

УДК 629.7.05

Идентификация аэродинамического коэффициента момента тангажа многоцелевого маневренного самолета по результатам летных испытаний

Егорова Е.Ю., Левитин И.М., Овчаренко В.Н.

Аннотация

В статье рассмотрена идентификация аэродинамических характеристик углового движения маневренного самолета во временной области в продольном канале, по записи параметров движения при выполнении маневров в продольной плоскости. Применяется алгоритм адаптивной идентификации, который дает возможность оценить составляющие коэффициента момента тангажа. В качестве начальных приближений составляющих момента тангажа выбираются их значения из банка аэродинамических характеристик, полученные по результатам трубных испытаний.

Ключевые слова: идентификация аэродинамических характеристик; оценка; адаптивная идентификация.

1. Введение

Методы определения аэродинамических характеристик самолетов состоят из продувок их масштабных моделей в аэродинамических трубах (АДТ) и летных испытаний.

В общем случае, условия исследований в АДТ не полностью соответствуют натурным испытаниям по следующим причинам:

– В АДТ возможно лишь геометрическое моделирование (с точностью до искажений контура моделей, связанного с необходимостью крепления модели на весах АДТ). Геометрические отличия модели и самолета всегда имеют место, поскольку, даже исключая отличия в размерах, геометрические обводы и состояние внешней поверхности модели и самолета не тождественны.

– Подобие по числу Маха реализуется в скоростных АДТ; Число Рейнольдса оказывается возможным моделировать только для взлетно-посадочных режимов и для условий полета на больших высотах в АДТ с переменной плотностью воздуха.

В связи с этим целесообразно проводить коррекцию аэродинамических характеристик самолета, полученных в АДТ по результатам летных испытаний.

Существуют различные алгоритмы идентификации характеристик самолета по результатам полетов. Метод обработки линеаризованных моделей тщательно изучен и уменьшает вычислительные затраты, но является неприемлем в том случае, если необходимо найти нелинейные аэродинамические характеристики. Современные многофункциональные маневренные самолеты эксплуатируются в широком диапазоне высот и скоростей, в том числе, на режимах с нелинейной аэродинамикой. В связи с этим, для обработки результатов летных испытаний маневренных самолетов необходима разработка алгоритмов идентификации аэродинамических характеристик для нелинейных аэродинамических моделей в неустановившемся движении.

В статье представлено решение задачи идентификации составляющих коэффициента момента тангажа m_z самолета в полетной конфигурации (шасси убрано, закрылки убраны) на основании записи экспериментальных данных.

2. Постановка задачи идентификации

Уравнения вращательного движения самолета в продольной плоскости составляющих аэродинамического момента тангажа имеют вид:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_z + \frac{I_Y - I_X}{I_Z} \cdot \omega_X \cdot \omega_Y = \bar{M}_{Za} + \bar{M}_{ZP} \\ \dot{\vartheta} = \omega_z \end{cases} \quad (1),$$

где ω_z – угловая скорость тангажа, ϑ – угол тангажа, \bar{M}_{Za} – аэродинамический приведенный момент тангажа $\bar{M}_{Za} = \frac{m_z \cdot q \cdot S \cdot b_a}{I_z}$, m_z – коэффициент момента тангажа, q – скоростной напор, S – площадь крыла, b_a – средняя аэродинамическая хорда, I_z , I_X , I_Y – моменты инерции самолета, \bar{M}_{ZP} – приведенный момент тяги двигателя.

Коэффициент момента тангажа в банке аэродинамических характеристик имеет следующую структуру:

$$\begin{aligned}
m_z = & \Delta m_z(\alpha, M) + \Delta m_{z_0}(M) + \Delta m_{z_{эл.}}(\alpha, \delta_{эл.}, M) + \Delta m_{z_{нос}}(\alpha, \delta_{нос}, M) + \\
& + \Delta m_{z_{стаб.}}(\alpha, \varphi_{стаб.}, M) \xi_{m_z^\varphi}(M) + \Delta m_{z_{подв.}}(\alpha, M) + \\
& + m_z^{\overline{\sigma}_z}(\alpha, M) \overline{\omega}_z \xi_{m_z^{\overline{\sigma}_z}} + \dot{m}_z^\alpha(\alpha, M) \dot{\alpha} + \Delta m_{z_{упр.}}^{C_y}(M, H) C_y(\alpha)
\end{aligned} \quad (2),$$

