

ІНВАРІАНТНЕ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ В УМОВАХ ВІТРОВИХ ЗБУРЕНЬ

Анотація. Розроблено метод компенсації наслідків впливу зовнішніх збурень, які виникають під час польоту. Здійснено його комп'ютерне моделювання. Розглянуто підхід, в основу якого покладено методи теорії абсолютної нелінійної інваріантності. Наведено результати комп'ютерного моделювання розробленого методу компенсації впливу турбулентної атмосфери на політ літака для його порівняння за ефективністю з наявним методом компенсації впливу турбулентної атмосфери. Застосування концепції керування рухом літального апарата на засадах теорії абсолютної нелінійної інваріантності у проектуванні систем автоматичного керування дає змогу реалізувати ефективний метод інваріантного керування польотом в умовах невизначеностей та зовнішніх збурень. Запропонований метод має переваги порівняно з наявними методами та забезпечує комфорт пасажирів і безпеку польотів.

Ключові слова: збурення, компенсація, керування, літак, інваріантність.

ВСТУП. ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Розглянуто задачу керування літаком під час руху в умовах невизначеності, що породжується неточним знанням параметрів і характеристик об'єкта керування, а також впливом турбулентної атмосфери.

Турбулентність атмосфери не лише викликає неприємні відчуття у пасажирів, вона також ускладнює процес керування повітряним судном (ПС). Крім цього, турбулентність зменшує шляхову швидкість ПС. Профіль польоту стає хвилеподібним, час польоту збільшується, а шляхова швидкість зменшується. Водночас турбулентність атмосфери створює опір руху, в результаті зменшується повітряна швидкість ПС. Тому в разі розвитку турбулентності під час польоту з постійною повітряною швидкістю виникає потреба у підвищенні потужності двигунів, а отже, зростають витрати палива.

Навантаження на ПС під дією поривів вітру виникають внаслідок зміни аеродинамічних сил, пов'язаних зі зміною кутів атаки і ковзання, а також швидкості руху ПС відносно повітря. Порив вітру береться до уваги також в аналізі стійкості і керованості літака. З точки зору комфорту пасажирів і безпеки польоту в цілому вплив вітрових збурень не повинен призводити до перевищення допустимого значення польотних параметрів і виникнення аварійної ситуації в польоті [1]. Метод, описаний у цій статті, дає змогу розв'язати задачу стабілізації ПС під час польоту в збуреній атмосфері.

АНАЛІЗ ОСТАННІХ ДОСЛІДЖЕНЬ І ПУБЛІКАЦІЙ

Нині розробленню та впровадженню методів компенсації впливів вітрових збурень на траєкторію польоту ПС приділяють велику увагу. У роботах [2, 3] розглянуто задачу побудови та моделювання схеми розподіленого керування просторовим рухом повітряного судна, яка компенсує дію вітрових збурень під час виконання маневру ухилення в конфліктній ситуації з використанням системи запобігання зіткнень літаків. Метод ґрунтується на застосуванні експертної оцінки для визначення вагових коефіцієнтів для кожної окремої частини профілю крила та їхніх комбінацій для створення аеродинамічних сил і моментів. У роботі [4] розглянуто задачу синтезу безпошукової адаптивної сис-

теми підвищення стійкості і керованості поздовжнього руху багаторежимного аеродинамічно нестійкого літака на основі інтегрального закону керування з урахуванням діапазону ваги і центрування ПС. Адаптивний алгоритм поздовжнього каналу системи підвищення стійкості і керованості літака в умовах випадкового вітрового збурення описано в роботі [5]. У цьому алгоритмі використовуються результати поточної ідентифікації моментних характеристик літака, а його основою є ідентифікація з використанням двох «шарів» вимірювань. Умови адаптованості системи керування з ідентифікатором і еталонною моделлю для багатозв'язних нестационарних лінійних систем керування з параметричними та зовнішніми збуреннями обґрунтовано в роботах [6–8]. Зокрема в [6] запропоновано алгоритмічне забезпечення системи підвищення стійкості і керованості літака. Закон керування ґрунтується на використанні адаптивного алгоритму з ідентифікатором і еталонною моделлю. У [9] розглянуто процедуру синергетичного синтезу астатичного регулятора на основі методів синергетичної теорії керування, що забезпечує асимптотичну стійкість руху літального апарата, а також інваріантність до зовнішніх збурень.

