

УДК 533.6.013

РЕАЛИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ В ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ С АДАПТИВНЫМ АЛГОРИТМОМ УПРАВЛЕНИЯ ПОПЕРЕЧНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА

Д.В. ВЕРЕЩИКОВ, П.С. КОСТИН, Ю.О. ВЕРЕЩАГИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Левицким С.В.

В статье представлены результаты исследований по оценке эффективности применения адаптивного алгоритма управления маневренным самолетом, реализованного в поперечном канале управления, на основе идентификации ряда аэродинамических характеристик самолета и возмущений, вызываемых образованием несимметричной конфигурации размещения внешних подвесок. Путем моделирования движения самолета в ходе выполнения S-образных маневров с использованием программно-моделирующего комплекса и пилотажного стенда продемонстрировано существенное улучшение характеристик управляемости несимметричного самолета и, таким образом, повышение эффективности его применения.

Ключевые слова: устойчивость, управляемость, адаптация, идентификация, маневрирование.

Одной из главных задач при создании и модернизации современных маневренных самолетов является обеспечение заданных пилотажных характеристик или характеристик устойчивости и управляемости (ХУУ) во всем эксплуатационном диапазоне полета. Эта задача в последнее время стала более трудоемкой в силу следующих причин [1]: сложной аэродинамической компоновки современных маневренных самолетов; значительного расширения эксплуатационного диапазона для обеспечения многофункциональности (что является одним из основных требований к современному самолету); создания большого количества серий и модификаций базового самолета; необходимости обеспечения заданного уровня безопасности полетов [2], в тот момент, когда необходимо добиться компромисса между максимальным использованием возможностей самолета и наличием эксплуатационных ограничений. Все это заставляет авиационных специалистов разрабатывать и применять новые концептуальные решения для обеспечения заданных ХУУ.

Новым решением при синтезе систем управления (СУ) современных маневренных самолетов является реализация адаптивных алгоритмов на основе идентификации нескольких аэродинамических параметров в режиме реального времени – «on-line». Такие алгоритмы в настоящее время применяются на самолетах Су-30МКИ [3], Су-30СМ, Як-130, Су-35, Т-50. Необходимо заметить, что реализация этих алгоритмов на борту самолета стала возможна благодаря широкому использованию в системах управления цифровых вычислителей, которые обеспечивают необходимый объем вычислений с приемлемой скоростью.

Анализ СУ современных самолетов показал, что адаптивные алгоритмы на основе идентификации ряда аэродинамических характеристик применяются только для обеспечения заданной динамики продольного движения. При этом в боковом канале управления обеспечение заданной динамики при действии возмущений различной природы не предусмотрено. Решение этой задачи является весьма актуальным для современных маневренных самолетов, у которых при энергичном пространственном маневрировании возможно проявление существенной взаимосвязи продольного и бокового движений, приводящей к неблагоприятным последствиям [4; 5]. Ситуация еще более осложняется, когда на самолет при этом действуют различные возмущения, например от несимметричной внешней подвески, атмосферных возмущений, отказов и неисправностей СУ.

Авторами было принято решение провести исследования по обеспечению заданных динамики и устойчивости поперечного движения самолета путем использования адаптивного алго-

ритма управления на основе идентификации аэродинамических характеристик поперечного движения. Для этого был создан программно-моделирующий комплекс, основными элементами которого являются пилотажный стенд маневренного самолета [6] и математическая модель динамики пространственного движения самолета с комплексной системой управления, близкого по своим аэродинамическим, массовым и геометрическим характеристикам самолету Як-130.

В качестве алгоритма идентификации был принят рекуррентный метод наименьших квадратов. При этом рассматривается модель поперечного движения в следующем виде

$$I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z + I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x(I_{yx}\omega_z - I_{zx}\omega_y) = M_x^{\delta_s} \delta_s + \\ + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_n} \delta_n, \quad (1)$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции; I_{xy}, I_{xz}, I_{zy} – центробежные моменты инерции; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – скорости крена, рыскания, тангажа соответственно; $M_x^{\delta_s}, M_x^{\delta_n}$ – производные момента крена, характеризующие отклонение рулевых поверхностей; $M_x^\beta, M_x^{\omega_x}, M_x^{\omega_y}$ – производные момента крена, характеризующие поперечную статическую устойчивость, демпфирование и перекрестную связь; δ_s, δ_n – углы отклонения элеронов и руля направления соответственно; β – угол скольжения.