где $\Delta m_z(\alpha, M)$ – составляющая коэффициента продольного момента самолета без m_{z_0} , $\Delta m_{z_0}(\alpha, M)$ – составляющая коэффициента продольного момента самолета при $\alpha=0$, $\delta_{нос}=0$, $\delta_{эл.}=0$, $\Delta m_{z_{эл.}}(\alpha, \delta_{эл.}, M)$ – приращение коэффициента продольного момента за счет отклонения элеронов на двух консолях крыла, $\Delta m_{z_{нос}}(\alpha, \delta_{нос}, M)$ – приращение коэффициента продольного момента самолета за счет отклонения носков крыла, $\Delta m_{z_{стаб.}}(\alpha, M, \varphi_{стаб.})$ – приращение коэффициента продольного момента самолета при отклонении стабилизатора на угол φ , $\Delta m_{z_{подв.}}(\alpha, M)$ – приращение коэффициента продольного момента самолета при установке подвесок, $m_z^{\overline{\sigma}_z}(\alpha, M)$ – коэффициент демпфирования тангажа, $\dot{m}_z^\alpha(\alpha, M)$ – нестационарная производная коэффициента продольного момента по скорости изменения угла атаки, $\Delta m_{z_{упр.}}^{C_y}(M, H)$ – изменение запаса устойчивости за счет упругости конструкции, $\xi_{m_z^\varphi}$, $\xi_{m_z^{\overline{\sigma}_z}}$ – коэффициенты, учитывающие влияние упругости конструкции самолета. Данные банка аэродинамических характеристик заведены для центровки $X_T=30\%$, поэтому их пересчитывают на фактическую центровку по формуле:

$$m_z(X_{T_{факт}}) = m_z(X_T = 30\%) - C_y \cdot \frac{\Delta X_T}{b_a}.$$

В полете производится регистрация следующих параметров движения самолета и данные о его конфигурации: α – угол атаки, M – число Маха, H – высота полета, $\varphi_{стаб.}$ – угол отклонения стабилизатора, $\delta_{нос}$ – угол отклонения носков, $\delta_{эл.}$ – угол отклонения элеронов, $\delta_{т.щ.}$ – угол отклонения тормозного щитка, \mathcal{G} – угол тангажа, ω_z – угловая скорость тангажа.

Приведенный момент от двигателя $\overline{M}_{Z/P}$ определяется с помощью математической модели двигателя в зависимости от положения ручки управления двигателем.

3. Алгоритм адаптивной идентификации аэродинамических коэффициентов самолета

Алгебраическое выражение (2) может быть записано в виде [6]

$$p(t, V_x) = \sum_{k=1}^K q_k(t, V_x) \quad (3)$$

где $p(t, V_x)$ - известная функция, например m_z ; $q_k(t, V_x)$ - любое из слагаемых в правой части выражения (2).

Требуется построить алгоритм оценивания составляющих $q_k(t, V_x)$ по результатам наблюдений $p(t, V_x)$ на конечном интервале времени.

Решение этой задачи можно получить с помощью адаптивного алгоритма идентификации статических систем [5], который имеет вид

$$q_k(t, V_x) = q_k^o(t, V_x) + \frac{(q_k^o(t, V_x))^2}{\|q_k^o(t, V_x)\|} (p(t, V_x) q_k^o(t, V_x)) \quad (4)$$

где $q_k^o(t, V_x)$ - известные значения аэродинамических коэффициентов (2) из банка аэродинамических характеристик самолета; $p^o(t, V_x) = \sum_{k=1}^K q_k^o(t, V_x)$ - значение функции $p(t, V_x)$ на априорных значениях составляющих $q_k^o(t, V_x)$;

$$\|q_k^o(t, V_x)\|^2 = q_k^o(t, V_x)^T q_k^o(t, V_x); \quad q^o(t, V_x)^T = (q_1^o(t, V_x), \dots, q_K^o(t, V_x)).$$

4. Методика оценивания аэродинамического коэффициента момента тангажа

Разделим задачу идентификации составляющих на два последовательных этапа:

- определение аэродинамического коэффициента m_z ;
- разделение этого коэффициента на составляющие.

По результатам измерения ω_z определим полный аэродинамический коэффициент m_z^{FT} из выражения (1). Величины, полученные по результатам летных экспериментов, маркируются индексом FT, индекс AX указывает, что составляющая момента тангажа взята из банка аэродинамических характеристик самолета.

Для реализации алгоритма оценивания составим вектор из слагаемых выражения (2) для каждого момента времени:

$$\vec{m}_z = [\Delta m_z, \Delta m_{z0}, \Delta m_{z'эл.}, \Delta m_{z'нос.}, \Delta m_{z'стаб.}^*, m_z^{\omega z^*}, m_z^{at^*}, m_{z'унр}^{C_y^*}] \quad (5), \text{ где}$$

$$\Delta m_{z'стаб.}^* = \Delta m_{z'стаб.} \cdot \xi_{m_z^\varphi}, \quad (6)$$

$$m_z^{\omega z^*} = m_z^{\omega z} \cdot \xi_{m_z^\varphi}, \quad (7)$$

$$m_z^{at^*} = m_z^{at} \cdot \alpha, \quad (8)$$

$$m_{z'унр}^{C_y^*} = m_{z'унр}^{C_y} \cdot C_y(\alpha). \quad (9)$$

Оценки составляющих $\vec{m}_z(FT)$ будем определять для каждого момента времени на интервале наблюдений

$$m_z(t, \alpha, M...) = \sum_{k=1}^K \Delta \vec{m}_z^k(t, \alpha, M...). \quad (10)$$

где $\Delta \vec{m}_z^k$ - искомая оценка k-составляющей вектора (5), k=1..8.

