

Д.К. Сатыбалдина, А.А. Дабаева, А.К. Шукирова, Н.М. Кисикова, З. Ниязова
Евразийский национальный университет им. Л.Н. Гумилева, Астана, Казахстан
E-mail: mashtayeva@mail.ru

РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ВОЗМУЩЕНИЙ

Аннотация. Фаза посадки во время полета, вероятно, является самой опасной частью, так как большинство аварий происходит на этой стадии. Для уменьшения влияния низковысотного сдвига ветра на продольное движение самолета в режиме посадки по глиссаде (заданию) предлагается робастное H – управление. Построены динамические модели самолета и сдвиг ветра. Исследуются H_2 и H_∞ методы синтеза для задачи управления полетом самолета в вертикальной плоскости при посадке в условиях неопределенных возмущений. Оба управления позволяют значительно уменьшить отклонение высоты. Однако, H_∞ – субоптимальное управление обеспечивает лучшее качество переходных процессов как по высоте, так и по скорости, чем H_2 – оптимальное управление. Результаты моделирования синтезируемой системы подтверждают эффективность H_∞ – управления для повышения робастной устойчивости к неопределенностям, вызванным возмущениями ветра.

Ключевые слова. Управление самолетом, робастное H_∞ – управление, неопределенность, оптимизация, сдвиг ветра, H_2 – управление, посадка самолета, продольное движение, микропорывы ветра, отклонение высоты и скорости.

Введение.

Обеспечение безопасности воздушных перевозок остается актуальной задачей современной авиации, особенно в условиях сложной метеорологической обстановки. Среди различных метеорологических факторов, которые могут представлять серьезную опасность для авиационных полетов, особое внимание уделяется низковысотным ветровым сдвигам с высокими градиентами по высоте и расстоянию. Эти явления обусловлены локальными атмосферными возмущениями и могут возникать внезапно, что делает их особенно рискованными в контексте посадки воздушных судов. Эти атмосферные аномалии, в частности, привели к двум хорошо известным авиационным катастрофам: 9 июля 1982 года в Международном аэропорту Нового Орлеана при попытке посадки потерпел крушение самолет Boeing B-727, а также 2 августа 1985 года в Международном аэропорту Далласа произошла авария с участием самолета Lockheed L-1011.

В свете высокой актуальности задачи разработки автоматизированных систем управления полетом, способных предотвращать подобные катастрофы, множество исследовательских групп в разных странах мира взялись за это решение. Они представили различные стратегии управления, основанные на разнообразных физических принципах и математических концепциях, разработанные для различных моделей атмосферных состояний, и приступили к решению данной проблемы [1-5].

Материалы и методы.

В публикациях [1, 2, 5] осуществляется изучение проектирования и анализа робастного регулятора, который составляет интегральную часть полной

автоматизированной системы посадки. Эта система была разработана в контексте задачи посадки воздушных судов, поставленной ONERA и AIRBUS. Для эффективного решения данных задач широко используются надежные методы синтеза, включая стандартную и структурированную конструкцию H_∞ . Исследование, представленное в работе [3], предлагает робастный контроллер для автоматической посадки, известный как SIRAC, исходя из стабильной инверсии (SI) в процессе разработки данной системы. В данной системной архитектуре применяется алгоритм стабильной инверсии (SI) с целью увеличения точности отслеживания выходного сигнала, в то время как синтез метода H_∞ используется для усиления робастной устойчивости системы в условиях неблагоприятных факторов, таких как атмосферные возмущения и воздушные потоки. В рамках исследования, описанного в работе [4], применяется структурированная H_∞ – структура управления, которая регулирует вертикальную скорость воздушного судна до момента приземления, с целью минимизации воздействия факторов, таких как смещение ветра, эффекты на земной поверхности и изменения в атмосферной скорости. В данном контексте рассматривается конкретная стратегия многомодельного управления, учитывающая изменения в массе воздушного судна и изменения местоположения его центра тяжести.

Теория управления H_∞ активно применяется в контексте задач управления движением. В современном этапе развития теории управления наблюдается активное исследование задач, которые включают в себя учет неточностей в математической модели управляемого объекта и воздействия внешних возмущений на этот объект. Робастное управление предоставляет эффективный инструмент для смягчения воздействия внешних возмущений и внутренних параметрических неопределенностей. Суть H_∞ – синтеза заключается в способности обеспечивать устойчивость замкнутой системы не только в случае номинального объекта (без учета ошибок модели), но и в условиях "возмущенного" объекта, учитывающего неопределенности модели и воздействие внешних возмущений [6-8].

