

Ю. Г. Живов¹, Р. М. Мурзагалин^{1,2}

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского

²Московский физико-технический институт (государственный университет)

Обеспечение заданных характеристик продольного коротко периодического движения ЛА на основе идентификации аэродинамических характеристик

Рассматривается адаптивный алгоритм продольного канала системы улучшения устойчивости и управляемости самолёта, в котором используются результаты текущей идентификации его моментных характеристик. Для анализа динамики самолёта создана программно-математическая модель в среде MATLAB/Simulink. Обосновывается метод идентификации нелинейной аэродинамики с использованием квадратических членов. Приводятся результаты моделирования с синтезированной адаптивной системой.

Ключевые слова: система улучшения устойчивости и управляемости самолёта, адаптивное управление, идентификация моментных характеристик, компенсация собственных характеристик.

Yu. G. Zhivov¹, R. M. Murzagalin^{1,2}

¹Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute

²Moscow Institute of Physics and Technology (State University)

Given characteristic assurance by identification of aerodynamic characteristics of longitudinal short period aircraft motion

The adaptive algorithm of plane stability and controllability improvement system, which uses the current identification results of moments characteristics, is considered. The mathematical model of the airplane in Matlab/Simulink for plane dynamics analysis is created. The identification procedure of nonlinear analysis with the quadratic term used is found. The results of modeling with synthesis adaptive system are given.

Key words: flying-wing, synthesis of control systems, flight control system of directional mod, control system of flying wing.

6. Введение

Разработка адаптивных алгоритмов управления — одно из перспективных направлений развития систем улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) самолётов. Эти алгоритмы, основанные на идентификации динамических характеристик самолёта и настройке параметров системы в соответствии с её результатами, позволяют обеспечить более высокие запасы устойчивости замкнутой системы «самолёт – СУУ» и снизить потребные скорости перекладки органов управления по сравнению с системами с программной настройкой параметров.

Настоящая работа является продолжением работы [1] по идентификации аэродинамических характеристик ЛА для адаптивных алгоритмов СУУ.

Основными задачами при синтезе алгоритмов управления являются:

© [Живов Ю. Г.], Мурзагалин Р. М., 2018

© Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)», 2018

- выбор модельного движения самолёта и реализующих его законов управления;
- разработка метода идентификации собственных характеристик;
- реализация законов управления с учётом фильтрации сигналов и обеспечения работоспособности системы при расчётных возмущениях.

Целью данной работы является обеспечение характеристик короткопериодического движения, близких к заданным. Для этого необходима компенсация собственных аэродинамических характеристик и выбор соответствующих параметров прямых и обратных связей. Рассмотрен новый алгоритм идентификации.

7. Математическая модель

Описание объекта исследования. Рассматривается продольное движение самолёта с нелинейными аэродинамическими характеристиками момента тангажа при фиксированной скорости и высоте полёта, описываемое уравнениями:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \bar{Y}^\alpha \cdot (\alpha + \alpha_w) - Y_0 - \bar{Y}^\varphi \cdot \varphi; \\ \dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\omega_z} \cdot \bar{\omega}_z + \bar{M}_z(\alpha_d, M) + \Delta \bar{M}_z(\Delta \bar{x}_t) + \bar{M}_z(C_\mu, \varphi_{хв.р}), \end{cases} \quad (18)$$

где, ω_z – скорость тангажа; α – траекторная составляющая угла атаки; $\alpha_w = \frac{W}{V}$ – ветровая составляющая угла атаки; $\alpha_d = \alpha + \alpha_w$ – сигнал датчика угла атаки; W – вертикальная скорость порыва ветра; V – скорость полёта самолёта; φ – угол отклонения органа продольного управления; $\bar{Y} = \frac{q \cdot S \cdot C_y}{m \cdot V}$; q – скоростной напор; S – площадь крыла; C_y – коэффициент подъёмной силы; m – масса самолёта; $M_z = \frac{q \cdot S \cdot b_a}{I_z} \cdot m_z$; b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла; I_z – момент инерции относительно оси Z ; m_z – коэффициент момента тангажа; Y_0 – значение параметра Y при нулевом значении переменной, верхний индекс означает производную параметра по соответствующей переменной; $\Delta \bar{x}_t = \frac{\Delta x}{b_a}$ – изменение положения центра масс, отнесённого к b_a ; C_μ – коэффициент тяги сопла.