Учитывая (4) перепишем уравнение (2) в виде:

$$\begin{aligned}
\Delta \tilde{m}_z(t) &= \Delta m_z^{AX}(t) + \frac{\Delta m_z^{AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)) \\
\Delta \tilde{m}_{z0}(t) &= \Delta m_{z0}^{AX}(t) + \frac{\Delta m_{z0}^{AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)) \\
\Delta \tilde{m}_{z'\text{эл}}(t) &= \Delta m_{z'\text{эл}}^{AX}(t) + \frac{\Delta m_{z'\text{эл}}^{AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)) \\
\Delta \tilde{m}_{z'\text{нос}}(t) &= \Delta m_{z'\text{нос}}^{AX}(t) + \frac{\Delta m_{z'\text{нос}}^{AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)) \\
\Delta \tilde{m}_{z'\text{смаб}}^*(t) &= \Delta m_{z'\text{смаб}}^{AX}(t) + \frac{\Delta m_{z'\text{смаб}}^{*AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)) \\
\tilde{m}_z^{\omega_z^*} &= m_z^{\omega_z^*AX}(t) + \frac{m_z^{\omega_z^*AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)) \\
m_z^{at^*} &= m_z^{at^*AX}(t) + \frac{m_z^{at^*AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)) \\
m_{z'\text{ynp}}^{C_y^*} &= m_{z'\text{ynp}}^{C_y^*AX}(t) + \frac{m_{z'\text{ynp}}^{C_y^*AX}(t)^2}{\|\vec{m}_z^{AX}(t)\|^2} \cdot (m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t))
\end{aligned} \tag{11},$$

где

$$\vec{m}_z^{AX} = [\Delta m_z^{AX}, \Delta m_{z0}^{AX}, \Delta m_{z'\text{эл}}^{AX}, \Delta m_{z'\text{нос}}^{AX}, \Delta m_{z'\text{смаб}}^{*AX}, m_z^{\omega_z^*AX}, m_z^{at^*AX}, m_{z'\text{ynp}}^{C_y^*AX}] -$$

вектор, в котором в качестве координат взяты составляющие момента тангажа из банка аэродинамических характеристик.

Алгоритм, относящийся к классу проекционных алгоритмов Качмажа, реализован по принципу обратной связи по ошибке $m_z^{FT}(t) - m_z^{AX}(t)$ с коэффициентом усиления равным квадрату относительной доли k -й составляющей в евклидовой норме вектора априорных данных, в связи с этим следует отметить, что точность оценивания зависит от точности априорной информации.

Для корректного сравнения полученных оценок и априорных данных учитываем упругость конструкции (уравнения (6)–(9)).

5. Результаты идентификации составляющих аэродинамического коэффициента момента тангажа

Идентификация аэродинамического коэффициента момента тангажа проводится по записям параметров в летных испытаниях на тестовых маневрах в продольной плоскости. Влияние бокового канала не рассматривается.

Алгоритмы определения коэффициента момента тангажа и его разделение на составляющие реализованы в среде математического моделирования MATLAB.

Записи физических переменных, полученных при летных испытаниях, могут содержать погрешности измерения или первичной обработки, поэтому для устранения ошибок измерений измеренные параметры сглаживаются программой “wden” программного пакета MATLAB. Пример применения этой команды показан на рис. 1.

