

УДК 629.735.33.015.3

Аэродинамические характеристики модели пассажирского самолета при гармонических колебаниях по углу крена и рыскания 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 анализ комплексов аэродинамических производных, полученных в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей для модели пассажирского самолета при гармонических колебаниях по углу крена и рыскания. Показано, что на околокритических углах атаки комплексы аэродинамических производных моментов крена и рыскания при колебаниях по углу крена сильно зависят от приведенной частоты колебаний. Выявлено, что эта зависимость обусловлена производными по угловым скоростям и угловым ускорениям. Предложена математическая модель аэродинамических нагрузок для задач динамики полета самолетов, удовлетворительно аппроксимирующая экспериментальные аэродинамические характеристики.

Ключевые слова: модель пассажирского самолета, гармонические колебания, приведенная частота, большие углы атаки, комплексы аэродинамических производных, математическая модель аэродинамических нагрузок.

Введение

В последнее время возрос интерес к изучению нестационарных аэродинамических характеристик моделей пассажирских самолетов на больших углах атаки [1–3], что связано с разработкой новых авиационных тренажеров для обучения летного состава методам пилотирования на критических режимах движения.

Исследования в этой области проводятся достаточно давно, однако все они ограничиваются изучением нестационарных аэродинамических характеристик только при гармонических колебаниях по углу тангажа. В настоящей работе исследуются аэродинамические характеристики модели пассажирского самолета при гармонических колебаниях по углу крена и рыскания.

1. Экспериментальное оборудование, методика испытаний и обработки данных, модель

Модель испытывалась на динамическом стенде при вынужденных гармонических колебаниях с одной степенью свободы относительно связанных с моделью осей координат OX и OY . Подробное описание стенда и методики испытаний дано в работе [3].

Аэродинамические характеристики представлялись в виде аэродинамических производных [4]. Для вращательных колебаний модели относительно оси OX (колебания по углу крена) комплексы аэродинамических производных (КАП) формируются $\bar{c}_{i\sin}^\beta = c_i^\beta \sin \alpha_0 - \bar{\omega}^2 \bar{c}_i^{\bar{\omega}_x} - c_i^\alpha \cos \alpha_0 \operatorname{tg} \beta_0$, синхронных изменению угла скольжения $\Delta\beta = (\Theta_0 \sin \alpha_0) \sin \omega t$, и в комплексах $\bar{c}_i^{\bar{\omega}_x} = c_i^{\bar{\omega}_x} + c_i^{\bar{\beta}} \sin \alpha_0 - c_i^{\bar{\alpha}} \cos \alpha_0 \operatorname{tg} \beta_0$, асинхронных изменению угла скольжения. Для колебаний модели относительно оси OY (колебания по углу рыскания) аэродинамические производные имеют вид КАП: $\bar{c}_{i\cos}^\beta = c_i^\beta \cos \alpha_0 - \bar{\omega}^2 \bar{c}_i^{\bar{\omega}_y} + c_i^\alpha \sin \alpha_0 \operatorname{tg} \beta_0$, синхронных изменению угла скольжения $\Delta\beta = (\Theta_0 \cos \alpha_0) \sin \omega t$ и $\bar{c}_i^{\bar{\omega}_y} = c_i^{\bar{\omega}_y} + c_i^{\bar{\beta}} \cos \alpha_0 + c_i^{\bar{\alpha}} \sin \alpha_0 \operatorname{tg} \beta_0$, асинхронных изменению угла скольжения. Здесь Θ_0 — амплитуда колебаний; $\bar{\omega} = \omega l / 2V$ — приведенная частота колебаний, l — размах крыла модели, V — скорость потока; α_0 — средний угол атаки; β_0 — средний угол скольжения; $m_x, m_y, c_i = c_z$, где c_z — коэффициент аэродинамической боковой силы, m_x и m_y — коэффициенты аэродинамического момента крена и рыскания; $c_i^{q_k} = \partial c_i / \partial q_k$ — частные производные коэффициента аэродинамической нагрузки c_i по безразмерному параметру $q_k = \alpha, \beta, \bar{\alpha}, \bar{\beta}, \bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y, \bar{\omega}_z, \bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y, \bar{\omega}_z$, где $\bar{\alpha} = \frac{d\alpha}{dt} \frac{l}{2V}$, $\bar{\beta} = \frac{d\beta}{dt} \frac{l}{2V}$, $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V}$, $\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2V}$, $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z l}{2V}$, $\bar{\omega}_x = \frac{d\omega_x}{dt} \left(\frac{l}{2V} \right)^2$, $\bar{\omega}_y = \frac{d\omega_y}{dt} \left(\frac{l}{2V} \right)^2$, $\bar{\omega}_z = \frac{d\omega_z}{dt} \left(\frac{l}{2V} \right)^2$, ω_x, ω_y и ω_z — угловые скорости крена, рыскания и тангажа. КАП определяются по первой гармонике разложения коэффициентов аэродинамических нагрузок в ряд Фурье. Например, для момента крена при колебаниях относительно оси OX они имеют вид $\bar{m}_{x\sin}^\beta = m_x^c / \Theta_0$, $\bar{m}_x^{\bar{\omega}_x} = m_x^k / \Theta_0 \bar{\omega}$, где m_x^c и m_x^k — амплитуды синхронной и асинхронной гармоник нагрузок $\Delta m_x = m_x^c \sin \omega t + m_x^k \cos \omega t$.