Для обеспечения короткопериодического движения, наиболее приближённого к модельному, сигнал продольного управления представлен как сумма двух сигналов $\varphi_{\text{комп}}$ и $\varphi_{\text{мод}}$ ($\varphi = \varphi_{\text{комп}} + \varphi_{\text{мод}}$). $\varphi_{\text{комп}}$ – сигнал, компенсирующий собственные аэродинамические характеристики летательного аппарата, а $\varphi_{\text{мод}}$ – сигнал, формирующий динамику движения, подобную динамике звена 2-го порядка, задаваемую двумя параметрами – демпфированием и частотой.

$$\begin{aligned} \varphi_{\text{комп}} &= -\frac{1}{\hat{M}_z^\varphi(\varphi)} \cdot \left(\tilde{M}_z(\alpha) + \tilde{M}_z^{\omega_z} \cdot \omega_z \right), \\ \varphi_{\text{мод}} &= \frac{1}{\hat{M}_z^\varphi(\varphi)} \cdot \left(\tilde{M}_z^\alpha \cdot \alpha^* + \tilde{M}_z^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} \right), \end{aligned} \quad (19)$$

где $\alpha^* = \alpha_d + \alpha_w$.

Здесь \tilde{M}_z^α , $\tilde{M}_z^{\omega_z}$, $\hat{M}_z^\varphi(\varphi)$ – оценки производных момента тангажа, достаточно близкие к истинным значениям.

Рассматриваемый ЛА имеет нелинейные аэродинамические характеристики по углу атаки α , а эффективность органа продольного управления нелинейна по углу отклонения органа управления φ и по обдуву реактивной струёй двигателя (C_μ). Эти зависимости представлены на рис. 1 и рис. 2.

Идентифицировать подобные характеристики методом, указанным в [1], не представляется возможным, так как он работает с линеаризованными аэродинамическими характеристиками.

Разработан следующий алгоритм идентификации. Введены дополнительные квадратичные члены идентификации по углу атаки и углу отклонения органа продольного управления. Чтобы наиболее точно описать поведение данных параметров, их компенсация выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned}\tilde{M}_z(\alpha) &= \tilde{M}_z^\alpha \cdot \alpha + \tilde{M}_z^{\alpha^2} \cdot \alpha^2, \\ \hat{M}_z(\varphi) &= \tilde{M}_z^\varphi \cdot \varphi + \tilde{M}_z^{\varphi^2} \cdot \varphi^2 \text{ при заданном режиме работы двигателя.}\end{aligned}\quad (20)$$

Для оценки производной моментной характеристики $M_z(\varphi)$ по углу отклонения органа управления φ $\hat{M}_z^\varphi(\varphi)$, были рассмотрены следующие варианты:

- $\hat{M}_z^\varphi(\varphi) = \tilde{M}_z^\varphi$,
- $\hat{M}_z^\varphi(\varphi) = \tilde{M}_z^\varphi + 2 \cdot \tilde{M}_z^{\varphi^2} \cdot \varphi$,

и показано, что второй вариант описывает поведение данной производной более точно.

