t))$ оценивается на основе анализа характеристик колебательного движения по вертикали. При таком движении

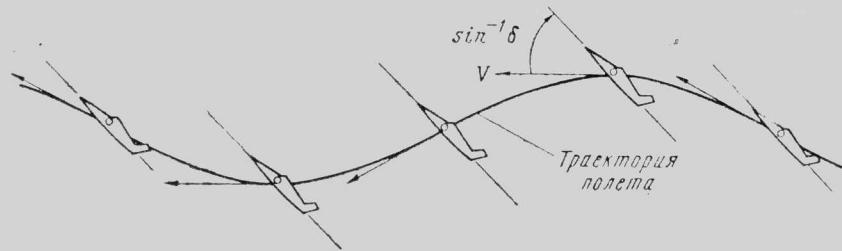


Рис. 7. Колебательное движение по вертикали, используемое для определения $C_{m_{\dot{\delta}}}(\delta)$

(рис. 7) параметр угла атаки совершает гармонические колебания с малой амплитудой относительно среднего значения, которое может быть достаточно большим.

Угол тангажа θ остается постоянным, так что $q = \dot{\theta} = 0$ в процессе маневра.

Нестационарную аэродинамическую реакцию по моменту при таком движении можно представить в виде суммы компонент Фурье. Одна составляющая находится в фазе, а другая — смещена по фазе на 90° относительно δ . Компонента, находящаяся в фазе с δ , пропорциональна местному наклону кривой изменения стационарного момента тангажа, а составляющая, смещенная по фазе относительно δ , пропорциональна $C_{m_{\dot{\delta}}}(\delta(t))$.

Созданы специальные экспериментальные установки для генерирования колебательных движений моделей по вертикали в аэродинамических трубах. Режим обтекания при колебательном движении по вертикали является полностью нестационарным. С точки зрения проведения расчетов моделирование поля течения в нелинейном случае потребует решения полных нестационарных уравнений газовой динамики.

Пока еще невозможно проводить подобные расчеты трехмерных течений. Тем не менее, были проведены несколько расчетов двумерных трансзвуковых потоков, обтекающих профили, совершающие колебания по вертикали. Необходимость определения C_{m_q} и $C_{m_{\dot{\delta}}}$ в отдельности на основе анализа полета «змейкой» и колебательного движения по вертикали можно избежать, если центр масс самолета движется по прямолинейной траектории. В данном случае нестационарную составляющую аэродинамической нагрузки можно определить на основе одного характерного движения. Возможность этого легко понять, переписывая уравнение (12) в виде

$$C_m(t) = C_m(\infty; \delta(t), 0) + \dot{\delta}(t) \frac{l}{V} [C_{m_q}(\infty; \delta(t), 0) + \gamma C_{m_{\dot{\delta}}}(\delta(t))] + [q(t) - \dot{\delta}(t)] \cdot \frac{l}{V} C_{m_q}(\infty; \delta(t), 0), \quad (13)$$

Последний член тождественно равен нулю в случае прямолинейного движения ($q = \dot{\sigma}$), и поэтому им можно пренебречь, если отклонения от прямолинейной траектории малы. Остающийся нестационарный член $(C_{m_q} + \gamma C_{m_{\dot{\delta}}})$ называют коэффициентом демпфирования по тангажу в случае плоского движения. Его можно определить из характерного движения, изображенного на рис. 8, при котором самолет совершает угловые колебания по σ относительно величины δ , которая равна

мгновенному фиксированному значению $\delta(t)$ (вспомним, что $\delta = \sin \sigma$). Экспериментальное изучение подобного движения предполагает проведение испытания в аэродинамической трубе, в котором реализуются колебания по тангажу, причем положение центра масс модели остается фиксированным.



Рис. 8. Колебания по тангажу, используемые при определении $[C_{m_q}(\infty; \delta, 0) + \gamma C_{m_{\dot{\delta}}}(\delta)]$ на прямолинейных участках траектории

ПРОСТРАНСТВЕННЫЕ ДВИЖЕНИЯ

При рассмотрении пространственных движений встает вопрос о проблеме взаимодействия в нелинейной постановке. Под взаимодействием понимается следующее. В линейной постановке (т. е. в том случае, когда переходные функции не зависят от предыстории движения) при анализе, например, совместных движений по тангажу и рысканию можно осуществить векторную декомпозицию пространственного движения на два ортогональных плоских движения, рассматривать каждое плоское движение независимо от другого, а суперпозиция отдельных результатов даст полное решение. В нелинейном же случае, когда переходные функции зависят от всех переменных, описывающих предысторию движения, очевидно, что аэродинамические нагрузки при движении в одной плоскости будут зависеть от характера движения в другой плоскости. Такое влияние одного движения на другое назовем взаимодействием.

Для простоты будем опять предполагать, что параметры движения, включая скорость полета, остаются постоянными вдоль траектории.

Общее движение описывается с помощью пяти независимых переменных. Таковыми являются компоненты скорости полета и компоненты угловой

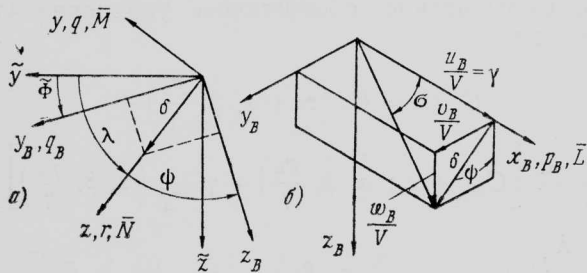
скорости, записанные либо в аэродинамической, либо в связанной системе координат.

Приближенная постановка в аэродинамической системе координат (x_B, y, z). Проводя те же преобразования, что и в плоском случае, получаем выражение, в которое входит сумма коэффициентов устойчивости.

Имеем

$$C_m(t) = C_m(\infty; \delta(t), \psi(t)) + \frac{\lambda l}{V} C_{m_\lambda}(\infty; \delta(t), \psi(t)) + \frac{q l}{V} C_{m_q}(\infty; \delta(t), \psi(t)) + \frac{r l}{V} C_{m_r}(\infty; \delta(t), \psi(t)) + \frac{\dot{\delta} l}{V} C_{m_{\dot{\delta}}}(\delta(t), \psi(t)) + \frac{\dot{\psi} l}{V} C_{m_{\dot{\psi}}}(\delta(t), \psi(t)). \quad (14)$$

Используемые в этой формуле параметры указаны на рис. 9.



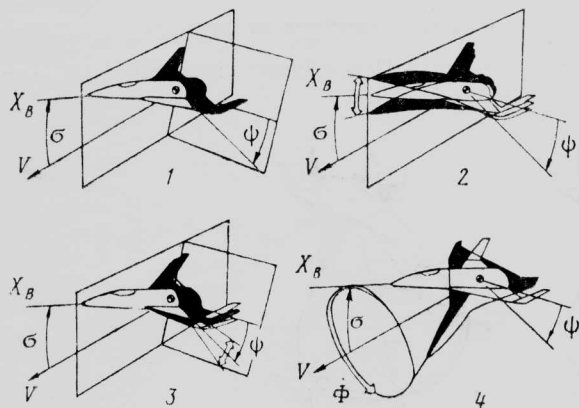
а—поперечная плоскость; б—плоскость, образованная осью x_B и вектором скорости

Рис. 9. Оси, углы и компоненты скорости в поперечной плоскости и плоскости, образованной вектором скорости и осью x_B

Аналогично плоскому случаю можно дополнительно упростить (14), рассматривая случай почти прямолинейной траектории:

$$C_m(t) = C_m(\infty; \delta(t), \psi(t)) + \frac{\dot{\psi} l}{V} C_{m_{\dot{\psi}}}(\delta(t), \psi(t)) + \frac{\dot{\delta} l}{V} C_{m_{\dot{\delta}}}(\delta(t), \psi(t)) + \frac{\lambda l}{V} \frac{1}{\gamma} C_{m_{\dot{\phi}}}(\infty; \delta(t), \psi(t)). \quad (15)$$

В результате получим, что в случае траектории полета, имеющей почти прямолинейную форму, произвольное движение представляется в виде суммы четырех характерных движений: движения с



1—постоянный угол атаки; 2—колебания по углу тангажа; 3—колебания по углу крена; 4—коническое движение

Рис. 10. Характерные движения, представленные в аэродинамической системе координат. Линейная зависимость от угловых скоростей

постоянным углом атаки, движения с колебаниями по крену и тангажу при постоянном угле атаки, а также конического движения при постоянном угле атаки. Типы движений схематически изображены на рис. 10.

Приближенная постановка задачи в связанной системе координат (x_B, y_B, z_B) (см. рис. 9). Аналогично предыдущим результатам имеем:

$$\hat{C}_m(t) = \hat{C}_m(\infty; \hat{\alpha}(t), \hat{\beta}(t)) + \frac{p_B l}{V} \hat{C}_{m_{p_B}}(\infty; \hat{\alpha}(t), \hat{\beta}(t)) + \frac{q_B l}{V} \hat{C}_{m_{q_B}}(\infty; \hat{\alpha}(t), \hat{\beta}(t)) + \frac{r_B l}{V} \hat{C}_{m_{r_B}}(\infty; \hat{\alpha}(t), \hat{\beta}(t)) + \frac{\dot{\alpha} l}{V} \hat{C}_{m_{\dot{\alpha}}}(\hat{\alpha}(t), \hat{\beta}(t)) + \frac{\dot{\beta} l}{V} \hat{C}_{m_{\dot{\beta}}}(\hat{\alpha}(t), \hat{\beta}(t)), \quad (16)$$

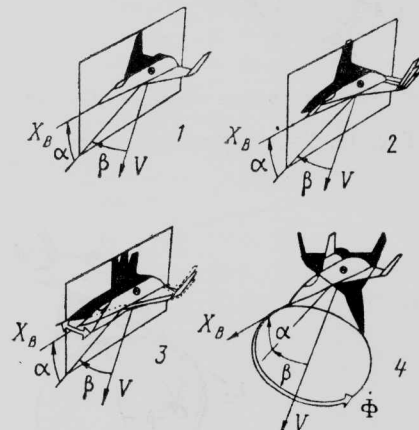
где p_B, q_B, r_B — компоненты угловой скорости вращения.

В случае движения по почти прямолинейной траектории аналогично уравнению (15) имеем:

$$\hat{C}_m(t) = \hat{C}_m(\infty; \hat{\alpha}, \hat{\beta}) + \frac{1}{\gamma} \frac{p_B l}{V} \hat{C}_{m_{\dot{\phi}}}(\infty; \hat{\alpha}, \hat{\beta}) + \frac{1}{\gamma} \frac{\dot{\alpha} l}{V} [\hat{C}_{m_{q_B}}(\infty; \hat{\alpha}, \hat{\beta}) + \gamma \hat{C}_{m_{\dot{\alpha}}}(\hat{\alpha}, \hat{\beta})] - \frac{1}{\gamma} \frac{\dot{\beta} l}{V} [\hat{C}_{m_{r_B}}(\infty; \hat{\alpha}, \hat{\beta}) - \gamma \hat{C}_{m_{\dot{\beta}}}(\hat{\alpha}, \hat{\beta})]. \quad (17)$$

Для системы координат, связанной с телом, четыре характерными движениями в случае почти прямолинейной траектории являются: движение с постоянными углами атаки и скольжения, коническое движение при постоянных углах атаки и скольжения, а также колебания по тангажу и рысканию при постоянных углах атаки и скольжения. Эти характерные движения схематически представлены на рис. 11.

Отметим, что характерные движения, которые приняты при анализе движения самолета с помощью математической модели, сформулированной в аэродинамической системе координат (см. рис. 10),



1—постоянные углы атаки и скольжения; 2—колебания по углу тангажа; 3—колебания по углу рыскания; 4—коническое движение

Рис. 11. Характерные движения в связанной системе координат. Линейная зависимость от угловых скоростей

представляют собой полный набор движений в случае небольших перемещений по вертикали. Аналогичным образом характерные движения в связанной системе координат (см. рис. 11) также представляют собой полный набор движений. Это означает, что аэродинамические нагрузки при произвольном движении самолета выражаются в виде суперпозиции составляющих нагрузок, возникающих при характерных движениях.

ВРАЩАТЕЛЬНЫЕ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Тот факт, что как в аэродинамической системе координат, так и в связанной системе координат коническое движение является характерным движением (см. рис. 10 и 11), свидетельствует о важности этого типа движения в нелинейном случае.

При $p_B=0$ коническое движение эквивалентно периодическому движению одновременно в двух ортогональных плоскостях. Можно утверждать, что коническое движение характеризует собой процесс взаимодействия плоских движений.

Известно, что при развитии вращательного движения наличие больших асимметричных зон срыва потока на крыле самолета может обусловить нелинейную зависимость аэродинамических нагрузок от скорости вращения даже при малых ее значениях. Это противоречит предположению, лежащему в основе соотношений (15), (17), что аэродинамические нагрузки являются линейными функциями скоростей вращения. Можно обобщить полученные соотношения на случай нелинейной зависимости от скорости конического движения. В рамках такой постановки задачи пока еще не удастся учесть эффект аэродинамического гистерезиса.