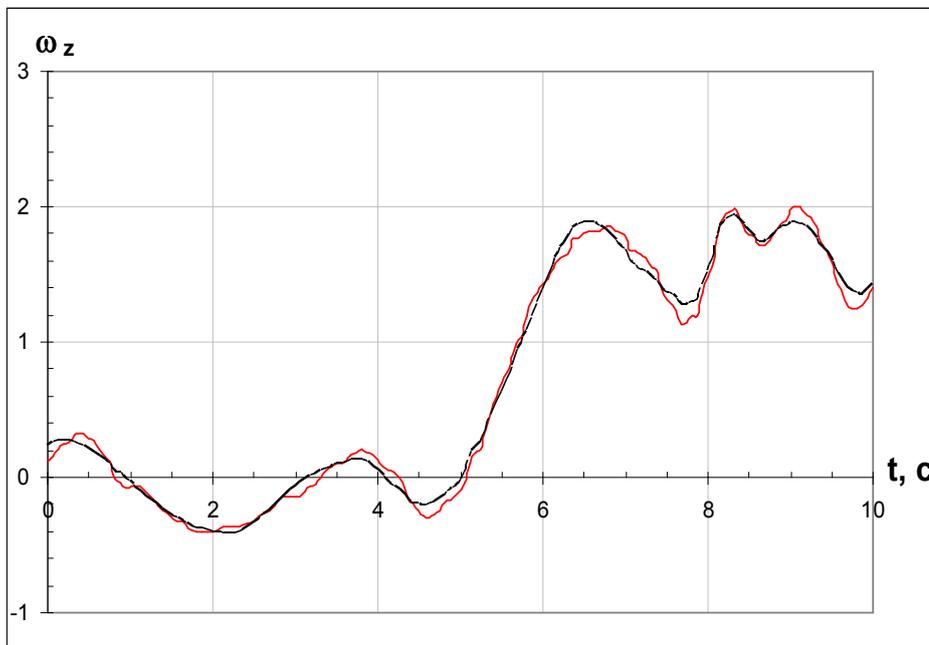


Рис. 1 Сглаживание ω_z полиномом 4-й степени

После обработки серии режимов данные результатов идентификации заносятся в таблицу, в столбцах которой записаны параметры движения, параметры конфигурации и полученные оценки. Таким образом осуществляется возможность отслеживать взаимосвязь параметров для каждого момента времени. Далее реализован автоматический выбор строк по выбранному параметру (α , M , $\varphi_{стаб}$ и т.д.) с заданной погрешностью.

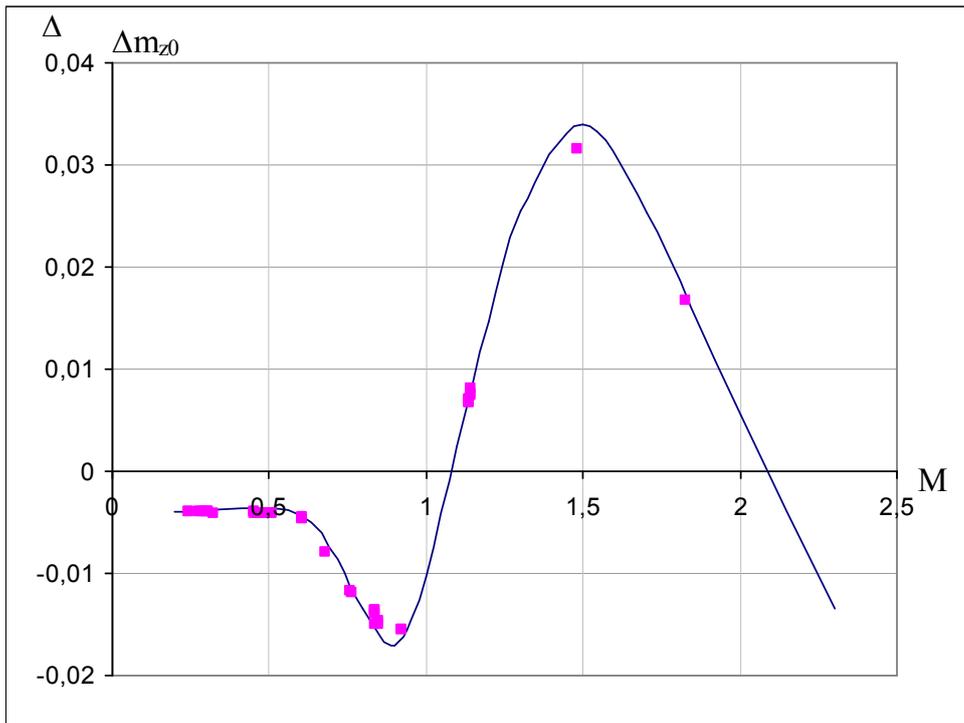


Рис. 2. Коэффициент продольного момента самолета при $\alpha=0^\circ$, $\delta_{\text{нос}}=0^\circ$, $\delta_{\text{эл}}=0^\circ$. Здесь и далее сплошная линия – банк аэродинамических характеристик, точки – оценки аэродинамических характеристик по результатам летных испытаний.

