

Қоздырушы әсер жағдайында ұшақтың ұшуын робастық басқару

^{1*}АМИРЖАНОВА Зинара Бекболатовна, докторант, zinara_amir@mail.ru,

¹МАШТАЕВА Аида Асильхановна, докторант, mashtayeva@mail.ru,

¹БАЗАР Айдос Нұрланұлы, магистрант, bazarov_an00@mail.ru,

¹САТЫБАЛДИНА Дана Каримтаевна, т.ғ.к., доцент, satybaladinad@mail.ru,

¹«Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті» КеАҚ, Қазақстан, Астана, Сәтпаев көшесі, 2,

*автор-корреспондент.

Аңдатпа. Ұшу кезіндегі қону кезеңі ең қауіпті бөлік болуы мүмкін, өйткені апаттардың көпшілігі осы кезеңде орын алады. Төмен биіктікте желдің ығысуының ұшақтың глиссада (тапсырма) бойынша қону режимінде бойлық қозғалысына әсерін азайту үшін робастық H – басқару ұсынылады. Ұшақтың динамикалық модельдері мен желдің ығысуы құрастырылған. H_2 және H_∞ синтездеу әдістері анықталмаған қоздырушы әсер жағдайында қонған кезде ұшақтың тік жазықтықта ұшуын бақылау үшін зерттеледі. Екі басқару құралы да биіктіктің ауытқуын айтарлықтай азайтады. Алайда, H_∞ – субоптималды басқару H_2 – оңтайлы басқаруға қарағанда биіктікте де, жылдамдықта да өтпелі процестердің жақсы сапасын қамтамасыз етеді. Синтезделген жүйені модельдеу нәтижелері желдің ұйытқуынан туындаған анықталмағандықтарға робастық орнықтылықты арттыру үшін H_∞ – басқарудың тиімділігін растайды.

Кілт сөздер: H_∞ – робастық басқару, ұшақты басқару, оңтайландыру, желдің ығысуы, анықталмағандық, H_2 – басқару, ұшақтың қонуы, бойлық қозғалысы, желдің микроекпіні, биіктік пен жылдамдықтың ауытқуы.

Кіріспе

Ұшу қауіпсіздігін қамтамасыз ету – қазіргі заманғы авиацияда, әсіресе ұшу барысында қиындық тудыратын метеорологиялық жағдайларда маңызды проблема. Авиациялық ұшулар үшін ең қауіпті саналатын метеорологиялық құбылыс – бұл жергілікті атмосфераның жай-күйінің бұзылуынан туындаған биіктік пен қашықтық диапозондағы желдің құрамдас бөліктерінің үлкен градиенттерімен желдің төмен биіктікте ығысуы. Ұшақтың қонуы барысында атмосфераның кенеттен бұзылуы өте қауіпті саналады. Мысалы, мұндай жағдайлардан туындаған екі үлкен апат белгілі: 1982 жылы 9 шілде күні Жаңа Орлеан халықаралық әуежайында Boeing B-727 ұшағы қону барысында құлады және 1985 жылы 2 тамызда Даллас халықаралық әуежайында Lockheed L-1011 ұшағы қону кезінде апатқа ұшырады.

Мәселенің үлкен өзектілігін ескере отырып, әлемнің әртүрлі елдеріндегі әзірлеушілер осындай апаттарды болдырмау үшін автоматты басқарылатын ұшу жүйелерін жасаумен айналысты. Жергілікті атмосфераның жай-күйінің әртүрлі модельдеріне арналып жасалған, әртүрлі физикалық тұрғыдағы принциптер және математикалық тұжырымдамаларға негізделген, сондай-ақ бұл мәселені қандай да бір жолмен шешетін әртүрлі басқару алгоритмдері ұсынылды [1-5].