Зазначені вище методи компенсації вітрових збурень мають не лише переваги, а й суттєві недоліки. Зокрема в роботах [2–5] математичну постановку задачі представлено у вигляді лінійних систем. У суттєво нелінійній системі, якою є ПС, у разі застосування цього підходу до розв'язання задачі інваріантності до вітрових збурень виникають серйозні труднощі, загалом пов'язані з неможливістю отримання в аналітичному вигляді розв'язку нелінійних диференціальних рівнянь. Тому виникає потреба у застосуванні індивідуального підходу до розв'язання задачі в кожному окремому випадку. Слід зазначити, що методи, описані в [6, 7], є предметно орієнтованими на збурення певного характеру (найчастіше відносно незначні), які мають бути компенсовані. Безперервна зміна параметрів системи накладає обмеження на застосування методів, розрахованих на сталий режим. Методи, описані в [8, 9], забезпечують лише часткову компенсацію впливу вітрових збурень.

Метод компенсації відмов аеродинамічних органів керування повітряним судном розглянуто у роботі [10]. Метою цієї статті є розроблення і комп'ютерне моделювання методу інваріантного керування повітряним судном в умовах дії вітрових збурень.

РОЗРОБЛЕННЯ ІНВАРІАНТНОГО МЕТОДУ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ ПІД ЧАС ПОЛЬОТУ В ТУРБУЛЕНТНІЙ АТМОСФЕРІ

Відповідно до вимог норм льотної придатності цивільних літаків розглянуто дію одноразового вертикального (висхідного або низхідного) пориву вітру з лінійною ділянкою наростання інтенсивності. Також рекомендовано застосовувати іншу форму поривів вітру для аналізу руху літака для польоту у збуреному повітряному потоці у вигляді ступінчастого впливу (рис. 1). На літак, що летить горизонтально, може окремо впливати симетричний вертикальний висхідний (низхідний) одноразовий порив

$$W(S) = \frac{W_{ds}}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi S}{H} \right),$$

де S — відстань, пройдена в пориві (глибина проникнення у порив), м; W_{ds} — розрахункова швидкість (амплітуда) пориву, м/с; H — градієнтна ділянка пориву, м.

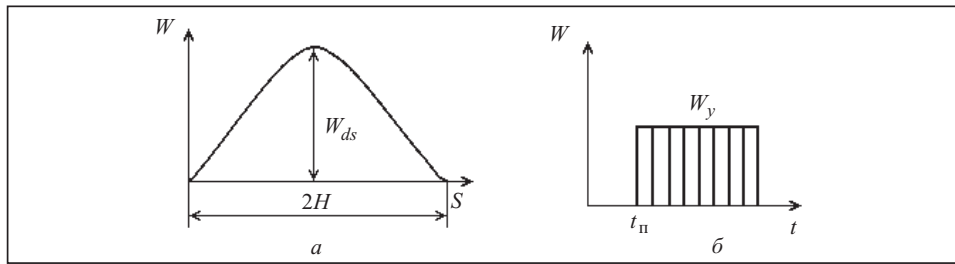


Рис. 1. Форми вертикального пориву вітру: виду «1-cosine» (а); для аналізу стійкості і керованості літака, t_n — час появи пориву вітру (б)

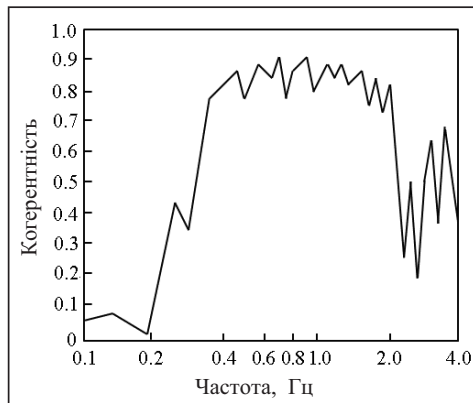


Рис. 2. Функція когерентності між швидкістю пульсацій повітря та результативним прискоренням ПС

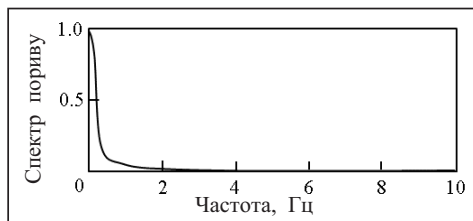


Рис. 3. Спектральна щільність інтенсивності вертикальних поривів вітру

інтенсивності вертикальних поривів вітру (рис. 3).