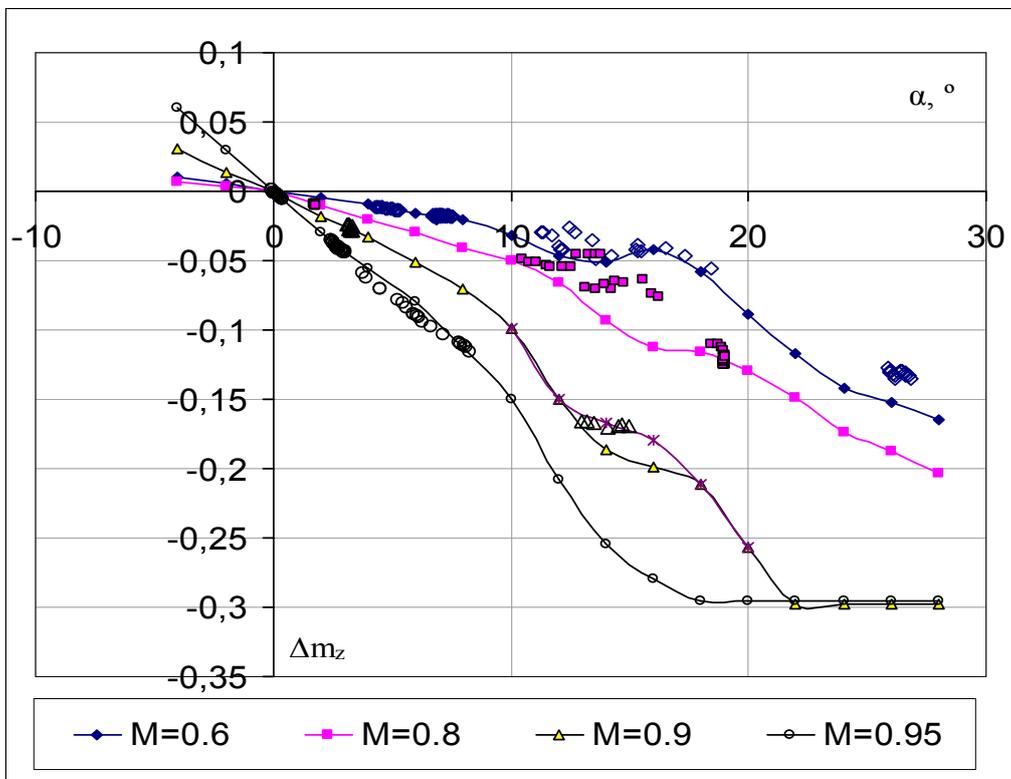


Рис. 3. Коэффициент продольного момента самолета без m_{z0} в зависимости от числа Маха и угла атаки.

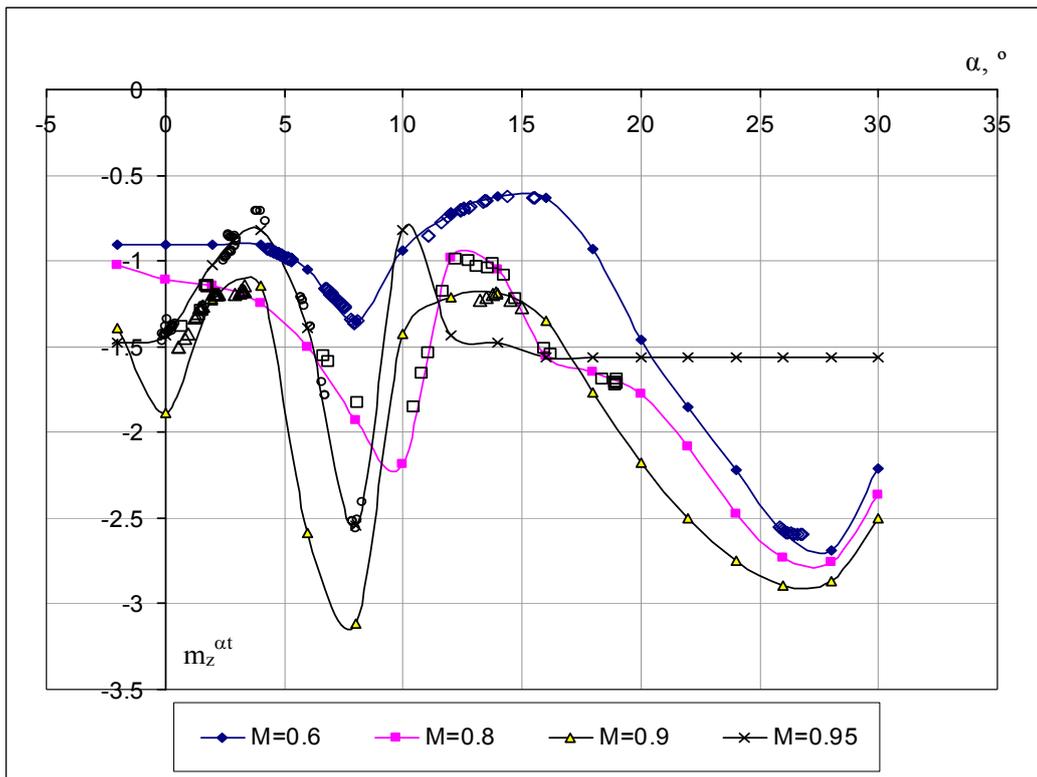


Рис. 4. Нестационарная производная коэффициента продольного момента по скорости изменения угла атаки.