В статьях [1-5,7] применяется метод синтеза H_∞ для решения задачи минимизации чувствительности замкнутой системы к наихудшему случаю внешних возмущений. Робастное управление H_∞ предоставляет эффективный инструмент для смягчения воздействия внешних возмущений и внутренних параметрических неопределенностей. Однако такой подход требует значительных энергетических затрат на управление, что может потребовать интенсивной работы двигателя. В данной исследовательской работе, поэтому проводится анализ методов синтеза H_2 и H_∞ с целью управления полетом самолета в условиях неопределенных возмущений. Регулятор H_2 проявляет высокую эффективность при обработке шумов, однако может иметь ограничения в обеспечении робастности системы и характеристиках отслеживания. С другой стороны, H_∞ – регулятор создает высокоробастную систему, но оказывается менее эффективным в фильтрации шумовых воздействий. В последующих исследованиях авторами активно рассматривается возможность применения смешанного управления H_2/H_∞ , которое способствует достижению промежуточных характеристик регулирования.

Статья организована следующим образом. В разделах «Математическая модель продольного движения самолета; Робастное H_2 и H_∞ - управление» приведены принципы стабилизации при использовании H – управления, построена математическая модель движения самолета в вертикальной плоскости с учетом ветровых возмущений. Также представлены графики вертикальной и горизонтальной составляющих профиля порыва ветра. Приведены результаты H_2 и H_∞ методов синтеза для задачи управления полетом самолета при посадке в условиях неопределенных возмущений. Эффективность H_∞ – управления подтверждается результатами моделирования синтезируемой системы. В заключениях представлены основные выводы данной статьи.

Результаты и обсуждение.

Математическая модель продольного движения самолета.

Уравнения, описывающие динамику движения воздушного судна в вертикальной плоскости и учитывающие воздействие ветровых возмущений, могут быть представлены в виде следующей системы нелинейных дифференциальных уравнений. Эта система уравнений была рассмотрена в работах [9-11].

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= T \cos \alpha - X - mg \sin \theta - m(\dot{w}_x \cos \theta + \dot{w}_y \sin \theta); \\ mV\dot{\theta} &= P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta + m(\dot{w}_x \sin \theta + \dot{w}_y \cos \theta); \\ I_z \dot{\omega}_z &= M_z; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \dot{h} &= V \sin \theta + W_h(x, h); \\ \Delta \dot{T} &= \frac{1}{T_{ДВ}} (-\Delta T + K_{ДВ} \Delta \delta_t); \end{aligned} \quad (1)$$

где X – сила лобового сопротивления;

Y – подъемная сила;

V – воздушная скорость самолета;

w_x – горизонтальная составляющая скорости ветра;

w_y – вертикальная составляющая скорости ветра;

α – угол атаки;

θ – угол наклона траектории в воздушной системе координат.

Управляющими величинами являются два параметра: сила тяги, обозначаемая как T , и угол атаки, обозначаемый как α . Они зависят соответственно от изменений угла отклонения сектора газа и положения руля высоты, где δ_t представляет собой отклонение сектора газа от его заданного значения.

В результате процедуры линеаризации, проведенной в работах [12,13], нелинейная модель самолета (1) преобразуется в линейную систему обыкновенных дифференциальных уравнений в приращениях, которая представляется в матричной форме следующим образом:

$$\dot{x} = Ax + B_{1n}w + B_{2n}u, \quad (2)$$

где $x = (\Delta V, \Delta \theta, \Delta w_z, \Delta \vartheta, \Delta h, \Delta T)^T$ – вектор состояния,

$w = (w_y, \dot{w}_x, \dot{w}_y)^T$ – вектор ветровых возмущений,

$u = (\Delta \delta_s, \Delta \delta_t)^T$ – вектор управления.

Математические уравнения, которые характеризуют стандартный объект в пространстве состояний, используя расширенный вектор управляемых выходов $\bar{z} = (z^T, u^T)^T$ и расширенный вектор внешних входов $\bar{w} = (w^T, n_y^T)^T$, выражаются следующим образом:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1 \bar{w} + B_2 u, \\ \bar{z} = C_1 x + D_{11} \bar{w} + D_{12} u, \\ y = C_2 x + D_{21} \bar{w} + D_{22} u, \end{cases} \quad (3)$$

где

$$B_1 = [B_{1n} \quad 0], B_2 = B_{2n}, C_1 = \begin{bmatrix} C_z \\ 0 \end{bmatrix}, C_2 = C_y, D_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, D_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ I_u \end{bmatrix}, D_{21} = [0 \quad I_y], D_{22} = 0.$$

Математическое представление уравнений (1) - (3) может служить основой для выполнения процедур робастной структурной оптимизации.