Объектом испытаний являлась модель пассажирского самолета, имеющего крыло большого удлинения умеренной стреловидности, осуществляющего крейсерский режим полета при больших дозвуковых скоростях. На модели были воспроизведены предкрылки и закрылки крыла, отклоненные на соответствующие углы для взлетной и посадочной конфигураций. Воспроизводились также мотогондолы с протоком. Основные геометрические параметры модели: площадь крыла $S = 0,15 \text{ м}^2$, длина средней аэродинамической хорды крыла $b_A = 0,13 \text{ м}$, размах крыла $l = 1,2 \text{ м}$.

Испытания проводились при скорости потока в рабочей части трубы $V = 40 \text{ м/с}$ в диапазоне углов атаки $\alpha_0 = 0-32^\circ$ и частоты колебаний $f = 0,5-3 \text{ Гц}$. Амплитуда колебаний составляла $\Theta_0 = 5^\circ$ при колебаниях по углу крена и $\Theta_0 = 3^\circ$ при колебаниях по углу рыскания. Угол скольжения во всех испытаниях был равен нулю. Число Рейнольдса, рассчитанное по средней аэродинамической хорде крыла, составляло $Re = 0,34 \times 10^6$, а приведенная частота — $\bar{\omega} = 0,045-0,27$. Модель испытывалась в двух конфигурациях: крейсерской ($\delta_{\text{пр}} = 0, \delta_3 = 0$) и посадочной ($\delta_{\text{пр}} = 24^\circ, \delta_3 = 36^\circ$, где $\delta_{\text{пр}}$ — угол отклонения предкрылков крыла, δ_3 — угол отклонения закрылков крыла).

Анализ результатов многократных испытаний показал, что относительные погрешности определения КАП (при доверительной вероятности $P = 0,95$) для малых углов

Таблица 1

Экспериментальные и расчетные комплексы аэродинамических производных

	m_x^β	$\hat{m}_x^{\bar{\omega}_x}$	m_y^β	$\hat{m}_y^{\bar{\omega}_y}$
Эксперимент	-0,152	-0,430	-0,238	-0,321
Расчет по линейной теории	-0,159	-0,465	-0,208	-0,405

атаки не превышают $\bar{S} = 5\%$. Для больших углов атаки, на которых некоторые КАП меняют знак, оценивались абсолютные среднеквадратические отклонения. Эти погрешности составляют следующие величины:

$$S(\hat{c}_{z\sin}^\beta) = 0,006, \quad S(\hat{m}_{x\sin}^\beta) = 0,0024, \quad S(\hat{m}_{y\sin}^\beta) = 0,0014;$$

$$S(\hat{c}_z^{\bar{\omega}_x}) = 0,024, \quad S(\hat{m}_x^{\bar{\omega}_x}) = 0,01, \quad S(\hat{m}_y^{\bar{\omega}_x}) = 0,006;$$

$$S(\hat{c}_{z\cos}^\beta) = 0,01, \quad S(\hat{m}_{x\cos}^\beta) = 0,0026, \quad S(\hat{m}_{y\cos}^\beta) = 0,0026;$$

$$S(\hat{c}_z^{\bar{\omega}_y}) = 0,04, \quad S(\hat{m}_x^{\bar{\omega}_y}) = 0,008, \quad S(\hat{m}_y^{\bar{\omega}_y}) = 0,01.$$

С целью проверки достоверности данных, полученных на динамическом стенде, для крейсерской конфигурации модели при нулевом угле атаки проведены сопоставления экспериментальных данных с расчетными, полученными по линейной теории. Анализ показывает удовлетворительное согласование эксперимента с расчетом (см. табл. 1).

2. Обсуждение результатов испытаний

На рис. 1 приведены зависимости статических производных m_{xst}^β и m_{yst}^β от угла атаки, полученные для посадочной конфигурации модели экстраполяцией КАП $\hat{m}_{x\sin}^\beta$, $\hat{m}_{x\cos}^\beta$, $\hat{m}_{y\sin}^\beta$ и $\hat{m}_{y\cos}^\beta$ на нулевую частоту колебаний с соответствующим делением на функции $\sin \alpha_0$ и $\cos \alpha_0$. Хорошее согласование производных при колебаниях по углу крена и рыскания свидетельствует о следующем:

- структуры обтекания при различных законах движения модели и малых приведенных частотах колебаний близки;
- аэродинамические производные не зависят от амплитуды колебаний при малых ее значениях.