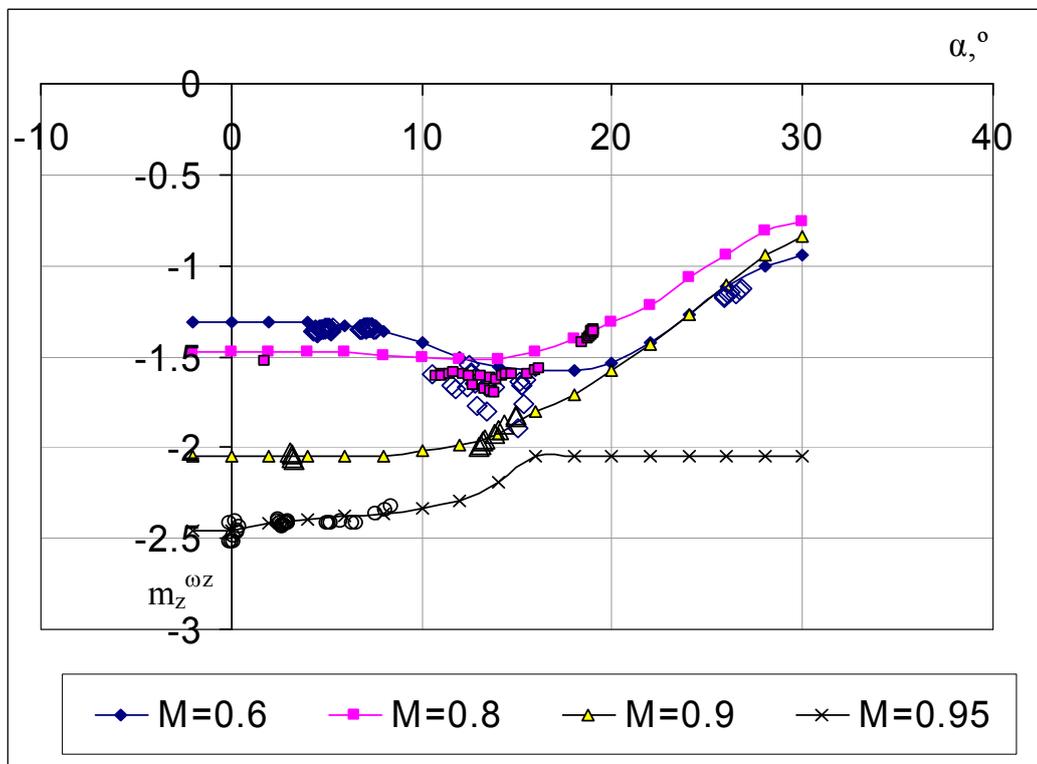


Рис. 5. Коэффициент демпфирования тангажа

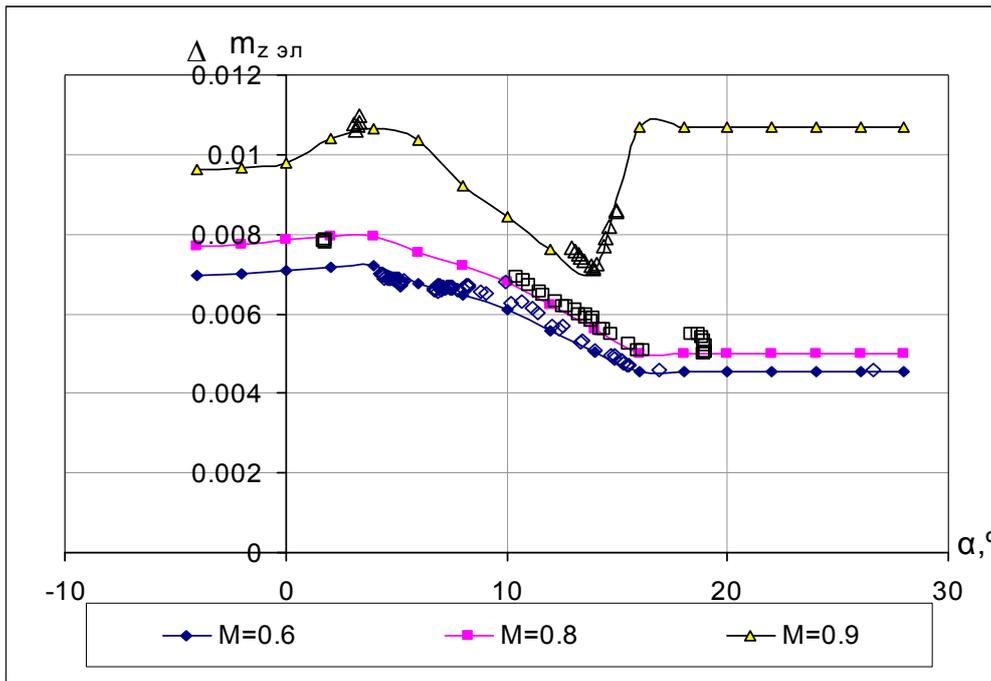


Рис. 6. Приращение коэффициента продольного момента за счет отклонения элеронов на двух консолях крыла при $\delta\alpha = -5$

Для увеличения поперечной управляемости при нейтральном положении ручки управления по крену элероны отклонены относительно плоскости крыла на 5° вверх (“антизависание”), что приводит к появлению составляющей $\Delta m_{z \text{ эл}}$ при отсутствии бокового движения.