Робастное H_2 и H_∞ - управление.

Рассмотрим применение методов синтеза H_2 и H_∞ для задачи управления при посадке воздушного судна в вертикальной плоскости в условиях неопределенных возмущений. Если предположить, что величина \bar{w} является квадратично интегрируемой функцией, и выбрать H_2 – норму передаточной функции и $T_{\bar{z}\bar{w}}$ от входа \bar{w} к выходу \bar{z} в качестве критерия оптимизации, получим классическую формулировку задачи поиска оптимального управления в рамках H_2 – оптимизации [12, 14]. Для системы управления с математической моделью, описанной в уравнении (3), необходимо найти линейный закон обратной связи в качестве решения данной задачи:

$$u = K(s)y, \quad (4)$$

минимизирующий критерий $J(K) = \lim_{t \rightarrow \infty} E \left\{ \int_0^t \bar{z}^T \bar{z} dt \right\}$, т.е.

$$\|T_{\bar{z}\bar{w}}\|_2 \rightarrow \min. \quad (5)$$

Вспомним, что H_2 – норма передаточной функции $F(S)$, которая является аналитической в правой полуплоскости $Re s > 0$, определяется следующим образом:

$$\|F\|_2 = \left(\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \text{tr}(F(j\omega)(F(j\omega))^*) d\omega \right)^{1/2}, \quad (6)$$

где $\text{tr}(\bullet)$ – след матрицы.

Задача H_2 – оптимизации является классической в области теории автоматического управления, и существует широко известный набор численных методов для ее решения [12, 14]. При условии, что величина \bar{w} является квадратично интегрируемой функцией, и когда выбираем H_∞ – норму передаточной функции $T_{\bar{z}\bar{w}}$, в качестве критерия оптимальности, возникает задача по поиску H_∞ – оптимального управления.

Для системы управления, математическая модель которой описана уравнением (3), требуется найти закон управления в виде линейной обратной связи (4), который минимизирует вышеуказанный критерий, другими словами, нужно найти управление, которое делает систему H_∞ – оптимальной:

$$\|T_{\bar{z}\bar{w}}\|_\infty \rightarrow \min. \quad (7)$$

Давайте вспомним, что H_∞ – норма передаточной функции $F(S)$, аналитическая в правой полуплоскости, определяется следующим образом:

$$\|F\|_\infty = \sup_{\omega} \bar{\sigma}(F(j\omega)), \quad \omega \in [0, \infty), \quad (8)$$

где $\bar{\sigma}(\bullet)$ представляет собой максимальное сингулярное значение матрицы.

Путем минимизации H_∞ – нормы $T_{\bar{z}\bar{w}}$ (от вектора ветровых возмущений \bar{w} к вектору контролируемых выходов \bar{z} в замкнутой системе) мы уменьшаем энергию сигнала ошибки. Этот сигнал ошибки включает в себя отклонение воздушной скорости и высоты центра масс самолета от заданных значений, при наихудшем сценарии воздействия внешних ветровых возмущений.

Для разработки субоптимального управления используется итеративный подход, который зависит от параметра γ . На каждом этапе итерации решается субоптимальная задача, то есть находится управление $K_i(s)$, для которого выполняется условие $\|T_{\bar{w}}\|_{\infty} < \gamma$, где i – номер текущего шага. Затем значение γ уменьшается, и снова решается субоптимальная задача. Этот процесс повторяется до тех пор, пока выполняются неотрицательные решения алгебраических уравнений Риккати и удовлетворяется условие ограничения спектрального радиуса. Минимальное значение γ , полученное после завершения итеративной процедуры, сближается с γ_{min} с заданной степенью точности.

В данной научной работе осуществляется анализ специфической траектории полета воздушного судна, которая была представлена в предшествующих исследованиях [12-14]. Эта траектория, выраженная в координатах высоты и горизонтальной дистанции, представляет собой прямую линию, угол наклона которой задается как $\theta_{гл}$ ($\theta_{гл} = -2.7$ градуса). Задачей управляющей системы является обеспечение постоянной воздушной скорости $V_0 = 71.375$ м/с и заданной высоты $h = 400$ м в процессе движения по данной траектории, учитывая воздействие ветровых возмущений, модель которых была представлена ранее.

