

УДК 629.735.33.015.3

Аэродинамические характеристики моделей пассажирских и транспортных самолетов при их гармонических колебаниях по углу тангажа на больших углах атаки

В.И. Петошин, Е.А. Часовников

Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, Новосибирск

E-mail: echasovnik@gmail.com

Проведен систематический анализ накопленных за многие годы исследований экспериментальных данных, полученных в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА, для моделей пассажирских и транспортных самолетов при их гармонических колебаниях по углу тангажа на малых дозвуковых скоростях. Проиллюстрированы основные особенности поведения коэффициентов аэродинамических производных и зависимостей текущих значений коэффициентов нормальной силы и продольного момента от угла атаки на срывных режимах обтекания. Показано, что на околокритических углах атаки возникает сильная зависимость коэффициентов аэродинамических производных момента тангажа от приведенной частоты колебаний в области ее натуральных значений, что делает непригодной традиционную математическую модель аэродинамических нагрузок, в которой используются аэродинамические производные, соответствующие фиксированной частоте колебаний.

Ключевые слова: модели пассажирских самолетов, гармонические колебания, приведенная частота, большие углы атаки, экспериментальные данные, комплексы аэродинамических производных.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время обострился интерес к экспериментальному исследованию и математическому моделированию нестационарных аэродинамических характеристик (НАХ) пассажирских и транспортных самолетов с крылом умеренной стреловидности большого удлинения на больших углах атаки. Это обусловлено проблемой повышения безопасности полетов самолетов при нештатном выходе на критические режимы, а также связано с разработкой новых авиационных тренажеров для обучения летного состава методам пилотирования за пределами ограничений по углу атаки [1,2], в которых аэродинамические нагрузки должны моделироваться при помощи более точных, чем применяемые в настоящее время, математических моделей.

Исследования в этой области проводятся на протяжении нескольких десятилетий как у нас в стране, так и за рубежом. Большое количество работ выполнено

в ЦАГИ и получены важные результаты [3–7]. Однако до сих пор остается невыясненным целый ряд вопросов, затрудняющих понимание физической картины обтекания при неустановившемся движении и разработку адекватных математических моделей аэродинамики.

Целью настоящей работы является систематический анализ накопленных в СибНИА за предыдущие годы и полученных в последнее время экспериментальных данных по продольным нестационарным аэродинамическим характеристикам моделей указанных выше объектов при гармонических колебаниях по углу тангажа.

1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ И ОБРАБОТКИ ДАННЫХ, МОДЕЛИ

Модели испытывались на динамических стендах ДУ-203 и ВП-203, реализующих вынужденные гармонические колебания с одной степенью свободы относительно связанных с моделью осей координат ox , oy и oz .

Стенд ДУ-203 состоит из динамической установки, стабилизированного привода, внутримодельных тензометрических весов, генератора импульсов и информационно-измерительной системы (ИИС) (рис. 1). Установка выполнена в виде механизма, преобразующего вращательное движение маховика в колебательное движение тензовесов. Установка позволяет проводить испытания в диапазоне углов атаки $\alpha_0 = -10^\circ - 70^\circ$ и скольжения $\beta = \pm 20^\circ$. Привод установки обеспечивает задание и поддержание частоты колебаний модели в диапазоне частот $f = 0,1 - 4$ Гц. Пятикомпонентные тензометрические весы, на которых закрепляется модель, позволяют измерять в связанной с моделью системе координат нормальную силу Y , боковую силу Z , моменты крена M_x , рыскания M_y и тангажа M_z . Генератор импульсов формирует электрические импульсы, запускающие аналогово-цифровой преобразователь, а также синхронизирует блок управления ИИС и привод установки. Шаг квантования сигналов составляет $\Delta\varphi = 1,5^\circ$, что соответствует 240 отчетам за период колебания модели. ИИС включает в себя тензометрический усилитель низкой частоты, блок управления системой, выполненный в стандарте “Камак”, многоканальный аналогово-цифровой преобразователь AI8S-5A и персональный компьютер Pentium-166 (ПК).



Перед началом испытаний производится настройка стенда в соответствии с заданной программой (установка среднего угла атаки, угла скольжения, частоты и амплитуды колебаний и т. д.). Далее в аэродинамической трубе набирается требуемая скорость потока, модели задаются гармонические колебания и производятся измерения.

Процесс измерений осуществляется следующим образом. Действующие на модель самолета нагрузки преобразуются тензометрическими весами в электрические напряжения, которые затем усиливаются, квантуются аналого-

Рис. 1. Общий вид динамического стенда ДУ-203 с моделью самолета в аэродинамической трубе.