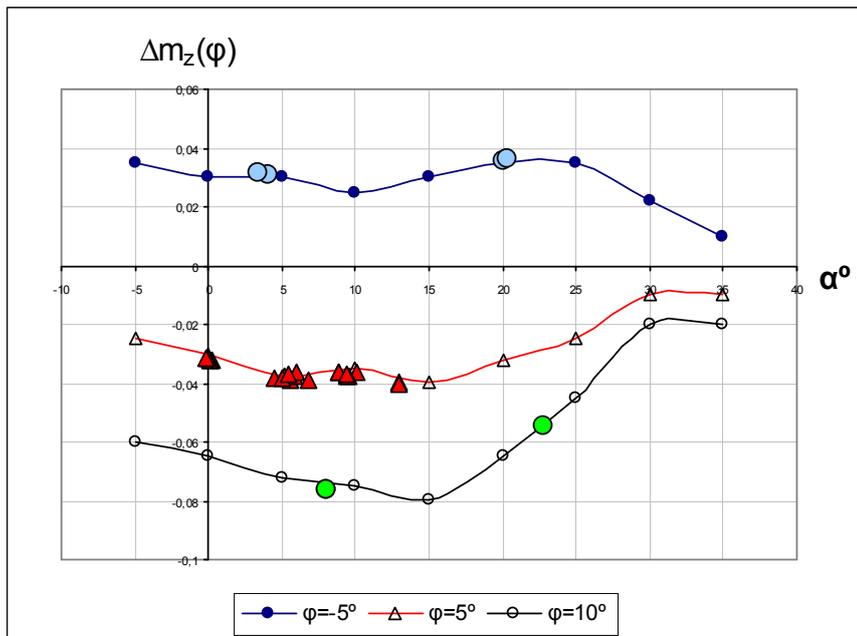


Рис. 7 Приращение коэффициента продольного момента самолета при отклонении стабилизатора при $M=0.2$

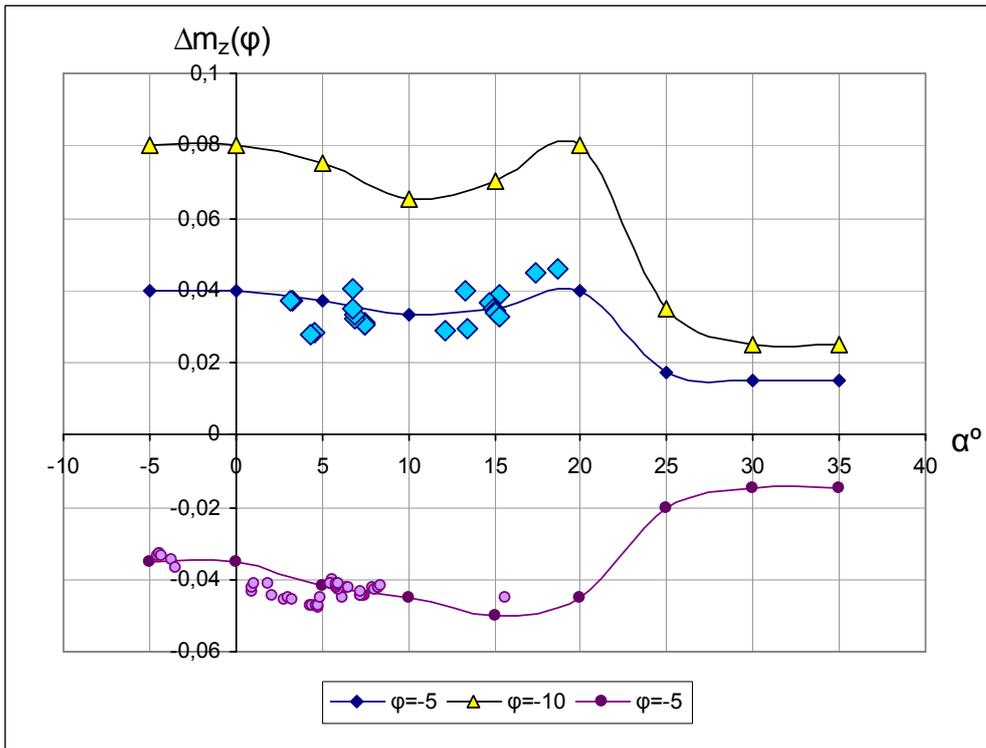


Рис. 8 Приращение коэффициента продольного момента самолета при отклонении стабилизатора. $M=0.6$