[1,2,5] жұмыста ONERA және AIRBUS ұсынған

ұшақтың қону тапсырмасының аясында әзірленген толық автоматты қону жүйесінің бөлігі болып табылатын робастық контроллерді жобалау және талдау қарастырылады. Сенімді синтез әдістері (мысалы, стандартты және құрылымдық конструкция H_∞ осы мәселелерді шешудің тиімді негізін ұсынады. [3] жұмыста тұрақты инверсия (SI) негізінде робастық автоматты қону контроллері (SIRAC) ұсынылған. Бұл архитектурада SI алгоритмі шығыс сигналының бақылау дәлдігін жақсарту үшін қолданылады, ал H_∞ синтезі желдің қарсылық әсерінен туындаған анықталмағандықтарға робасты тұрақтылықты арттыру үшін қолданылады. [4] жұмыста құрылымдық H_∞ – басқару құрылымына сүйене отырып, ұшақтың қонуға дейінгі тік жылдамдығы желдің ығысуының, жердегі әсерлер мен әуе жылдамдығы өзгеруінің әсерін барынша азайта отырып басқарылады. Массаның өзгеруі мен ауырлық центрінің орналасуын ескеретін нақты көп модельдік стратегия қарастырылады.

H_∞ – басқару теориясы қозғалысты басқару есептерінде кеңінен қолданылады. Басқару теориясының қазіргі даму кезеңі басқару объектісінің математикалық моделінің дәл еместігін және оған әсер ететін сыртқы қоздырушы әсерлерді ескеретін есептерді қою және шешумен сипатталады. Сыртқы қоздырушы әсерлер мен ішкі параметрлік анықталмағандықтарды робастық бас-

қару арқылы оңай жоюға болады. H_∞ – синтезінің идеясы – тек номиналды (модель қателіктерін ескерместен) объект үшін ғана емес, сонымен қатар «қоздырушы әсерлі» объект (модельдің ішкі параметрлік анықталмағандықтары мен басқару объектісіне әсер ететін қоздырушы әсерді ескере отырып) үшін де бір басқаруы бар тұйықталған жүйенің тұрақтылығын қамтамасыз ету [6-8].

Мақалада [1-5, 7] сыртқы қоздырушы әсердің ең нашар жағдайында тұйықталған жүйенің минималды сезімталдығы мәселесін шешу үшін H_∞ синтезі қолданылады. Сыртқы қоздырушы әсерлер мен ішкі параметрлік анықталмағандықтарды H_∞ – робастық басқару арқылы оңай жоюға болады, бірақ бұл үлкен энергетикалық басқару шығындарымен анықталады (қозғалтқыштың қарқынды жұмысы). Сондықтан бұл жұмыста анықталмаған қоздырушы әсерлер жағдайында ұшақтың ұшуын басқару міндеті үшін H_2 және H_∞ синтездеу әдістері зерттеледі. H_2 – реттегіш шуды өңдеуде жақсы жұмыс істейді, бірақ робастылық пен бақылау сипаттамаларын қамтамасыз ету үшін әлсіз. H_∞ – реттегіш, керісінше, жоғары робастылық жүйеге әкеледі, бірақ шуды өңдеуде әлсіз. Әрі қарай жұмыстарда авторлар реттеудің орташа сапасын алуға мүмкіндік беретін аралас H_2/H_∞ – басқаруды қолдану мүмкіндігін зерттейді.

Мақала келесі бөлімдерден тұрады:

- 1-бөлімде H – басқаруды қолдану кезінде тұрақтандыру принциптері, желдің кедергісін ескере отырып, ұшақтың тік жазықтықтағы қозғалысының математикалық моделі құрастырылған.

- 2-бөлімде жел екпіні профилінің тік және көлденең құрамаларының графиктері көрсетілген. H_2 және H_∞ нәтижелері анықталмаған қоздырушы әсер жағдайында қонған кезде ұшақтың ұшуын басқару үшін синтез әдістерін ұсынады. H_∞ – басқарудың тиімділігі синтезделген жүйені модельдеу нәтижелерімен расталады.

- 3-бөлімде мақаланың негізгі қорытындылары берілген.

