

НАДЕЖНОСТЬ, КАЧЕСТВО И БЕЗОПАСНОСТЬ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА, ОБЕСПЕЧЕННОГО СРЕДСТВАМИ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Е.А. Копытова

*Международный научно-учебный центр информационных технологий
и систем НАН Украины и Министерства образования и науки, молодежи
и спорта Украины*

Описано свойство надежности функционирования системы распределенного управления аэродинамической схемой воздушного судна в конфликтной ситуации, которая усложнена действием возмущенной атмосферы.

Описано властивість надійності функціонування системи розподіленого керування аеродинамічною схемою повітряного судна в конфліктній ситуації, яка ускладнена дією збуреної атмосфери.

Введение

Особое место среди важных задач, которые решают в авиации, занимает надежность обеспечения безопасности движения воздушных судов (ВС). Безопасность полетов — комплексная характеристика воздушного транспорта и авиационной деятельности, которая определяет способность выполнять полеты без угрозы для жизни и здоровья людей. Задачей системы управления безопасностью является предупреждение авиационных событий и обеспечение безопасности полетов [1, 2]. Особо выделяется проблема нехватки новых способов управления процессами обеспечения безопасности полетов, определения и позитивного разрешения конфликтных ситуаций, повышения надежности системы управляющих поверхностей, качества выдерживания заданной траектории полета. Практические решения каждой из перечисленных проблем формально не связаны. Объединение разнородных по сути решений становится все более актуальным. В таких условиях возникает потребность в создании комплексной системы автоматического управления, которая будет интегрировать различные по назначению подсистемы. Особую важность изучению этой проблемы добавляет тот факт, что на данный момент ИКАО (Международная организация гражданской авиации) активизирует работу по разработке и выполнению мероприятий с внедрением систем управления безопасностью полетов. Решение этого задания позволит предупредить создание конфликтных ситуаций в эшелонах [3].

Актуальность. Для повышения уровня безопасности была создана бортовая система предотвращения столкновений (ACAS). Установка этой системы на борту каждого ВС стала обязательной с 1993 г. в США и с 2000 г. — в Европе. ACAS была успешной в предотвращении столкновений на протяжении многих лет, но способ, по которому была разработана логика работы, ограничивает его надежность, о чем свидетельствует столкновение двух ВС в 2002 г. над Германией. К тому же развитие структуры воздушного пространства, которое берет свое начало еще с 1950 г., привело к увеличению плотности движения ВС и сокращению минимума вертикального

эшелонирования. Система ACAS была обновлена несколько раз на основе реального опыта и продолжает обновляться, но применяемая на данный момент версия ACAS не может поддерживать безопасность и эксплуатационные требования воздушного пространства из-за частой выдачи предупреждающей ложной информации об окружающей обстановке. Развитие ACAS X ведется MIT Lincoln Labs, лабораторией прикладной физики Джонса Хопкинса, техническим центром Атлантик-сити ФАА. ИКАО ожидает, что ACAS X будет коммерчески доступна только к середине 2020-х гг. В литературе акцентируют внимание на применение отклонения компонентов механизации крыла для компенсации нагрузки от действия ветрового возмущения в полете и повышении качества выдерживания заданной траектории полета [4, 5], но не рассматривается вопрос применения компонентов механизации крыла в методах повышения надежности функционирования системы управления ВС в конфликтной ситуации.

Для обеспечения безопасности полета применяют методы повышения надежности исполнительных механизмов. Так при заклинивании закрылка предлагается применять измерительные приборы, которые синхронизируют работу закрылков и снимают с него нагрузку [6]. Другие источники предлагают применять, помимо основной системы управления, еще и резервную [7]. На пассажирском самолете TU-204-100 система управления состоит из системы управления рулями и системы управления механизацией крыла. Она включает четыре контура: основной (цифровой) электродистанционный контур управления для каждой рулевой поверхности; резервный (аналоговый) электродистанционный контур управления для элеронов, интерцепторов, руля направления, стабилизатора и руля высоты; аварийный электродистанционный контур управления для элеронов, руля направления, руля высоты и стабилизатора; аварийный механический контур управления для руля высоты, интерцепторов и руля направления. Переход с основного контура управления на резервный производится автоматически. Механическое управление рулевыми приводами осуществляет многоканальная резервированная электродистанционная система управления [8]. Но в литературе не упоминается о возможности взаимной замены компонентов системы управляющих поверхностей. В зависимости от условий полета такие управляющие поверхности, как закрылки, предкрылки, элероны и щитки, обеспечивают управление ВС в полете путем регулирования их положения [9]. Не освещен вопрос создания вычислителя, который просчитывал бы возможность создания эквивалентной подъемной силы путем резервирования каждого элемента системы управляющих поверхностей.