во-цифровым преобразователем и в цифровом виде передаются в ПК. В ПК исследуемые сигналы осредняются на базе $N = 10\text{--}50$ периодов колебаний и аппроксимируются отрезками ряда Фурье, включающими $m = 5\text{--}10$ гармоник:

$$U = U_0 + \sum_{k=1}^m [U_k^c \sin(k\omega t) + U_k^k \cos(k\omega t)],$$

где ω — круговая частота колебаний, $\omega = 2\pi f$, t — время. Коэффициенты ряда рассчитываются по формулам численного гармонического анализа:

$$U_0 = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^{2n-1} U_i, \quad U_k^c = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^{2n-1} U_i \sin \frac{ik\pi}{n}, \quad U_k^k = \frac{1}{n} \sum_{i=0}^{2n-1} U_i \cos \frac{ik\pi}{n}.$$

Здесь $2n = 240$ — число дискретных значений сигнала за период колебаний, U_i — осредненные за N периодов колебаний значения напряжений. Следует отметить, что спектр полезного сигнала ограничен частотой $f \approx 4$ Гц, величина которой определена из условий моделирования динамики движения самолета как твердого тела. Шумы, обусловленные вибрацией поддерживающих устройств, и аэродинамический шум имеют, как правило, более высокие частоты и проявляются, главным образом, на собственных частотах колебаний системы модель + тензосенсоры + устройство крепления — $f \geq 10$ Гц. Описанные выше алгоритмы осреднения и Фурье-аппроксимаций, являющиеся по существу цифровыми фильтрами, позволяют существенно снизить случайные погрешности измерений от этих шумов. Далее с использованием математической модели линейной динамической системы модель + тензосенсоры + устройство крепления [8], параметры которой определены при помощи статических и динамических градуировок, вычисляются мгновенные значения нагрузок и их первые гармоники. Соответствующие аэродинамические нагрузки определяются как разница результатов измерений при испытаниях модели в потоке и при нулевой скорости потока в аэродинамической трубе. Коэффициенты нормальной силы c_y и момента тангажа m_z рассчитываются по формулам:

$$c_y = Y/qS, \quad m_z = M_z/qSb_a,$$

где S — площадь крыла, b_a — средняя аэродинамическая хорда крыла, q — скоростной напор, $q = \rho V^2/2$, V — скорость потока, ρ — плотность воздуха. Аналогичным образом вычисляются амплитуды первых гармоник коэффициентов нормальной силы c_y и момента тангажа m_z .

При гармонических колебаниях моделей с малой амплитудой рассчитываются известные комплексы аэродинамических производных (КАП) [9]:

$$\begin{aligned} c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}_z} &= c_{y1}^c / \Theta_0, & c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}} &= c_{y1}^k / (\bar{\omega} \Theta_0), \\ m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}_z} &= m_{z1}^c / \Theta_0, & m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}} &= m_{z1}^k / (\bar{\omega} \Theta_0). \end{aligned}$$

Здесь c_{y1}^c , c_{y1}^k , m_{z1}^c , m_{z1}^k — амплитуды синхронных (изменению угла атаки $\Delta\alpha = \Theta_0 \sin \omega t$) и асинхронных гармоник коэффициентов аэродинамических нагрузок:

$$\Delta c_y = c_{y1}^c \sin \omega t + c_{y1}^k \cos \omega t, \quad \Delta m_z = m_{z1}^c \sin \omega t + m_{z1}^k \cos \omega t,$$

где $\bar{\omega} = \omega b_a / V$ — приведенная частота колебаний, Θ_0 — амплитуда колебаний.

Аэродинамические характеристики, полученные при больших амплитудах колебаний, представляются в форме зависимостей мгновенных значений коэффициентов нормальной силы и момента тангажа от текущего угла атаки, отфильтрованных от высокочастотных шумов (в спектре сигнала учитывалось 3-4 гармоники):

$$c_y = f(\alpha), \quad m_z = f(\alpha).$$

Методика испытаний на установке ВП-203 основана на энергетическом методе замера демпфирования, позволяющего определять только КАП $m_z^{\bar{\omega}^2} + m_z^{\bar{\alpha}}$. (Более подробную информацию об этом методе можно найти в работе [9].)

Анализ результатов многократных испытаний показал, что относительные погрешности определения аэродинамических характеристик (при доверительной вероятности $P = 0,95$) для малых углов атаки не превышают $\bar{S} = 5\%$. Для больших углов атаки, на которых аэродинамические характеристики могут быть нулевыми, оценивались абсолютные среднеквадратические отклонения. Эти погрешности не превышают следующих величин:

$$\begin{aligned} S(c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}^2}) &= 0,03, & S(c_y^{\bar{\omega}^2} + c_y^{\bar{\alpha}}) &= 1,2, \\ S(m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}^2}) &= 0,06, & S(m_z^{\bar{\omega}^2} + m_z^{\bar{\alpha}}) &= 1,1, \\ S(c_y) &= 0,008, & S(m_z) &= 0,015. \end{aligned}$$