Аэродинамическая система координат (нелинейный случай). Обобщенное выражение, аналогичное уравнению (15) (также предполагается, что

траектория полета почти прямолинейна), выглядит следующим образом:

$$C_m(t) = C_m\left(\infty; \delta(t), \psi(t), \frac{\dot{\lambda}}{\gamma}(t)\right) + \frac{\dot{\delta}l}{V} C_{m_{\delta}}\left(\delta(t), \psi(t), \frac{\dot{\lambda}}{\gamma}(t)\right) + \frac{\dot{\psi}l}{V} C_{m_{\psi}}\left(\delta(t), \psi(t), \frac{\dot{\lambda}}{\gamma}(t)\right) \quad (18)$$

Таким образом, вместо четырех характерных движений (см. уравнение (15)), которые описывают реакции, возникающие при произвольном движении, в случае нелинейной зависимости от скорости конического движения имеем только три характерных движения (рис. 12).

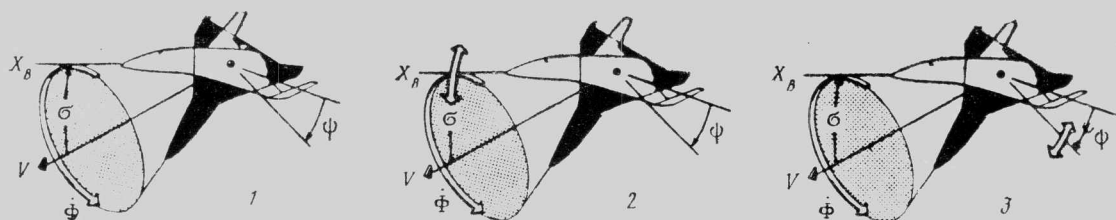
Это связано с тем, что в данном случае первый член в уравнении (18) имеет более общий вид.

Связанная система координат (нелинейный случай). Соотношение, обобщающее уравнение (17), имеет вид

$$\hat{C}_m(t) = \hat{C}_m\left(\infty; \hat{\alpha}, \hat{\beta}, \frac{p_B}{\gamma}\right) + \frac{1}{\gamma} \frac{\hat{\alpha}l}{V} \left[\hat{C}_{m_{q_B}}\left(\infty; \hat{\alpha}, \hat{\beta}, \frac{p_B}{\gamma}\right) + \gamma C_{m_{\alpha}}\left(\hat{\alpha}, \hat{\beta}, \frac{p_B}{\gamma}\right) \right] - \frac{1}{\gamma} \frac{\hat{\beta}l}{V} \left[\hat{C}_{m_{r_B}}\left(\infty; \hat{\alpha}, \hat{\beta}, \frac{p_B}{\gamma}\right) - \gamma C_{m_{\beta}}\left(\hat{\alpha}, \hat{\beta}, \frac{p_B}{\gamma}\right) \right]. \quad (19)$$

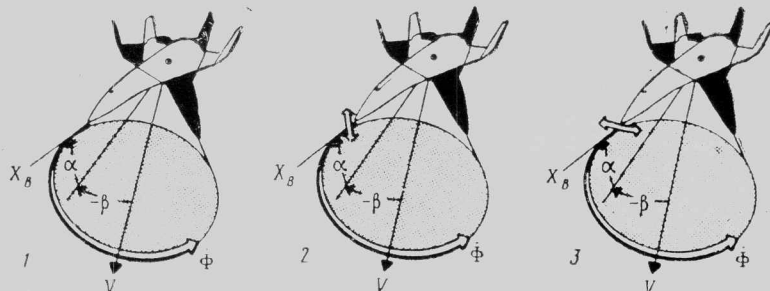
Таким образом, в связанной системе координат аналогично предыдущему случаю имеем три характерных движения, которые схематически представлены на рис. 13.

Практическая применимость модели в конечном счете зависит от успешной разработки методов определения необходимых аэродинамических нагрузок. Так же, как и при плоском движении, ин-



1—коническое движение; 2—колебания по тангажу и коническое движение; 3—колебания по крену и коническое движение

Рис. 12. Характерные движения в аэродинамической системе координат. Нелинейная зависимость от скорости конического движения



1—коническое движение; 2—колебания по тангажу и коническое движение; 3—колебания по углу рыскания и коническое движение

Рис. 13. Характерные движения в связанной системе координат. Нелинейная зависимость от скорости конического движения

формация об аэродинамических нагрузках может быть получена как в результате расчета поля течения, так и в процессе экспериментальных исследований.

ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ

Численные методы все еще не применяются достаточно широко для определения коэффициентов устойчивости самолета, маневрирующего при больших углах атаки. В этом случае на характеристики поля течения и, следовательно, нелинейные аэродинамические нагрузки в общем случае оказывают влияние эффекты, связанные со срывом вязкого потока. В настоящее время не удается рассчитать трехмерное обтекание самолета при наличии срывных зон и в случае стационарного обтекания. Даже если не принимать во внимание тот факт, что современные модели турбулентности не в состоянии точно описывать обтекание с большими зонами срыва, возможности современных ЭВМ пока еще настолько ограничены, что удастся рассчитать только стационарные трехмерные вязкие течения около тел простейшей формы. Для расчета характеристик нестационарного обтекания при колебательных характерных движениях необходимы ЭВМ с большей памятью и более высокой скоростью счета.

Хотя в общем случае и не удастся оценить с помощью численных методов аэродинамические нагрузки самолета при больших углах атаки, в настоящее время возможен расчет аэродинамических нагрузок для двух диапазонов изменения угла атаки и числа Маха. В первом случае при малых углах атаки срыв потока обычно отсутствует и аэродинамические нагрузки линейно зависят от угла атаки.

При данном режиме обтекания для описания течения можно использовать линеаризованные уравнения газовой динамики, в которых не учитывается наличие вязкости. Был разработан целый ряд методов, позволяющих рассчитывать классические производные устойчивости простых крыльев и тел в данном диапазоне.

Второй случай, для которого возможно применение численных методов, это — стационарный сверхзвуковой поток. В этом случае нелинейные уравнения газовой динамики становятся гиперболическими по пространственной координате в направлении потока, что позволяет рассчитывать сверхзвуковые потоки с помощью эффективных численных методов, в которых решение определяется в ходе продвижения по пространственной координате. Таким образом, при определении параметров стационарных сверхзвуковых потоков, обтекающих тел при малых и средних углах атаки, широко используются конечно-разностные методы расчета невязких и вязких течений. По мере увеличения угла атаки обнаруживается нелинейная зависимость рассчитанных аэродинамических нагрузок от величины угла. Поля течения около тел, находящихся в установившемся коническом движении, и осесимметричных тел, вращающихся с постоянной скоростью (движение Магнуса), являются также установившимися относительно связанной системы координат. Этот факт позволяет рассчитывать параметры невязких сверхзвуковых потоков, описываемых нелинейными уравнениями и обтекающих

тонкие конуса (как с круговым, так и с эллиптическим поперечным сечением), совершающие коническое движение. В последнее время были проведены расчеты вязких сверхзвуковых потоков, обтекающих конуса с круговым сечением, совершающие коническое движение. При этом применялись методы, основанные на использовании модифицированных уравнений Навье—Стокса, приведенных к параболическому виду. Стационарные вязкие течения около тел вращения, находящихся во вращательном движении, рассчитывали с помощью метода, в котором совместно решаются уравнения невязкого потока и уравнения пограничного слоя, а также с помощью метода, в котором применялись уравнения Навье—Стокса, приведенные к параболическому виду.

ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К ЭКСПЕРИМЕНТУ

Значимость конического движения и наличие эффектов аэродинамического взаимодействия пространственных движений в нелинейном случае привели к появлению дополнительных требований к методам экспериментальной оценки коэффициентов устойчивости. Если сделать предположение о линейной зависимости аэродинамических моментов от скорости конического движения, то можно заключить, что нелинейная аэродинамическая нагрузка, возникающая при произвольном пространственном движении самолета вдоль почти прямолинейной траектории, складывается из аэродинамических нагрузок при четырех характерных движениях (см. рис. 10, 11).

При моделировании в трубе движений, которые складываются из характерных движений в аэродинамической системе координат (рис. 10), необходимо использовать три вида экспериментального оборудования.

1. Аппаратуру для реализации конического движения. Подобная аппаратура позволяет измерять аэродинамические нагрузки, возникающие в случае стационарного обтекания и стационарного конического движения при фиксированных угле атаки σ и угле крена ψ .

2. Устройство, реализующее колебания по тангажу и предназначенное для моделирования колебаний небольшой амплитуды по σ относительно некоторого фиксированного значения σ , т. е. колебания относительно оси, ориентированной по нормали к плоскости угла атаки.

3. Аппаратуру, реализующую колебания по крену, для моделирования колебаний небольшой амплитуды по ψ относительно фиксированного значения ψ , т. е. колебания относительно оси x_v (в случае осесимметричных тел для моделирования движения Магнуса можно было бы использовать устройство, служащее для вращения модели с постоянной скоростью относительно оси x_v).

В литературе в последнее время появились сообщения о разработке усовершенствованных экспериментальных устройств, способных реализовать колебания малой амплитуды по тангажу, крену и углу рыскания модели самолета в аэродинамической трубе при больших средних углах атаки и рыскания, а также измерять аэродинамические нагрузки, включая и те, которые обусловлены взаимодействием плоских движений.

Если отказаться от предположения о линейной зависимости аэродинамических моментов от скорости конического движения, то число необходимых характерных движений уменьшается с четырех до трех. В обеих системах координат нужно рассмотреть коническое движение и два вида колебательных движений при наличии конического движения (см. рис. 12, 13). Для реализации движений в аэродинамической трубе в этом случае также необходима аппаратура, позволяющая моделировать конические движения, а также вышеописанные устройства для моделирования колебательных движений.

Важное дополнительное требование о том, что каждое колебательное движение реализуется в присутствии конического движения, требует, разумеется, включения устройств, реализующих колебания, в аппаратуру для моделирования конических движений. Проведение таких сложных экспериментов, включающих комбинацию колебательного и конического движений, необходимо только в том случае, когда составляющая момента, обусловленная наличием стационарного конического движения, существенно нелинейным образом зависит от скорости конического движения. В противном случае указанные движения можно моделировать отдельно.

ВЫБОР И ПРОВЕРКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ

Можно считать, что наиболее простая постановка задачи, адекватно описывающая аэродинамические характеристики самолета, выполняющего пространственные маневры при больших углах атаки, выражается уравнениями (15) или (17). Таким образом, при определении аэродинамических характеристик нового самолета рекомендуется проводить эксперименты по моделированию характерных движений, представленных на рис. 10 или 11. Отметим, что все три составляющие аэродинамической силы и момента должны измеряться одновременно в процессе реализации каждого из характерных движений, чтобы можно было получить необходимую для формулировки модели информацию о взаимодействии плоских движений. Если в ходе проведения экспериментов выяснится, что аэродинамические нагрузки не удовлетворяют предположениям, положенным в основу модели (например, имеет место нелинейная зависимость от скорости конического движения или частоты колебаний), то необходимо выбрать модель следующего уровня сложности и определять аэродинамические параметры, исходя из характерных движений, присущих новой постановке задачи. В случае нелинейной зависимости аэродинамических нагрузок от скорости конического движения используется соотношение (18) или (19) (соответствующие характерные движения представлены на рис. 12, 13).

Следуя данной методике, можно при выборе математической модели исходить из наиболее простой постановки задачи, способной учесть явление (например, нелинейная зависимость от скорости конического движения, гистерезис).

Процесс проверки выбранной аэродинамической модели самолета включает следующие этапы:

а) определение из экспериментов в аэродинамической трубе или с помощью расчетов аэродина-

мических характеристик самолета (анализ характерных движений);

б) использование результатов этапа (а) совместно с уравнениями движения самолета для прогнозирования характеристик летательного аппарата при выполнении экстремальных маневров;

в) проведение при тех же начальных условиях летных экспериментов с целью определения фактических характеристик в ходе полета.

Фактические аэродинамические характеристики следует сравнить со значениями параметров, найденными с помощью математической модели. Хорошее согласование результатов для всех маневров является убедительной демонстрацией правильности выбора математической модели.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ГИСТЕРЕЗИС

Известно, что в случае стационарной реакции по тангажу явление гистерезиса развивается в результате появления некоторых форм срыва потока.

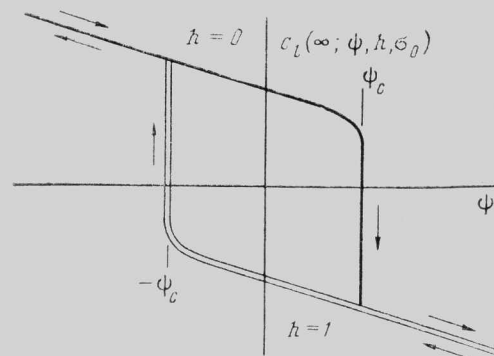


Рис. 14. Схематическое представление аэродинамического гистерезиса при изменении стационарного коэффициента момента крена по углу крена

Гистерезис наблюдается также при рассмотрении зависимости стационарного коэффициента момента крена C_l от угла крена ψ или угла бокового скольжения β для тонких крыльев и самолета-истребителя при больших углах атаки.