Цель и задачи. Цель статьи – показать с помощью компьютерного моделирования, что распределенная система управления качеством полета [10, 11] обладает свойством надежности с компенсацией отказов в системе создания аэродинамических сил и моментов ВС. Комплексная система автоматического управления движением ВС решает задачи внешней безопасности полета, разрешая конфликтную ситуацию в возмущенной

атмосфере, и внутренней безопасности, которая обеспечивает надежность функционирования системы в условиях возникновения внутренних отказов.

Основная установка, методы и доказательства нового свойства системы заключены в анализе результатов компьютерного моделирования распределенной системы управления аэродинамической схемой ВС. Расчет и визуализация результатов осуществлялись средствами среды MatLab пакета Simulink.

Описание комплексной схемы управления и ее свойств. Над вопросами повышения безопасности полетов, на которую влияют такие три основных фактора, как человеческий, технический и фактор окружающей среды, продолжают работать многие центры. ACAS постоянно совершенствуется с целью учета возможных условий для позитивного разрешения конфликтной ситуации. Одним из существенных условий полета ВС, влияющих на эффективность системы управления движением ВС, является учет состояния атмосферы и динамических свойств объекта. В связи с внедрением технологий спутниковой навигации, значительно повысилось качество определения текущего положения ВС в пространстве, что, в свою очередь, позволило снизить частоту срабатывания сигнализации об окружающей обстановке.

С ноября 2013 г. внедряются разработанные системы управления, связанные с внедрением стандартов и рекомендуемой практики по управлению безопасностью полетов, разработанных ICAO в Приложении 19 к Конвенции.

Для решения поставленной задачи исследование проводим на компьютерной модели, описанной в работах [10, 11]. Создание комплексной схемы системы распределенного управления динамикой полета ВС, с применением компонентов системы управляющих поверхностей, основывается на функциональной интеграции задач обеспечения в рамках единой стратегии абсолютной инвариантности как основы системы.

Под комплексным управлением движением динамических систем понимаем управление, которое объединяет решение трех задач: безопасности, с помощью позитивного разрешения конфликтной ситуации компенсацией действия возмущенной атмосферы; качества выдерживания заданной траектории полета, с помощью непосредственного создания подъемной силы отклонением компонентов механизации крыла и их комбинаций; надежности, с помощью синхронизации работы системы управляющих поверхностей.

Под распределенным управлением движением динамических систем в пространстве понимается управление созданием аэродинамических сил и моментов перебором вариантов изменения профиля крыла, которое учитывает исходное его положение. Показано, что создание требуемой величины изменения подъемной силы, возможно разными вариантами компоновки механизации крыла, что, в свою очередь, позволяет повысить надежность системы управляющих поверхностей.

Под резервированием компонентов системы управляющих поверхностей подразумеваем возможность применения множества вариантов создания

подъемной силой компонентами механизации крыла и их комбинациями, которыми располагает ВС, и рулем высоты.

В военной авиации широко применяют концепцию CCV (Control Configured Vehicle — динамический объект с конфигурацией, которую определяет система управления), включающую все возможные варианты создания подъемной силы с помощью изменения профиля крыла. Непосредственное создание подъемной силы отклонением механизации крыла позволяет повысить скорость изменения высоты полета и качество выдерживания заданной траектории полета.

Для достижения повышения безопасности полета в схеме системы управления движением динамического объекта синхронизируем работу основного канала управления высотой полета отклонением руля высоты с работой дополнительного канала непосредственного управления подъемной силой отклонением компонентов механизации крыла и их комбинаций [10]. Для повышения качества выдерживания заданной траектории полета оперативно рассчитываются комбинации отклонений управляющих поверхностей. Для повышения надежности работы системы управляющих поверхностей бортовой компьютер вычисляет множество вариантов создания подъемной силы каждым из ее компонентов с возможностью выполнения команды на изменения конфигурации аэродинамической схемы ВС. Для расчета вариантов создания подъемной силы применяем бортовой вычислитель, который подает команды на исполнительные механизмы отклоняемых компонентов изменения профиля крыла. В работе [11] рассматриваются варианты комбинаций изменения профиля крыла Clark Y, которое продуту в аэродинамической трубе для получения графиков зависимости коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления и момента тангажа от угла атаки. Вычислительный блок гибко перераспределяет команду управления на изменение положения движения ВС в системе управляющих поверхностей, повысив при этом надежность, качество и безопасность полета. Таким образом, комбинации изменения профиля крыла адекватны действующим на ЛА внешним возмущениям. Отказ одного из элементов его конфигурации фактически эквивалентен изменению действия внешнего возмущения, которое компенсируется новой конфигурацией крыла. Следовательно, надежность работы аэродинамической системы создания управляющих сил ВС, связанных с ее частичным отказом (внутренним возмущением), решается фактически эквивалентно задаче парирования ветра (внешнее возмущение).