С учётом (19), уравнение для ускорения по тангажу в этом случае будет иметь вид

$$\dot{\omega}_z = M_z^{\dot{\alpha}_w} \cdot \dot{\alpha}_w + M_z^\varphi \cdot \varphi_{\text{мод}}.$$

Если выбрать значения $\hat{M}_z^\alpha = -\tilde{\omega}_0^2$ и $\hat{M}_z^{\dot{\alpha}} = -(2\zeta_0\omega_0 - \tilde{Y}^\alpha)$, то без учёта влияния подъёмной силы от органа продольного управления передаточная функция самолёта в управляемом движении определяется выражением

$$\frac{\Delta\alpha}{\Delta\varphi} = \frac{M_z^\varphi}{p^2 + (2\zeta_0\omega_0 + Y^\alpha - \tilde{Y}^\alpha)p + \omega_0^2}.$$

Параметр \tilde{Y}^α определяется достаточно точно для того, чтобы фактические значения частоты и демпфирования лежали в заданных пределах.

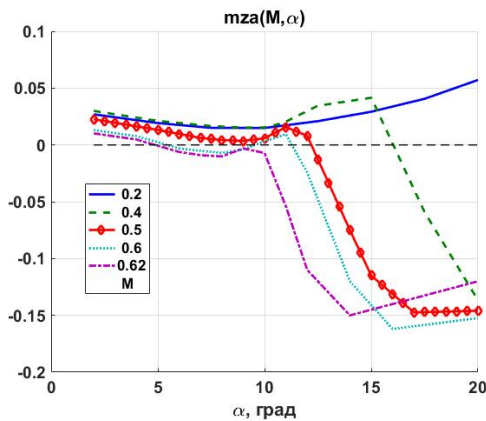


Рис. 11. Моментная характеристика по тангажу

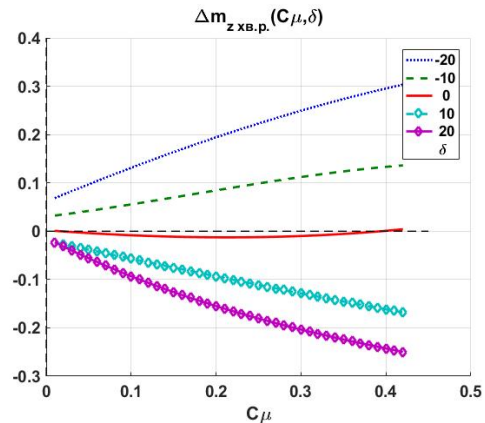


Рис. 12. Эффективность органа продольного управления

8. Идентификация моментных характеристик самолёта

Для полной идентификации линеаризованного момента по тангажу необходимо определить шесть параметров: M_z^α , $M_z^{\omega_z}$, M_z^φ , $M_z^{\alpha^2}$, $M_z^{\varphi^2}$, $M_z^{\dot{\alpha}_w}$. Параметр M_{z0} может быть исключён из рассмотрения, так как в СУУ используется астатический закон, а для идентификации используются сигналы переменных, пропущенные через изодромные фильтры:

$$\begin{aligned}\tilde{\omega}_z &= \frac{Tp}{(Tp+1)^2} \cdot \omega_z; \tilde{\alpha}_d = \frac{Tp}{(Tp+1)^2} \cdot (\alpha + \alpha_w); \tilde{\varphi} = \frac{Tp}{(Tp+1)^2} \cdot \varphi; \\ \Delta\tilde{n}_y &= \frac{Tp}{(Tp+1)^2} \cdot \Delta n_y; \tilde{\alpha}_d^2 = \frac{Tp}{(Tp+1)^2} \cdot (\alpha + \alpha_w)^2 \cdot \tilde{\varphi}^2 = \frac{Tp}{(Tp+1)^2} \cdot \varphi^2.\end{aligned}$$

Тогда

$$\tilde{M}_z = \frac{Tp}{(Tp+1)^2} \cdot \bar{M}_z = \bar{M}_z^\alpha \cdot \tilde{\alpha}_d + \bar{M}_z^{\alpha^2} \cdot \tilde{\alpha}_d^2 + \bar{M}_z^{\omega_z} \cdot \tilde{\omega}_z + \bar{M}_z^\varphi \cdot \tilde{\varphi} + \bar{M}_z^{\varphi^2} \cdot \tilde{\varphi}^2 + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}_w} \cdot \dot{\alpha}_w.$$

Величина $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}_w}$ определяется, если на самолёт действует порыв ветра.