С методической точки зрения приведенные данные служат дополнительным подтверждением достоверности полученных данных.

На рис. 2 представлены зависимости КАП момента крена и рыскания от угла атаки и приведенной частоты колебаний для посадочной конфигурации модели. Главной существенной особенностью экспери-

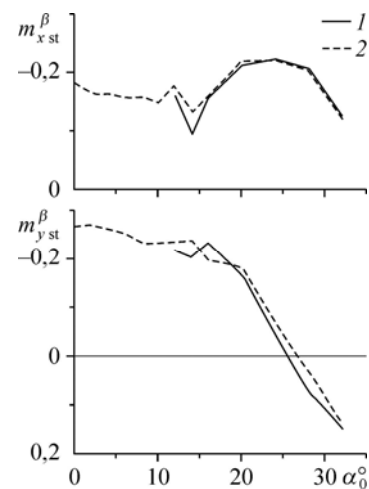


Рис. 1. Зависимости статических производных m_{xst}^β и m_{yst}^β от угла атаки для посадочной конфигурации модели. 1 — колебания модели по углу крена, 2 — колебания модели по углу рыскания.

ментальных данных является возникновение зоны антидемпфирования ($\hat{m}_x^{\bar{\omega}_x} > 0$) на околочритических углах атаки $\alpha_0 = 15-25^\circ$. На этих же углах происходит сильное изменение КАП $\hat{m}_y^{\bar{\omega}_x}$. Из приведенных данных видно, что в области углов атаки, где имеют место указанные выше особенности, КАП $\hat{m}_x^{\bar{\omega}_x}$, $\hat{m}_{x\sin}^\beta$, $\hat{m}_y^{\bar{\omega}_x}$ и $\hat{m}_{y\sin}^\beta$ интенсивно зависят от приведенной частоты колебаний.

Представляет интерес и большую практическую значимость вопрос о том, какие кинематические параметры обуславливают зависимость КАП от $\bar{\omega}$ (β , $\bar{\omega}_x$ или $\bar{\omega}_y$). Для решения этого вопроса целесообразно представлять аэродинамические производные в неортогональной системе координат OX_aY_aZ , оси OX_a и OY_a которой совпадают с осями скоростной системы координат, а ось OZ — с соответствующей осью связанной системы. Используя принцип суперпозиции, можно получить формулы пересчета КАП из связанной системы координат $OXYZ$ в систему OX_aY_aZ :