Инерционные перекрестные связи, отражающие влияние на динамику вращательного движения самолета относительно центра масс инерционных моментов представляются следующим образом

$$M_{кр} = (I_z - I_y)\omega_z\omega_y - I_{zy}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} - \omega_x(I_{xy}\omega_z - I_{xz}\omega_y). \quad (2)$$

В целях увеличения сходимости оценок параметров при идентификации выражение (1) с учетом выражения (2) преобразуется к виду (3) и, таким образом, исключается инерционная составляющая поперечного движения

$$\frac{d\omega'_x}{dt} = \frac{d\omega_x}{dt} - \frac{M_{кр}}{I_x} = \frac{1}{I_x} (M_x^{\delta_s} \delta_s + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_n} \delta_n). \quad (3)$$

В обобщенном (векторном) виде рассматриваемая модель выглядит следующим образом

$$\dot{x} = A(x,t)x + B(x,t)u + \xi, \quad (4)$$

где x – n -мерный вектор состояния; u – m -мерный вектор управления; ξ – вектор внешних неконтролируемых возмущений; A, B – матрицы параметров объекта управления соответствующей размерности с элементами, являющимися функцией времени и состояния объекта; t – текущее время.

Оценка (идентификация) неизвестных параметров матриц A и B осуществляется с использованием следующего алгоритма [7; 8]:

1) $e(t) = \omega_x(t) - \omega_x(t-1)$, где $e(t)$ – ошибка на текущее время;

2) $K(t+1) = \frac{P(t)u(t+1)}{\lambda + u^T(t+1)P(t)u(t+1)}$, где $K(t)$ – вектор столбец коэффициентов усиления; $P(t)$ – обратная корреляционная матрица; $u(t)$ – вектор входных сигналов; λ – коэффициент забывания;

3) $P(t+1) = \frac{1}{\lambda} [P(t) - K(t+1)u^T(t+1)P(t)]$;

4) $\gamma(t+1) = \gamma(t) + K(t+1)e(t)$, где $\gamma(t)$ – вектор оценок неизвестных параметров на t -такте просчета.

Адаптация поперечного движения самолета осуществляется путем определения расчетного (потребного) угла отклонения элеронов $(\delta_\vartheta)_{расчет}$ для обеспечения модельной скорости крена $\omega_{x,мод}$, которая может задаваться различными способами

$$(\delta_\vartheta)_{расчет} = \frac{\frac{d\omega_x}{dt} - \left(\widehat{M}_x^{\omega_x}(\omega_{x,мод}) + \widehat{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \widehat{M}_x^\beta \beta + \widehat{M}_x^{\delta_H} \delta_H \right)}{\widehat{M}_x^{\delta_\vartheta}}, \quad (5)$$

где $\widehat{M}_x^{\omega_x}$, $\widehat{M}_x^{\omega_y}$, \widehat{M}_x^β , $\widehat{M}_x^{\delta_H}$, $\Delta \widehat{M}_{x,интер}$, $\widehat{M}_x^{\delta_\vartheta}$ – полученные оценки аэродинамических производных крена, отнесенные к осевому моменту инерции I_x .

После определения $(\delta_\vartheta)_{расчет}$ его значение сравнивается с текущим δ_ϑ , и, если они не равны, формируется корректирующий сигнал, направленный на устранение этой разницы