Полученные оценки, несмотря на погрешности, могут быть использованы в (20) при значениях $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}_w} = 0$ и $M_{z0} = 0$ для компенсации собственных аэродинамических характеристик самолёта и формирования модельного управляемого движения, так как уравнение (18) примет вид

$$\dot{\omega}_z = M_z^\varphi \cdot \varphi_{\text{мод}} + M_z^{\dot{\alpha}_w} \cdot \dot{\alpha}_w + M_{z0}.$$

Астатизм алгоритма компенсирует влияние M_{z0} и при $\dot{\alpha}_w = 0$ в системе реализуется модельное движение.

9. Алгоритм идентификации

Рассмотрим задачу идентификации многочлена вида

$$y = \bar{\Theta}_0^T \bar{\Psi}_1 = \sum_{k=1}^n \Theta_{0k} \Psi_{1k},$$

где $\bar{\Theta}_0 = |\Theta_{01}, \dots, \Theta_{0n}|^T$ – вектор постоянных коэффициентов; $\bar{\Psi}_1 = |\psi_{11}, \dots, \psi_{1n}|^T$ – вектор переменных, зависящих от времени. Вводя вектор оценок $\tilde{\Theta} = |\tilde{\Theta}_1, \tilde{\Theta}_2, \dots, \tilde{\Theta}_n|^T$, определим ошибку идентификации многочлена – невязку: $\varepsilon = y - \tilde{\Theta}^T \bar{\Psi}_1 = (\bar{\Theta}_0 - \tilde{\Theta})^T \bar{\Psi}_1$. Пронормируем ошибки идентификации коэффициентов к их значениям из априорно известной области Θ_k^* :

$$\Delta \Theta_k = \frac{(\Theta_{0k} - \tilde{\Theta}_k)}{\Theta_k^*}; \Delta \bar{\Theta} = |\Delta \Theta_1, \dots, \Delta \Theta_n|.$$

Введём обозначения $\varepsilon_2 = \Delta \bar{\Theta}^T \bar{\Psi}_2$; $\bar{\Psi}_2 = |\Theta_1^* \psi_{11}, \dots, \Theta_n^* \psi_{1n}|^T = |\psi_{21}, \dots, \psi_{2n}|^T$.

Известен (см., например, [4]) так называемый градиентный алгоритм идентификации коэффициентов многочлена, который для указанных обозначений имеет вид

$$\Delta \dot{\bar{\Theta}} = f \cdot \varepsilon_2 \bar{\Psi}_2, \quad (21)$$

здесь f – весовая функция.

Согласно (21) вектор скорости изменения параметров идентификации направлен по вектору переменных, что обуславливает медленную скорость сходимости процесса идентификации при использовании градиентного алгоритма [4]. Очевидно, что скорость сходимости процесса идентификации будет максимальна, если вектор скорости изменения параметров идентификации и вектор ошибок их определения направлены по одной прямой в противоположные стороны. В [1] рассматривалась модификация градиентного метода за счёт добавления второго «слоя» измерений: $\bar{\Psi}^T = |\psi_{31}, \dots, \psi_{3n}|$. Это повысило скорость сходимости идентификации, так как этот «слой» обеспечивает сближение направлений линий действий указанных векторов. Составляющие второго слоя формируются фильтрацией сигналов первого слоя $\psi_{3k} = \frac{\psi_{2k}}{T_{1p+1}}$. Соответствующая невязка определяется из соотношения $\varepsilon_3 = \Delta \bar{\Theta}^T \bar{\Psi}_3$. Закон изменения параметров идентификации принимается в следующем виде:

$$\Delta \dot{\bar{\Theta}} = f(\bar{\Psi}_2, \bar{\Psi}_3)(\nu_2 \varepsilon_2 \bar{\Psi}_2 + \nu_3 \varepsilon_3 \bar{\Psi}_3).$$