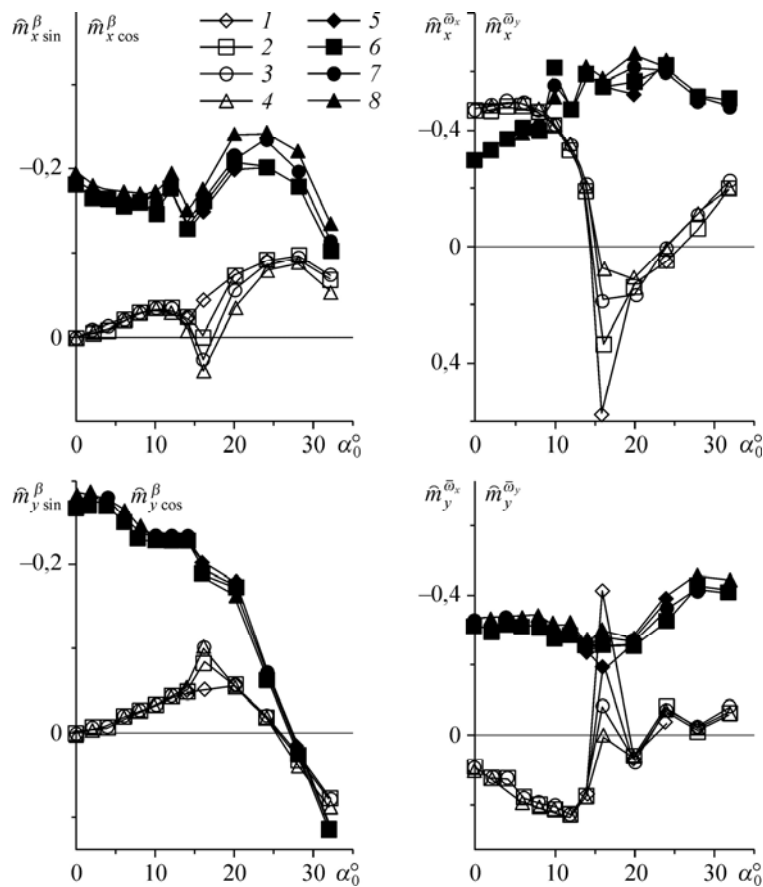


Рис. 2. Зависимости комплексов аэродинамических производных момента крена $\hat{m}_{x\sin}^\beta$, $\hat{m}_{x\cos}^\beta$, $\hat{m}_x^{\bar{\omega}_x}$, $\hat{m}_x^{\bar{\omega}_y}$ и рыскания $\hat{m}_{y\sin}^\beta$, $\hat{m}_{y\cos}^\beta$, $\hat{m}_y^{\bar{\omega}_x}$, $\hat{m}_y^{\bar{\omega}_y}$ от угла атаки и приведенной частоты колебаний.

Светлые символы — колебания модели относительно оси OX , темные символы — колебания модели относительно оси OY ; $\bar{\omega} = 0,045$ (1, 5), 0,12 (2, 6), 0,20 (3, 7), 0,27 (4, 8).

$$\begin{aligned}
\bar{c}_i^{\bar{\Omega}_x} &= \bar{c}_i^{\bar{\omega}_x} \cos \beta_0 \cos \alpha_0 - \bar{c}_i^{\bar{\omega}_y} \cos \beta_0 \sin \alpha_0 + \bar{c}_i^{\bar{\omega}_z} \sin \beta_0 - \\
-\bar{\omega}^2 \bar{c}_i^{\bar{\Omega}_x} &= \bar{c}_i^{\beta} \cos \beta_0 \cos \alpha_0 - \bar{c}_i^{\beta} \cos \beta_0 \sin \alpha_0 + \bar{c}_i^{\alpha} \sin \beta_0, \\
\bar{c}_i^{\bar{\Omega}_y} &= \bar{c}_i^{\bar{\omega}_y} + \bar{c}_i^{\beta} = \bar{c}_i^{\bar{\omega}_x} \sin \alpha_0 + \bar{c}_i^{\bar{\omega}_y} \cos \alpha_0, \\
\bar{c}_i^{\beta} &= \bar{c}_i^{\beta} - \bar{\omega}^2 \bar{c}_i^{\bar{\Omega}_y} = \bar{c}_i^{\beta} \sin \alpha_0 + \bar{c}_i^{\beta} \cos \alpha_0, \\
\bar{c}_i^{\bar{\Omega}_z} &= \bar{c}_i^{\bar{\omega}_z} + \bar{c}_i^{\bar{\alpha}} = \bar{c}_i^{\bar{\omega}_z}, \quad \bar{c}_i^{\alpha} - \bar{\omega}^2 \bar{c}_i^{\bar{\Omega}_z} = \bar{c}_i^{\alpha},
\end{aligned}$$

где $\bar{c}_i^{\alpha} = \bar{c}_i^{\alpha} - \bar{\omega}^2 \bar{c}_i^{\bar{\omega}_z}$, $\bar{c}_i^{\bar{\omega}_z} = \bar{c}_i^{\bar{\omega}_z} + \bar{c}_i^{\bar{\alpha}}$ — КАП, полученные при колебаниях модели по углу тангажа (относительно связанной оси OZ).

Кинематические параметры связаны следующими соотношениями:

$$\begin{aligned}
\bar{\beta} &= \bar{\Omega}_y, \quad \bar{\alpha} = \bar{\Omega}_z, \\
\bar{\Omega}_x &= \frac{\bar{\omega}_x \cos \alpha - \bar{\omega}_y \sin \alpha}{\cos \beta}, \quad \bar{\Omega}_y = \bar{\omega}_x \sin \alpha + \bar{\omega}_y \cos \alpha, \\
\bar{\Omega}_z &= \bar{\omega}_z - (\bar{\omega}_x \cos \alpha - \bar{\omega}_y \sin \alpha) \operatorname{tg} \beta.
\end{aligned}$$

Предпочтительность использования системы координат $OX_a Y_a Z$ для представления нестационарных аэродинамических характеристик связана со следующим. В этой системе координат удастся частично разделить КАП, а именно получить производные $\bar{c}_i^{\bar{\Omega}_x}$ и $\bar{c}_i^{\bar{\Omega}_y}$, соответствующие колебательному движению относительно оси OX_a . Число производных, входящих в КАП $\bar{c}_i^{\bar{\Omega}_y}$ и \bar{c}_i^{β} , сокращается с трех при обычном представлении (см. раздел 1) до двух в предлагаемом. В системе координат $OX_a Y_a Z$ получаются самые простые соотношения между $\bar{\alpha}$, $\bar{\beta}$ и угловыми скоростями $\bar{\Omega}_y$, $\bar{\Omega}_z$. Известно также, что влияние угловых скоростей проявляется в изменении местных углов атаки и скольжения на несущих элементах самолета. Можно показать, что в связанной системе координат угловая скорость ω_y приводит к изменению как местных углов скольжения так и местных углов атаки, в то время как угловая скорость Ω_y в системе координат $OX_a Y_a Z$ приводит к изменению только местных углов скольжения. Это позволяет упростить анализ аэродинамических характеристик.