Объектами испытаний являлись модели пассажирских и транспортных самолетов, имеющих умеренной стреловидности крыло большого удлинения, осуществляющих крейсерский режим полета при больших дозвуковых скоростях. Были исследованы модели четырех самолетов, которые условно обозначены в работе как модель 1 — модель 4. Все модели имеют достаточно близкие между собой основные геометрические параметры, но различаются компоновками. Крыло модели 1 скомпоновано по схеме низкоплан, крылья остальных моделей — по схеме высокоплан. Модели 1 и 3 имеют обычное горизонтальное оперение, модели 2 и 4 — Т-образное. Мотогондолы двигателей моделей 1–3 закреплены на пилонах под крылом, а модели 4 — на пилонах фюзеляжа за крылом. На моделях были воспроизведены предкрылки и закрылки крыла, отклоненные на соответствующие углы для взлетной и посадочной конфигураций. Для крейсерской конфигурации органы механизации устанавливались под нулевыми углами. Воспроизводились также рули высоты и мотогондолы с протоком. Горизонтальные оперения моделей были выполнены съемными. Основной объем исследований проведен на модели 1 (см. общий вид на рис. 1), имеющей следующие основные геометрические параметры: площадь крыла $S = 0,146 \text{ м}^2$, средняя аэродинамическая хорда крыла $b_a = 0,128 \text{ м}$, размах крыла $l = 1,15 \text{ м}$.

Испытания проводились в диапазонах скорости потока в рабочей части трубы $V = 20 - 40 \text{ м/с}$, угла атаки $\alpha_0 = -6 - 32^\circ$, частоты колебаний $f = 0,5 - 4 \text{ Гц}$ и амплитуды колебаний $\Theta_0 = 1,5 - 10^\circ$. Угол скольжения во всех испытаниях равнялся нулю. Число Рейнольдса составляло $Re = (0,15 - 0,55) \times 10^6$, а приведенная частота $\bar{\omega} = 0,02 - 0,2$.

С целью проверки достоверности данных, полученных на динамическом стенде ДУ-203, для крейсерских конфигураций моделей при нулевом угле атаки проведены сопоставления экспериментальных данных с расчетными, полученными по линейной теории. Анализ показывает удовлетворительное согласование эксперимента с расчетом (см. табл.).

Таблица

Комплексы аэродинамических производных для модели 1

	$c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}z}$	$c_y^{\bar{\omega}} + c_y^{\bar{\alpha}}$	$m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}z}$	$m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}$
Эксперимент	5,43	8,84	-1,30	-27,3
Расчет по линейной теории	5,68	8,63	-1,23	-30,5

Для крейсерской конфигурации модели 1 сравнение коэффициентов аэродинамических производных $m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}z}$ и $m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ с данными, полученными в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ, также показало их удовлетворительное согласование.

2. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ

Прежде всего отметим следующее. Испытания показали, что в стационарных аэродинамических характеристиках моделей $c_{yst} = f(\alpha)$ и $m_{zst} = f(\alpha)$ в исследуемом диапазоне чисел Рейнольдса $Re = (0,15 - 0,65) \times 10^6$ отсутствует статический гистерезис, то есть нагрузки на прямом и обратном ходе квазистатического движения моделей совпадают. Кроме того, хорошо известно, что стационарные аэродинамические характеристики подобного класса несущих систем на околоскритических углах атаки сильно зависят от числа Рейнольдса. Однако, как показали наши исследования, в том узком, реализованном в работе для каждой модели, диапазоне чисел Рейнольдса это влияние проявляется значительно слабее. Что касается нестационарных аэродинамических характеристик, то для большинства режимов влияние числа Рейнольдса на нестационарные характеристики оказывается несущественным. Это обстоятельство позволило получить частотные аэродинамические характеристики (зависимости КАП от приведенной частоты колебаний) в широком диапазоне приведенных частот за счет изменения скорости потока. Тем не менее, при пересчете нестационарных характеристик с модели на натуру встают те же проблемы, что и для стационарных.

Остановимся далее на нестационарных аэродинамических характеристиках моделей и, прежде всего, на КАП. Важность этих характеристик обусловлена тем, что аэродинамические производные используются в математических моделях аэродинамики для решения задач динамики полета самолетов.

На рис. 2 и 3 приведены экспериментальные данные в виде зависимостей КАП $c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}z}$, $c_y^{\bar{\omega}z} + c_y^{\bar{\alpha}}$, $m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}z}$ и $m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ от угла атаки, полученные для крейсерской конфигурации модели 1 при различных приведенных частотах колебаний. Там же нанесены характеристики модели без горизонтального оперения (ГО) или же характеристики для ГО (с учетом интерференции между крылом и ГО), полученные вычитанием из характеристик полной модели характеристик модели без ГО. Крестиками изображены производные c_{yst}^α для полной модели, полученные посредством гармонической линеаризации статической характеристики $c_{yst} = f(\alpha)$ при соответствующем изменении угла атаки.

