

УДК 517.938

**А.М. Бронников, Ю.И. Бегичев, К.В. Цупренко****АДАПТИВНЫЙ АЛГОРИТМ УЛУЧШЕНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ  
И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ НА ПАЛУБУ**

*Рассматривается алгоритмическое обеспечение системы улучшения устойчивости и управляемости самолета в режиме посадки на палубу. Закон управления основан на использовании адаптивного алгоритма с идентификатором и эталонной моделью. Предложенный алгоритм позволяет обеспечить требуемые характеристики устойчивости и управляемости при воздействии неконтролируемых внешних и параметрических возмущений: порывов ветра, непредвиденном изменении центровки самолета, а также при изменении его аэродинамики. В результате управляющие воздействия летчика практически не изменяются даже при существенном изменении свойств самолета.*

*Система улучшения устойчивости и управляемости; адаптивная система; посадка на палубу; эталонная модель.*

**A.M. Bronnikov, YU.I. Begichev, K.V. Cuprenko****THE ADAPTIVE ALGORITHM FOR THE IMPROVEMENT OF THE  
STABILITY AND CONTROLLABILITY OF THE AIRCRAFT AT THE STAGE  
OF LANDING ON THE DECK**

*Is considered algorithmic support of the system of improvement of stability and controllability of the aircraft in the landing on the deck. Control law is based on the use of an adaptive algorithm with the identifier and reference model. The proposed algorithms are provided the required characteristics of stability and controllability under the influence of uncontrolled external and parametric perturbations: gusts of wind, an unforeseen change of the balance of the aircraft, as well as changes in its aerodynamics. As a result of control actions of the pilot practically do not change even in case of significant change of properties of the aircraft.*

*System of improvement of stability and controllability; the adaptive system; landing on the deck; the reference model.*

Как показывает опыт выполнения полетов с авианосца, посадка остается очень сложной задачей даже для подготовленного летного состава из-за большого количества возмущающих воздействий на самолет в процессе снижения по глиссаде и непосредственно перед посадкой. Абсолютное большинство посадок на палубу выполняются в режиме ручного управления. При снижении по глиссаде летчик использует индикацию оптической системы посадки. Такая система позволяет выдерживать глиссаду снижения, но информация о положении самолета относительно глиссады дискретна (“выше глиссады”, “на глиссаде”, “ниже глиссады”). В результате летчик не может определять скорость движения самолета относительно глиссады, вследствие чего управлять самолетом необходимо с упреждением. Это создает дополнительные трудности при обучении летного состава и при использовании палубной авиации.

Одним из направлений повышения безопасности посадки на палубу является улучшение характеристик устойчивости и управляемости самолета на этом режиме. Свойства самолета при движении по глиссаде нестационарны. Это вызвано, в первую очередь, процессом уменьшения скорости. Кроме этого, на свойства самолета могут существенно влиять варианты внешней подвески, обледенение, боевые повреждения. Поэтому предлагается использовать систему улучшения устойчивости и управляемости (СУУ) с адаптивным законом управления.

В [1] для одного из класса адаптивных алгоритмов с идентификатором и эталонной моделью и линейного стационарного объекта управления получены условия, при выполнении которых заданная точность слежения системы за эталоном не

зависит напрямую от точности выдаваемых идентификатором оценок параметров. Если текущие оценки параметров удовлетворяют одному из совокупности структурных условий [1], то ошибка слежения за эталоном определяется нормой невязки идентификации. Под невязкой идентификации (не путать с ошибкой идентификации параметров) понимается разница между правыми частями модели объекта управления и ее предсказателя в алгоритме идентификации. Эта невязка используется в большинстве рекуррентных алгоритмов идентификации для настройки оценок параметров и обладает быстрой сходимостью в окрестность нуля при достаточно простых и практически выполнимых условиях [2]. Это свойство невязки идентификации и определяет высокую скорость и простоту достижения условий адаптируемости в системе с идентификатором и эталонной моделью [1]. В [3] рассматриваемый подход к адаптивному управлению распространен на нестационарные и нелинейные системы. В [4] на основе данного подхода предложена методика синтеза СУУ самолета.