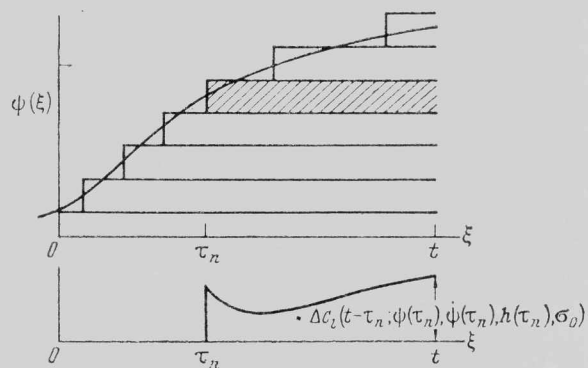


Рис. 15. Суммирование дискретных приращений при ступенчатых изменениях угла крена

Рассмотрим процесс автоколебаний самолета по крену с одной степенью свободы при наличии гистерезиса (рис. 14).

Можно представить изменение коэффициента момента крена $C_l(t)$ при произвольном движении

$\psi(t)$ в виде суммы дискретных приращений $\Delta C_l(t)$ при ступенчатых изменениях $\Delta\psi$ (рис. 15).

Совершая несложные преобразования, получим следующее интегральное представление для $\dot{C}_l(t)$:

$$\begin{aligned}
 C_l(t) &= C_l(0) + \int_0^{\bar{\tau}_1 - \varepsilon} C_{l\psi}(t - \tau; \psi(\tau), \dot{\psi}(\tau), \\
 h(0), \sigma_0) \frac{d\psi}{d\tau} d\tau &+ \int_{\bar{\tau}_1 + \varepsilon}^{\bar{\tau}_2 - \varepsilon} C_{l\psi}(t - \tau; \psi(\tau), \dot{\psi}(\tau), h(\bar{\tau}_1), \\
 \sigma_0) \frac{d\psi}{d\tau} d\tau &+ \dots + \int_{\bar{\tau}_N + \varepsilon}^t C_{l\psi}(t - \tau; \psi(\tau), \\
 \dot{\psi}(\tau), h(\bar{\tau}_N), \sigma_0) \frac{d\psi}{d\tau} d\tau &+ \sum_{j=1}^N \Delta C_l(t - \bar{\tau}_j; \dot{\psi}(\bar{\tau}_j), \\
 h(\bar{\tau}_j), \sigma_0), & \quad (20)
 \end{aligned}$$

УДК 629.735.33.015

МЕТОДЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ*

Наилучшим способом получения информации о характеристиках устойчивости самолета при реальных числах Рейнольдса и Маха является проведение экспериментов в аэродинамической трубе на динамически подобных моделях. В принципе, можно получить необходимую информацию, проводя различные другие эксперименты с моделью, например, аэробаллистические эксперименты, испытания в свободном полете с использованием моделей с реактивными двигателями или радиоуправляемых планирующих моделей, эксперименты в вертикальных аэродинамических трубах и т. д. Однако все эти методы имеют один общий недостаток — они не подходят для испытаний при больших числах Рейнольдса. Моделирование полетных чисел Рейнольдса особенно важно при больших углах атаки. Несмотря на различные экономические и технические ограничения, в настоящее время делаются значительные усилия с целью создания новых установок, как можно более точно удовлетворяющих этому требованию. Следует иметь в виду, что после накопления достаточного количества информации о характеристиках устойчивости и управляемости при больших числах Рейнольдса для некоторых конфигураций и различных условий потока можно провести соответствующий анализ и, возможно, уменьшить количество производных, которые необходимо определять при реальных числах Рейнольдса. В результате появляется возможность проводить некоторые эксперименты по выяснению характеристик устойчивости на небольших, менее дорогих установках.

ПРОИЗВОДНЫЕ УСТОЙЧИВОСТИ

Производные аэродинамических сил и моментов в общем случае зависят от одной или нескольких переменных, описывающих перемещения мо-

где $\xi = \tau_j$ — те моменты, когда h скачкообразно меняется от одного своего возможного значения до другого. Появление в уравнении последнего члена связано со скачкообразным изменением C_l в моменты времени $\bar{\tau}_j$ (его появление связано с наличием гистерезиса).

Соотношение (20) является искомым интегральным представлением изменения коэффициента момента крена $C_l(t)$ на произвольный маневр по крену $\psi(t)$. Оно учитывает двузначный, разрывный характер поведения стационарного коэффициента момента крена.

Референт А. И. Симонов.

Редакторы М. Г. Гоман, Е. П. Толстобров.

дели. В этом случае число экспериментов, которые нужно проводить, значительно увеличивается, при этом увеличение объема исследований зависит от числа измеряемых аэродинамических производных. В таблице приведены различные типы динамических производных, а также методики экспериментального определения производных аэродинамических моментов. Показанные перекрестные производные учитывают аэродинамическое взаимодействие продольного и бокового движений самолета.

Различные типы динамических производных моментов

Изолированное вращение	Ускоренное поступательное движение	Колебания относительно фиксированной оси		
		Производные демпфирования	Перекрестные производные	Производные, описывающие перекрестное взаимодействие
$\bar{m}_{x,x}^{\omega}, \bar{m}_{z,x}^{\omega},$ $\bar{m}_{y,x}^{\omega}, \bar{m}_{x,z}^{\omega},$ $\bar{m}_{z,z}^{\omega}, \bar{m}_{y,z}^{\omega},$ $\bar{m}_{z,y}^{\omega}, \bar{m}_{y,y}^{\omega},$	$\bar{m}_{x,\alpha}^{\omega}, \bar{m}_{y,\alpha}^{\omega},$ $\bar{m}_{z,\alpha}^{\omega}, \bar{m}_{x,\beta}^{\omega},$ $\bar{m}_{y,\beta}^{\omega}, \bar{m}_{z,\beta}^{\omega},$	$\bar{m}_{z,z}^{\omega} + \bar{m}_{z,x}^{\omega} +$ $\bar{m}_{x,x}^{\omega} +$ $\bar{m}_{x,y}^{\omega} \sin \alpha$ $\bar{m}_{y,y}^{\omega} +$ $\bar{m}_{y,z}^{\omega} \cos \alpha$	$\bar{m}_{x,y}^{\omega} +$ $\bar{m}_{x,\beta}^{\omega} \cos \alpha$ $\bar{m}_{y,x}^{\omega} +$ $\bar{m}_{y,\beta}^{\omega} \sin \alpha$	$\bar{m}_{z,z}^{\omega} +$ $\bar{m}_{z,x}^{\omega} +$ $\bar{m}_{z,y}^{\omega} +$ $\bar{m}_{z,\beta}^{\omega} \cos \alpha$ $\bar{m}_{z,x}^{\omega} + \bar{m}_{z,\beta}^{\omega} \sin \alpha$ $\bar{m}_{y,z}^{\omega} + \bar{m}_{y,\beta}^{\omega}$

В тех случаях, когда эти производные имеют значительную величину, нельзя осуществить традиционное разделение уравнений пространственного движения самолета на уравнения изолированного бокового и продольного движений. Одна группа производных характеризует производные аэродинамических моментов, обусловленные поступательным перемещением модели с ускорением. В нее входят производные моментов по α и β . Аэродина-

* Orlik-Rückemann K. Review of techniques for determination of dynamic stability parameters in wind tunnels. AGARD-LS-114-3.

мические моменты, обусловленные вертикальным ускорением, связаны с изменением по времени угла атаки (α). Аналогично, аэродинамические моменты, возникающие при ускоренном боковом перемещении модели, характеризуются производными по параметру (β). Эти производные можно использовать при разделении производных, связанных с изолированным вращением (например, $m_z^{\omega_z} + m_z^{\alpha}$), от производных, измеряемых при колебательных движениях с малыми амплитудами относительно фиксированной оси, таких как $m_y^{\omega_y} + m_y^{\beta} \cos \alpha$ или $m_y^{\omega_y} + m_y^{\beta} \sin \alpha$.

МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОИЗВОДНЫХ

Рассмотрим основные методы, пригодные для проведения испытаний в аэродинамических трубах при больших значениях угла атаки (α) или числа Рейнольдса (Re), которые перечислены на рис. 1. Следует отметить, что наиболее важными являются методы, в которых модель совершает колебательные или вращательные движения, поскольку они наилучшим образом подходят для измерения динамических производных в реальных условиях.

Обычно метод вынужденных колебаний реализуется на установках с одной степенью свободы, при этом можно измерять как прямые производные, так и различные перекрестные производные аэродинамических сил и моментов. Подобные эксперименты можно проводить, возбуждая колебания с по-

мощью эксцентрикового привода с постоянной угловой скоростью вращения или с помощью метода плоско-параллельных колебаний модели. Эксперименты, в которых моделируются вынужденные колебания на установках со многими степенями свободы, часто проводятся таким образом, что модель в основном движется вдоль одной координаты или же по двум направлениям. Для моделей с тросовой подвеской можно проводить эксперименты по изучению движений с креном можно проводить как в процессе вынужденного, так и при свободном вращении модели. Хотя в большинстве случаев каждому блоку на рис. 1 соответствует своя определенная техника или аппаратура, возможны ситуации, когда одна и та же установка может одновременно или последовательно выполнять функции, указанные в двух или более блоках (например, комбинации конического движения и вращения относительно продольной оси, движения по тангажу и вертикального движения). Одно и то же оборудование может использоваться как для возбуждения вынужденных колебаний, так и при изучении свободных колебаний. Примером такого универсального оборудования может служить установка, реализующая вращательное движение в орбитальной плоскости, разрабатываемая в настоящее время фирмой NAE (National Aerospace Electronics). Следует также отметить, что методы, предусматривающие свободный полет модели в аэродинамической трубе или использование моделей на магнитной подвеске, не пригодны в настоящее время для

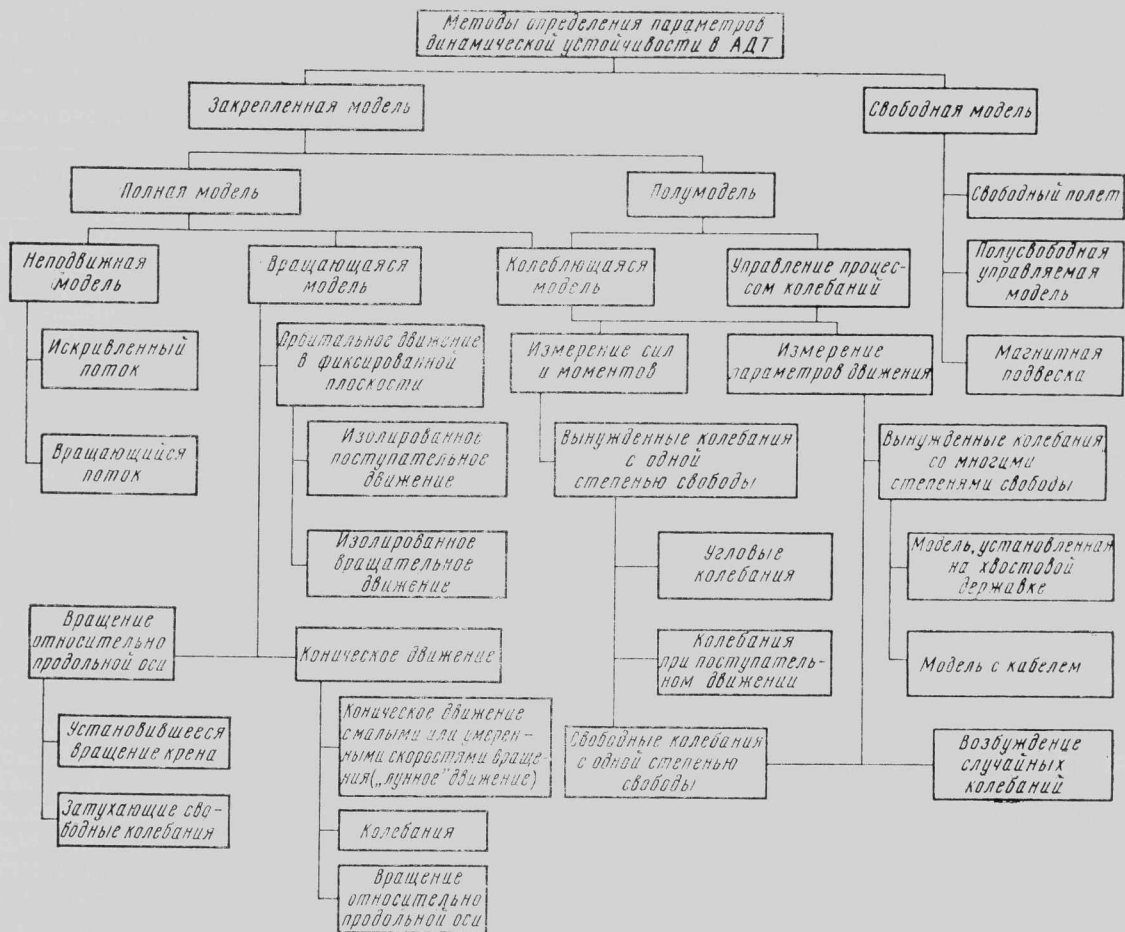


Рис. 1. Методы определения характеристик устойчивости и управляемости в аэродинамических трубах

изучения динамических характеристик в реальных полетных условиях, а эксперименты в трубах, в которых используются полусвободные модели с дистанционным управлением, обычно позволяют получить лишь качественную оценку поведения летательного аппарата.

ИЗМЕРЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ. ВЫНУЖДЕННЫЕ КОЛЕБАНИЯ С ОДНОЙ СТЕПЕНЬЮ СВОБОДЫ

Можно провести дальнейшее разделение этой группы методов на классы в зависимости от типа возбуждения. Если используется электромагнитный привод, то амплитуда прикладываемого крутящего момента (или силы) обычно постоянна. Кроме того, если колебания происходят относительно оси под таким углом атаки, когда существует значительный восстанавливающий аэродинамический момент, то положение равновесия при наличии потока будет отличаться от положения равновесия при отсутствии потока. Если предположить, что восстанавливающий механический момент $K(x-x_0)$ равен нулю при $x=x_0$, то восстанавливающий момент при наличии потока $[K(x-x_0)+kx]$ обращается в нуль при $x=x'_0$, причем $x'_0=x_0K/(K+k)$, где аэродинамический коэффициент жесткости k можно получить для колебаний по тангажу, например, в виде $k=(m_2)_{\text{лок}}/\alpha$. В большинстве случаев, когда колебания происходят относительно небольших значений углов атаки или скольжения, коэффициент механической жесткости K намного больше, чем k , и разница между x'_0 и x незначительна. В других случаях, в частности при наличии колебаний по тангажу относительно большого угла атаки, k может быть существенным.

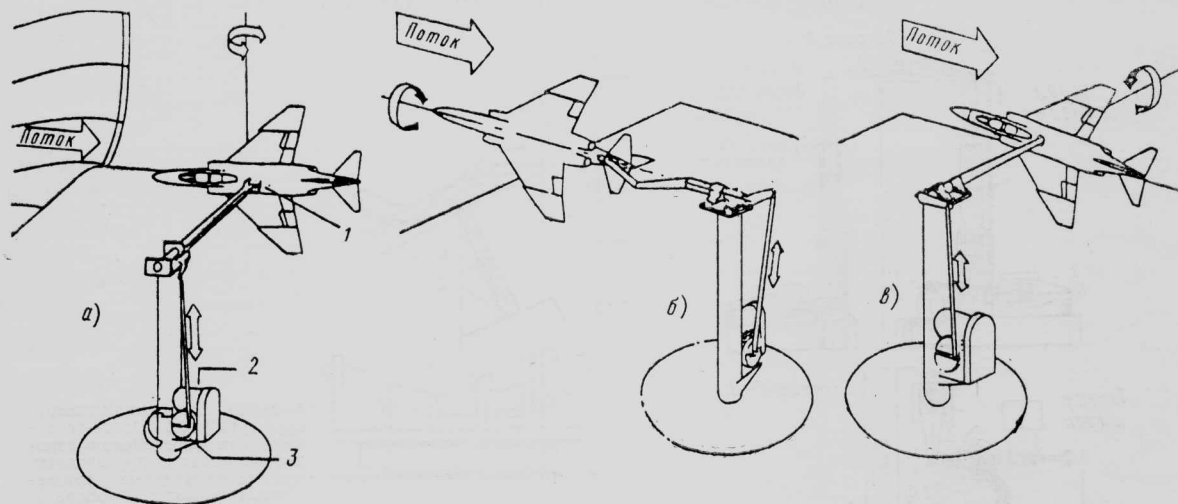
Для реализации колебательных движений модели используются приводы механического или гидравлического типа. В этом случае амплитуда колебаний остается постоянной, а колебания модели являются гармоническими, и производные определяются по измеренным компонентам аэродинамических сил и моментов, совпадающим и сдвинутым по фазе на 90° относительно движения модели.

Как правило (особенно при колебаниях с одной степенью свободы), более выгодно проводить испы-

тания при резонансных частотах или частотах, близких к резонансу, поскольку это обеспечивает минимизацию вращающего момента или силы, потребных для поддержания колебаний, и, кроме того, повышает точность измерений.

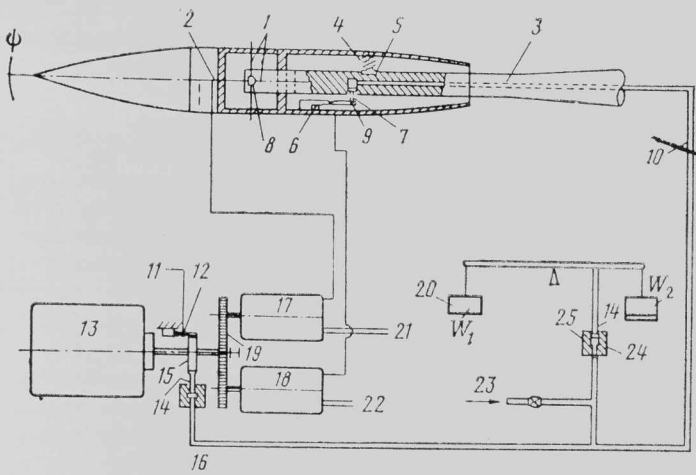
Установка натурной аэродинамической трубы НИЦ им. Лэнгли ($M < 0,1$). Установка, используемая в натурной аэродинамической трубе в НИЦ им. Лэнгли (NASA), может после незначительной модификации применяться для экспериментального определения аэродинамических характеристик при движении модели по тангажу, рысканию или крену (рис. 2). Производные аэродинамических сил и моментов, действующих на модель при ее движении по тангажу, крену и рысканию относительно фиксированной оси, можно измерять вплоть до значений угла атаки 110° . В эксперименте используются шестикомпонентные внутренние тензovesы. Обработка экспериментальных данных осуществляется в реальном масштабе времени. Колебательные движения модели генерируются с помощью системы штанг и коленчатых рычагов, приводимых в движение маховиком. Источником питания этой системы служит электрический двигатель мощностью 3 л. с. Частота вынужденных колебаний в диапазоне 0,5—1,5 Гц регулируется посредством изменения числа оборотов двигателя. Аналогичная установка используется в больших низкоскоростных аэродинамических трубах S_1 и S_2 научно-испытательного центра ONERA в Шалэ-Медон.

Установка для скоростных аэродинамических труб НИЦ им. Лэнгли. Установка вынужденных колебаний по крену (рис. 3) пригодна для использования как в дозвуковой аэродинамической трубе ($0,2 < M < 0,85$) с размером рабочего сечения $2,134 \times 3,048$ м, так и в трансзвуковой аэродинамической трубе, работающей на сжатом воздухе, с размером сечения рабочей части 2,44 м ($0,2 < M < 1,2$). При возбуждении колебаний хвостовой державки и модели с помощью коленчатого рычага используется двигатель с переменным числом оборотов. Расположенная внутри хвостовой державки торсионная пружина соединяется с передней частью тензovesов и генерирует вращающий момент, который вместе с позиционной составляющей



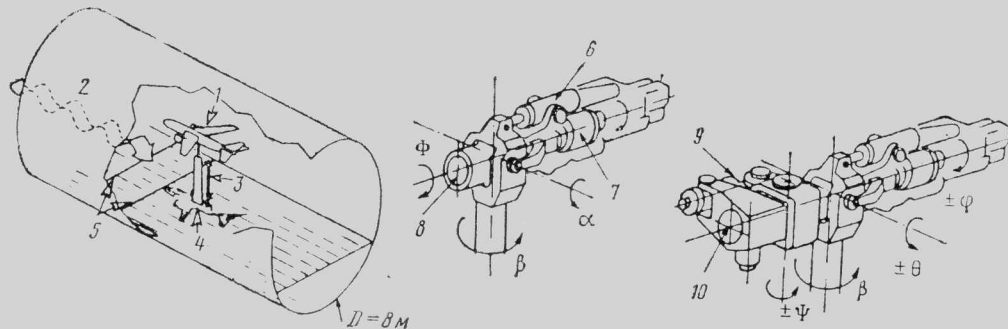
а—устройство, реализующее движение по тангажу; б—устройство, реализующее движение по крену; в—устройство для реализации движения рыскания
1—тензovesы; 2—двигатель; 3—маховик

Рис. 2. Установка вынужденных колебаний (натурная аэродинамическая труба НИЦ им. Лэнгли, NASA)



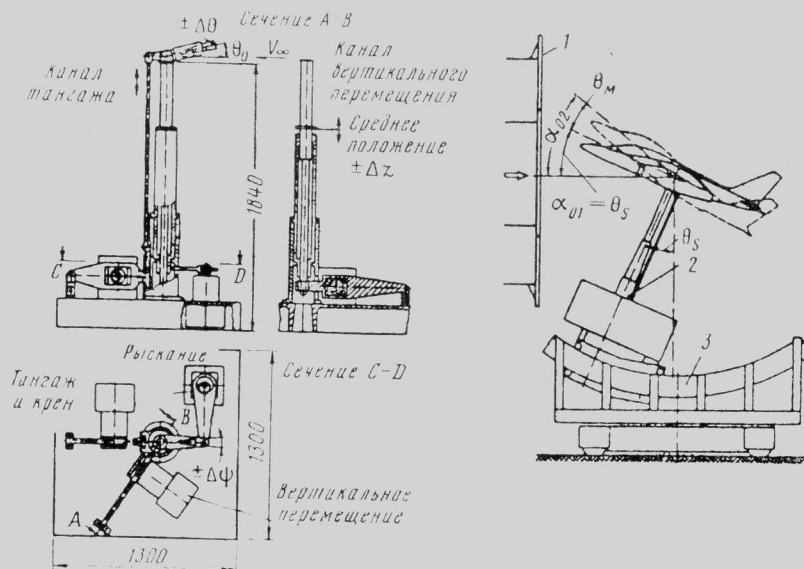
1—осевые пластинки, работающие на изгиб; 2—стержень, осуществляющий смещения; 3—державка модели; 4—пружина для регулировки частоты; 5—регулирующий винт пружины; 6—стержень, передающий момент; 7—поршень, генерирующий движения модели; 8—осевая центральная стойка, работающая на изгиб; 9—шаровой шарнир и муфтовое соединение; 10—гидравлическая линия; 11—выходной сигнал для частотного осциллографа; 12—балка для калибровки по частоте; 13—двигатель; 14—поршень; 15—кулачок; 16—гидравлическое устройство; 17—решающее устройство, анализирующее величину смещения; 18—решающее устройство, анализирующее величину момента; 19—шестеренчатый привод с регулируемым передаточным числом; 20—дифференциальный груз; 21—выходной сигнал для измерителей смещения; 22—выходной сигнал для измерителей момента; 23—дополнительная подача жидкости; 24—цилиндр; 25—уплотнительное кольцо

Рис. 3. Установка вынужденных колебаний по тангажу и рысканию, используемая в скоростных аэродинамических трубах НИЦ им. Лэнгли (NASA)



1—модель, совершающая колебания относительно трех осей; 2—генератор «порывов ветра»; 3—моделирование эффекта близости земли и процесса посадки; 4—вертикальная стойка; 5—поверхность, предназначенная для моделирования близости земли, с системой управления пограничным слоем (блуд через шель); 6—винт с линейным перемещением для реализации поворотов по α и $\pm\theta$; 7—устройство, реализующее угловые перемещения по Φ и $\pm\psi$; 8—устройство для статической балансировки; 9—винт с линейным перемещением для реализации движений по $\pm\psi$; 10—устройство для динамической балансировки

Рис. 4. Установка вынужденных колебаний по тангажу, рысканию и крену. Аэродинамическая труба S1 в Модане (ONERA)



1—сопло аэродинамической трубы (2,8×3,5 м); 2—тензосенсоры для определения аэродинамических производных при колебательных движениях модели; 3—опора

Рис. 5. Установка вынужденных колебаний, сконструированная в DFVLR

момента может нейтрализовать силы инерции, действующие на модель, когда она колеблется в режиме фазового резонанса. Для разделения вращающего момента на две составляющие — сифазную компоненту и компоненту, сдвинутую по фазе — применяется система, включающая решающее устройство, фильтры и цифровые вольтметры с демпфированием. Оборудование рассчитано на максимальную нормальную силу около 453,6 кгс и значения угла атаки вплоть до 22°. Аналогичным образом реализуются вынужденные колебания по тангажу и рысканию (рис. 3).

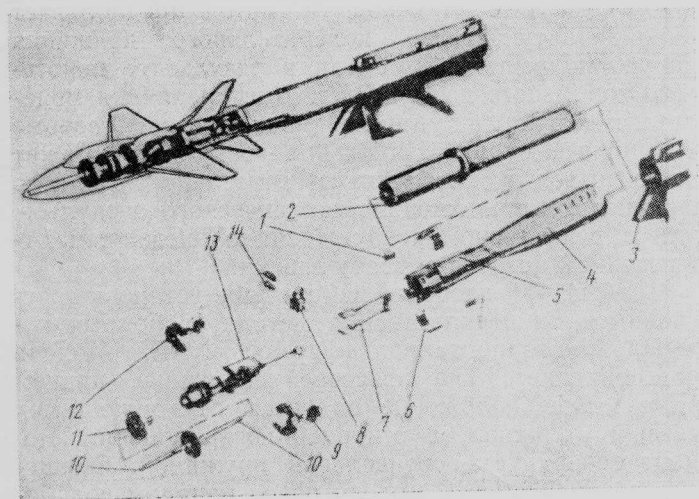
Новая установка для анализа динамических характеристик моделей при испытаниях в низкоскоростной аэродинамической трубе была сконструирована в научно-испытательном центре ONERA в Модане. На этой установке с помощью тензосенсоров можно определить прямые и перекрестные производные. Весы устанавливаются в головной части модели, которая может поворачиваться относительно трех осей, что позволяет реализовать колебания небольшой амплитуды по тангажу, рысканию или крену (рис. 4). Частоты вынужденных колебаний изменяются в диапазоне 0,5—2 Гц. Максимальный угол атаки равен 30°. Максимальная нормальная сила составляет примерно 3628,8 кгс. Установку можно также использовать для проведения статических испытаний моделей, изучения эффекта близости земли, а также для моделирования верти-

кальных движений моделей с помощью стойки, приводимой в движение гидравлическим подъемным механизмом. Максимальная скорость движения стойки составляет 4 м/с.