Из анализа данных следует почти очевидный вывод, что основной вклад в нестационарные аэродинамические характеристики нормальной силы оказывает крыло (рис. 2). Кроме того, нестационарные эффекты, проявляющиеся в зависимости КАП $c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}z}$ и $c_y^{\bar{\omega}z} + c_y^{\bar{\alpha}}$ от приведенной частоты колебаний, также реализуются, в основном, на крыле. Совершенно другая картина наблюдается для момента

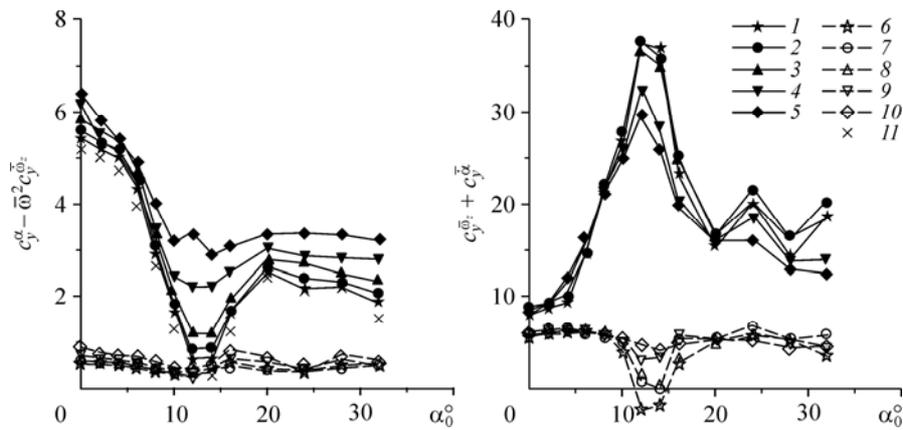


Рис. 2. Зависимости комплексов аэродинамических производных $c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}}$ и $c_y^{\bar{\omega}} + c_y^{\bar{\alpha}}$ от угла атаки и приведенной частоты колебаний для полной и расчлененной модели.

$$\bar{\omega} = 0,04 (1, 6), 0,06 (2, 7), 0,08 (3, 8), 0,12 (4, 9), 0,16 (5, 10); \text{ГО} (6-10); C_{yst}^\alpha (11).$$

тангажа (рис. 3). Если вклад крыла и ГО в КАП $m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}}$ равноценен, то вклад ГО в КАП $m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}$ оказывается преобладающим за исключением околоскритических углов атаки $\alpha_0 = 10 - 15^\circ$. Но более важным является тот факт, что нестационарные эффекты, обуславливающие зависимость КАП от приведенной частоты колебаний, доминирующим образом формируются на ГО.

Рассмотрим влияние угла атаки на комплексы аэродинамических производных полной модели 1 при малых приведенных частотах колебаний $\bar{\omega} \leq 0,08$ (рис. 2 и 3). Анализ экспериментальных данных подтверждает следующие известные особенности. С увеличением угла атаки происходит уменьшение КАП $c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}}$, достигающее минимума в области околоскритических углов. Вместе

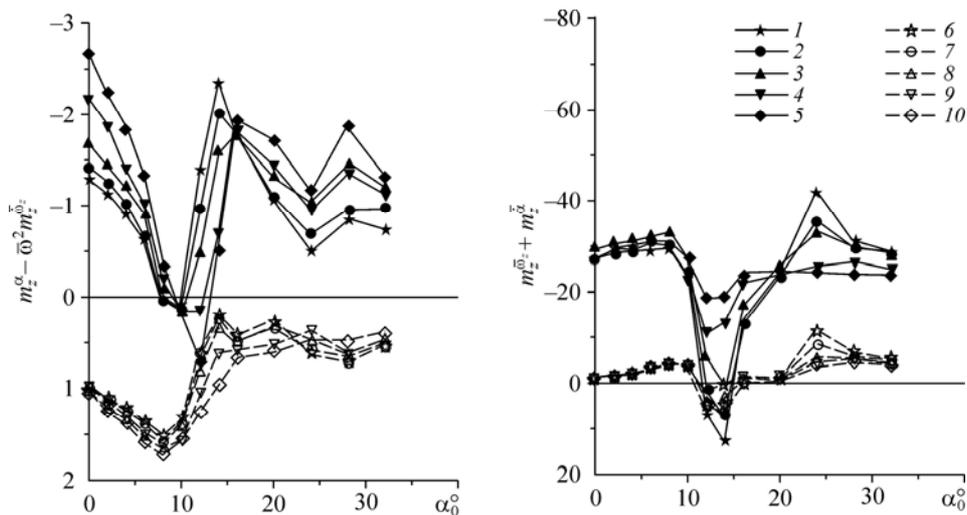


Рис. 3. Зависимости комплексов аэродинамических производных $m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}}$ и $m_z^{\bar{\omega}} + m_z^{\bar{\alpha}}$ от угла атаки и приведенной частоты колебаний для полной и расчлененной модели.

$$\bar{\omega} = 0,04 (1, 6), 0,06 (2, 7), 0,08 (3, 8), 0,12 (4, 9), 0,16 (5, 10); \text{в отсутствие ГО} (6-10).$$

с тем наблюдается интенсивный рост КАП $c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}$, а затем его столь же интенсивное уменьшение. Отличительной особенностью КАП для момента тангажа является резкое падение демпфирования $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ на околоскритических углах атаки, вплоть до появления антидемповирования.