$$u_{кор} = \delta_\vartheta - (\delta_\vartheta)_{расчет}. \quad (6)$$

В процессе проведения исследований работоспособности представленного адаптивного алгоритма моделировался полет с несимметричной внешней подвеской, которая вносит определенные коррективы в динамику полета самолета, при этом изменяются моменты инерции и дополнительно создаются моменты от весовой несбалансированности и интерференционного взаимодействия крыла и подвески. При наличии несимметричной внешней подвески выражения (1)-(3), (5) изменятся, в них появляются дополнительные члены $\sum_i (G_{подвески_i} r_{z_i}) n_y \cos \gamma$ – момент от весовой несбалансированности, $\Delta M_{x,интер}$ – интерференционный момент от аэродинамического взаимодействия подвески и крыла самолета:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{zy} (\omega_z^2 - \omega_y^2) - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x (I_{yx} \omega_z - I_{zx} \omega_y) = \\ = M_x^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_H} \delta_H + \sum_i (G_{подвески_i} r_{z_i}) n_y \cos \gamma + \Delta M_{x,интер}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $G_{подвески_i}$ – вес несимметричной i -й подвески; r_{z_i} – расстояние по оси OZ связанной системы координат до центра масс несимметричной i -й подвески; γ – угол крена; n_y – нормальная перегрузка;

$$M_{кр} = \sum_i (G_{подвески_i} r_{z_i}) n_y \cos \gamma - (I_z - I_y) \omega_z \omega_y - I_{zy} (\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + I_{xz} \frac{d\omega_z}{dt} - \omega_x (I_{yx} \omega_z - I_{zx} \omega_y); \quad (8)$$

$$\frac{d\omega'_x}{dt} = \frac{d\omega_x}{dt} - \frac{M_{кр}}{I_x} = \frac{1}{I_x} \left(M_x^{\delta_\vartheta} \delta_\vartheta + M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x^{\omega_y} \omega_y + M_x^\beta \beta + M_x^{\delta_H} \delta_H + \Delta M_{x,интер} \right); \quad (9)$$

$$(\delta_\vartheta)_{расчет} = \frac{\frac{d\omega'_x}{dt} - \left(\widehat{M}_x^{\omega_x}(\omega_{x,мод}) + \widehat{M}_x^{\omega_y} \omega_y + \widehat{M}_x^\beta \beta + \widehat{M}_x^{\delta_H} \delta_H + \Delta \widehat{M}_{x,интер} + \overline{M}_{кр} \right)}{\widehat{M}_x^{\delta_\vartheta}}. \quad (10)$$

Структурная схема адаптивного алгоритма на основе идентификации аэродинамических параметров в полете с несимметрично расположенными внешними подвесками представлена на рис. 1.

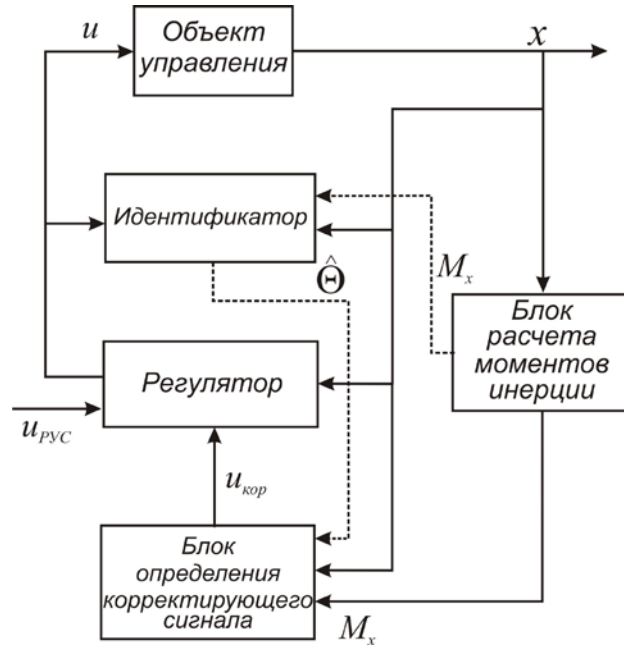


Рис. 1. Структурная схема адаптивного алгоритма управления поперечным движением самолета

Для оценки эффективности применения адаптивного алгоритма выполнено моделирование S - образного маневра, применяемого для устранения рассогласования по линии заданного пути (ЛЗП) при решении задач прицеливания, дозаправки в воздухе, полета строем, движения при заходе на посадку. При этом рассматривалось движение симметричного с точки зрения размещения внешних подвесок самолета и при наличии несимметричной внешней подвески. С методической точки зрения моделировалось движение самолета как с идеальным регулятором [9], так и с учетом запаздывания, вносимого летчиком. Закон работы идеального регулятора описывается выражением

$$\delta_\gamma = K_\gamma^\gamma \left(\gamma - \left[K_\gamma^z (z - z_{зад}) + K_\gamma^\psi (\psi - \psi_{зад}) + K_\gamma^{\dot{z}} \frac{dz}{dt} \right] \right) + K_\gamma^{\omega_x} \omega_x, \quad (11)$$