В докладе на основе подхода [4] предложены алгоритмы управления продольного канала системы улучшения устойчивости и управляемости самолета в режиме захода на посадку. Особенностью данных алгоритмов является использование сигнала вертикальной скорости, а также обеспечение стабильно высоких характеристик устойчивости и управляемости в широком диапазоне изменения свойств самолета, как объекта управления.

Упрощенная структурная схема адаптивной СУУ в режиме посадки на палубу приведена на рис. 1. На схеме используются обозначения и сокращения:

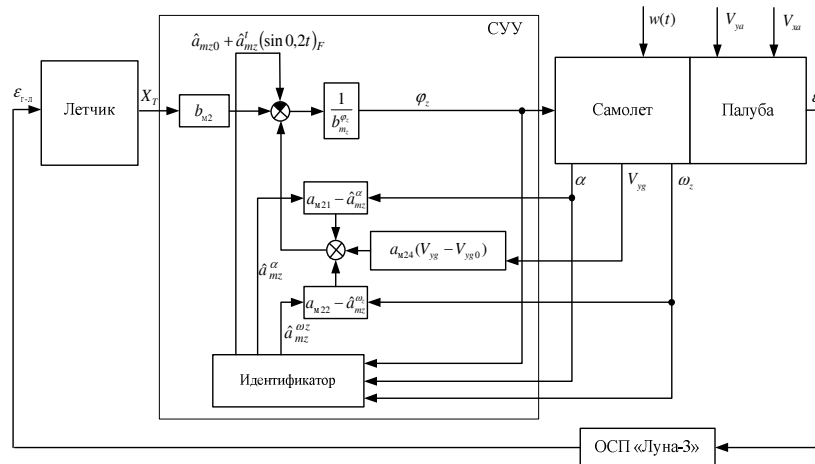


Рис. 1. Структурная схема адаптивной СУУ

- ◆ ОСП – оптическая система посадки;
- ◆  $\epsilon_r$  – угловое отклонение центра масс самолета от глissады;
- ◆  $\epsilon_{г-л}$  – воспринимаемый летчиком сигнал углового отклонения от глissады;
- ◆  $w(t)$  – неконтролируемые возмущения, действующие на самолет (прежде всего, ветровые);
- ◆  $V_{ya}, V_{xa}$  – возмущения в виде движения и качки палубы;
- ◆  $X_T$  – продольное отклонение летчиком ручки управления;
- ◆  $\varphi_z$  – угол отклонения стабилизатора;
- ◆  $\alpha, \omega_z, V_{yg}$  – используемые в СУУ сигналы обратных связей по углу атаки, угловой скорости тангажа и вертикальной скорости;

- ◆  $a_{m21}, a_{m22}, a_{m24}, b_{m2}$  – параметры эталонной модели, задающие желаемые характеристики устойчивости и управляемости в продольном канале;
- ◆  $b_{mz}^{\varphi z}$  – известный коэффициент эффективности стабилизатора;
- ◆  $\hat{a}_{mz}^{\alpha}, \hat{a}_{mz}^{\omega z}, \hat{a}_{mz}^0, \hat{a}_{mz}^t$  – формируемые идентификатором оценки параметров самолета.
- ◆  $V_{yg0}$  – сигнал заданной скорости снижения, определяемый по формуле

$$V_{yg0} = V_{ла-п} \sin \varepsilon_0,$$

где  $V_{ла-п}$  – скорость сближения самолета с палубой,  $\varepsilon_0$  – заданный наклон глissады.