Коэффициенты ν_2 и ν_3 выберем из условия оптимизации нормированного скалярного произведения вектора скорости изменения параметров идентификации и вектора ошибок идентифицируемых параметров:

$$\cos \psi = \frac{\Delta \dot{\Theta}^T \Delta \bar{\Theta}}{|\Delta \dot{\Theta}| |\Delta \bar{\Theta}|} = \frac{(\nu_2 \varepsilon_2 \bar{\Psi}_2^T + \nu_3 \varepsilon_3 \bar{\Psi}_3^T) \Delta \bar{\Theta}}{|\Delta \dot{\Theta}| |\Delta \bar{\Theta}|} f(\bar{\Psi}_2, \bar{\Psi}_3) = \frac{(\nu_2 \varepsilon_2^2 + \nu_3 \varepsilon_3^2)}{\sqrt{\sum_{k=1}^n (\nu_2 \varepsilon_2 \psi_{2k} + \nu_3 \varepsilon_3 \psi_{3k})} |\Delta \bar{\Theta}|}.$$

Для случаев $n = 2$ и $n = 3$ $\cos \psi$ равен косинусу угла между векторами $\Delta \dot{\Theta}$ и $\Delta \bar{\Theta}$. С учётом условия $\frac{\delta \cos \psi}{\delta \nu_2} = 0$ выбираем

$$\nu_3 = -\frac{\sum_{k=1}^n (\varepsilon_3 \psi_{2k} - \varepsilon_2 \psi_{3k}) \psi_{2k}}{\varepsilon_3}, \nu_2 = \frac{\sum_{k=1}^n (\varepsilon_3 \psi_{2k} - \varepsilon_2 \psi_{3k}) \psi_{3k}}{\varepsilon_2}.$$

Это обеспечивает максимальность модуля косинуса угла между векторами $\Delta \dot{\Theta}$ и $\Delta \bar{\Theta}$, т.е. максимально возможную при фиксированном $|\Delta \dot{\Theta}|$ скорость изменения ошибок идентификации.

10. Отработка нового алгоритма идентификации

На основе сформулированных принципов построения адаптивного алгоритма был разработан закон управления для продольного канала СУУ самолёта. При этом в систему были введены дополнительные, к указанным выше, элементы: фильтры сигналов обратных связей, необходимые для обеспечения аэроупругой устойчивости самолёта с СУУ.

Так как рассматриваемый астатический алгоритм автоматически компенсирует постоянную составляющую момента тангажа, то идентификационная модель принималась в виде

$$\tilde{M}_z = \tilde{M}_z^\alpha \cdot \tilde{\alpha}_d + \tilde{M}_z^{\alpha^2} \cdot \tilde{\alpha}_d^2 + \tilde{M}_z^{\omega_z} \cdot \tilde{\omega}_z + \tilde{M}_z^\varphi \cdot \tilde{\varphi} + \tilde{M}_z^{\varphi^2} \cdot \tilde{\varphi}^2 + \tilde{M}_z^{\dot{\alpha}_w} \cdot \dot{\alpha}_w.$$

На систему подавался периодический сигнал прямоугольной формы – меандр. Моделирование были проведены при различных центровках, с учётом компенсации «собственной аэродинамики» и без неё.

На рис. 3 приведены примеры переходных процессов самолёта с адаптивной системой управления на режиме полёта $H = 5000$ м, $M = 0.23$, с центровками, изменяющимися от предельно задней до предельно передней. Здесь показаны переходные процессы с использованием компенсации собственных аэродинамических характеристик (синяя линия) без использования компенсации (красная линия), а также модельное движение, описываемое колебательным звеном второго порядка. По переходным процессам видно, что наиболее близко поведение колебательного звена второго порядка описывает система с учётом компенсации.