где $K_\gamma^z (z - z_{зад}) + K_\gamma^\psi (\psi - \psi_{зад}) + K_\gamma^{\dot{z}} \frac{dz}{dt} = \gamma_{зад}$ – заданный крен; $z, z_{зад}$ – текущая и заданная координаты по оси Oz_g нормальной земной системы координат; $\psi, \psi_{зад}$ – текущий и заданный курсы самолета; $K_\gamma^\gamma, K_\gamma^z, K_\gamma^\psi, K_\gamma^{\dot{z}}, K_\gamma^{\omega_x}$ – коэффициенты усиления при соответствующих сигналах.

Учет запаздывания, вносимого в управление летчиком, выполнялся путем внесения в контур управления передаточной функции

$$W_\tau(p) = K_\tau e^{-p\tau}, \quad (12)$$

где τ – эффективное запаздывание летчика; K_τ – коэффициент усиление летчика [10].

Результаты моделирования представлены на рис. 2-4. Моделирование выполнялось при $\tau = 0,2$, так как при $\tau < 0,2$ летчик оценивает объект как плохой в управлении, а при $\tau > 0,25$ появляется раскачка при точном выдерживании одной из фазовых координат движения (в данном случае координаты z). Высота и скорость движения самолета выдерживались постоянными $H \cong 2000 м, V \cong 400 км/ч$.

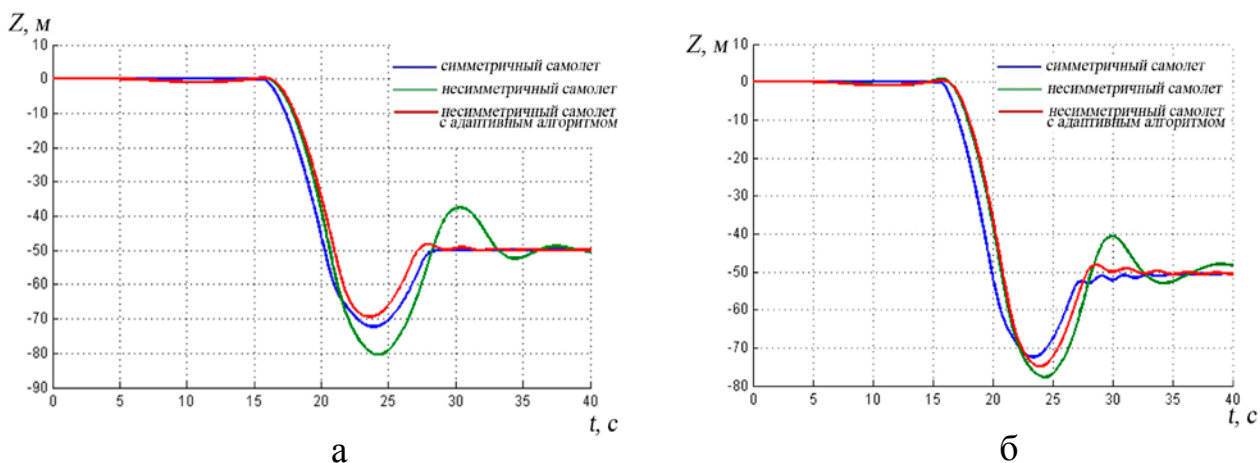


Рис. 2. Выход на ЛЗП при $\Delta z = 50\text{м}$: а – идеальный регулятор; б – регулятор с учетом свойств летчика