Результаты моделирования системы управления, которая рассматривается в данной исследовательской работе, с использованием средства Simulink, входящего в состав программного комплекса Matlab, подтверждают эффективность метода синтеза H_{∞} для задачи управления полетом самолета при посадке в условиях неопределенных возмущений. Рассмотрим результаты сравнительного анализа качества переходных процессов в замкнутых системах, в которых были использованы H_2 и H_{∞} – управления, разработанные в соответствии с предложенной методикой. При моделировании в каждой из этих замкнутых систем был введен одинаковый входной сигнал, который эмулировал воздействие ветровых возмущений \bar{w} на самолет во время его движения в области микропорыва ветра.

На рисунке 1 приведены графики вертикальной компоненты w_y и горизонтальной компоненты w_x профиля ветра относительно центра вихря в зоне микропорыва ветра на высоте полета 400 метров.

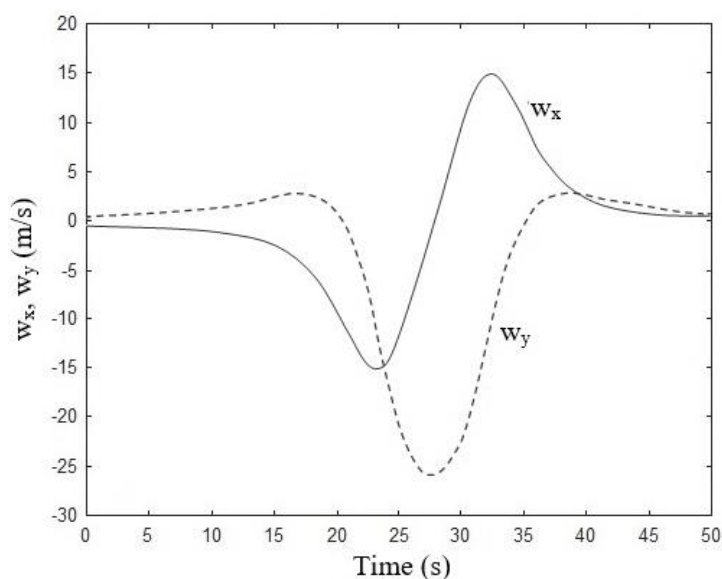


Рисунок 1– Графики вертикальной w_y и горизонтальной w_x составляющих профиля порыва ветра

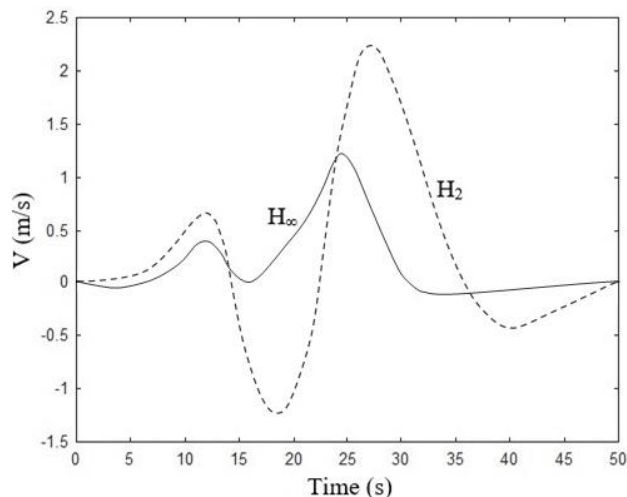


Рисунок 2 – Отклонение скорости V при использовании H_2 и H_∞ – управления

На рисунке 2 представлены графики отклонения воздушной скорости V от её номинального значения для двух различных видов управления. Максимальное отклонение скорости при использовании H_2 – управления составляет примерно 3,49 м/с, в то время как при применении H_∞ – субоптимального управления оно снижается до приблизительно 1,375 м/с. Это свидетельствует о том, что H_∞ – субоптимальное управление обеспечивает более высокое качество переходных процессов, чем H_2 – управление, с точки зрения отклонения воздушной скорости.