Особенностью предлагаемого алгоритмического обеспечения СУУ являются упрощенные требования к идентификатору. Для обеспечения заданной точности слежения за эталонной моделью не требуется получать асимптотически точные оценки параметров  $\hat{a}_{mz}^{\alpha}, \hat{a}_{mz}^{\omega z}, \hat{a}_{mz}^0, \hat{a}_{mz}^t$ . Достаточно обеспечить условие

$$\left| \dot{\omega}_z - b_{mz}^{\varphi z} \varphi_z - \hat{a}_{mz}^{\alpha} \alpha - \hat{a}_{mz}^{\omega z} \omega_z - \hat{a}_{mz}^0 - \hat{a}_{mz}^t \sin(\Omega_0 t) \right| \approx 0. \quad (1)$$

В качестве алгоритма текущей идентификации использовался модифицированный рекуррентный метод наименьших квадратов с фактором забывания. Модификация метода сводилась к ряду мер, направленных на сохранения устойчивости алгоритма идентификации. Численные исследования показывают, что условие (1) выполняется после 3–4 шагов работы алгоритма идентификации после его запуска и сохраняется на всем промежутке времени функционирования.

Для фильтрации шумов датчиков поступающая в идентификатор информация фильтровалась с использованием цифровых фильтров низких частот.

Проведены численные исследования предлагаемых алгоритмов управления с использованием полной нелинейной математической модели самолета, моделей летчика, движения палубы, датчиков первичной информации, привода, порывов ветра.

При проведении численных исследований управление летчика формировалось по формуле

$$X_T = W_{л}(p) \varepsilon_{T-l},$$

где  $W_{л}(p)$  – передаточная функция летчика,  $p$  – переменная преобразования Лапласа.

В качестве передаточной функции летчика использовалась следующая модель:

$$W_{л}(p) = \frac{k_{л1} e^{-\tau_{л} p} (T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)} + \frac{k_{л2}}{p}, \quad (2)$$

где  $k_{л1}$  – коэффициент усиления летчика;  $\tau_{л}$  – время задержки реакции;  $T_3$  – постоянная времени, характеризующая запаздывание, присущее нервно-мышечной системе;  $T_1$  и  $T_2$  – постоянные времени опережения и запаздывания, характеризующие способность человека-оператора вводить форсирование и инерционность в управление;  $k_{л2}$  – коэффициент усиления в интегрирующем звене летчика. Интеграл в передаточную функцию (2) внесен для моделирования свойства оператора устранять медленно меняющиеся (постоянные) ошибки.

В качестве примера на рис. 2 приведен один из результатов исследований, соответствующий движению самолета по глissаде при одновременном воздействии ветровых порывов и качки палубы. Толстой линией показана траектория движения самолета, тонкой – заданное положение глissады. Искривление линии заданного положения глissады связано с качкой палубы.

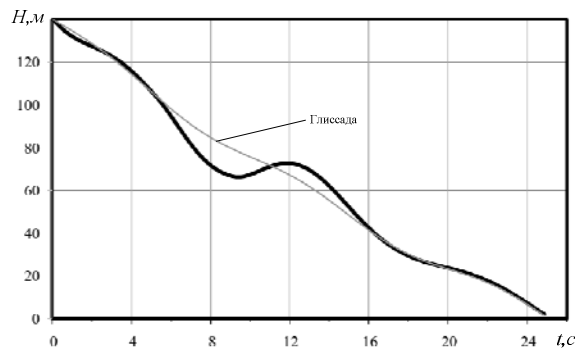


Рис. 2. Движение по глиссаде при воздействии порыва ветра и качки палубы

Результаты, представленные на рис. 2-4, соответствуют следующим условиям. Угол наклона глиссады составляет  $4^\circ$ . Авианосец движется со скоростью 40 км/ч. Воздушная скорость самолета равномерно уменьшается со 117 м/с до 73 м/с за счет управления РУД по пропорционально-интегральному закону слежения, как показано на рис. 3. Для определения отклонения от глиссады использовалась математическая модель оптической системы посадки «Луна-3». Параметры математической модели летчика (2) в процессе моделирования не изменяются, за исключением коэффициента усиления  $k_{дл}$ , который перестраивался в зависимости дальности до палубы. Частота опроса датчиков информации 50 Гц.