На рис. 3 приведены КАП, пересчитанные на оси неортогональной системы координат $OX_a Y_a Z$. Анализ данных показывает, что производные $\bar{m}_x^{\bar{\Omega}_x}$ и $\bar{m}_y^{\bar{\Omega}_y}$ на околоритических углах атаки сильно зависят от приведенной частоты колебаний. Этот эффект обусловлен, очевидно, изменением местных углов атаки на крыле при колебаниях относительно оси OX_a . КАП $\bar{m}_x^{\bar{\Omega}_y}$ на этих режимах также заметно зависит от $\bar{\omega}$. По аналогии с продольными колебаниями, при которых решающее влияние на нестационарные эффекты оказывает угол атаки, можно предположить, что эта зависимость $\bar{m}_x^{\bar{\Omega}_y}$ обусловлена углом скольжения β . Подтверждением этой гипотезы служит то, что изменения углов скольжения при колебаниях относительно оси OY_a составляют величины $\Delta\beta \sim \Theta_0$, значительно превосходящие изменения местных углов скольжения на крыле от Ω_y и

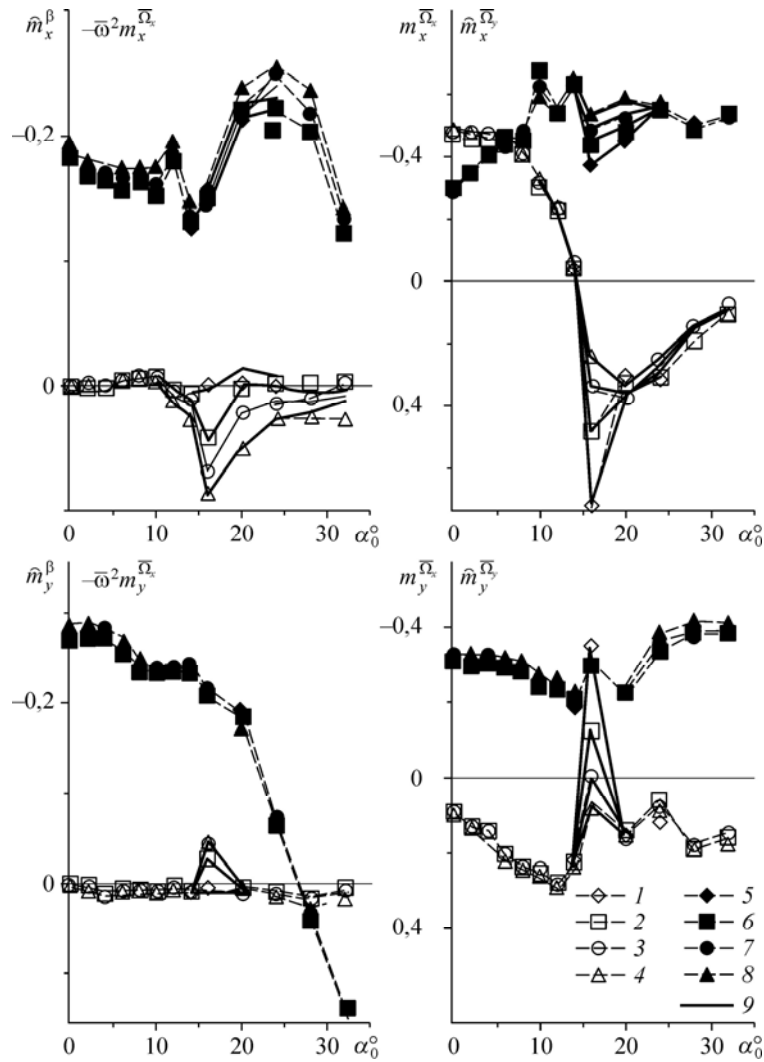


Рис. 3. Зависимости комплексов аэродинамических производных момента крена $-\bar{\omega}^2 m_x^{\bar{\Omega}_x}$, \hat{m}_x^β , $m_x^{\bar{\Omega}_x}$, $\hat{m}_x^{\bar{\Omega}_y}$ и рыскания $-\bar{\omega}^2 m_y^{\bar{\Omega}_x}$, \hat{m}_y^β , $m_y^{\bar{\Omega}_x}$, $\hat{m}_y^{\bar{\Omega}_y}$ от угла атаки и приведенной частоты колебаний.