Зерттеу әдістері

Ұшақтың бойлық қозғалысының математикалық моделі

Әуе координаталары жүйесі осьтерінің проекциялардағы желдің қоздырушы әсерін ескере отырып, тік жазықтықтағы ұшақ қозғалысының динамикалық теңдеулері келесі сызықты емес дифференциалдық теңдеулер жүйесімен берілген [9-11]

$$m\dot{V} = T \cos \alpha - X - mg \sin \theta - m(\dot{w}_x \cos \theta + \dot{w}_y \sin \theta);$$

$$mV\dot{\theta} = P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta + m(\dot{w}_x \sin \theta + \dot{w}_y \cos \theta); \quad (1)$$

$$J_z \dot{w}_z = M_z;$$

$$\dot{\vartheta} = w_z;$$

$$\dot{h} = V \sin \theta + W_h(x, h);$$

$$\dot{\Delta T} = \frac{1}{T_{ДВ}}(-\Delta T + K_{ДВ} \Delta \delta_t),$$

мұндағы X – фронтальды кедергі күші; Y – көтеру күші; V – ұшақтың әуедегі жылдамдығы; w_x – жел жылдамдығының көлденең құрамасы; w_y – жел жылдамдығының тік құрамасы; α – шабуыл бұрышы; θ – әуе координаттар жүйесіндегі траекторияның көлбеу бұрышы.

Басқару айнымалылары T тарту күші және α шабуыл бұрышы болып табылады, олар сәйкесінше газ секторы мен жоғарылау тұтқасының ауытқуына байланысты. Мұнда δ_t – газ секторының берілген мәннен ауытқуы.

Сызықтық күйге айналдыру (линеаризация) нәтижесінде [12, 13] ұшақтың сызықты емес моделі (1) матрицалық формада болатын қарапайым дифференциалдық теңдеулердің сызықтық жүйесіне қадамдармен келтіріледі.

$$\dot{x} = Ax + B_1 w + B_2 u, \quad (2)$$

мұндағы $x = (\Delta V, \Delta \theta, \Delta w_z, \Delta \vartheta, \Delta h, \Delta T)^T$ – күй векторы,

$w = (w_y, \dot{w}_x, \dot{w}_y)^T$ – желдің қоздырушы әсер

векторы,

$u = (\Delta \delta_e, \Delta \delta_t)^T$ – басқару векторы.

Кеңейтілген басқарылатын шығыс векторы $\bar{z} = (z^T, u^T)^T$ және кеңейтілген сыртқы кіріс векторы $\bar{w} = (w^T, n_y^T)^T$ үшін күй кеңістігіндегі стандартты нысанды сипаттайтын теңдеулер жүйесі мына түрде

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

мұндағы

$$B_1 = [B_{1n} \ 0], B_2 = B_{2n}, C_1 = \begin{bmatrix} C_z \\ 0 \end{bmatrix}, C_2 = C_y,$$

$$D_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, D_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}, D_{21} = [0 \ I_y], D_{22} = 0.$$

(1)-(3) математикалық сипаттама робасты құрылымдық оңтайландыруды процедуралық жүзеге асырудың негізі бола алады.

H_2 және H_∞ робастық басқару

Анықталмаған қоздырушы әсер жағдайында қонған кезде ұшақтың тік жазықтықта ұшуын бақылау міндеті үшін H_2 және H_∞ синтездеу әдістерін қарастырайық.

$\bar{w}$ квадраттық интегралданатын функция деп есептей отырып, оңтайландыру критерийі ретінде H_2 – беріліс функциясының нормасын және T_{zw}^2 – $\bar{w}$ кірісінен $\bar{z}$ шығысына дейін таңдап, біз H_2 – оңтайлы басқаруды құрудың классикалық мәселесін тұжырымдаймыз [12, 14]. Математикалық моделі (3) жүйесімен сипатталатын басқару жүйесі үшін сызықтық кері байланыс түрінде басқару заңын табу қажет:

$$u = K(s)y, \quad (4) \quad \mathbf{413}$$

минимизациялау критерийі

$$J(K) = \lim_{t \rightarrow \infty} E \left\{ \int_0^t \tilde{z}^T \tilde{z} dt \right\},$$

яғни $\|T_{zw}^-\|_2 \rightarrow \min$. (5)

$\tilde{w}$ квадраттық интегралданатын функция деп есептей отырып және оңтайландыру критерийі ретінде T_{zw}^- беріліс функциясының H_∞ – нормасын таңдай отырып, біз H_∞ – оңтайлы басқаруды құру міндетін аламыз.