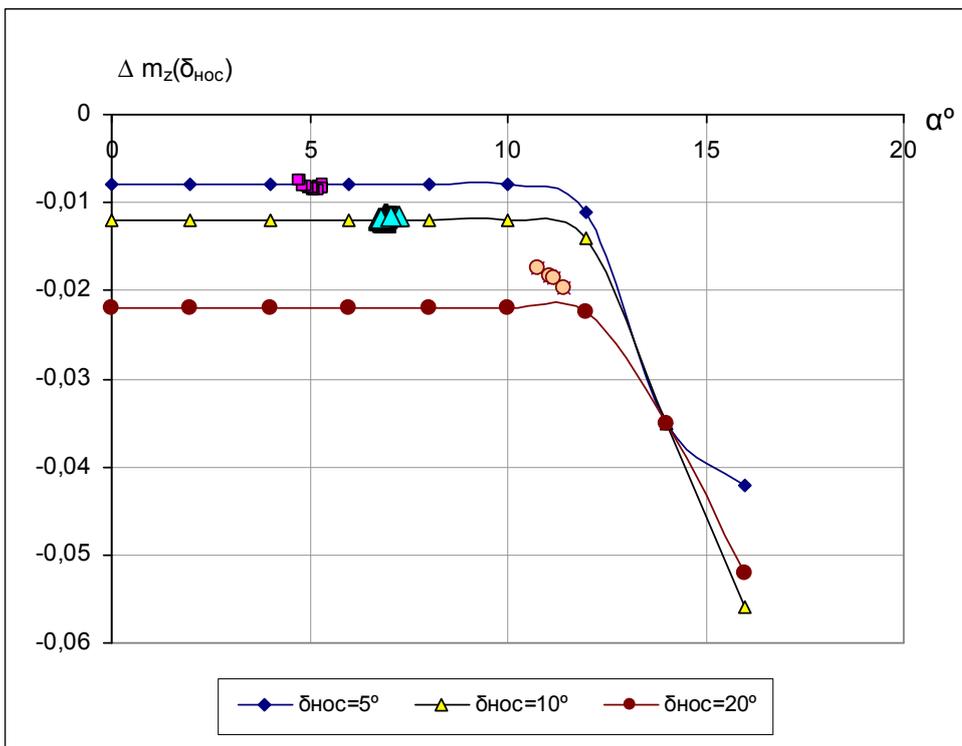


Рис. 9 Приращение коэффициента продольного момента самолета за счет отклонения носков при $M=0.6$

Оценки аэродинамических характеристик, полученные с помощью проекционного метода адаптивной идентификации статических систем достаточно близки к данным банка аэродинамических характеристик практически во всем исследуемом диапазоне.

Результаты идентификации составляющих аэродинамического коэффициента момента тангажа дают возможность оценить запас устойчивости по углу атаки, который оказался меньше, чем априорная величина Δm_z^α в диапазоне углов атаки $\alpha=12^\circ-17^\circ$ и чисел Маха $M=0.8-0.9$ (рис. 3).

Оценка коэффициента демпфирования тангажа, полученная по результатам летных испытаний, показывает, что самолет имеет большие демпфирующие свойства на числах Маха $M=0.6-0.8$ (рис. 5). Эти результаты получили подтверждение другими методами обработки, которые применялись вместе с предложенным в статье методом адаптивной идентификации.

6. Выводы

Таким образом, можно сделать вывод о достаточно высокой чувствительности проекционного метода адаптивной идентификации статических систем в задаче оценивания аэродинамических характеристик. В процессе реализации метода необходимо задавать начальные приближения оцениваемых параметров. Предложенный метод позволяет вычислить оценки аэродинамических характеристик на неустановившихся режимах полета.

Полученные оценки рекомендованы для корректировки данных банка аэродинамических характеристик.

Библиографический список

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. – Под ред. Г.С.Бюшгенса. – М: Наука. Физматлит, 1998 – 816 с.
2. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. – 13-е изд., исправленное. – М.: Наука, 1986. – 544 с.
3. Лазарев Ю. Моделирование процессов и систем в MATLAB. – СПб.: Питер, 2005. –511 с.
4. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний: Учебное пособие для студентов авиационных специальностей вузов. / Пашковский И.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К. – М.: Машиностроение, 1985.
5. Справочник по теории автоматического управления. / Под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 712 с.
6. Овчаренко В. Н. Адаптивная идентификация параметров в динамических и статических системах / Автоматика и телемеханика, №3, 2011, с.113-123.
7. Åström K. J. Adaptive control. / Bjorn W. – 2-nd ed., 1995.

Сведения об авторах

Егорова Евгения Юрьевна, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета), тел.: 158-27-06; e-mail: asp_mai@yandex.ru

Левитин Игорь Моисеевич, начальник отдела аэродинамики ОАО «РСК «МиГ»

Овчаренко Валерий Николаевич, профессор кафедры 106 Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.,
Тел:499-158-45-07.