Нами промоделирована комплексная схема системы управления высотой полета с отображением динамики отработки заданного сигнала управления системой управляющих поверхностей: каждым из компонентов механизации крыла и отклонением руля высоты (рис. 1.). В состав крыла Clark Y включены: закрылок, предкрылок и три щели. Рассмотрим комбинации изменения количества щелей и их расположения в профиле, данные для которых сведем в табл. 1.

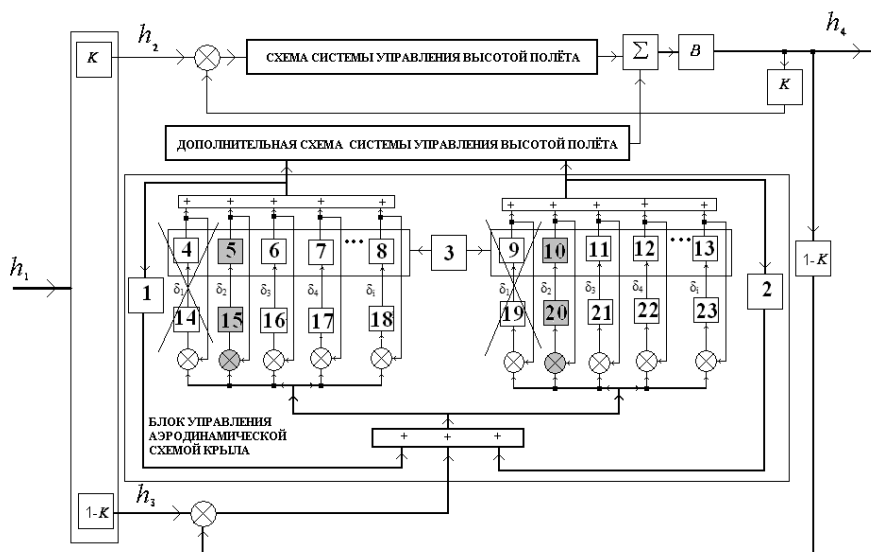


Рис.1. Комплексная схема системы управления высотой полета




На рис. 1 комплексная схема системы управления включает схему системы управления высотой полета и дополнительную схему системы управления высотой полета с блоком управления аэродинамической схемой крыла, в котором 1 и 2 — блоки для проверки отработки входного сигнала управления на отклонение компонентов профиля крыла, 3 — блок расчета сигнала управления для каждого из компонентов механизации крыла, $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4, \dots, \delta_i$ — величина отклонения компонентов механизации крыла, $C_y^{\delta_i}$ — приращение коэффициентов подъемной силы с помощью отклонения компонентов механизации крыла, m_z^{δ} — приращение момента тангажа с помощью отклонения компонентов механизации крыла, γ_i и λ_i — весовые коэффициенты, h_3 — входной сигнал управления высотой полета, h_o — входной сигнал управления высотой полета для схемы системы управления высотой полета, h_o — входной сигнал управления высотой полета для дополнительной схемы системы управления высотой полета, h_i — фактическая высота полета самолета, B — измеритель высоты полета, K и $1-K$ — заданные коэффициенты пропорциональности.

При переходе из одного положения профиля крыла в другой отклонением компонентов механизации крыла с изменением ширины и количества щелей учитываем изменение величины подъемной силы, созданной отклонением выбранных компонентов. Предполагаем, что ВС движется в эшелоне при $H = 12000$ м со скоростью $V = 300$ м/с. На ВС действует порыв ветра с вертикальной составляющей $W = 20$ м/с, который изменяет угол атаки на четыре градуса. Обычно в гражданской авиации действие ветрового возмущения при полете в эшелонах измеряют инерциальными датчиками, системой воздушных сигналов или и тем, и

другим при отклонении ВС от заданной траектории и компенсируется отклонением руля высоты. В литературе упоминается о компенсации действия возмущенной атмосферы механизацией крыла на примере Airbus 340. Из перечисленных компонентов крыла воспользуемся возможностью изменения количества и расположения щелей.