Інваріантне керування повітряним судном в умовах дії вітрових збурень ґрунтується на відпрацюванні сигналу пориву вітру з метою його подальшої компенсації для забезпечення максимально незбуреної траєкторії руху ПС. Здійснено моделювання роботи системи, яка складається з дев'яти керувальних поверхонь, розташованих на кожному напівкрилі ПС. Кожна аеродинамічна поверхня має різні геометричні параметри, передавальну функцію і постійну часу перехідного процесу $\tau = 0.2 \div 0.8$ с, що відповідає швидкості відхилення керувальних поверхонь від 4 до 12 м/с залежно від їхніх геометричних параметрів [11]. З'єднання елементів системи у спосіб, коли кожний наступний елемент відпрацьовує сигнал неузгодженості попереднього, дає змогу ефективно відпрацьовувати вимірний сигнал вітрового збурення, а також забезпечити надійність системи керувальних поверхонь у разі відмови одного або кількох компонентів. Функції поверхонь, що відмовили, перерозподіляються між іншими поверхнями

Для визначення впливів збурень використовуються дані про спектральну щільність інтенсивності вертикальних поривів вітру та функції, яка є результатом когерентності між швидкістю пульсацій повітря та результативним прискоренням центру ваги ПС (рис. 2).

З рис. 2 видно, що швидкість пульсацій на вході і прискорення літака на виході мають відносно велику когерентність, що становить 0.8–0.9 у смузі частот від 0.3 до 2.0 Гц. Праворуч і ліворуч від цієї смуги функція когерентності спадає.

На низьких частотах вертикальне прискорення літака здебільшого визначається навантаженнями, спричиненими діями пілота, а не впливом атмосферної турбулентності. На високих частотах вихідний спектр різко зужується внаслідок реакції літака, подібної до дії низькочастотного фільтра, а також через зменшення щільності спектра інтенсивності вертикальних поривів у цій смузі частот, як видно з графіка спектральної щільності інтен-

керування, які є справними. Максимальна швидкодія та оптимізація витрат енергії забезпечується шляхом врахування характеристик поверхонь керування (швидкості протікання перехідного процесу): у тому разі, коли поверхня керування великої площі не встигає відпрацювати вхідний сигнал, кілька поверхонь керування меншого розміру відпрацьовують сигнал неузгодженості за рахунок своєї швидкодії.

РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ РЕАКЦІЇ ПС НА ПОРИВИ ВІТРУ З ВИКОРИСТАННЯМ РОЗРОБЛЕНОГО МЕТОДУ

Коефіцієнти моделі, розробленої за допомогою середовища моделювання Matlab Simulink [12], налаштовані для режиму польоту на висоті 8000 м (число Маха $M = 0.8$). Передбачається, що на літак діє одноразовий вертикальний порив вітру $W_B = 20$ м/с, і цьому пориву відповідає зміна значення кута атаки α_B на 3° .

Нижче наведено результати моделювання, що відображають реакцію системи на ступінчастий вхідний вплив і на сигнали з різним набором частот зі смуги пропускання від 0.3 до 2.0 Гц, отриманої раніше з урахуванням спектральної характеристики вертикальних поривів вітру і реакції на них ПС (рис. 4–8).

Вітрові збурення представлено вектором швидкості переміщення повітряних мас W , орієнтованих у просторі випадковим чином, для кожного моменту часу. У моделі руху літака вектор W розкладають за осями системи координат, тому $W = (W_x, W_y, W_z)$. Оскільки в цій роботі розглядається рух літака у вертикальній площині, будемо аналізувати горизонтальну і вертикальну складову швидкості, що входять у рівняння керування висотою і швидкістю польоту за рахунок збільшення кута атаки і модуля вектору швидкості ПС.

З рис. 4 видно, що одноразовий вертикальний порив вітру впливає на висоту h і швидкість польоту ПС ΔV . Відхилення висоти польоту від заданої в результаті дії низхідного пориву швидкістю 20 м/с становить 48.5 м, якщо система компенсації пориву на борту ПС відсутня.

У разі компенсації впливу вертикального пориву всіма доступними поверхнями вдається звести до мінімуму відхилення висоти до 2 м (рис. 5). Цей метод компенсації вертикальних поривів забезпечує зменшення швидкості польоту, зумовлене зростанням лобового опору під час випуску механізації крила, яке можна компенсувати завдяки використанню автомата тяги високої швидкодії.