Представляет интерес установка вынужденных колебаний модели для определения различных производных аэродинамических сил и моментов, разработанная западногерманским научно-исследовательским центром по авиации и космонавтике DFVLR, фирмой Дорнье и техническим институтом в Дармштадте (рис. 5). Механическая приводная система, включающая три редукторных двигателя, эксцентрические диски и штанги, осуществляет жесткие колебательные движения модели по тангажу, рысканию, крену или колебательные движения в процессе подъема (в фиксированный момент времени для реализации различных движений может использоваться только один двигатель). Максимальная амплитуда всех угловых движений составляет 5° , а вертикального движения — 30 мм. Границы диапазона частот вынужденных колебаний составляют 0,2 и 3 Гц. Пятикомпонентные внутренние тензосесы позволяют определить прямые и перекрестные производные. Максимальный угол атаки равен примерно 15° , но может быть увеличен до 50° при закреплении установки на опоре, смонтированной на круговой рельсовой направляющей.

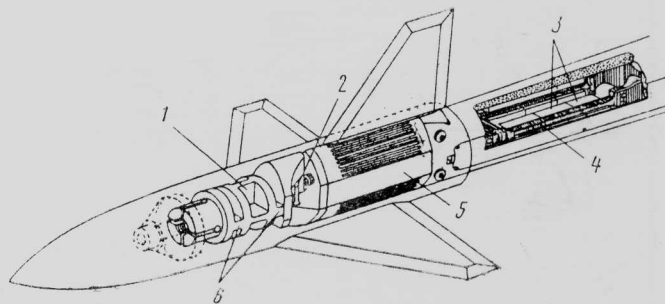
Установки фирмы NAE. Первая установка, реализующая вынужденные колебания модели и позволяющая проводить измерения прямых и перекрестных производных аэродинамических сил и моментов, была сконструирована фирмой NAE в 1973 г. (установка Mk.I). Движения, реализуемые с помощью этой установки, включают основную моду колебаний по тангажу, а также дополнительные моды колебаний по рысканию и крену. При повороте установки на 90° относительно продольной оси колебания с основной модой будут происходить по углу рыскания.

В последнее время фирма NAE разработала несколько новых вариантов установки, которые в некоторых аспектах отличаются от описанной уста-



1—изоляционная прокладка; 2—переходная втулка; 3—рамочная опора; 4—хвостовая державка; 5—магниты на основе редкоземельных элементов; 6—гибкий проводник; 7—катушка; 8—соединение; 9—левая балка упругого шарнира; 10—акселерометр; 11—заглушка; 12—правая балка упругого шарнира; 13—консольная балка тензосесов; 14—оси упругого шарнира

Рис. 6. Установка вынужденных колебаний по углам тангажа и рыскания Mk.II фирмы NAE (конфигурация установки при реализации колебаний по тангажу)



1—упругий элемент тензосесов для измерений момента крена; 2—упругий элемент для измерений момента рыскания (тангажа); 3—магниты на основе редкоземельных элементов; 4—катушка; 5—многоветвистый элемент конструкции; 6—упругий элемент тензосесов для измерения момента тангажа (рыскания)

Рис. 7. Часть установки плоско-параллельных вынужденных колебаний фирмы NAE (колебания в поперечном направлении)

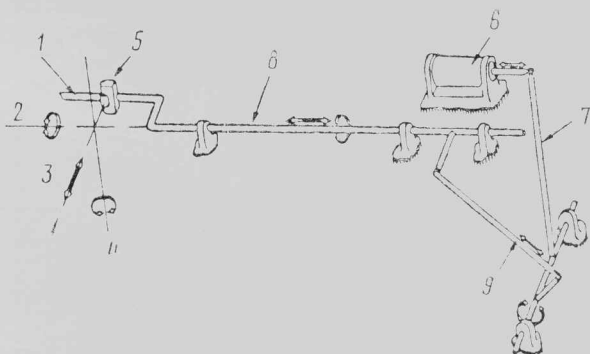
новки Mk.I. Это установка Mk.II для реализации вынужденных колебаний по тангажу и рысканию (рис. 6), а также установка, обеспечивающая поступательные колебательные движения модели (рис. 7). В обоих случаях модель устанавливается на тензосесах, которые, в свою очередь, прикрепляются к упругой опорной системе, способной отклоняться в соответствующих направлениях. Основное движение генерируется электромеханическим приводом, который обеспечивает колебания с постоянной амплитудой и с резонансной частотой. Весы являются многокомпонентными (аксиальная сила отсутствует).

ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

Колебания со многими степенями свободы.

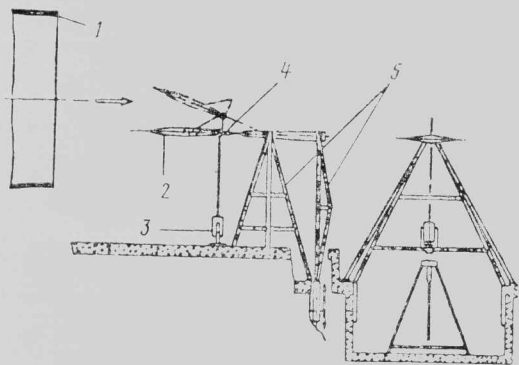
К данной группе относятся методы, в которых модель подвешивается упруго таким образом, что она может колебаться одновременно в нескольких направлениях, хотя одна из степеней свободы обычно является главной. В отличие от методов, изложенных в предыдущем разделе, когда непосредственно измерялись аэродинамические силы и моменты, в данном случае измеряются кинематические параметры движения модели, а также накапливается информация о параметрах возмущений, действующих на модель. Полученные данные включаются в систему уравнений движения, которая затем решается относительно неизвестных производных аэродинамических сил и моментов.

В настоящее время используются два различных способа реализации упругой подвески модели, способной совершать колебания в нескольких направлениях. В первом случае модель устанавливается на пружинном элементе, который, в свою очередь, прикрепляется к хвостовой державке. Колебания модели возбуждаются либо посредством колебательных движений самой державки, что, например, имеет место в установке, разработанной в RAE в Бэдфорде, либо с помощью отдельной вертикальной штанги, которая действует на державку у основания модели — такой способ реализован в установке, разработанной совместно DFVLR и аэродинамическим исследовательским центром AVA (ФРГ). Оба способа требуют создания отдельных вариантов установки для исследования вертикальных колебаний и колебаний по тангажу (2 степени свободы) и изучения колебаний по



1—рычаг, жестко прикрепленный к модели; 2—продольная ось модели; 3—направление бокового скольжения модели; 4—ось рыскания модели; 5—шарнирное соединение, допускающее движение только относительно вертикальной оси (оси рыскания); 6—генератор колебаний; 7—основной рычаг; 8—штанга привода вдоль оси крена; продольная сила возбуждает колебания по углу рыскания или в направлении бокового скольжения, крутящий момент возбуждает движение крена; 9—связующее звено под углом 15°.

Рис. 8. Установка вынужденных колебаний RAE (три степени свободы); все шарнирные поверхности, связи, шарниры и штифтовые соединения, представленные на схеме, практически реализованы в форме упругих связей, не обладающих трением скольжения).

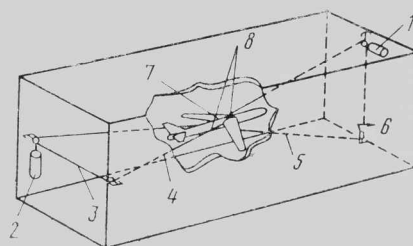


1—сопло; 2—модель; 3—генератор колебаний; 4—упругая хвостовая державка; 5—опора.

Рис. 9. Установка вынужденных колебаний DFVLR—AVA (три степени свободы).

рысканию и крену при одновременной реализации поступательных колебательных движений в боковом направлении (3 степени свободы). Принципиальные схемы установки RAE и установки DFVLR—AVA представлены на рис. 8 и 9 соответственно. Интересно отметить, что установка, разработанная в RAE, выпускается с различными габаритами (диаметр пружинного элемента может равняться 50, 75 и 100 мм, а нормальная сила составляет 407,7, 917,4 и 1834,8 кгс соответственно).

Второй способ реализации упругой подвески модели с несколькими степенями свободы предполагает использование системы тросов. Установка, основанная на использовании данного метода и допускающая одновременные колебания модели в пяти направлениях (5 степеней свободы), была разработана в НИЦ им. Лэнгли для трансзвуковой аэродинамической трубы. Модель в трубе устанавливается на опорной системе, включающей два троса и допускающей поступательные перемещения модели в боковом и вертикальном направлениях, а также угловые повороты относительно всех трех осей (рис. 10). Измеряются реакции модели на известные начальные возмущения (например, отклонение управляющей поверхности или внешние силы, действующие на модель через тросы). Далее



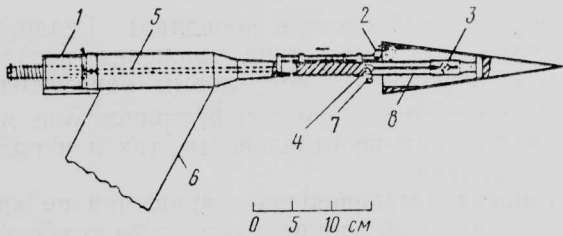
1—серводвигатель, возбуждающий колебания в продольном направлении; 2—серводвигатель, генерирующий колебания в поперечном направлении; 3—регулировка натяжения; 4—горизонтальный трос; 5—вертикальный трос; 6—ролики; 7—штифты для закрепления концов тросов; 8—загруженные секции тросов.

Рис. 10. Установка вынужденных колебаний модели НИЦ им. Лэнгли (пять степеней свободы).

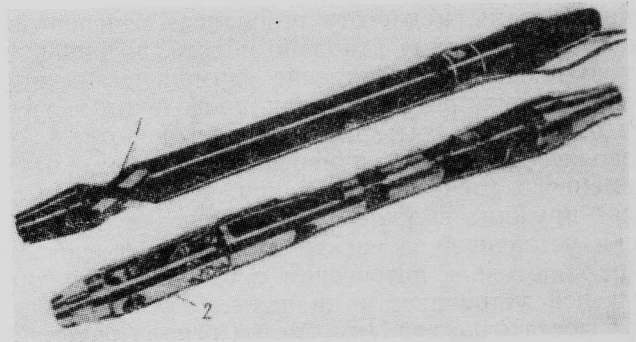
с помощью процедуры, разработанной первоначально для летных испытаний, из анализа системы уравнений движения модели определяют производные аэродинамических сил и моментов. Данная установка представляет собой модификацию (дополнительно включены силы, возбуждающие колебания) старой установки, в течение многих лет применявшейся в НИЦ им. Лэнгли для изучения флаттера и аэродинамических нагрузок на модели, возникающих при порывах ветра.

Свободные колебания с одной степенью свободы. Метод свободных колебаний является, по-видимому, наиболее старым и простым из различных методов, предполагающих колебания модели. Этот метод обычно не требует использования сложного привода или системы управления. Процедура обработки данных относительно проста и легко может быть запрограммирована для ЭВМ. С другой стороны, в рамках данного метода обычно ограничиваются измерением прямых производных демпфирования, а также статических производных. Этот метод неприменим при неустойчивом движении модели и неудобен при наличии существенных нелинейных эффектов или при больших аэродинамических моментах. В основном метод предполагает анализ затухающего колебательного движения упруго подвешенной модели в результате некоторого начального возмущения. Для крепления модели используются упругие подвески или газовые шарнирные опоры. Начальное возмущение может заключаться в смещении относительно исходного положения, приложении механического импульса или в резонансном возбуждении с внезапным отключением источника возбуждения.

На рис. 11 изображена простая установка, основанная на использовании метода свободных колебаний, разработанная фирмой NAE. Модель устанавливается на хвостовой державке, причем равновесное положение задается отклоняющимся осевым стержнем, а основной возвращающий момент генерируется консольной пружиной. Смещение и освобождение модели перед началом колебаний осуществляется с помощью распяляющего устройства с пружиной. Распяляющее устройство действует на перемещаемый металлический фланец внутри модели до тех пор, пока интенсивность колебаний модели не достигнет своего нижнего предела. В этот момент времени питание отключается и выключающее устройство отводится назад. Дан-



1—соленоид; 2—расцепляющее устройство; 3—осевой стержень, расположенный в хвостовой державке; 4—подвижный осевой стержень; 5—толкатель внутри хвостовой державки; 6—подкос; 7—осевой стержень на хвостовой державке; 8—консольная упругая балка тензодатчиков, расположенная внутри хвостовой державки
Рис. 11. Установка свободных колебаний по тангажу фирмы NAE

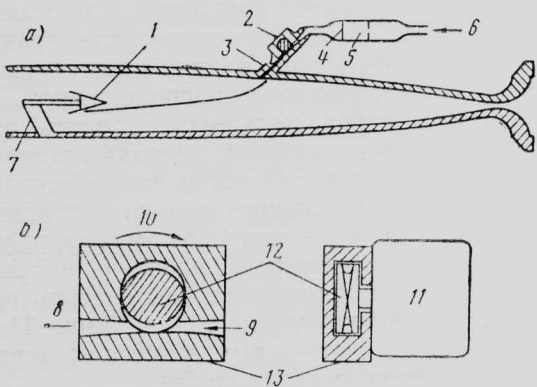


1—упругий шарнир; 2—роликовые подшипники
Рис. 13. Установка, реализующая свободные колебания модели по тангажу, фирмы FFA

ный цикл может повторяться необходимое количество раз. Информацию о положении модели получают с помощью тензодатчиков на пружине и хвостовой державке.