Следующий вариант внешних возмущений – это полёт в турбулентной атмосфере. Для моделирования полёта в турбулентной атмосфере используется спектральная плотность порывов ветра в форме Кармана:

$$\Phi_w = \sigma_w^2 \cdot \frac{L}{\pi} \cdot \frac{1 + \frac{8}{3} \cdot (1.3339 \cdot L \cdot \Omega)^2}{[1 + (1.3339 \cdot L \cdot \Omega)^2]^{\frac{11}{6}}},$$

где σ_w – среднеквадратическое значение скорости вертикальной компоненты ветра, L – интегральный масштаб турбулентности, $\Omega = \omega/V_0$ – «пространственная» частота, ω – циклическая(временная) частота (1/с).

На рис. 4 изображены переходные процессы движения ЛА в турбулентной атмосфере при $\sigma_w = 1$. Здесь представлена идентификация характеристик в зависимости от центровки для варианта СУУ с учётом компенсации собственных характеристик. Переходные процессы показывают, что данный алгоритм позволяет идентифицировать необходимые производные подвергаясь турбулентному возмущению.

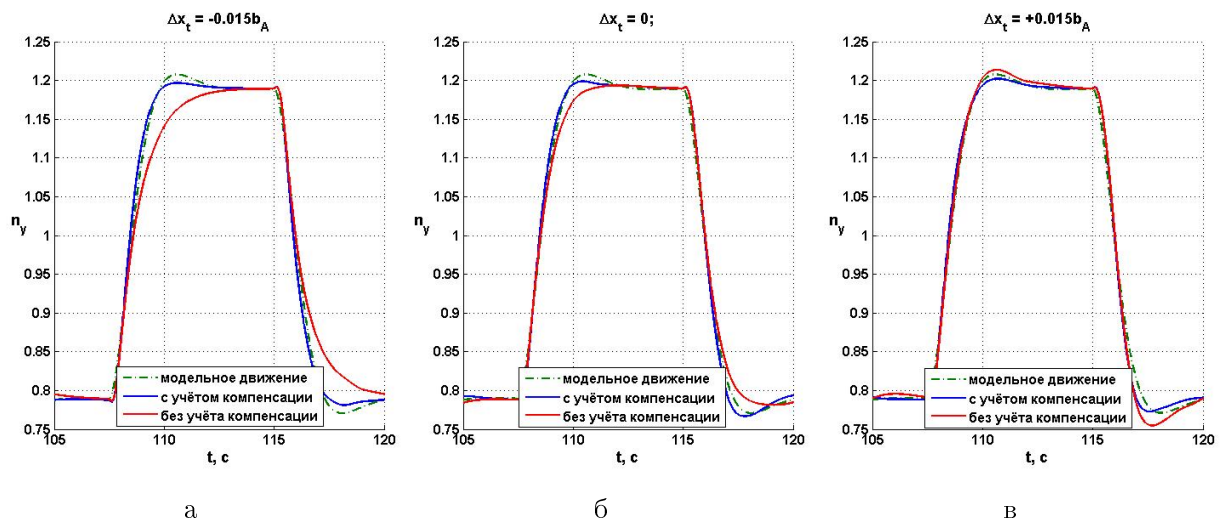


Рис. 13. Переходные процессы идентификации при различных центровках

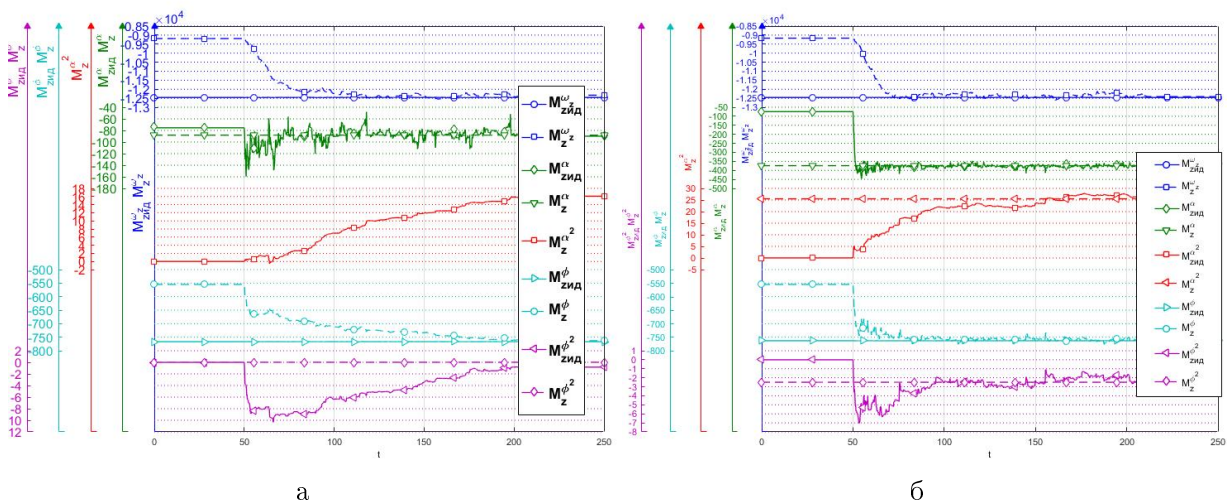


Рис. 14. Переходные процессы идентификации при различных центровках при воздействии турбулентности

11. Доработка алгоритма идентификации

По приведённым выше переходным процессам можно сказать, что при определённых центровках самолёта процесс идентификации параметров несколько затянут, поэтому специальной задачей было обеспечение достаточно быстрой идентификации характеристик самолёта. Увеличение скорости сходимости возможно двумя способами:

- выбор коэффициентов алгоритмов идентификации;
- ограничение скорости изменения ошибок.

На рис. 5 и 6 показаны примеры переходных процессов для производной момента тангажа по углу атаки при различных коэффициентах усиления и скоростях изменения ошибок на воздействие меандра. Как видно из графиков, при некоторых значениях коэффициента усиления переходной процесс затянут, то же самое наблюдаем и при некоторых ограничениях.

Далее выбирались коэффициенты усиления скорости сходимости и ограничения скорости изменения ошибок для каждой идентифицируемой характеристики, исходя из следующих требований:

- точность идентификации должна составлять 5% от номинальных значений;
- скорость идентификации параметров — 1–2 периода меандра.

На рис. 7 показаны переходные процессы идентификации необходимых аэродинамических характеристик с подобранными коэффициентами усиления и ограничениями по скорости изменения ошибок, согласно установленных требований.