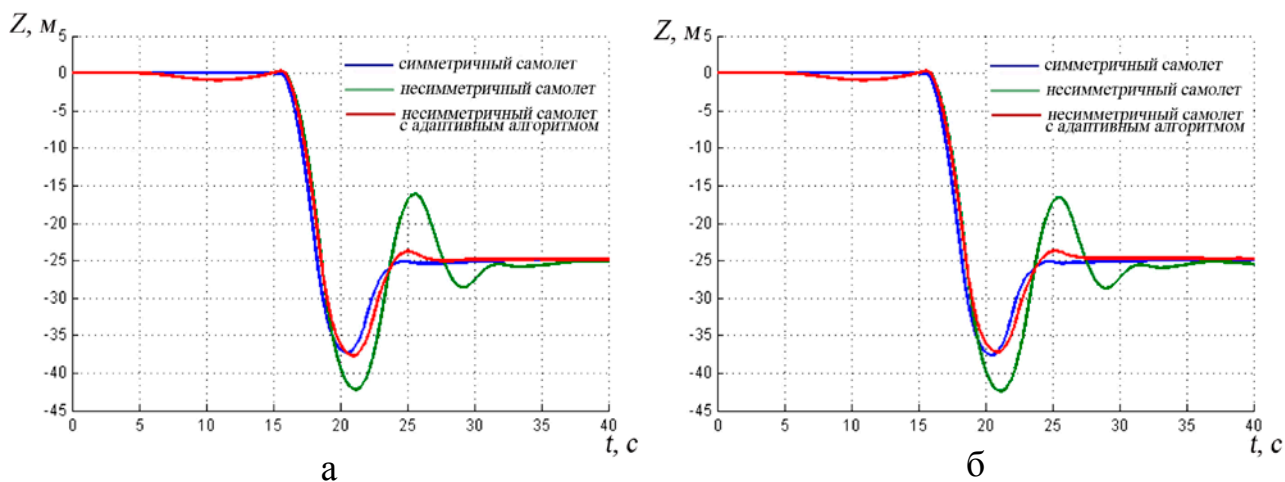


Рис. 3. Выход на ЛЗП при $\Delta z = 25\text{м}$: а – идеальный регулятор; б – регулятор с учетом свойств летчика

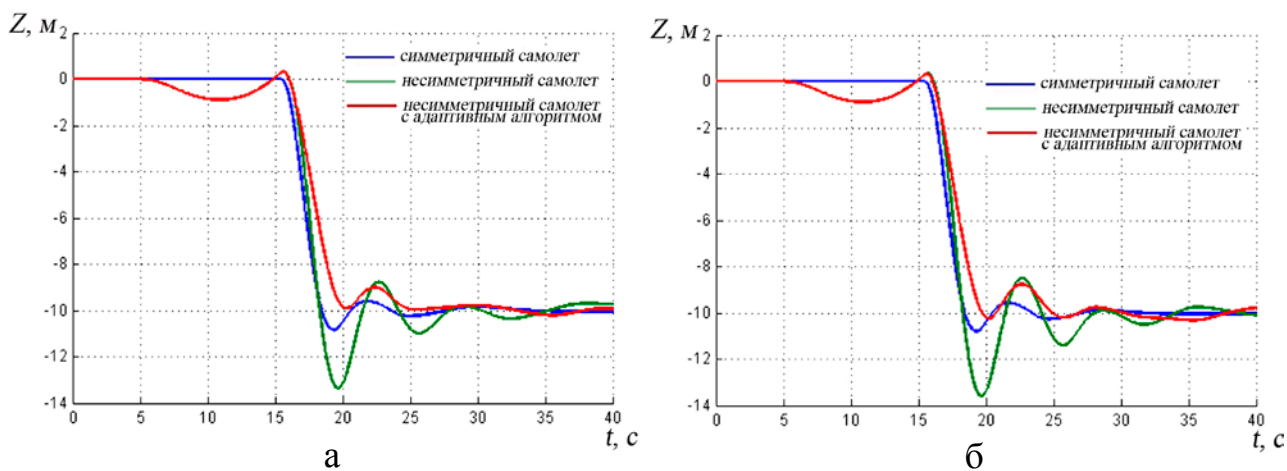


Рис. 4. Выход на ЛЗП при $\Delta z = 10\text{м}$: а – идеальный регулятор; б – регулятор с учетом свойств летчика

Анализ результатов моделирования пространственного движения маневренного дозвукового самолета при наличии несимметричной внешней подвески дает основания утверждать, что без адаптивного алгоритма и идеальный регулятор, и тем более летчик тратят значительно больше времени на вывод самолета на ЛЗП. При этом имеют место значительные колебания по углу крена. Это вызвано разной реакцией самолета на отклонение ручки управления и, как следствие, элеронов в разные стороны.