Из представленных материалов нетрудно видеть, что на около- и закритических углах атаки КАП сильно зависят от приведенной частоты колебаний в исследованном диапазоне $\bar{\omega} = 0,04 - 0,16$. Следует отметить, что в известной авторам литературе присутствуют очень ограниченные данные по влиянию этого параметра на аэродинамические производные исследуемого класса несущих систем, полученные, помимо всего прочего, только при малых значениях $\bar{\omega}$. Например, в работе [2] приведены только КАП $c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}$ и $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ ($\bar{\omega} = 0,008 - 0,017$). В работе [6] — КАП $m_z^{\alpha} - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}_z}$ и $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ ($\bar{\omega} = 0,02 - 0,063$). Эти данные, а также результаты настоящей работы (см. рис. 2 и 3) свидетельствуют, что увеличение приведенной частоты на околоскритических углах атаки приводит к росту КАП $c_y^{\alpha} - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}_z}$, уменьшению $c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}$, увеличению $m_z^{\alpha} - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}_z}$ и возрастанию продольного демпфирования $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$.

Исследования, проведенные в рамках настоящей работы, позволили изучить свойства частотных характеристик в более широком диапазоне приведенных частот, чем в работах [2, 6]. Типичный характер протекания КАП по $\bar{\omega}$ на околоскритических углах атаки иллюстрируется данными, приведенными на рис. 4 для крейсерской конфигурации модели 1 при $\alpha_0 = 14^\circ$. Там же нанесены гармонически линеаризованные производные c_{yst}^{α} и m_{zst}^{α} статических характеристик $c_{yst} = f(\alpha)$ и $m_{zst} = f(\alpha)$. Видно, что частотные характеристики для коэффициента нормальной силы и коэффициента момента тангажа кардинально отличаются друг от друга. КАП $c_y^{\alpha} - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}_z}$ и $c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}}$ сильно зависят от приведенной частоты лишь при $\bar{\omega} > 0,06$, слабо меняясь в диапазоне малых значений $\bar{\omega} \leq 0,06$. Причем характерно,

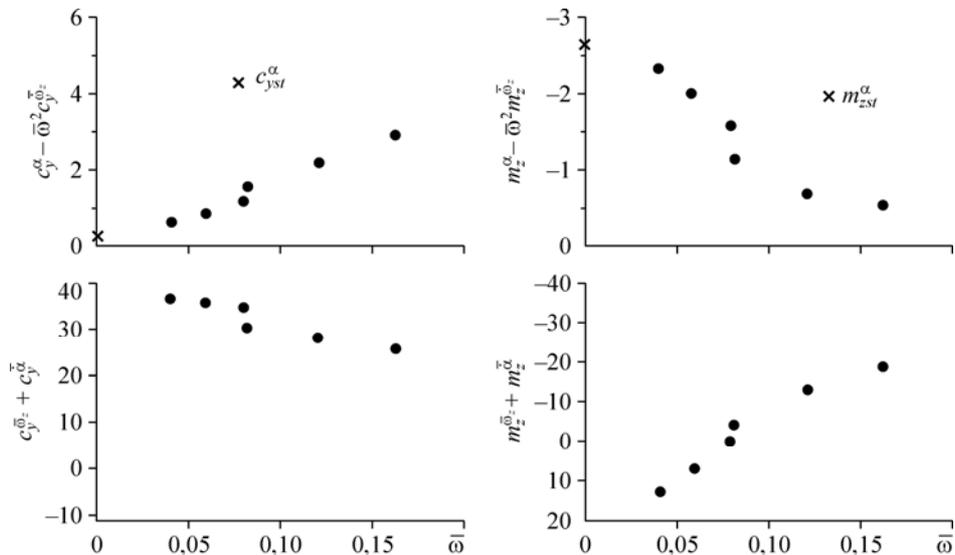


Рис. 4. Зависимости комплексов аэродинамических производных нормальной силы и момента тангажа от приведенной частоты колебаний на околоскритическом угле атаки $\alpha_0 = 14^\circ$.