Моделируется действие вертикального порыва ветра с 5 по 9 секунду со скоростью 7,5 м/с направленный вниз, как показано на рис. 3. Также на удалении 340 м от расчетной точки касания самолет попадает в зону завихрений воздуха, создаваемую движущимся авианосцем, которая имитируется созданием вертикального порыва ветра с нарастающей скоростью нисходящего потока. Также моделируется качка палубы с амплитудой 3 м и периодом 10 с. Это соответствует качке при волнении в 6–7 баллов.

На рис. 3 приведены графики продольного перемещения ручки летчиком  $X_T$  и отклонения стабилизатора СУУ  $\varphi_z$ .

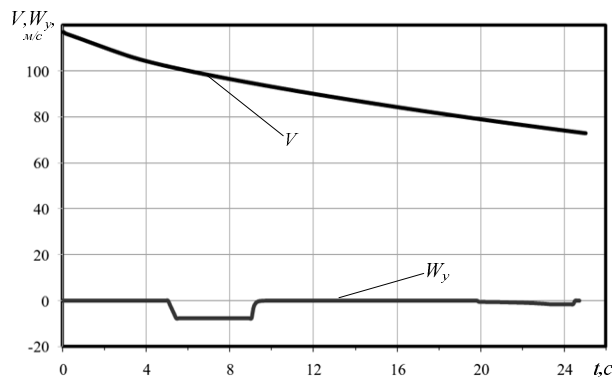


Рис. 3. Изменение воздушной скорости и вертикальных порывов ветра

Кроме этого, проведены численные исследования предлагаемых алгоритмов управления в условиях априорно неизвестного изменения центровки самолета, при неточной информации коэффициента эффективности стабилизатора  $b_{mz}^{\varphi z}$  и др.

Во всех случаях, когда сохраняется требуемая эффективность стабилизатора, адаптивная СУУ обеспечивает заданные характеристики устойчивости и управляемости самолета, автоматически полностью компенсирует возмущения параметров математической модели и частично компенсирует влияние ветровых возмущений. Это, на наш взгляд, существенно снижает психофизиологическую нагрузку летчика на этапе посадки, а также позволяет снизить требования к натренированности летчика на этапе посадки.

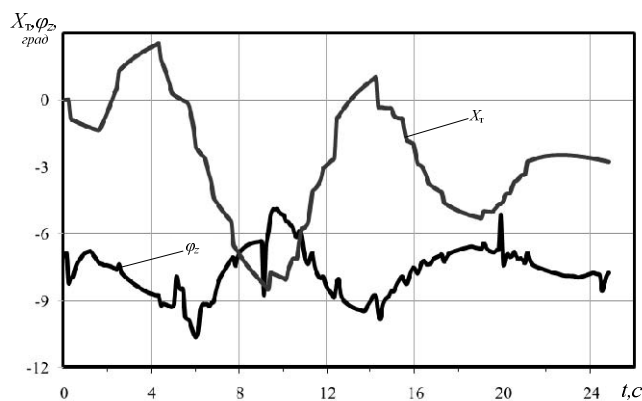


Рис. 4. Управление летчиком и отклонение стабилизатора СУУ

В качестве заключения отметим, что методами математического моделирования обоснована эффективность и исследованы основные характеристики предложенного адаптивного управления СУУ истребителя в условиях неполной определенности параметрических и внешних возмущений. Адаптивная СУУ позволяет компенсировать влияние априорно неизвестных внешних и параметрических возмущений: порывов ветра, центровки самолета, изменения его аэродинамики. В результате управляющие воздействия летчика практически не изменяются даже при существенном изменении свойств самолета при сохранении эффективности рулевых органов управления.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Буков В.Н., Круглов С.П., Решетняк Е.П. Адаптируемость линейной динамической системы с идентификатором и эталонной моделью // Автоматика и телемеханика. – 1994. – № 3. – С. 99-107.
2. Круглов С.П. Уточнение условий адаптируемости систем управления с идентификатором и эталонной моделью // Автоматика и телемеханика. – 2002. – № 12. – С. 78-91.
3. Бронников А.М., Круглов С.П. Упрощенные условия адаптируемости системы управления с идентификатором и эталонной моделью // Автоматика и телемеханика. – 1998. – № 7. – С. 107-117.
4. Бронников А.М. Методика синтеза адаптивного закона управления системы улучшения устойчивости и управляемости самолета // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2011. – № 3 (116). – С. 215-221

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор М.М. Сильвестров.