Светлые символы — колебания модели относительно оси OX_a ; темные символы — колебания модели относительно оси OY_a ; $\bar{\omega} = 0,045$ (1, 5), 0,12 (2, 6), 0,20 (3, 7), 0,27 (4, 8); 9 — результаты аппроксимации.

имеющих порядок величины $\Delta\beta \sim \Theta_0 \bar{\omega} \bar{x}$ ($\bar{x} = 2x/l$; $\bar{\omega} \bar{x} \ll 1$; x — расстояние от центра тяжести модели до рассматриваемой точки крыла по оси OX_a).

3. Математическое описание аэродинамических нагрузок для задач динамики полета самолетов

Для решения задач динамики полета самолетов в настоящее время наиболее широко применяется так называемая традиционная математическая модель, в которой аэродинамические нагрузки представляются в виде функций кинематических параметров движения и их первых производных по времени [5]. Так как КАП исследуемой модели самолета

на околокритических углах атаки существенно зависят от приведенной частоты колебаний, то традиционная математическая модель становится на этих режимах не корректной. Для описания аэродинамических нагрузок при продольном движении самолетов разработаны более точные модели, включающие, как правило, обыкновенные дифференциальные уравнения первого порядка [6–8]. По аналогии для математического описания моментов крена и рыскания при боковом движении может быть предложена следующая модель:

$$\begin{aligned}
 m_x &= m_{xst}(\alpha, \beta) + m_{xst}^{\bar{\Omega}_x}(\alpha, \beta) \bar{\Omega}_x + \Delta m_{x1} + \Delta m_{x2} + m_x^{\bar{\Omega}_y}(\alpha, \beta) \bar{\Omega}_y + m_{x*}^{\bar{\beta}}(\alpha, \beta) \bar{\beta}, \\
 \bar{T}_1 \frac{d(\Delta m_{x1})}{d\tau} + \Delta m_{x1} &= \bar{T}_1 (m_{x*}^{\bar{\Omega}_x} - m_{xst}^{\bar{\Omega}_x}) \bar{\Omega}_x, \\
 \bar{T}_2 \frac{d(\Delta m_{x2})}{d\tau} + \Delta m_{x2} &= \bar{T}_2 (m_{x*}^{\beta} - m_{xst}^{\beta}) \bar{\beta}; \\
 m_y &= m_{yst}(\alpha, \beta) + m_{yst}^{\bar{\Omega}_x}(\alpha, \beta) \bar{\Omega}_x + \Delta m_y + m_y^{\bar{\Omega}_y}(\alpha, \beta) \bar{\Omega}_y + m_{y*}^{\bar{\beta}}(\alpha, \beta) \bar{\beta}, \\
 \bar{T} \frac{d(\Delta m_y)}{d\tau} + \Delta m_y &= \bar{T} (m_{y*}^{\bar{\Omega}_x} - m_{yst}^{\bar{\Omega}_x}) \bar{\Omega}_x,
 \end{aligned} \tag{1}$$

где составляющие Δm_{x1} , Δm_{x2} и Δm_y характеризуют отличие коэффициентов от статических вследствие запаздывания в процессе перестроения структуры срывного обтекания; \bar{T}_1 , \bar{T}_2 , \bar{T} — постоянные времени, характеризующие длительность аperiodического переходного процесса изменения аэродинамической нагрузки при ступенчатом изменении соответствующего кинематического параметра; нижний индекс “*” соответствует аэродинамическим производным или КАП, определённым при больших приведенных частотах колебаний.

Физический смысл математической модели заключается в следующем. Нагрузки, обусловленные нестационарными эффектами срывного обтекания, описываются обыкновенным линейным дифференциальным уравнением первого порядка. Эти нагрузки суммируются со статическими нагрузками. Затем добавляются нагрузки, обусловленные угловой скоростью рыскания $\bar{\Omega}_y$ (безынерционные члены) и нагрузки с малыми постоянными времени при неизменной (замороженной) структуре обтекания, пропорциональные $\bar{\beta}$.

Для определения параметров модели в работе используется подход, применяемый в работе [8]. Для этого выполняется линеаризация модели (1) и находятся аналитические выражения для частотных характеристик при гармонических изменениях угловой скорости $\bar{\Omega}_x$ и угла поворота относительно оси OY_a . При коническом движении по гармоническому закону они имеют вид:

$$\begin{aligned}
 m_{x\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} &= m_{xst}^{\bar{\Omega}_x} + \frac{m_{x*}^{\bar{\Omega}_x} - m_{xst}^{\bar{\Omega}_x}}{(\bar{T}_1 \bar{\omega})^2 + 1} \bar{T}_1^2 \bar{\omega}^2, & -\bar{\omega}^2 m_{x\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} &= -\frac{m_{x*}^{\bar{\Omega}_x} - m_{xst}^{\bar{\Omega}_x}}{(\bar{T}_1 \bar{\omega})^2 + 1} \bar{T}_1 \bar{\omega}^2, \\
 m_{y\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} &= m_{yst}^{\bar{\Omega}_x} + \frac{m_{y*}^{\bar{\Omega}_x} - m_{yst}^{\bar{\Omega}_x}}{(\bar{T} \bar{\omega})^2 + 1} \bar{T}^2 \bar{\omega}^2, & -\bar{\omega}^2 m_{y\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} &= -\frac{m_{y*}^{\bar{\Omega}_x} - m_{yst}^{\bar{\Omega}_x}}{(\bar{T} \bar{\omega})^2 + 1} \bar{T} \bar{\omega}^2.
 \end{aligned}$$