Горизонтальна складова вітру спричиняє зміну швидкості, а також впливає на висоту польоту ПС (рис. 6).

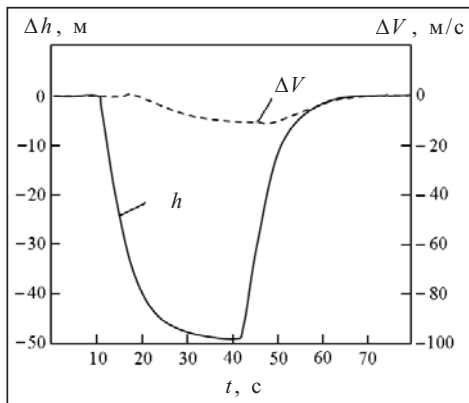


Рис. 4. Реакція ПС на вертикальний порив вітру без компенсації його впливу

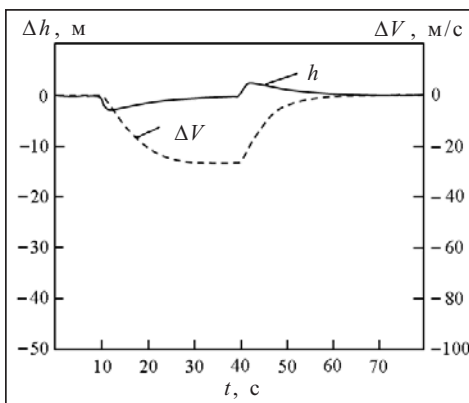


Рис. 5. Реакція ПС на вертикальний порив вітру з подальшою компенсацією його впливу за допомогою інваріантного керування ПС в умовах дії вітрових збурень

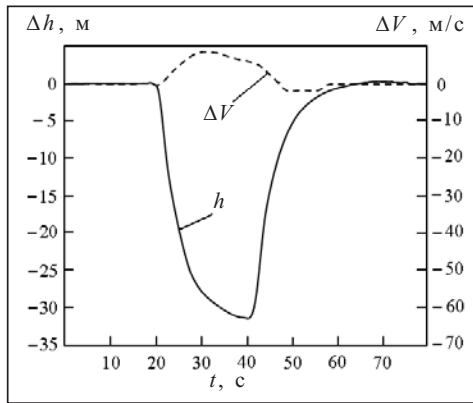


Рис. 6. Реакція ПС на попутний горизонтальний порив вітру без компенсації його впливу

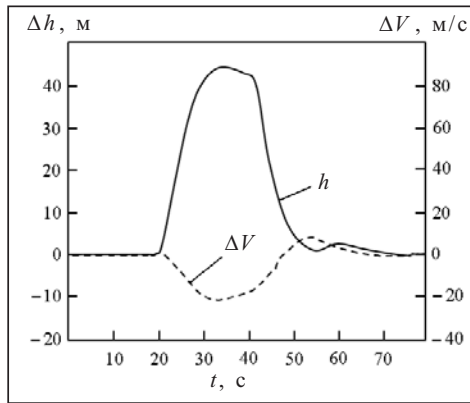


Рис. 7 Реакція ПС на зустрічний горизонтальний порив вітру без компенсації його впливу

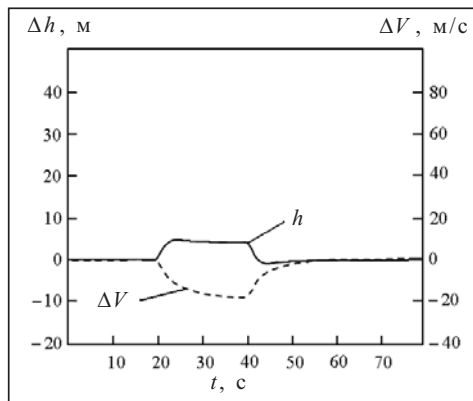


Рис. 8. Реакція ПС на горизонтальний порив вітру з подальшою компенсацією його впливу за допомогою інваріантного керування ПС в умовах дії вітрових збурень

Якість стабілізації швидкості регулюється шляхом введення величини, пропорційної виміряному значенню швидкості горизонтального пориву вітру, у рівняння, яке відображає закон керування регулятора швидкості. Нижче наведено результати моделювання зустрічних і попутних горизонтальних поривів вітру зі швидкістю $W = 25$ м/с.