Математикалық моделі (3) жүйесімен сипатталатын басқару жүйесі үшін сызықтық кері байланыс түрінде басқару заңын (4), жоғарыда сипатталған минимизациялау критерийді табу қажет, яғни:

$$\|T_{zw}^-\|_\infty \rightarrow \min. \quad (6)$$

H_∞ – норманы T_{zw}^- минимизациялау арқылы ($\tilde{w}$ желдің ауытқу векторынан тұйықталған жүйеде басқарылатын $\tilde{z}$ шығыс векторына дейін) біз қателік сигналының энергиясын минимизациялаймыз, оның құрамдас бөліктері сыртқы желдің қоздырушы әсерінің ең нашар жағдайында әуе жылдамдығы мен ұшақтың масса центрінің биіктігінің берілген мәндерден ауытқуы болып табылады.

Субоптималды басқаруды құру үшін γ бойынша итерациялық процедура қолданылады. Әрбір қадамда субоптималды мәселе шешіледі, яғни $K_i(s)$ басқару анықталады, ол үшін $\|T_{zw}^-\|_\infty \rightarrow \gamma$, мұндағы i – қадам нөмірі. Содан кейін γ шамасы азаяды, Риккати алгебралық теңдеулерінің теріс емес анықталған шешімдері болғанша және спек-

трлік радиустың шектелу шарты орындалғанда субоптималды мәселе шешіледі. Итерациялық процедура нәтижесінде алынған γ минималды мәні берілген дәлдік деңгейімен $\gamma_{\min}$ -ге жақын.