**Бронников Андрей Михайлович** – Военный учебно-научный центр ВВС “Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина” в г. Москве; e-mail: bronnikov\_a\_m@mail.ru; 125190, г. Москва, ул. Планетная, 3; тел.: 84992311068; кафедра эксплуатации комплексов авиационного оборудования и систем объективного контроля; начальник кафедры; д.т.н.; доцент.

**Бегичев Юрий Иванович** – ЗАО Российская акционерная ассоциация «Спецтехника»; e-mail: begichevy@mail.ru; 141980, Московская область, г. Дубна, ул. Жуковского, д. 2а; тел.: 89266189938; начальник отдела; к.т.н.; доцент.

**Цупренко Константин Васильевич** – Государственный технический университет им. Н.Э. Баумана; e-mail: cuprenko\_kost\_vas@mail.ru; 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, 5; тел.: 89165382258; ведущий программист.

**Bronnikov Andrey Mihaylovitsh** – Military учебно-centre of science of the Air Forces “Military-air academy of professor N.E.Zhukovsky and JU.A.Gagarin”, Moscow; e-mail: bronnikov\_a\_m@mail.ru; 3, Planetnay street, Moscow, 125190, Russia; phone: +74992311068; chair of operation of complexes of the aviation equipment and systems of the objective control; the chief of chair; dr. of eng. sc; associate professor.

**Begichev Yuri Ivanovich** – ЗАО Russian joint-stock association "Specitehnica"; e-mail: begichevy@mail.ru; 141980 Moscow region, city. Dubna, st. Zhukovsky, etc. 2а; phone: +79266189938; cand. of eng. sc.; associate professor; head of the department.

**Cuprenko Konstantin Vasilievich** – Bauman state technical university; e-mail: cuprenko\_kost\_vas@mail.ru; 105005 Moscow, 2-nd Baumanskaya, 5; phone: +79165382258; leading programmer

УДК 629.7.01

**В.В. Галушкин, Д.И. Катков, В.В. Косьянчук, Н.И. Сельвесюк**

### **СКВОЗНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОМПЛЕКСОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

*Рассматривается сквозная технология проектирования комплексов бортового оборудования и его комплектующих перспективных воздушных судов. Основы технологии изложены в общих требованиях на разработку комплексов бортового оборудования, разрабатываемых ГосНИИАС в виде отраслевого стандарта. Охватывается весь жизненный цикл от формулировки требований к воздушному судну до испытаний и сертификации. Показывается, что проектирование КБО осуществляется с использованием модельно-ориентированного подхода к проектированию. Модельно-ориентированный подход позволяет ускорить разработку и интеграцию систем и обеспечить соответствие процесса разработки требованиям нормативных документов.*

*Технология проектирования комплексов бортового оборудования воздушных судов; документация проектов комплекса бортового оборудования; интеграция систем.*

**V.V. Galushkin, D.I. Katkov, V.V. Kosyanchuk, N.I. Selvesyuk**

### **THRU DESIGN TECHNOLOGY OF AVIONICS OF PERSPECTIVE AIRCRAFT**

*The article deals with cross-cutting technology of designing avionics systems and its components advanced aircraft. Basics are set out in the general requirements for the development of avionics systems being developed GosNIAS as the industry standard. Covers the entire life cycle from the formulation of requirements for the aircraft to the testing and certification. It is shown that the design of the CCD is performed using model-based approach to design. Model-based approach to accelerate the development and integration of systems and to ensure that the process of developing regulatory requirements.*

*Avionics design technology; avionics project documentation; integrated modular avionics.*