что гораздо интенсивнее меняются по $\bar{\omega}$ (при $\bar{\omega} > 0,06$) КАП $c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}z}$. КАП $c_y^\alpha - \bar{\omega}^2 c_y^{\bar{\omega}z}$ при $\bar{\omega} \leq 0,06$ оказываются весьма близкими к статическим производным c_{yst}^α (см. также рис. 2). Частотные характеристики для момента тангажа на околоритических углах атаки имеют выраженный асимптотический характер. Наиболее сильно КАП $m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}z}$ и $m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ зависят от приведенной частоты колебаний именно при малых ее значениях $\bar{\omega} = 0,04 - 0,08$. Важно отметить, что приведенная частота колебаний натурного самолета, равная $\bar{\omega} \approx 0,06$, находится в этом же диапазоне. При увеличении приведенной частоты зависимость КАП $m_z^\alpha - \bar{\omega}^2 m_z^{\bar{\omega}z}$ и $m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ от этого параметра ослабевает и при превышении некоторого значения $\bar{\omega} \approx 0,4$ практически исчезает (режим автотельности).

Анализ экспериментальных данных, полученных на динамическом стенде ДУ-203, показывает, что и для других конфигураций модели 1 и для модели 2 имеют место качественно те же особенности КАП, что и рассмотренные выше для крейсерской конфигурации модели 1. Аналогично ведут себя КАП $m_z^{\bar{\omega}z} + m_z^{\bar{\alpha}}$ моделей 3 и 4, полученные на установке ВП-203.

Наряду с аэродинамическими производными, важные нестационарные эффекты обнаруживаются с помощью зависимостей текущих значений коэффициентов нормальной силы и момента тангажа от угла атаки $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$.

На рис. 5 приведены в качестве примера некоторые результаты для крейсерской конфигурации модели 1, полученные при колебаниях с амплитудой $\Theta_0 = 9,6^\circ$

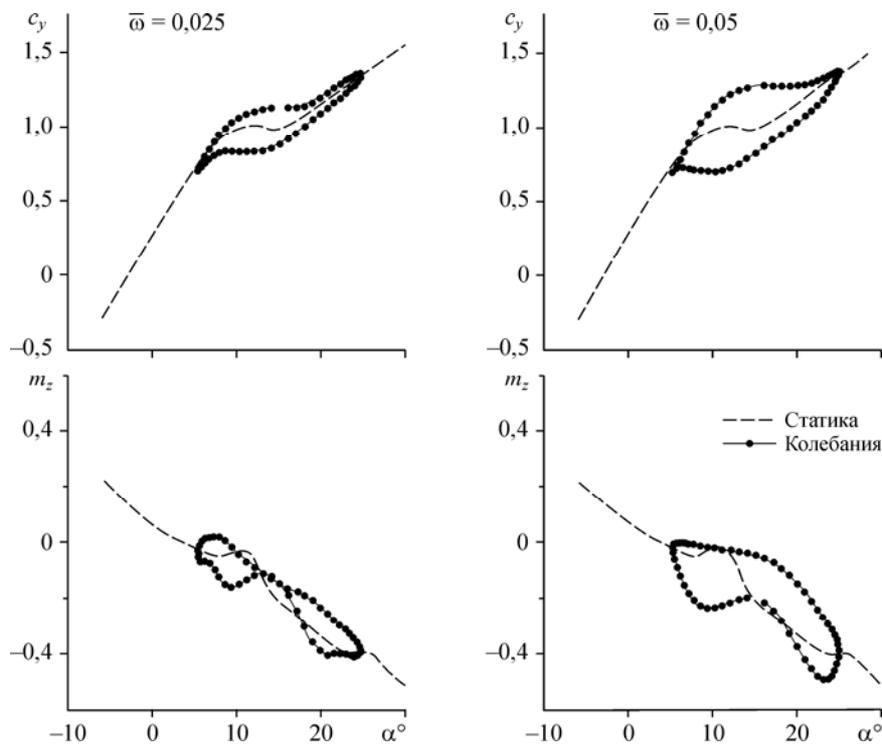


Рис. 5. Зависимости коэффициента нормальной силы c_y и продольного момента m_z от угла атаки при гармонических колебаниях модели по углу тангажа с различными приведенными частотами и амплитудой колебаний $\Theta_0 = 9,6^\circ$ относительно среднего угла атаки $\alpha_0 = 15^\circ$.

относительно среднего угла атаки $\alpha_0 = 15^\circ$ и двух приведенных частотах колебаний. Там же нанесены статические характеристики модели. Видно, что значения аэродинамических нагрузок на прямом ($\omega_z > 0$) и обратном ($\omega_z < 0$) ходе движения модели сильно различаются, образуя петлеобразные зависимости $c_y = f(\alpha)$ и $m_z = f(\alpha)$.

Анализ экспериментальных данных показывает, что имеют место известные [9] нестационарные эффекты, проявляющиеся в следующем. На прямом ходе движения модели происходит увеличение максимального значения коэффициента нормальной силы и критического угла атаки по сравнению со статическими, а на обратном ходе наблюдается значительное запаздывание в восстановлении несущих свойств. Причем эти эффекты тем сильнее, чем больше приведенная частота колебаний. В зависимости $m_z = f(\alpha)$ в области околочритических углов атаки при достаточно малой приведенной частоте колебаний ($\bar{\omega} = 0,025$) имеется зона потери демпфирования, которая при большей приведенной частоте колебаний ($\bar{\omega} = 0,05$) вырождается.