Даже при использовании очень маленьких моделей в сверхзвуковых аэродинамических трубах часто не хватает места внутри рабочей части для устройства возбуждения колебаний. В таком случае можно применять внешнюю пульсирующую пневматическую струю. Сопло, из которого истекает струя, располагается на некотором расстоянии вверх по потоку от модели (рис. 12). Пульсация струи создается с помощью специального клапана, состоящего из короткого, приводимого в движение двигателем, цилиндрического крана, свободно посаженного в корпусе клапана, причем входное и выходное отверстия расположены по касательной к крану. Между краном и корпусом имеются зазоры, которые при вращении крана с постоянной скоростью обеспечивают изменение площади пропускного отверстия приблизительно по синусoidalному закону. Клапан используется для генерирования колебаний модели с потребной амплитудой. Когда истечение струи прекращается, затухающие колебания модели анализируются обычным образом, при этом возмущения потока в аэродинамической трубе должны быть малы.

На рис. 13 показаны установки для реализации свободных колебаний модели, разработанные фир-



а—пневматическое устройство для возбуждения колебаний модели в гиперзвуковой аэродинамической трубе; б—клапан для создания пульсирующей струи
1—модель; 2—вращающийся клапан; 3—перекрывной клапан; 4—экран; 5—стекломат; 6—регулируемая подача гелия; 7—опорная стойка модели; 8—выход; 9—вход; 10—направление вращения клапана; 11—привод; 12—вращающийся клапан; 13—корпус клапана
Рис. 12. Установка с внешним возбуждением колебаний с помощью пульсирующей пневматической струи (установка фирмы NAE)

мой FFA (Швеция), в которых кроме упругого шарнира используются роликовые подшипники. Было обнаружено, что установка с роликовыми подшипниками характеризуется слишком высоким механическим демпфированием, в связи с чем ее использование отказались. Во всех случаях начальное смещение и освобождение модели обеспечивались расцепляющим устройством, показанному на рис. 11, но приводится в действие вручную с помощью штанги и гибкого троса. Существует также возможность осуществлять дистанционную блокировку модели во время запуска и остановки аэродинамической трубы при испытаниях со сверхзвуковыми скоростями потока.

Случайные колебания. Нестационарность потока в аэродинамической трубе обычно считается неизбежным злом. Она ухудшает точность результатов аэродинамических экспериментов. Данный эффект требует применения специального фильтрации сигналов и использования методов сглаживания. В связи с этим возникла следующая идея: вместо того, чтобы бороться с указанным эффектом, использовать его при анализе аэродинамических характеристик модели. Идея применения случайных возмущений для возбуждения флаттера, была успешно реализована при изучении флаттера, как в ходе летных испытаний, так и в процессе экспериментальных исследований в аэродинамических трубах. Использование этого эффекта при измерении характеристик устойчивости и управляемости является более новым явлением и выглядит многообещающим, даже если на практике, возможно, придется ограничиться исследованиями на установках с одной степенью свободы.

Данный метод предполагает упругую подвеску модели, причем изучаются движения модели, индуцируемые исключительно нестационарным потоком. Подвеска модели должна осуществляться таким образом, чтобы комбинация модель+пружина представляла собой линейную систему, причем предполагается, что нестационарный поток обладает свойствами стационарного «белого шума». Для построения математической модели применяются такие специальные методы идентификации параметров, как быстрое преобразование Фурье. Затем исследование данной математической модели осуществляется с помощью метода авторегрессивного анализа с целью получения числового спектра реакций, который позволяет оценивать демпфи-

вание системы и частоту резонанса. Экспериментальная аппаратура довольно проста, поскольку не нужно внешнее возбуждение гармонических колебаний. Время, потребное для проведения экспериментов, может быть относительно коротким, что позволяет проводить измерения в трубах кратковременного действия, но при этом система модель+пружина должна быть статически и динамически устойчивой, а спектр пульсаций в нестационарном потоке в интересном с точки зрения динамической устойчивости диапазоне частот должен быть достаточно гладким. Метод использования нестационарного потока оказывается наиболее эффективным при измерении аэродинамического демпфирования на установках с одной степенью свободы в тех случаях, когда уровень нестационарности потока высок, а спектр пульсаций является гладким.

УСТАНОВКИ, РЕАЛИЗУЮЩИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ МОДЕЛИ

Существует целый ряд методов проведения экспериментов в аэродинамической трубе, которые предполагают непрерывное вращательное движение модели. Можно предложить следующую классификацию этих методов.

Вращение по углу крена. Вращательное движение модели относительно оси, связанной с телом, или относительно оси аэродинамической трубы при нулевом или средних углах атаки, отсутствии скольжения и при малых или средних угловых скоростях вращения. Основная цель проведения экспериментов с вращением по углу крена заключается в определении производных устойчивости по крену.

Вращение относительно продольной оси (для ракет и снарядов). Вращательное движение относительно оси, связанной с телом, при произвольных углах атаки, отсутствии скольжения и высоких скоростях вращения. Основная цель проведения экспериментов с вращением относительно продольной оси заключается в оценке эффекта Магнуса.

Коническое движение. Вращательное движение модели относительно оси аэродинамической трубы при произвольных ненулевых углах атаки (обычно при наличии ненулевых углов скольжения и малых или средних скоростях вращения). Установки, используемые для проведения подобных экспериментов, называются установками установившихся вращений. Главной целью экспериментов, в которых изучаются конические движения, является определение аэродинамических сил и моментов в виде функций скорости конического движения модели.

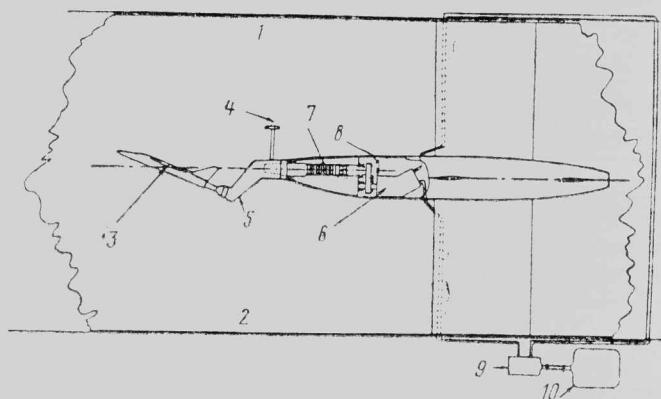
Вращение относительно продольной оси (для самолетов). Коническое движение, при котором центр тяжести модели смещен относительно оси вращения и совершает круговые движения.

Колебательное коническое движение. Коническое движение относительно оси, которая слегка наклонена к оси аэродинамической трубы, что в принципе позволяет определять производные устойчивости в условиях колебательного движения.

Орбитальное движение в фиксированной плоскости. Орбитальное движение модели, при котором ее поперечная ось остается в некоторой плоскости, сохраняющей фиксированную ориентацию в исход-

ной инерциальной системе координат. Реализация в экспериментах этого типа движения позволяет находить производные по угловым параметрам α и β или производные по $\dot{\alpha}$ и $\dot{\beta}$, причем они могут определяться как по отдельности, так и в различных комбинациях.

Установки установившихся вращений по крену. Эти установки в принципе аналогичны установкам, в которых реализуются колебательные движения. Их можно разделить на установки, в которых реализуются стационарные вращательные движения модели относительно продольной оси, а также установки, в которых изучаются свободно затухающие движения. На рис. 14 дана схема установки для



1—верхняя стенка аэродинамической трубы; 2—нижняя стенка аэродинамической трубы; 3—моментная точка внутренних тензосенсоров; 4—балансир; 5—сменная часть державки; 6—гидропривод мощностью 17 л. с.; 7—контактные кольца и щетки; 8—счетчик оборотов; 9—гидравлический насос, обеспечивающий изменение величины смещения модели; 10—электрический двигатель мощностью 25 л. с.

Рис. 14. Установка установившихся вращений НИЦ им. Лэнгли (NASA)

реализации установившихся вращений, которая может быть использована в аэродинамической трубе больших скоростей с размером рабочей части 2,134×3,048 м в НИЦ им. Лэнгли. Модель устанавливается на шестикомпонентных тензосенсах, применяемых обычно для проведения статических испытаний моделей, укрепленных на хвостовой державке. Сменное сцепное устройство между тензосенсами и опорой вращающейся хвостовой державки обеспечивает изменение угла атаки модели. Модель приводится в движение с помощью реверсивного гидропривода, расположенного в основной части корпуса державки. Скорость вращения изменяется регулировкой расхода жидкости.

На фирме FFA имеется установка, обеспечивающая непрерывное вращение модели относительно своей продольной оси в сверхзвуковой аэродинамической трубе с размером рабочей части 1 м (рис. 15). Установка имеет гидравлический привод со скоростью вращения до 600 об/мин. Посредством использования угловых хвостовых державок можно изменить угол атаки до 25°.

В лаборатории фирмы VAc функционирует установка с гидравлическим приводом, предназначенная для определения производных устойчивости в процессе вращательного движения модели (рис. 16). Хотя установка предназначена в основном для использования в аэродинамической трубе больших скоростей с рабочей частью размером 1,2 м, ее можно также применять и в других аэро-

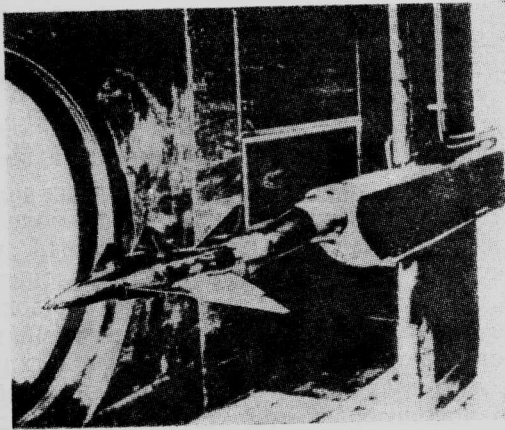
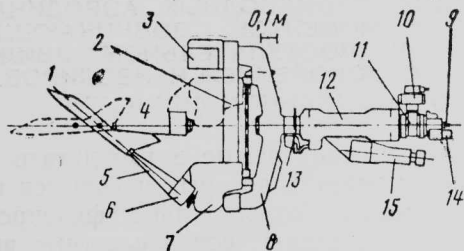


Рис. 15. Установка установившихся вращений фирмы FFA

динамических трубах. Максимальный угол атаки составляет 90° (хотя такое значение можно реализовать только в одной из аэродинамических труб). Максимальный угол скольжения равен 10° при условии, что модель вращается относительно продольной оси, а максимальная скорость вращения составляет 600 об/мин. Благодаря использованию контактного кольца шестикомпонентные тензосенсоры позволяют определять аэродинамические силы и моменты и их производные по угловым скоростям. Имеется также более крупная аналогичная установка с пневматическим приводом, обеспечивающая вращательное движение модели со скоростью 60 об/мин и позволяющая определять производные по угловым скоростям. Установка предназначена для аэродинамической трубы малых скоростей с рабочей частью размером 5,5 м.

Установки установившихся вращений с динамической балансировкой. В последние годы особое внимание уделяется вопросам улучшения моделирования аэродинамических явлений, которые связаны с вращательными движениями самолета. Было показано, что для учета нелинейного взаимодействия между движениями по тангажу, рысканию и крену необходимо записать уравнения движения в обобщенной форме и что в этой новой постановке важный вклад в полный аэродинамический момент вносят компоненты, связанные с вращательным или коническим движениями. Для мо-



1—модель; 2—опорная балка; 3—балансирующие грузы и поддерживающие устройства; 4—ось вращения; 5—хвостовая державка; 6—роликовое соединение; 7—каровка с рычагом для регулировки угла атаки; 8—поддерживающая рама; 9—95-разрядное контактное кольцо; 10—сервоклапан; 11—гидропривод мощностью 39 кВт; 12—корпус ведущего вала; 13—дисковый тормоз; 14—кодирующее устройство; 15—стандартный 6-дюймовый разъем фирмы ВЛе

Рис. 16. Установка для определения вращательных производных фирмы ВАе

делирования подобного движения модели при заданных углах атаки и скольжения используются установки с динамической балансировкой, оси вращения которых параллельны оси аэродинамической трубы. В настоящее время разработано несколько типов подобных установок как для труб малых скоростей, так и для труб больших дозвуковых скоростей. Установки этого вида имеются в НИЦ им. Лэнгли, НИЦ им. Эймса, RAЕ, на фирме ВАе, в DFVLR и т. д.