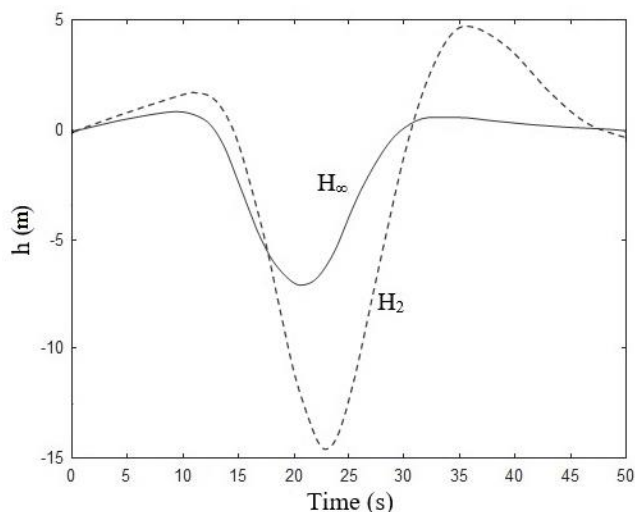


Рисунок 3 – Отклонение высоты h при использовании H_2 и H_∞ – управления

На рисунке 3 представлены графики отклонения высоты h от номинального значения также для двух типов управления. По отклонению высоты H_∞ – субоптимальное управление демонстрирует более высокое качество переходных процессов по сравнению с H_2 –управлением. Максимальное отклонение высоты при использовании H_2 – управления составляет около 18,75 м, тогда как при использовании H_∞ – управления это значение снижается до примерно 7,7 м, что составляет меньше почти в 2,5 раза. Эта особенность критически важна, поскольку резкое изменение высоты в области микропорыва ветра является основной причиной аварийных ситуаций при посадке самолета.

Заклучение.

В данной работе исследованы H_2 и H_∞ методы синтеза для уменьшения влияния низковысотного сдвига ветра на продольное движение самолета в режиме посадки по глиссаде (заданию). Получена математическая модель движения самолета в вертикальной плоскости с учетом ветровых возмущений и математическая модель микропорыва ветра в форме вихревого кольца. Оба управления позволяют значительно уменьшить отклонение высоты. Однако, H_∞ – субоптимальное управление обеспечивает лучшее качество переходных процессов как по высоте, так и по скорости, чем H_2 – оптимальное управление. Следовательно, H_∞ – управление обеспечивает значительно лучшее подавление внешнего ветрового возмущения.

Благодарность. Исследование финансируется Комитетом науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан (грант № AP19680413).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] D. Navarro-Tapia, P. Simplício, A. Iannelli, A. Marcos, “Robust Flare Control Design Using Structured H_∞ Synthesis: a Civilian Aircraft Landing Challenge”, IFAC-PapersOnLine, vol. 50, Issue 1, Июль 2017, pp.3971-3976.
- [2] P. Simplício, D. Navarro-Tapia, A. Iannelli, A. Marcos, “From Standard to Structured Robust Control Design: Application to Aircraft Automatic Glide-slope Approach”, IFAC-PapersOnLine, vol. 51, Issue 25, 2018, pp. 140-145.
- [3] X. Wang, Y. Sang, G. Zhou, “Combining Stable Inversion and H_∞ Synthesis for Trajectory Tracking and Disturbance Rejection Control of Civil Aircraft Autoland”, Applied Sciences, Switzerland, vol. 10, Issue 4, 1 February 2020, article number 1224.
- [4] J.-M. Biannic, C. Roos, “Robust autoland design by multi-model H_∞ synthesis with a focus on the flare phase”, Aerospace, vol. 5, Issue 1, 1 March 2018, article number 18.
- [5] A. Iannelli, P. Simplício, D. Navarro-Tapia, A. Marcos, “LFT Modeling and Analysis of the Aircraft Landing Benchmark”, IFAC-PapersOnLine, vol. 50, Issue 1, July 2017, pp. 3965-3970.
- [6] S. Skogestad, I. Postlethwaite, “Multivariable Feedback Control: Analysis and Design”, John Wiley & Sons, second edition, 2001.
- [7] Сущенко О.А., Азарсков В.Н. Проектирование робастных систем стабилизации оборудования беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2014. – № 1(43). – С. 80-90.
- [8] J. Roskam, “Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls - Part I, Third Printing”, Lawrence, Kansas: DAR corporation, 2001, ISBN 1-884885-17-9.
- [9] D. Schmidt, “Modern Flight Dynamics”, McGraw-Hill: New York, NY, USA, 2012; Chapter 10.
- [10] R. Collinson, “Introduction to Avionics”, ISBN 0412-48250-9.
- [11] W. Durham, “Aircraft Dynamics”, Virginia Polytechnic Institute & State University, Virginia, 2002.
- [12] Али Рамзи Салим. Синтез робастных регуляторов стабилизации транспортных средств.- Санкт-Петербургский Государственный Политехнический университет. – Санкт-Петербург, 2002. – 164 с.
- [13] D. Hodges, G. Pierce, “Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity”, Cambridge University Press, second edition, 2011.
- [14] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman and A. Levant, “Sliding Mode Control and Observation”, Springer, New York, NY, USA, 2014.