Применение адаптивного алгоритма как с идеальным регулятором, так и в случае запаздывания, вносимого летчиком, в значительной степени улучшает качество управления как по времени выхода на ЛЗП, так и по характеру изменения угла крена.

Таким образом, представленный алгоритм автоматизации управления обеспечивает улучшение характеристик управляемости самолета в поперечном канале управления при наличии возмущений от несимметричных внешних подвесок, приближая его с точки зрения управляемости к симметричной конфигурации. Это позволяет сократить время на реализацию S - образных маневров и повысить точность выдерживания траектории, что в свою очередь приводит к повышению эффективности применения самолета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Балык О.А., Москалев П.Б. Реализация принципов адаптивного управления самолетом // Научно-технический сборник 929 ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. - 2006. - № 4. - С. 67-74.
2. Кротов С.А. К вопросу о контроле отказобезопасности функциональных систем воздушных судов в процессе эксплуатации // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 197. - С. 79-84.
3. Москалев П.Б. Применение самонастраивающихся алгоритмов в системе управления маневренных самолетов: сб. трудов междунар. научн.-технич. симпозиума в рамках международного авиасалона МАКС – ЦАГИ. Жуковский, 2001.
4. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008.
5. Верещиков Д.В., Салтыков С.Н. Особенности аэродинамики и динамики полета самолета с внешними подвесками при сверхзвуковых скоростях полета. - Воронеж: ВАИУ, 2009.
6. Верещагин Ю.О., Костин П.С., Подкуйко Т.А., Верещиков Д.В. Применение полунатурного моделирования для исследования пилотажных характеристик самолетов на кафедре авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов // Вестник Воронежского государственного технического университета. - 2011. - № 11.2. - Т. 7. - С. 12-14.
7. Александров А.Г. Оптимальные и адаптивные системы. - М.: Высшая школа, 1989.
8. Сергиенко А.Б. Алгоритмы адаптивной фильтрации: особенности реализации в MATLAB // Среда разработки. - 2003. - № 1. - С. 18-28.
9. Вавилов Ю.А. Системы автоматического управления полетом. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2009.
10. Лысенко Н.М. Системы управления и бортовые цифровые вычислительные комплексы летательных аппаратов / под ред. Н.М. Лысенко. - М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990.

REALISATION TRAJECTORY CONTROL IN A HORIZONTAL WITH ADAPTIVE ALGORITHM OF MANAGEMENT OF THWART MOTION OF THE PLANE

Vereshikov D.V., Kostin P.S., Vereshagin Yu.O.

In article results of researches are presented according to efficiency of application of adaptive algorithm of management by the maneuverable plane realised in a cross-section control path, on the basis of identification of some aerodynamic characteristics of the plane and the indignations caused by formation by an asymmetrical configuration of placing of external suspension. By modelling of movement of the plane during performance S - figurative maneuvers with use of a programmno-modelling complex and the flight stand substantial improvement of characteristics of controllability of the asymmetrical plane and, thus, increase of efficiency of its application is shown.

Keywords: stability, controllability, adaptation, identification, manoeuvring.

Сведения об авторах

Верещиков Дмитрий Викторович, 1970 г.р., окончил ВАИУ (г. Иркутск) (1993), кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж), автор более 150 научных работ, область научных интересов – динамика полета, моделирование авиационных комплексов.

Костин Павел Сергеевич, 1985 г.р., окончил ВАИУ (г. Воронеж) (2012), адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж), автор 12 научных работ, область научных интересов – системы управления летательных аппаратов.

Верещагин Юрий Олегович, 1989 г.р., окончил ВАИУ (г. Воронеж) (2011), адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж), автор 16 научных работ, область научных интересов – системы управления летательных аппаратов, моделирование авиационных комплексов.