Таблица 1

Комбинации изменения количества щелей и их расположения

№	Параметры	Количество щелей	Значение C_y при $\alpha = 0$	Угол наклона прямой, градус	C_y^α	Значение C_y при $\alpha = 4$	Коэффициент пропорциональности $M = \frac{C_y^\alpha}{C_y^0}, i = 2, 3 \dots 8$
1		—	0,37	61	1,8	0,62	—
2		1	0,31	62	1,88	0,57	1,19
3		1	0,28	62	1,88	0,54	1,32
4		1	0,3	62	1,88	0,56	1,23
5		2	0,2	62	1,88	0,46	1,85
6		2	0,21	62	1,88	0,47	1,76
7		2	0,2	62	1,88	0,46	1,85
8		3	0,12	62	1,88	0,38	3,08

Рассматривается случай, когда на ВС с профилем крыла № 1 действует ветровое возмущение, под действием которого изменяется угол атаки с нуля градусов до четырех, что приводит к изменению коэффициента подъемной силы с значения 0,37 до 0,62, увеличивая ее значение на 0,25. Для компенсации значения действия ветрового возмущения создается противоположная по знаку величина подъемной силы, реализуемая

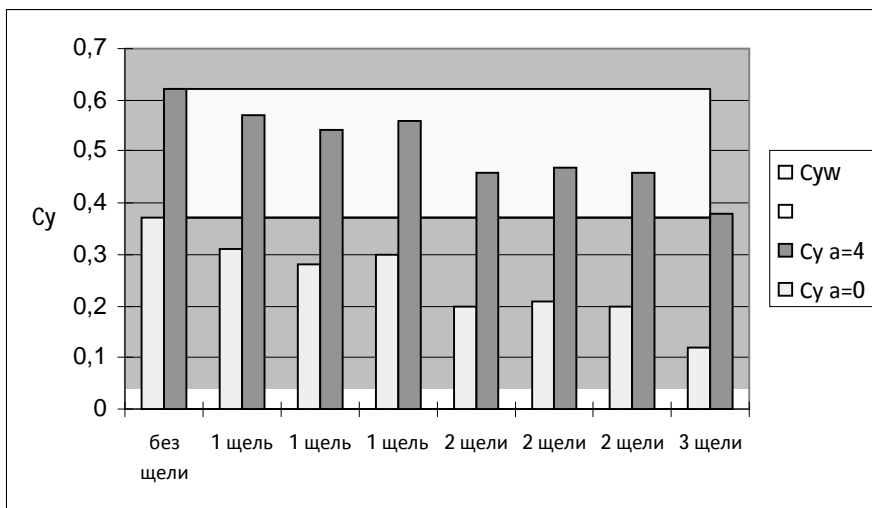


Рис. 2. Визуальное отображение создания подъемной силы такими компонентами механизации крыла, как щели

изменением ширины щелей и их количества, причем положение отклоняемой щели не сильно влияет на изменение величины подъемной силы, создаваемой с другим ее расположением. Об этом свидетельствует диаграмма визуального отображения возможностей отклонения компонентов механизации крыла, которая показывает, что диапазоны изменения приращения подъемной силы при одинаковом открытии щелей слабо зависят от их расположения, что позволяет повысить надежность отклоняемых компонентов механизации крыла (рис. 2). Следует отметить, что при непосредственном управлении подъемной силой крыла, выбранная команда на изменение профиля крыла при отказе исполнительного механизма изменить ширину щели задействует другие щели, не снизив при этом качества (рис. 3, 4), что свидетельствует о гарантированном выполнении команды управления.