З рис. 6 видно, що у разі попутного горизонтального пориву зменшується швидкість обтікання літального апарата, а отже, і підйомна сила. У результаті ПС втрачає висоту більше ніж на 30 м.

Якщо швидкість зустрічного вітру зростає, швидкість обтікання літального апарата збільшується, в результаті літак кидає вгору на 44 м (рис. 7).

Завдяки застосуванню методу компенсації впливів зовнішніх збурень вдається у разі виникнення пориву вітру компенсувати зміну висоти з 44 м до 4 м (рис. 8).

Нижче наведено результати моделювання реакції ПС на вертикальні знакозмінні пориви вітру $W_B = 10$ м/с (рис. 9, 10). Слід зазначити, що навантаження, які виникають в конструкції літака в результаті впливу циклічних збурень, становлять небезпеку для ПС. Саме тому особливо важливим є компенсування впливів збурень такого виду.

Коли пориви вітру діють безупинно один за одним, літальний апарат то «провалюється» вниз, то здіймається вгору. Глибина «провалу» і висота підйому ПС то більша, що сильніша поривчастість вітру, тобто що більша турбулентність. З рис. 9 видно, що коливання висоти іноді досягають 30 м.

На рис. 10 наведено результати моделювання реакції ПС на змінні вертикальні пориви вітру із застосуванням інваріантного керування ПС в умовах дії вітрових збурень. Зміни висоти польоту вдалося знизити з 30 м до 5 м, що в свою чергу сприяє підвищенню безпеки польоту і комфорту пасажирів.

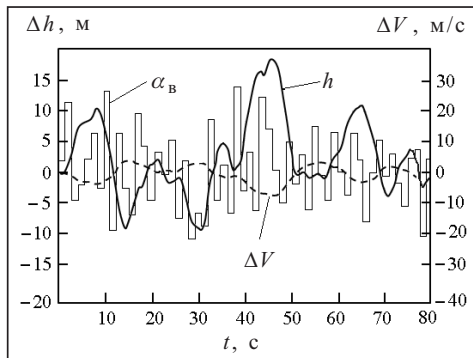


Рис. 9. Реакція ПС на знаковмінні вертикальні пориви вітру без компенсації їхнього впливу

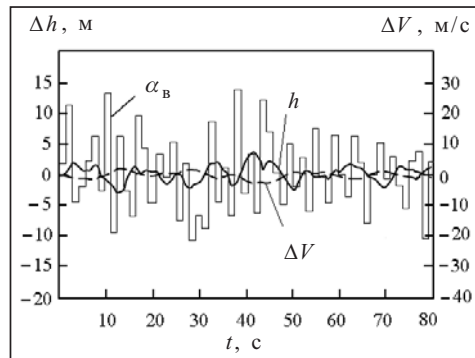


Рис. 10. Реакція ПС на знаковмінні вертикальні пориви вітру у разі інваріантного керування в умовах впливу зовнішніх збурень

ВИСНОВКИ

У разі стабілізації польоту ПС без додаткових автоматичних систем компенсації зовнішніх збурень (лише за допомогою автопілота) під час його попадання в зону турбулентності відбувається значне відхилення висоти і швидкості польоту від заданих значень. Результати моделювання показали, що відхилення від заданої висоти досягає 50 м. Особливо небезпечними є сильні шквалісті вітри, що діють під час польоту на низьких висотах, а також зльоту та посадки. За таких умов у результаті раптових змін швидкості вітру літальний апарат може зіткнутися з поверхнею Землі. Таким чином, турбулентність атмосфери впливає на техніку пілотування, а в особливо складних умовах призводить до аварій і катастроф.