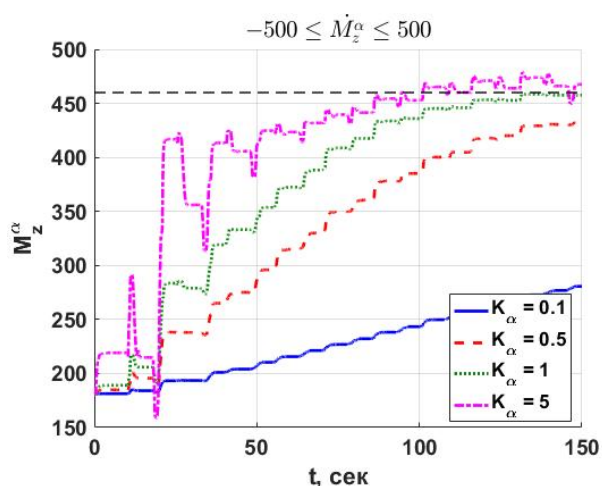


Рис. 15. Различные коэффициенты усиления

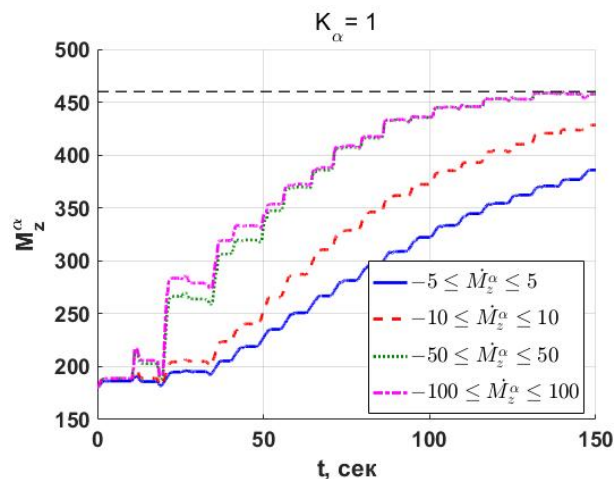


Рис. 16. Различные ограничения скорости изменения ошибок

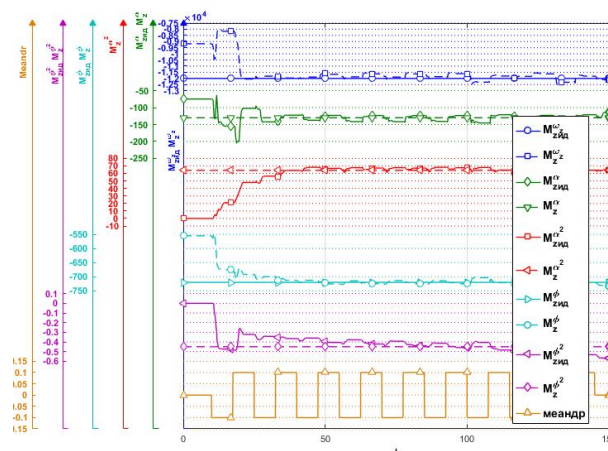


Рис. 17. Идентификация необходимых аэродинамических характеристик

12. Выводы

- 1) Разработан алгоритм идентификации нелинейных аэродинамических характеристик на основе введения дополнительных квадратических членов по углу атаки и отклонению органа управления. Достигнутая точность идентификации достигает 1–2% от номинальных значений;
- 2) Показано, что использование идентифицируемых параметров для компенсации собственных аэродинамических характеристик самолётов позволяет обеспечивать заданные характеристики короткопериодического движения самолёта при значительных разбросах центровок;

- 3) Специальной задачей является обеспечение достаточно быстрой идентификации характеристик самолёта, что достигается выбором коэффициентов алгоритма идентификации и ограничением скорости изменения ошибок определения идентифицируемых характеристик.

Литература

1. Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолёта // Учёные записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII, № 5. С. 91–100.
2. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолёта: Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979.
3. Аэродинамика, устойчивости и управляемость сверхзвуковых самолётов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998.
4. Ким Д.П. Теория автоматического управления. Т. 2. Многомерные, нелинейные, оптимальные и адаптивные системы. 2-е изд., испр. и доп. М.: Физматлит, 2007. 440 с.

References

1. Zhivov Yu.G., Poedinok A.M. Adaptive control system for long side motion // TsAGI. 2012. V. XLIII, N. 5. P. 91–100. (in Russian).
2. Bushgens G.S., Studnev R.V. Aerodynamics of airplane: Dynamics of long and side motion. M.: Mashinostroenie, 1979. (in Russian).
3. Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft. Ed. by G.S. Bushgens. M.: Nauka. Fizmatlit, 1998. (in Russian).
4. Kim D.P. Automatic control theory. V. 2. Multidimensional, nonlinear, optimal and adaptive systems. 2-nd ed., rev. and comp. M.: Fizmatlit, 2007. 440 p.

Поступила в редакцию 04.09.2018