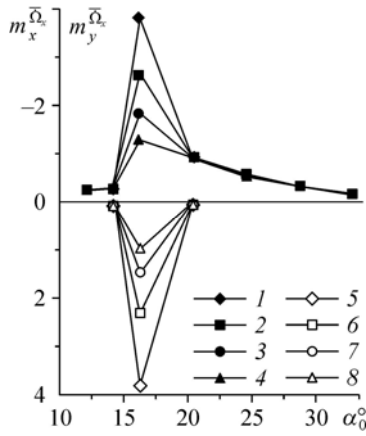


Рис. 4. Зависимости производных $m_x^{\bar{\Omega}_x}$ и $m_y^{\bar{\Omega}_x}$ от угла атаки и приведенной частоты колебаний для посадочной конфигурации модели.

Темные символы — $m_x^{\bar{\Omega}_x}$, светлые символы — $m_y^{\bar{\Omega}_x}$; $\bar{\omega} = 0,045$ (1, 5), 0,12 (2, 6), 0,20 (3, 7), 0,27 (4, 8).

При гармонических колебаниях относительно оси OY_a частотные характеристики выглядят следующим образом:

$$m_{x\text{appr}}^\beta = m_{x\text{st}}^\beta + \frac{m_{x*}^\beta - m_{x\text{st}}^\beta}{(\bar{T}_2 \bar{\omega})^2 + 1} \bar{T}_2^2 \bar{\omega}^2,$$

$$\hat{m}_{x\text{appr}}^{\bar{\Omega}_y} = (m_x^{\bar{\Omega}_y} + m_x^{\bar{\beta}})_{\text{appr}} = (m_x^{\bar{\Omega}_y} + m_{x*}^{\bar{\beta}}) + \frac{m_{x*}^\beta - m_{x\text{st}}^\beta}{(\bar{T}_2 \bar{\omega})^2 + 1} \bar{T}_2.$$

Параметры модели определяются посредством минимизации функций

$$\Phi_1 = \sum^N [(m_{x\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} - m_x^{\bar{\Omega}_x})^2 \bar{\omega}^2 + (\bar{\omega}^2 m_{x\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} - \bar{\omega}^2 m_x^{\bar{\Omega}_x})^2],$$

$$\Phi_2 = \sum^N [(m_{x\text{appr}}^\beta - \hat{m}_x^\beta)^2 + (\hat{m}_{x\text{appr}}^{\bar{\Omega}_y} - \hat{m}_x^{\bar{\Omega}_y})^2 \bar{\omega}^2],$$

$$\Phi = \sum^N [(m_{y\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} - m_y^{\bar{\Omega}_x})^2 \bar{\omega}^2 + (\bar{\omega}^2 m_{y\text{appr}}^{\bar{\Omega}_x} - \bar{\omega}^2 m_y^{\bar{\Omega}_x})^2]$$

с привлечением регрессионного анализа (N — число экспериментальных значений частотной характеристики для данного среднего угла атаки).

Результаты аппроксимации экспериментальных данных частотной характеристики линеаризованной модели приведены на рис. 3. Видно, что математическая модель удовлетворительно описывает аэродинамические характеристики. На рис. 4 приведены зависимости производных $m_x^{\bar{\Omega}_x}$ и $m_y^{\bar{\Omega}_x}$ от угла атаки и приведенной частоты, полученные в результате аппроксимации экспериментальных данных. Видно, что эти производные, незначительные на малых углах атаки, на околоскритических углах достигают соответственно величин $m_x^{\bar{\Omega}_x} \approx -4$ и $m_y^{\bar{\Omega}_x} \approx 4$. В табл. 2 представ-

лены параметры модели. На рис. 5 изображены зависимости постоянной времени от угла атаки. Примечательно, что все постоянные времени близки между собой $\bar{T}_1 \approx \bar{T}_2 \approx \bar{T}$. В диапазоне околоскритических углов

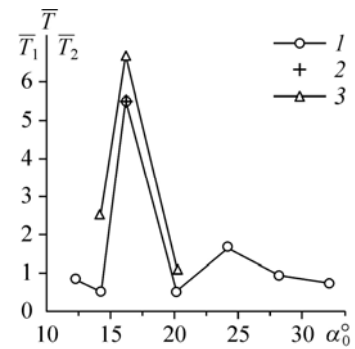


Рис. 5. Зависимости безразмерной постоянной времени от угла атаки для посадочной конфигурации модели.