Следует отметить, что, наклоняя ось вращения установки, можно исследовать эффект наложения колебательного движения по тангажу или рысканию на главное вращательное движение. Тем не менее, до сих пор неизвестно, обеспечивается ли при проведении подобных экспериментов достаточная точность, чтобы можно было определять производные по тангажу и рысканию.

На рис. 17 представлена установка, используемая в натурной аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли. С помощью этой установки можно получать аэродинамические характеристики в диапазоне изменения углов атаки от 45° до 90° и при изменении безразмерной скорости вращения $\Omega b/2V$ от $-0,3$ до $+0,3$ (здесь V — скорость полета, Ω — угловая скорость вращения, b — размах крыла). Максимальное значение числа Рейнольдса составляет $3,3 \cdot 10^6$. Установка рассчитана на испытание относительно крупных моделей, которые также можно использовать при проведении летных экспериментов (сбрасывание модели). Таким образом аэродинамические характеристики можно измерить при тех же значениях числа Рейнольдса, что и при летных испытаниях. Полученные данные наряду с результатами обычных испытаний под действием статических нагрузок затем можно использовать в качестве входной информации при анализе вращательного движения с помощью специальной программы расчета характеристик вращения с целью осуществления корреляции с данными, полученными в ходе летных испытаний.

В НИЦ им. Эймса была сконструирована новая установка с динамической балансировкой (рис. 18) специально для аэродинамической трубы переменной плотности с рабочей частью размером 3,66 м, а также для трансзвуковой аэродинамической трубы с рабочей частью размером 3,35 м. Установка позволяет осуществлять дистанционное изменение углов атаки и скольжения до суммарной величины 30° . Применение угловых хвостовых державок и моделей, которые крепятся за переднюю часть, позволяет довести угол атаки до 100° , а угол скольжения до 25° . Установка обеспечивает

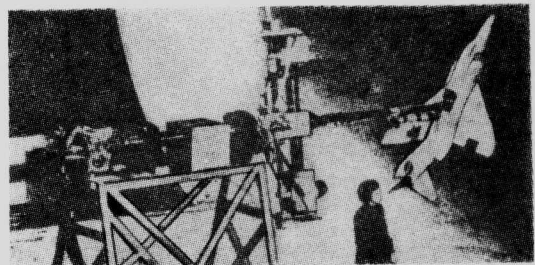
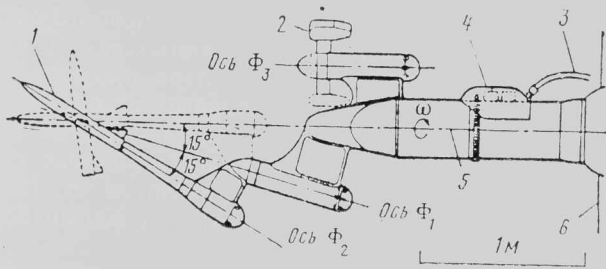


Рис. 17. Установка установившихся вращений с динамической балансировкой НИЦ им. Лэнгли (NASA)



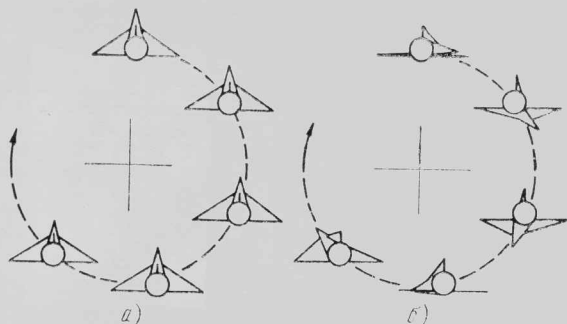
1—модель; 2—балансир; 3—гидравлическая линия; 4—гидропривод; 5—ось вращения; 6—поддерживающее устройство
Рис. 18. Установка установившихся вращений с динамической балансировкой НИЦ им. Эймса (NASA)

вращательное движение модели с максимальной скоростью 400 об/мин.

Установки, реализующие орбитальное движение модели в фиксированной плоскости. Движение, при котором модель вращается таким образом, что ее поперечная ось остается все время в плоскости, сохраняющей фиксированную ориентацию в инерциальной системе координат, будем называть орбитальным движением в фиксированной плоскости. На рис. 19 представлены две схемы реализации подобного движения, которые существенны с точки зрения определения производных устойчивости. Это следующие движения:

Изолированное поступательное движение. Модель совершает комбинированное движение: колебательные движения в вертикальном и поперечном направлениях. Оба движения смещены по фазе относительно друг друга на 90° . Вращение отсутствует. Все углы, задающие положение модели, постоянны, и все угловые скорости движения тела равны нулю. С помощью соответствующих довольно сложных экспериментальных процедур удается определить динамические производные, связанные с наличием $\dot{\alpha}$ и $\dot{\beta}$.

Изолированное вращение. В данном случае ось модели отклонена на некоторый угол, величина которого зависит от характера орбитального движения. В ходе перемещения по окружности модель следует за вектором скорости. В результате модель совершает комбинированное движение, которое включает в себя чисто колебательные движения по углам тангажа и рыскания. Эти два движения также смещены относительно друг друга на 90° . В случае не очень больших углов атаки все аэродинамические углы остаются постоянными и угловая скорость крена равна нулю. Можно определять динамические производные, связанные с угловыми ско-



а—плоско-параллельное движение; б—вращательное движение
Рис. 19. Орбитальное движение в фиксированной плоскости (установка фирмы NAE)

ростями вращения по углу тангажа и углу рыскания (ω_z и ω_y).

В настоящее время фирма NAE разрабатывает установку, позволяющую реализовать два указанных типа движения. Преимущество данной концепции заключается в том, что одна и та же установка позволяет определять производные по α , β , ω_z и ω_y . Кроме того, при креплении модели на хвостовой державке можно использовать ту же установку для экспериментального изучения стационарных движений по углу крена. Следовательно, в результате проведения трех экспериментов на одной установке можно определить те же характеристики, для получения которых раньше необходимо было использовать три установки и проводить пять экспериментов.

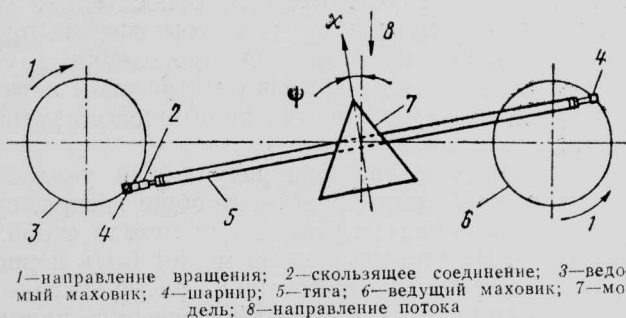
ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ С ПОМОЩЬЮ ПОЛУМОДЕЛЕЙ

При проведении статических испытаний симметричных конфигураций в условиях симметричного обтекания уже в течение продолжительного времени применяются полумодели. Этот метод позволяет устранить все эффекты взаимодействия, обусловленные наличием хвостовой державки, а также ее упругими колебаниями. В этом методе облегчается решение вопроса об оптимальном расположении экспериментального оборудования за пределами аэродинамической трубы. С другой стороны, данный метод имеет следующие недостатки: необходимо дополнительно исследовать эффекты, связанные с наличием зазора между моделью и стенкой аэродинамической трубы, а также взаимодействие скачков уплотнения с пристеночным пограничным слоем. Кроме того, применение метода строго ограничено случаем симметричного обтекания.

Многие фирмы использовали полумодели для изучения колебательных движений по тангажу и в вертикальном направлении. В частности, можно отметить разработки фирм NAE и FFA. Особенно рекомендуется использовать этот метод в тех случаях, когда можно ожидать наличия значительного статического или динамического взаимодействия модели с хвостовой державкой, или в тех ситуациях, когда форма хвостовой части модели не позволяет применить хвостовую державку.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОИЗВОДНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ И МОМЕНТОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ НА МОДЕЛЯХ ПРИ ПОСТУПАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ, ДВИЖЕНИИ С УСКОРЕНИЕМ И ИЗОЛИРОВАННОМ ВРАЩАТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Соотношения, получаемые в результате проведения экспериментов, в которых изучаются колебательные движения относительно фиксированной оси, всегда представляют собой сложные выражения, содержащие как производные, обусловленные вращением (ω_z или ω_y), так и производные, связанные с изменением по времени угловых отклонений в плоскости движения ($\dot{\alpha}$ или $\dot{\beta}$). Для выделения этих двух составляющих необходимы дополнительные эксперименты, в которых моделируются либо изолированное угловое движение, либо изолированное поступательное движение (нулевые угловые скорости).



1—направление вращения; 2—скользящее соединение; 3—ведомый маховик; 4—шарнир; 5—тяги; 6—ведущий маховик; 7—модель; 8—направление потока

Рис. 20. Установка (НИЦ им. Лэнгли, NASA) для моделирования изолированного движения рыскания (вид сверху)

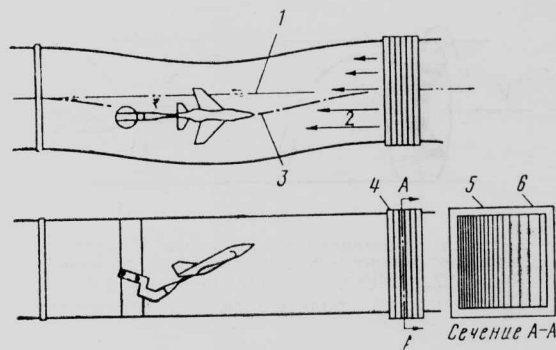
Существует большое число методов, позволяющих моделировать указанные два типа движения по отдельности или в определенных комбинациях. Приведем некоторые примеры экспериментальных установок, позволяющих реализовать данные движения.

Можно, например, использовать упомянутую выше установку фирмы NAE, реализующую орбитальные движения в фиксированной плоскости.

В НИЦ им. Лэнгли была разработана аппаратура для моделирования движения «змейкой». Комбинация колебаний относительно фиксированной оси и боковых колебаний реализована посредством крепления модели на тензовесах к поперечному стержню, поддерживаемому на концах маховиками, вращающимися в противоположных направлениях (рис. 20). Данная установка использовалась в аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли для систематических исследований производных

$$m_y^{\omega_y} \text{ и } m_x^{\omega_y}$$

В Вирджинском политехническом институте имеется установка, использующая принцип искривленного потока. В основе метода искривленного потока лежит идея моделирования стационарного криволинейного течения посредством использования фиксированной модели и генерирования потока в аэродинамической трубе таким образом, что он движется в окрестности модели по круговой траектории, причем скорость по нормали к линиям тока изменяется прямо пропорционально местному радиусу кривизны. Такое движение обеспечивается с помощью адаптивных боковых стенок, обуславливающих движение потока по искривленной траектории, а также посредством расположения сконструированных специальным образом тормозных экранов из проволоки вверх по потоку от контрольного сечения. В результате удается реализовать потребный градиент скорости в аэродинамической трубе поперек потока. Размеры ячеек экранов меняются поперек потока в трубе, причем наиболее плотные участки решетки располагаются в области внутреннего радиуса искривленного контрольного сечения (рис. 21). Установка позволяет измерять как производные, связанные с изолированным движением рыскания (только по ω_y), так и производные, обусловленные изолированным движением тангажа (только по ω_z), причем положение модели фиксировано. Моделирование режима стационарного искривленного потока точно осуществить не удается. Обычно необходимо корректировать резуль-



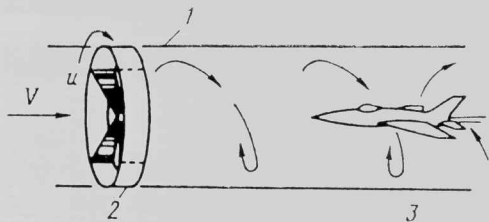
1—ось аэродинамической трубы; 2—воздушный поток; 3—деформированная ось аэродинамической трубы; 4—экраны; 5—плотное расположение вертикальных проводов экрана; 6—область редкого расположения проводов экрана

Рис. 21. Метод искривленного потока (Вирджинский политехнический институт, установка разработана в НИЦ им. Лэнгли)

таты для учета эффекта «всплывания», обусловленного наличием градиента статического давления по нормали к линиям тока. Кроме того, наблюдаются различия в поведении пограничного слоя на поверхности модели (в случае модели, расположенной в искривленном потоке, пограничный слой смещается по направлению к центру кривизны, в то время как при движении по криволинейной траектории он смещается в направлении по нормали). Возможны также проблемы, связанные с довольно высоким уровнем турбулентности потока за проволочным экраном. Во многих ситуациях, однако, перечисленные эффекты оказывают незначительное влияние на результаты измерений производных для изолированных вращательных движений.

В Вирджинском политехническом институте разработана также установка, позволяющая реализовать случай вращающегося потока. Если модель расположена относительно потока под некоторым углом атаки и совершает вращательное движение относительно фиксированной оси, связанной с телом, то результирующие аэродинамические реакции будут зависеть как от скорости вращения, так и от скорости изменения угла скольжения. Этот факт аналогичен сложному эффекту, обусловленному колебаниями по тангажу и рысканию относительно фиксированной оси.