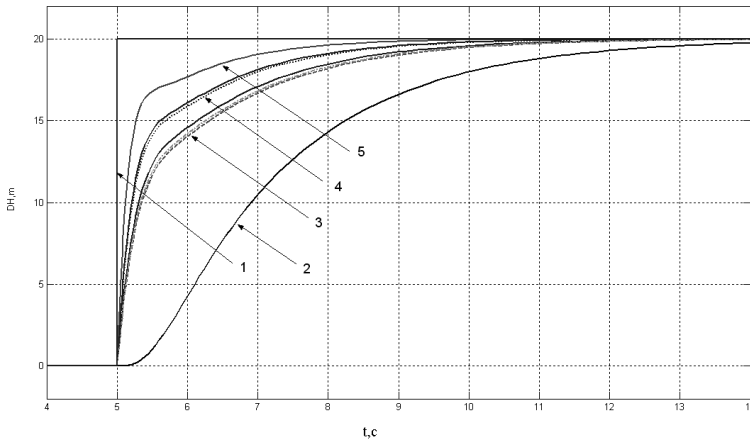


Рис. 3. Динамика отработки заданного сигнала 1: рулем высоты 2, изменением ширины одной щели 3, двух щелей 4, трех щелей 5

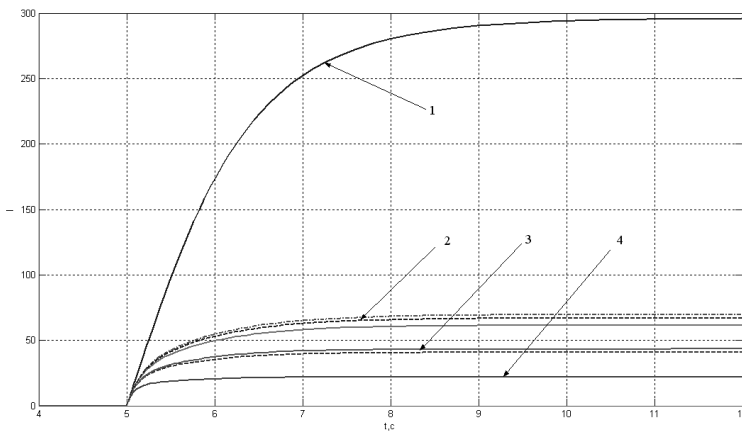


Рис. 4. Квадратичная интегральная оценка динамики отработки от заданного сигнала отклонением руля высоты 1, изменением ширины одной щели 2, двух щелей 3, трех щелей 4

Выводы. Средства распределенной системы управления аэродинамической схемой ВС, компоненты которой формально дублируют

отказоустойчивость системы управляющих поверхностей, обеспечивают надежность, качество и безопасность движения ВС.

Применение компонентов системы управляющих поверхностей, которые реализуются на базе уже имеющихся средств механизации крыла и сервоприводов, позволяет повысить безопасность полета.

Синхронизация работы системы управления динамикой полета, на основе расчета бортовым компьютером всех возможных вариантов изменения профиля крыла, позволяет повысить надежность исполнительных механизмов системы управляющих поверхностей ВС.

1. Наказ Державної служби України з нагляду за забезпеченням безпеки польотів «Про затвердження Положення про систему управління безпекою польотів на авіаційному транспорті» : від 25.11.2005 р., № 895 [Электронный ресурс]. — Режим доступа: <http://zakon1.rada.gov.ua/laws/show/z1503-05>.
Order of the State Service of Ukraine for safety oversight "On approval of the safety control system of aviation": of 25.11.2005. no. 895. Available at: <http://zakon1.rada.gov.ua/laws/show/z1503-05>.
2. Аналіз рівня безпеки польотів та виявлення потенційних факторів аварійності з цивільними повітряними судами України у I півріччі 2012 р. – К.: Державна авіаційна служба України. Департамент стандартів безпеки польотів : затверджено 20 липня 2012 р. — № 19.2.11 — 8А.
Analysis of the level of safety and identify potential factors of accidents with civilian aircraft in Ukraine for the first six month in 2012. Kiev, State Aviation Service of Ukraine. Department of Safety Standards. Approved on July 20, 2012. no. 19.2.11 – 8A.
3. Собакарь А.О. Безпека польотів на авіаційному транспорті: категоріально-правовий аналіз / А.О. Собакарь // Форум права. — 2011. — № 1. — С.935–938.
Sobakar A.A. Safety of aviation: categorical legal analysis. *Forum right*, 2011, no. 1, p. 935–938.
4. Kelm R., Grabietz M. *Method of reducing wind gust loads acting on aircraft*. Patent 6,161,801 United States of America Int. Cl.⁷ B64C 13/16, 2000. 12 p.
5. Патент RU 2377159 C1 Российская Федерация МПК⁷ B64C 13/16. Способ и устройство для ослабления воздействия вертикальной турбулентности на летательном аппарате / Коломер А., Даль С.К.; заявитель и патентообладатель Эрбюс Ф. — Оpubл. 27.12.2009. — 15 с.
Colomer A., Dal Santo X. *Method and apparatus for reducing the impact of the vertical turbulence in the aircraft*. Patent RU 2377159 C1 Russia МПК⁷ B64C 13/16, 2009.
6. Патент RU 2303557 C1 Россия МПК⁸ B64C 13/24. Способ обеспечения безопасности полетов при заклинивании закрылка и потенциометр / Попов В.Н., Каблукнов Е.А. — Оpubл. 06.05.2006.
Popov V., Kablukov E. *Way to ensure safety in and jam flap potentiometer*. Patent RU 2303557 C1 МПК⁸ Russia B64C 13/24, 2006.
7. Патент RU 2415776 C2 Россия МПК⁸ В 64 С 13/00, F 15 В 11/22, F 15 В 13/06. Способ и устройство обеспечения автоматического снижения нагрузки на систему поверхностей, создающих большую подъемную силу, в частности на систему посадочных закрылков летательного аппарата / Фледдерманн А., Хартвинг В., Дарбуа А., Рихтер М. — Оpubл. 08.12.2006.
Fleddermann A., Hartving W., Darbu A., Richter M. *A method and apparatus provide for automatic reduction of load on the system surfaces, creating more lift, in particular the system of landing flaps of the aircraft*. Patent RU 2415776 C2 Russia МПК⁸ B64C 13/00, F 15 В 11/22, F 15 В 13/06, 2006.
8. Пассажирский самолет ТУ-204-100. Краткая стандартная спецификация 2006 год. Система управления самолетом [Электронный ресурс]. — Режим доступа: http://www.aviastar-sp.ru/aviastar_ru/aircraft/tu204100/027.htm.