1 — \bar{T}_1 , 2 — \bar{T}_2 , 3 — \bar{T} .

Таблица 2

Параметры математической модели

α_0	Колебания относительно оси OX_a					
	$m_{x^*}^{\bar{\omega}_x} - m_{xst}^{\bar{\omega}_x}$	$m_{xst}^{\bar{\omega}_x}$	\bar{T}_1	$m_{y^*}^{\bar{\omega}_x} - m_{yst}^{\bar{\omega}_x}$	$m_{yst}^{\bar{\omega}_x}$	\bar{T}
12	-0,253	-0,221	0,86			
14	-0,523	-0,044	0,50	0,034	0,229	2,50
16	-0,736	0,738	5,51	0,626	-0,396	6,69
20	-0,837	0,355	0,50	0,058	0,155	1,08
24	-0,360	0,302	1,66			
28	-0,348	0,156	0,95			
32	-0,204	0,092	0,738			
Колебания относительно оси OY_a						
	m_{xst}^{β}	$m_{x^*}^{\beta} - m_{xst}^{\beta}$	$m_x^{\bar{\omega}_y} + m_{x^*}^{\bar{\beta}}$	\bar{T}_2		
16	-0,170	0,0445	-0,359	5,55		

атаки $\alpha_0 \approx 15-20^\circ$ наблюдается резкое возрастание этого параметра до максимальных значений $\bar{T} \approx 6,5$.

В заключение следует отметить, что КАП для крейсерской конфигурации модели ведут себя при изменении угла атаки качественно идентично посадочной конфигурации. Однако для этой конфигурации срывные явления сопровождаются малыми постоянными времени $\bar{T} \leq 1$, поэтому в исследованном диапазоне приведенных частот колебаний КАП слабо зависят от этого параметра. В этом случае для математического описания аэродинамических нагрузок пригодна традиционная математическая модель.

Выводы

Проведены испытания и получены аэродинамические характеристики для модели типичного пассажирского самолета при гармонических колебаниях по углу крена и рыскания в широком диапазоне изменения углов атаки и приведенной частоты колебаний при малых дозвуковых скоростях.

Выявлено, что на околокритических углах атаки, где наблюдается потеря демпфирования крена, КАП $\hat{m}_x^{\bar{\omega}_x}$, $\hat{m}_{x\sin}^{\beta}$, $\hat{m}_y^{\bar{\omega}_x}$ и $\hat{m}_{y\sin}^{\beta}$ для посадочной конфигурации существенно зависят от приведенной частоты колебаний.

Показано, что зависимость КАП от приведенной частоты обусловлена, главным образом, угловой скоростью конического движения.

Предложена математическая модель, удовлетворительно аппроксимирующая экспериментальные аэродинамические характеристики, для решения задач динамики полета самолетов.

Список литературы

1. Колин И.В., Марков В.Г., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В. 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.
2. Колин И.В., Марков В.Г., Суханов В.Л., Трифонова Т.И., Шуховцов Д.В. Методика математического моделирования нестационарных аэродинамических сил и моментов методом обыкновенных дифференциальных уравнений // Авиакосмическая техника и технология. 2008. № 1. С. 15–21.

3. **Петошин В.И., Часовников Е.А.** Аэродинамические характеристики моделей пассажирских и транспортных самолетов при их гармонических колебаниях по углу тангажа на больших углах атаки // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 3. С. 373–383.
4. **Белоцерковский С.М.** Крыло в нестационарном потоке газа / С.М. Белоцерковский, Б.К. Скрипач, В.Г. Табачников. М.: Наука, 1971. 768 с.
5. **Бюшгенс Г.С.** Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев. М.: Машиностроение, 1979. 349 с.
6. **Прудников Ю.А., Петошин В.И., Часовников Е.А.** Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик треугольного крыла на больших углах атаки // Вопросы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов: сб. науч. тр. М.: Центр науч.-техн. информ. "Волна". 1985. С. 89–94.
7. **Часовников Е.А.** Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик несущих систем на срывных режимах обтекания // Докл. Сибирского отделения Академии Наук Высшей Школы. Новосибирск: НГТУ, 2003. № 2. С. 77–86.
8. **Петошин В.И., Часовников Е.А.** Математическое описание нестационарных аэродинамических характеристик модели пассажирского самолета при продольном движении на больших углах атаки // ПМТФ. 2011. Т. 52, № 3. С. 74–80.

Статья поступила в редакцию 21 ноября 2011 г.