Застосування інваріантного керування ПС в умовах дії вітрових збурень дає змогу до 10 разів зменшити відхилення висоти польоту від заданої, що підтверджено результатами моделювання. Використання всієї доступної механізації крила для компенсації впливу турбулентної атмосфери забезпечує більш ефективну стабілізацію положення ПС під час польоту у збуреній атмосфері. Цей метод також передбачає можливість послаблення впливу турбулентності на швидкість польоту ПС за рахунок відповідного налаштування коефіцієнтів перехресних зв'язків між каналом керування висотою і швидкістю польоту ПС.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Global Aviation Safety Plan 2017–2019. URL: https://www.icao.int/publications/Documents/10004_en.pdf.
2. Копытова К. Simulation results of composited and integrated aircraft flight altitude control system. *Proceeding of the National Aviation University*. 2013. Vol. 54, N 1. P. 60–63.
3. Павлов В.В., Копытова Е.А. Распределенная схема компенсации возмущения динамических систем. *Кибернетика и вычислительная техника*. 2012. Вып. 167. С. 3–14.
4. Кузин С.А. Адаптивная система управления продольным движением многорежимного самолета. *Ученые записки ЦАГИ*. 2005. № 1–2. С. 79–94.
5. Живов Ю.Г., Поединок А.М. Адаптивная система управления продольным движением самолета. *Ученые записки ЦАГИ*. 2012. № 5. С. 91–104.
6. Бронников А.М., Цупренко К.В. Адаптивный алгоритм улучшения устойчивости и управляемости самолета на этапе посадки на палубу. *Известия ЮФУ. Технические науки*. 2012. № 3. С. 196–201.
7. Крутова И.Н., Рутковский В.Ю. Робастность систем управления с нелинейной параметрической коррекцией к некоторым видам возмущений. *Автоматика и телемеханика*. 1991. № 9. С. 145–159.

8. Бронников А.М. Методика синтеза адаптивного закона управления системы улучшения устойчивости и управляемости самолета. *Известия ЮФУ. Технические науки*. 2011. № 3. С. 215–221.
9. Мотиенко Т.А. Синергетический синтез астатических законов управления движением летательных аппаратов. *Известия ЮФУ. Технические науки*. 2011. № 5. С. 124–128.
10. Pavlova S., Komar M. The invariant adaptation of the aircraft control system in emergency situation during the flight. *Proceeding of the National Aviation University*. 2016. Vol. 69, N 4. С. 28–33.
11. Воробьев В.В., Киселев А.М., Поляков В.В. Системы управления летательных аппаратов. Москва: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 202 с.
12. Комар Н.Н., Павлов В.В., Коршунов Н.В. Модель самолета для комплексного решения задачи повышения качества и безопасности полета. *Кибернетика и вычислительная техника*. 2015. Вып. 183. С. 70–80.

Надійшла до редакції 27.09.2017

С.В. Павлова, Н.Н. Комар

ИНВАРИАНТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Аннотация. Разработан метод компенсации последствий воздействия внешних возмущений, возникающих во время полета. Осуществлено его компьютерное моделирование. В статье рассмотрен подход, основанный на методах теории абсолютной нелинейной инвариантности. Приведены результаты компьютерного моделирования разработанного метода компенсации влияния турбулентной атмосферы на полет самолета для его сравнения по эффективности с имеющимся методом компенсации влияния турбулентной атмосферы. Использование концепции управления движением летательного аппарата на основе теории абсолютной нелинейной инвариантности в проектировании систем автоматического управления позволит реализовать эффективный метод управления полетом в условиях неопределенности и внешних возмущений, обладающий преимуществами по сравнению с существующими методами, который обеспечит комфорт пассажиров и безопасность полетов.

Ключевые слова: возмущения, компенсация, управление, самолет, инвариантность.

S.V. Pavlova, M.M. Komar

INVARIANT AIRCRAFT CONTROL UNDER THE INFLUENCE OF WIND DISTURBANCES

Abstract. A method is developed for compensating the effect of wind disturbances on the flight path of an aircraft. Computer simulation of the method is performed. An approach is considered based on methods of the theory of absolute nonlinear invariance. The results of computer simulation of the developed method for compensating the influence of turbulent atmosphere on the flight of an aircraft are presented with a view to comparing its efficiency with an available method for compensating the influence of turbulent atmosphere. The use of the conception of aircraft control based on the theory of absolute nonlinear invariance in designing automatic control systems will make it possible to implement an efficient method for flight control under uncertainty and external disturbances that has advantages over existing methods and will provide the comfort of passengers and safeness of flights.

Keywords: disturbance, compensation, control, aircraft, invariance.

Павлова Світлана Вадимівна,

доктор техн. наук, доцент, провідний науковий співробітник Міжнародного науково-навчального центру інформаційних технологій і систем НАН України і МОН України, Київ, e-mail: psv@nau.edu.ua.

Комар Микола Миколайович,

науковий співробітник Міжнародного науково-навчального центру інформаційних технологій і систем НАН України і МОН України, Київ, e-mail: nickkomar08@gmail.com.