Для нахождения аэродинамических производных, связанных с изолированным вращением вокруг продольной оси, можно неподвижную модель поместить во вращающийся поток. В старой аэродинамической трубе НИЦ им. Лэнгли, предназначенной для исследования устойчивости, в контрольном сечении размером 1,83 м был реализован режим вращающегося потока. Для обеспечения точного моделирования маневра крена вращающийся поток должен генерироваться таким образом, чтобы компонента его скорости, перпендикулярная к оси аэродинамической трубы, возрастала пропорционально величине расстояния по радиусу. Это обеспечивается с помощью большого ротора, расположенного вверх по потоку от контрольного сечения. Ротор снабжен девятью лопастями, имеющими специальную форму, для генерирования потока с застывшим ядром вихря (рис. 22). В данном случае также не удается точно смоделировать ма-



1—стенка аэродинамической трубы; 2—ротор; 3—модель, установленная на хвостовой державке
Рис. 22. Метод вращающегося потока (Вирджинский политехнический институт)

невр по крену, однако для симметричной модели, которая крепится симметрично, нежелательными эффектами можно пренебречь. В других случаях может потребоваться корректировка результатов.

Производные, связанные с α и β , можно непосредственно определить с помощью установки плоско-параллельных колебаний, представленной на рис. 7 (установка фирмы NAE).

МЕТОД СВОБОДНО ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

Две главные проблемы при проведении экспериментов в аэродинамической трубе при испытаниях моделей, установленных на опоре, заключаются в том, что неизбежно взаимодействие, обусловленное наличием механической опоры и ее вибрациями, а также в том, что с помощью опоры нельзя моделировать движения свободной модели. Таким образом, появляется необходимость в использовании таких экспериментов в аэродинамических трубах, в которых испытываются модели без механической опоры. В настоящем разделе рассматриваются четыре группы методов, а именно:

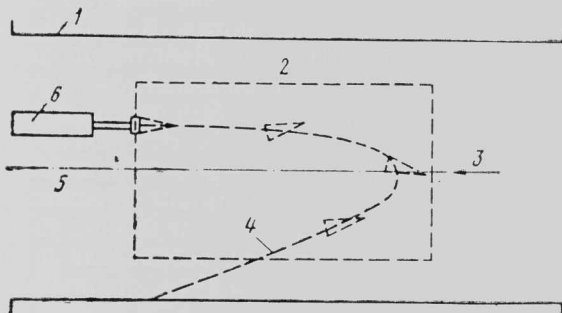
а) с использованием моделей, запускаемых в поток и совершающих свободный полет в районе контрольного сечения;

б) с использованием моделей с дистанционным управлением (причем к модели прикрепляется только гибкий кабель управления, одновременно являющийся предохранительным тросом);

в) с использованием моделей, подвешенных на тросах и имеющих пять степеней свободы (за исключением поступательных перемещений в продольном направлении);

г) с использованием моделей на магнитных подвесах (движения модели возбуждаются магнитным полем).

В настоящее время методы (а) и (б) исполь-



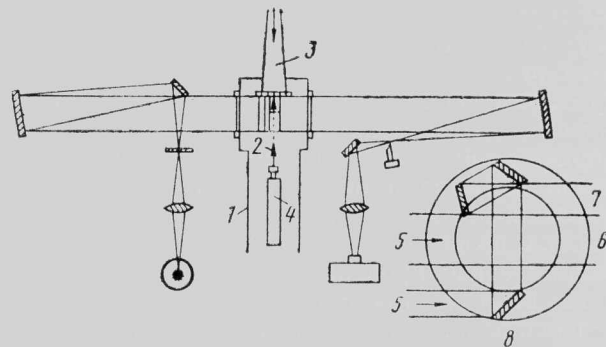
1—стенка аэродинамической трубы; 2—смотровое окно; 3—поток; 4—траектория модели; 5—ось аэродинамической трубы; 6—пусковое устройство
Рис. 23. Метод, реализующий свободный полет модели, стартовой с пускового устройства (установка фирмы NAE)

зуются только в случае моделей относительно небольших размеров, поэтому их можно считать пригодными главным образом для проведения научных исследований, а не при систематическом изучении и проверке характеристик динамической устойчивости.

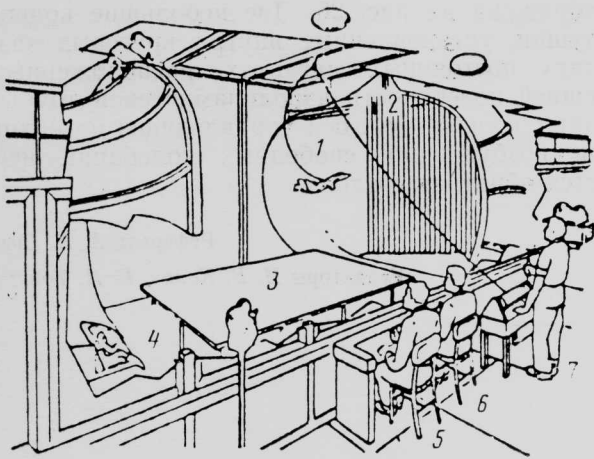
В NAE разработана аппаратура для реализации метода свободного полета. Вообще говоря, существуют два варианта реализации метода свободного полета. Во-первых, модель может быть первоначально закреплена в сечении, расположенном вверх по потоку от контрольного сечения, например, на тросе, который сгорает или обрывается в начале эксперимента, а во-вторых, модель может попадать в район контрольного сечения из заданного начального положения (рис. 23). В первом случае обеспечивается лучшая регулировка первоначального положения, в то время как во втором варианте эксперимент проводится в течение более продолжительного времени, поскольку для анализа можно использовать как участок движения модели вверх по потоку, так и участок ее движения вниз по потоку. Применяются два способа получения данных. Можно использовать скоростную киносъемку для регистрации движения модели в одной или двух плоскостях. В другом случае информация регистрируется с помощью акселерометра (данные передаются телеметрически с использованием метода частотной модуляции).

Если траектория движения модели известна, то необходимые аэродинамические коэффициенты и производные устойчивости можно найти в процессе обработки на ЭВМ полученных данных о движении модели. При решении соответствующих уравнений движения коэффициенты аэродинамических сил и моментов и их производные подбираются таким образом, чтобы имело место наилучшее согласование решений уравнений движения с экспериментальными данными. Метод свободного полета был реализован в гиперзвуковой аэродинамической трубе, в которой рабочим газом является гелий. Установка включает также пневматическое пусковое устройство. Оптическая система, обеспечивающая наблюдение за моделью в ортогональных плоскостях, представлена на рис. 24 (используется скоростная киносъемка со скоростью 3000—4000 кадров в секунду).

Уникальная установка для проведения испытаний методом свободного полета разработана в НИЦ им. Лэнгли для натурной аэродинамической трубы (рис. 25). Относительно большая модель с двигате-



1—аэродинамическая труба; 2—модель; 3—сопло; 4—пусковое устройство; 5—световой поток; 6—вид спереди; 7—вид сверху; 8—зеркала верхнего вида
Рис. 24. Метод свободного полета (оптическая система визуализации фирмы NAE)



1—предохранительный трос; 2—кабель управления и питания; 3—поверхность для исследования влияния экрана; 4—пилот, осуществляющий управление по углам крена и рыскания; 5—пилот, осуществляющий управление по тангажу; 6—оператор, следящий за подачей энергии; 7—оператор, контролирующий предохранительный трос

Рис. 25. Установка для испытания дистанционно-управляемых свободно-летающих моделей НИЦ им. Лэнгли (NASA)

лем (размах крыла около 1,22 м) может совершать свободный полет в открытом контрольном сечении трубы (размер сечения $9,14 \times 18,3$ м). Полетом модели управляют три оператора, которые регулируют подачу по гибкому проводу, прикрепленному к хвостовой части модели, сжатого воздуха и электрической энергии, а также посылают в модель сигналы управления. Гибкий кабель включает тонкий стальной предохранительный трос, который с помощью блока подвешен над контрольным сечением и может использоваться для захвата модели, если произошла механическая поломка или движение модели становится неуправляемым. Трос в процессе полета остается ненапрянутым. Имеется специальный оператор, который следит за предохранительным тросом. С помощью установки обычно моделируют стационарный полет на больших углах атаки, изучается техника управления полетом при больших углах атаки и оценивается действенность специальных мероприятий по демпфированию пульсаций различных параметров. Результаты экспериментов позволяют сделать качественную оценку поведения модели в полете.

Динамические испытания моделей с магнитной подвеской уже в течение нескольких лет проводятся в Массачусетском технологическом институте, Сутэмptonском и Вирджинском университетах, в процессе которых успешно измерялись динамические производные. Кроме того, проводились исследования аэродинамических характеристик тел, совершающих коническое и вращательное движения. В Вирджинском университете установка располагалась в вертикальной дозвуковой аэродинамической трубе с рабочей частью размером 11×11 см. С помощью двух больших катушек Гельмгольца создается постоянное поле для намагничивания модели, в то время как другая пара катушек генерирует поле с градиентом по вертикали, которое компенсирует вес модели и силу сопротивления. Остальные катушки служат для создания горизонтальных градиентов, благодаря которым на модель действуют боковые силы. Рабочая часть аэродинамической трубы располагается внутри катушек.

Положение модели регулируется оптически с помощью системы управления с обратной связью. Система управления обеспечивает центровку модели и работу усилителей мощности, подающих ток в катушки. В случае проведения экспериментов, в которых изучаются характеристики динамической устойчивости, модель совершает периодические вынужденные движения по тангажу и в вертикальном направлении. Затем посредством вариации производных, входящих в аналитические выражения, обеспечивается наилучшее согласование теоретически полученной истории полета с экспериментально зафиксированным движением.

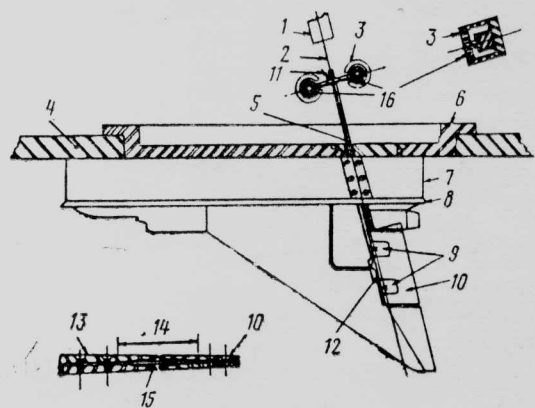
До сих пор не создавались крупные системы с магнитной подвеской. Однако в Массачусетском технологическом институте продолжается работа по созданию аппаратуры со сверхпроводящими катушками для исследования движений модели по крену. Установка, вероятно, будет использоваться в больших криогенных аэродинамических трубах.

УСТАНОВКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ С КОЛЕБЛИЩИМИСЯ ПОВЕРХНОСТЯМИ УПРАВЛЕНИЯ

До сих пор рассматривались вопросы, связанные с исследованием динамической устойчивости моделей, представляющих собой целый самолет или половину симметричного летательного аппарата. Для исследования динамики самолета необходимо проводить эксперименты по определению характеристик управляющих поверхностей, например элеронов. В принципе необходимо определить:

- производные шарнирного момента колеблющихся управляющих поверхностей;
- производные аэродинамических сил и моментов, действующих на модель в процессе колебаний управляющих поверхностей.

Эксперименты удобнее всего проводить на полумоделях самолета. Измерять шарнирный момент можно с помощью любого из описанных выше методов, в которых реализуются свободные или вы-



Конструкция узла подвески

1—устройство крепления к стенке аэродинамической трубы; 2—пружина вертикальной подвески; 3—постоянный магнит; 4—стенка аэродинамической трубы; 5—жесткий вал; 6—фланец крепления модели к стенке; 7—обтекатель; 8—шайба; 9—узлы навески; 10—управляющая поверхность; 11—вход и выход для тензометрического моста; 12—вход в катушки (перемный ток); 13—крыло; 14—свободный участок пластины крепления; 15—за ор; 16—обмотка

Рис. 26. Установка для реализации колебаний управляющих поверхностей фирмы NAE

нужденные колебания, тогда как реакции, действующие на модель, можно определить с помощью методов, аналогичных методам определения аэродинамических производных с учетом перекрестного взаимодействия продольного и бокового движений самолета. Экспериментальная установка, сконструированная фирмой NAE и предназначенная для измерения статических и динамических производных шарнирного момента управляющей поверхности полумодели самолета с треугольным крылом,

изображена на рис. 26. Две небольшие кольцевые катушки, установленные внутри круговых зазоров в двух постоянных магнитах, расположенных на внешней поверхности аэродинамической трубы, передают колебания к оси управляющей поверхности. При возбуждении свободных колебаний используется обратная связь.

Референт *А. И. Симонов.*

Редакторы *И. В. Колин, Е. П. Толстобров.*

„ТН”, ЦАГИ, 1985, № 7, 1—24.

Редакционная коллегия: *Г. В. Александров, Е. С. Вожаев, Г. Е. Даньшина (секретарь), В. Е. Денисов, Р. Д. Иродов, А. Г. Мунин, Е. И. Ружицкий (председатель).*

Технический редактор *В. Н. Добровольская*

Корректор *Л. Д. Морозова*

Сдано в набор 03.04.85 Подписано в печать 12.06.85. Формат бумаги 60×90¹/₈. Типографская № 1. Литературная гарнитура.
Высокая печать. Бум. л. 1,5. Усл. печ. л. 3,0. Уч.-изд. л. 3,72. Тираж 3099 экз. Цена 75 коп.

Типография ЦАГИ. Зак. 2174.