Приведенные материалы иллюстрируют также хорошо известный факт о сильной нелинейности петлеобразных зависимостей, и в особенности $m_z = f(\alpha)$, при движениях модели с охватом околочритических углов атаки (в линейном случае петлеобразные зависимости имеют форму эллипса).

Рассмотрение экспериментальных зависимостей $m_z(\alpha)$, полученных для крейсерской конфигурации модели 1 при сравнительно малой амплитуде колебаний $\Theta_0 = 3^\circ$, позволило выявить неизвестные ранее для несущих систем такого класса особенности формирования момента тангажа, присущие большим приведенным частотам колебаний. Главная из них проявляется в том, что с ростом приведенной частоты нелинейные эффекты сильно ослабевают и петлеобразные зависимости трансформируются, приближаясь по форме к эллиптическим. Данные, приведенные на рис. 6 в качестве примера для крейсерской конфигурации модели 1, иллю-

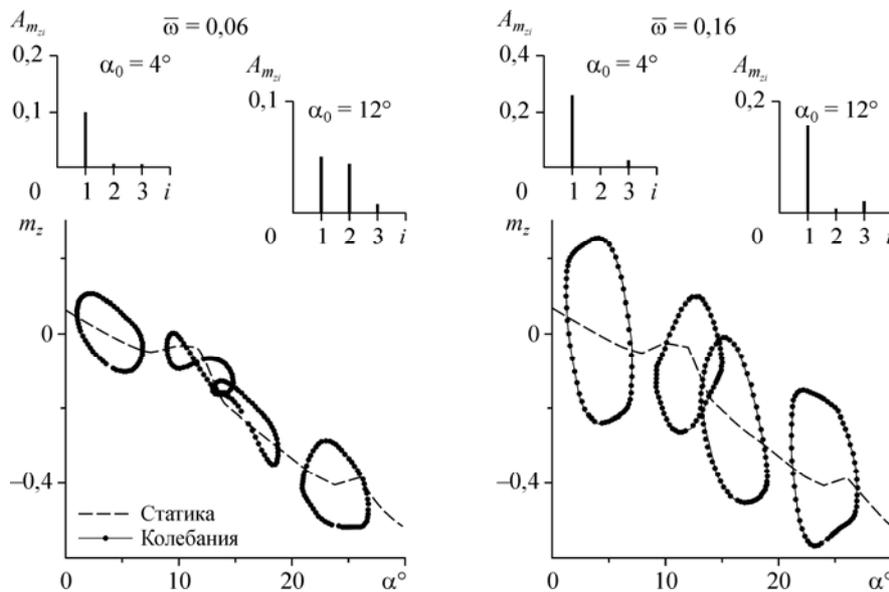


Рис. 6. Зависимости коэффициента продольного момента m_z от угла атаки при малых гармонических колебаниях модели по углу тангажа с приведенными частотами $\bar{\omega} = 0,06$ и $\bar{\omega} = 0,16$ при средних углах атаки $\alpha_0 = 4, 12, 16, 24^\circ$.

стрируют эту особенность. На рисунке кроме петлеобразных зависимостей $m_z(\alpha)$ приведены также спектры нагрузок для соответствующих режимов. Символом A_{m_i} обозначена амплитуда i -ой гармоники, i — номер гармоники. Нетрудно видеть, что если в спектре нагрузок при колебаниях модели относительно среднего угла атаки $\alpha_0 = 12^\circ$ и малой приведенной частоте $\bar{\omega} = 0,06$ присутствует значимая вторая гармоника, то при $\bar{\omega} = 0,16$ в спектре нагрузок доминирует первая гармоника. По-видимому, физической причиной такого поведения момента тангажа является, как и для крыльев малого удлинения [9], тенденция к “замораживанию” вихревой структуры в окрестности горизонтального оперения. На режимах “замораживания” вихревой структуры, как было показано выше, КАП момента тангажа перестают зависеть от приведенной частоты колебаний.

Полученные ранее другими авторами и выявленные впервые в рамках настоящей работы нестационарные эффекты являются отражением сильного влияния предыстории движения модели на аэродинамические характеристики на срывных режимах обтекания. Эти эффекты для момента тангажа не могут корректно описываться при помощи традиционной математической модели, базирующейся на статических характеристиках $m_{zst}(\alpha)$ и аэродинамических производных $m_z^{\bar{\omega}}$ и $m_z^{\bar{\alpha}}$, определенных при малой приведенной частоте колебаний, соответствующей натурной ($\bar{\omega} = 0,04 - 0,08$):

$$m_z(t) = m_{zst}(\alpha) + m_z^{\bar{\omega}}(\alpha)\bar{\omega}_z + m_z^{\bar{\alpha}}(\alpha)\bar{\alpha}.$$

В частности, зона потери демпфирования в зависимостях $m_z = f(\alpha)$ на околоскритических углах атаки в рамках традиционной математической модели должна оставаться при всех приведенных частотах колебаний, что противоречит результатам эксперимента. Традиционная математическая модель может с успехом применяться лишь тогда, когда зависимость КАП от приведенной частоты колебаний не существенна в диапазоне от нулевого до натуральных значений. Это имеет место только для нормальной силы. Для описания момента тангажа на срывных режимах обтекания требуется разработка более корректных математических моделей.