Дана Сатыбалдина, т.ғ.к., доцент, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Астана, Қазақстан, satybalдина_dk@enu.kz

Аида Дабаяева, докторант, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Астана, Қазақстан, mashtayeva@mail.ru

Алия Шукирова, PhD, доцент, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Астана, Қазақстан, shukirova_ak_1@enu.kz

Нургуль Кисикова, ф.-м.ғ.к., доцент, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Астана, Қазақстан, kissikova_nm@enu.kz

Зияш Ниязова, оқытушы, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Астана, Қазақстан, ziyashniyazovna@gmail.com

ҚОЗДЫРУШЫ ӘСЕРЛЕР КЕЗІНДЕ ҰШАҚ ҰШУЫН РОБАСТЫ БАСҚАРУ

Андатпа. Ұшудың қону кезеңі ең қауіпті кезең болуы мүмкін, себебі апаттардың көпшілігі осы кезеңде орын алады. Төмен биіктікте желдің ығысуының әуе кемесінің сырғу жолы (тапсырма) қону режимінде бойлық қозғалысына әсерін азайту үшін робасты H -басқару ұсынылады. Әуе кемесінің динамикалық үлгілері және жел ығысуы құрастырылды. H_2 және H_∞ синтез әдістері белгісіз қоздырушы әсерлер жағдайында қону кезінде тік жазықтықта ұшақтың ұшуын басқару мәселесі үшін зерттеледі. Екі басқару құралы да биіктіктің ауытқуын айтарлықтай азайтады. Дегенмен, H_∞ -оптималды басқару H_2 -оптималды басқаруға қарағанда, өтпелі процестердің биіктікте де, жылдамдықта да жақсырақ сапасын қамтамасыз етеді. Синтезделген жүйенің модельдеу нәтижелері желдің ұйытқуынан туындаған белгісіздікке робасты тұрақтылықты арттыру үшін H_∞ басқаруының тиімділігін растайды.

Түйінді сөздер. Әуе кемелерін басқару, робасты H_∞ – басқару, белгісіздік, оңтайландыру, жел ығысуы, H_2 – басқару, ұшақтың қонуы, бойлық қозғалысы, желдің микроекпіні, биіктік пен жылдамдықтың ауытқуы.

Dana Satybalдина, candidate of technical sciences, docent, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, satybalдина_dk@enu.kz

Aida Dabayeva, doctoral student, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, mashtayeva@mail.ru

Aliya Shukirova, PhD, docent, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, shukirova_ak_1@enu.kz

Nurgul Kissikova, candidate of physical and mathematical sciences, docent, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, kissikova_nm@enu.kz

Ziyash Niyazova, teacher, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan, ziyashniyazovna@gmail.com

ROBUST AIRCRAFT FLIGHT CONTROL UNDER DISTURBANCES

Abstract. The crucial phase of flight known as the landing stage stands out as particularly perilous, given that the majority of aviation mishaps transpire during this critical juncture. The implementation of a resilient H -control approach is proposed to mitigate the adverse effects of low-altitude wind shear on the longitudinal trajectory of an aircraft in glide path (landing) mode. Dynamic models for both the aircraft and the wind shear phenomenon are constructed. This study delves into the examination of H_2 and H_∞ synthesis techniques when tackling the challenge of regulating the aircraft's vertical motion during the landing process,

amid conditions characterized by unpredictable disturbances. It is worth noting that both control methodologies exhibit a significant capacity to diminish deviations in altitude. Nonetheless, the H_{∞} suboptimal control strategy demonstrates superior performance in terms of the transient response, excelling not only in altitude regulation but also in maintaining desired airspeeds, when compared to the H_2 – optimal control method. The outcomes of our simulations validate the efficacy of the H_{∞} – control approach in enhancing robust stability against uncertainties stemming from wind disturbances.

Keywords. Aircraft control, robust H_{∞} – control, uncertainty, optimization, wind shear, H_2 – control, aircraft landing, longitudinal movement, micro-gusts of wind, altitude and speed deviation.