- Tu-204-100. Brief standard specification 2006. Aircraft control system.* Available at: http://www.aviastar-sp.ru/aviastar_ru/aircraft/tu204100/027.htm.
9. Патент RU 2408498 C2 Россия МПК⁸ В64С 3/48. Гибкая управляющая поверхность для летательного аппарата / Громанн Б., Констанцер П., Лорковски Т. — Оpubл. 20.12.2006.
Grohmans B., Konstantser P., Lorkovski T. *Flexible control surface for aircraft.* Patent RU 2408498 C2 Russia МПК8 В64С 3/48, 2006.
 10. Павлов В.В. Технология композиционного управления конфигурацией крыла / В.В. Павлов, Е.А. Копытова // Кибернетика и вычисл. техника. — 2012. — № 168. — С.53–60.
Pavlov V.V., E.A Kopytova Composite control technology of wing configuration. *Cybernetics and Computer Science*, 2012, no 168, pp.53–60.
 11. Павлов В.В. Распределенная схема компенсации возмущения динамических систем / В.В. Павлов, Е.А. Копытова // Кибернетика и вычисл. техника. — 2012. — № 167. — С.3–14.
Pavlov V.V. Distributed compensation scheme of dynamical systems perturbations / V.V. Pavlov, E.A. Kopytova *Cybernetics and Computer Science*, 2012, no 167, pp. 3–14.

К.А. Копытова

RELIABILITY, QUALITY AND SAFETY OF MOVEMENT OF THE AIRCRAFT PROVIDED WITH COMPOSITED CONTROL SYSTEM

Introduction: In article the properties of the reliability of composited control system of the aerodynamic configuration of the aircraft in a conflict situation, which is complicated by the action of atmospheric disturbances is described.

The aim of our research is to ensure reliability of the control system by means of the control surfaces.

The task is to ensure that the external of the flight safety, which solve the conflict situation in the disturbed atmosphere, and internal security, which ensures the reliability of the system in case of failure.

Methods: To achievement our purpose we apply the theory of automatic control. Modeling is carried out in the environment of MATLAB in a SimuLink package. The data of aerodynamic forces and moments are obtained in the results of blowing Clark Y wing in a wind tunnel.

Results: Means of composited control system aerodynamic scheme aircraft components which formally duplicate fault tolerance control surfaces provide reliability, quality and traffic safety of aircraft. Application of components control surfaces, which are implemented on existing means of the wing and the servo can improve flight safety.

Conclusion: The synchronization of the control system of flight dynamics, based on the calculation of the onboard computer of all possible changes in the profile of the wing, can increase the reliability of the actuator control surfaces of aircraft.

Keywords: aircraft, reliability, composited control, flight safety, wing mechanization.

Получено 22.02.2013