ВЫВОДЫ

В работе исследованы стационарные и нестационарные аэродинамические характеристики четырех моделей пассажирских и транспортных самолетов, полученные в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей при статических изменениях угла атаки, а также при гармонических колебаниях по углу тангажа с различной амплитудой в широком диапазоне углов атаки и приведенных частот колебаний.

Выявлены следующие особенности нестационарных аэродинамических характеристик на околоскритических углах атаки.

Главная доля нестационарных эффектов, проявляющихся в зависимости аэродинамических производных от приведенной частоты колебаний, для нормальной силы реализуется на крыле, а для момента тангажа — на горизонтальном оперении моделей.

Аэродинамические производные нормальной силы сильно зависят от приведенной частоты колебаний $\bar{\omega}$ при $\bar{\omega} > 0,06$, слабо меняясь в диапазоне малых значений $\bar{\omega} = 0,04 - 0,06$.

Аэродинамические производные момента тангажа наиболее сильно зависят от приведенной частоты колебаний при малых ее значениях $\bar{\omega} = 0,04 - 0,08$. При увеличении приведенной частоты зависимость производных от этого параметра ослабевает и при превышении некоторого значения $\bar{\omega} \approx 0,4$ практически исчезает.

При малых амплитудах колебаний увеличение приведенной частоты приводит к подавлению нелинейных эффектов в формировании момента тангажа.

Для корректного решения задач динамики продольного движения самолетов на больших углах атаки целесообразна разработка адекватной математической модели, учитывающей динамические эффекты формирования момента тангажа при неустановившемся движении.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Бирюков В.В., Широких В.П.** Особенности подготовки экипажей ГА на критических режимах полета // Состояние и перспективы развития авиационного тренажеростроения: Докл. межд. конф., Московская обл., г. Жуковский, 22-23 авг. 2007. М.: Изд. ЦАГИ, 2007. С. 64–69.
2. **Гоман М.Г., Храбров А.Н.** Разработка математических аэродинамических моделей для самолетов гражданской авиации на критических режимах полета и проверка их достоверности // Состояние и перспективы развития авиационного тренажеростроения: Докл. межд. конф., Московская обл., г. Жуковский, 22-23 авг. 2007. М.: изд. ЦАГИ, 2007. С. 70–78.
3. **Квашнина Г.А., Курьянов А.И., Столяров Г.И.** Некоторые особенности предельного цикла и переходных процессов движения самолета на больших углах атаки // Уч. зап. ЦАГИ. 1980. Т. 11, № 5. С. 157–161.
4. **Столяров Г.И., Жук А.Н., Ключин Б.М., Наумова Г.А.** Исследование переходных процессов возмущенного движения самолета при наличии зон антидемпфирования // Тр. ЦАГИ. Вып. 2130. 1982. С. 14–24.
5. **Курьянов А.И., Столяров Г.И., Жук А.Н.** Некоторые особенности аэродинамики самолета с крылом большого удлинения при неустановившемся движении на отрывных режимах обтекания // Тр. ЦАГИ. Вып. 2195. 1983. С. 3–13.
6. **Коллин И.В., Марков В.Г., Суханов В.Л. и др.** Методика математического моделирования нестационарных аэродинамических сил и моментов методом обыкновенных дифференциальных уравнений // Авиакосмическая техника и технология. 2008. № 1. С. 15–21.
7. **Коллин И.В., Марков В.Г., Суханов В.Л. и др.** Исследование динамического гистерезиса аэродинамических характеристик модели неманевренного самолета со стреловидным крылом большого удлинения при дозвуковых скоростях // Авиакосмическая техника и технология. 2008. № 2. С. 17–23.
8. **Часовников Е.А.** Методика экспериментального определения нестационарных аэродинамических характеристик несущих систем на больших углах атаки // Вопросы методики эксперимента в аэродинамических трубах: Сб. научн. тр., Новосибирск. 1990. Вып. 3. С. 56–70.
9. **Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г.** Крыло в нестационарном потоке газа. М.: Наука, 1971. 768 с.
10. **Караваев Э.А., Прудников Ю.А., Часовников Е.А.** К физической картине обтекания колеблющегося треугольного крыла // Вопросы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов: Сб. научн. тр. М.: Центр научно-технической информации «ВОЛНА». 1985. С. 85–88.

Статья поступила в редакцию 22 марта 2010 г.