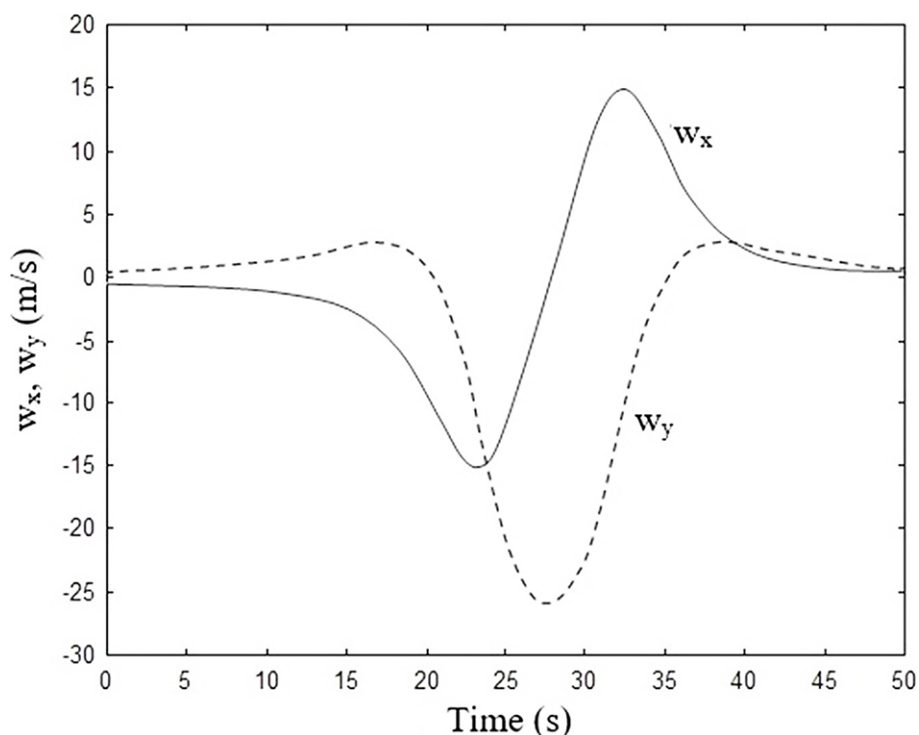
Нәтижелер мен талдау

Мақалада ұшақтың сырғу жолының (глиссадасының) нақты траекториясы қарастырылады [12-14]. Бұл траектория биіктік пен қашықтық координаттарындағы траекторияның берілген көлбеу бұрышы θ_{cl} ($\theta_{cl} = -2,7$ градус) бар түзу сызық болып табылады. Басқару жүйесінің міндеті – моделі жоғарыда сипатталған желдің ұйытқу әсерінен сырғу жолы (глиссادا) бойымен қозғалу кезінде $V_0 = 71,375$ м/с тұрақты ауа жылдамдығын және берілген $h = 400$ м биіктігін қамтамасыз ету.

Matlab пакетінің құрамына кіретін Simulink-те зерттелген басқару жүйесін модельдеу нәтижелері анықталмаған қоздырушы әсерлер жағдайында қону кезінде ұшақтың ұшуын басқару міндеті үшін H_∞ синтез әдісінің тиімділігін растайды. Ұсынылған әдіс бойынша құрастырылған жоғарыда сипатталған H_2 – және H_∞ – басқарулармен тұйықталған жүйелердің өтпелі процестерінің сапасын салыстырудың нәтижелерін көрсетейік. Модельдеу кезінде әрбір тұйықталған жүйенің кірісіне бірдей сигнал берілді, ол желдің микроекпіні аймағында қозғалған ұшаққа әсер ететін $\tilde{w}$ желдің қоздырушы әсерін моделдейді.

400 м ұшу биіктігінде микроекпіні аймағындағы құйынды центрге қатысты жел профилінің тік w_y және көлденең w_x құрамаларының графиктері 1-суретте көрсетілген.

2-суретте екі басқару үшін V ауа жылдам-

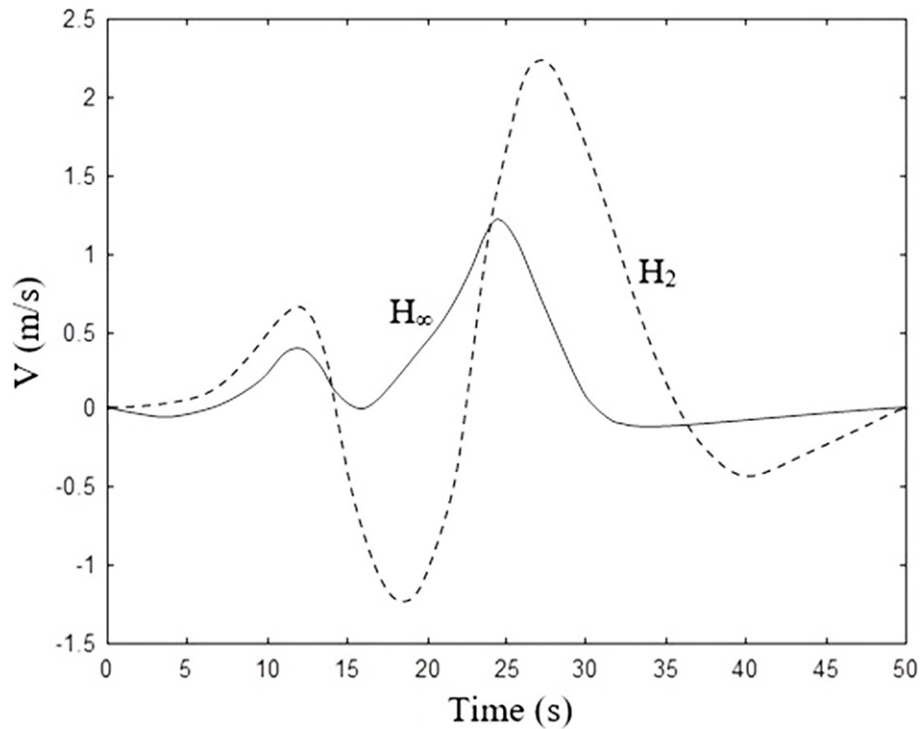


1-сурет – Жел екпіні профилінің тік w_y және көлденең w_x құрамаларының графиктері

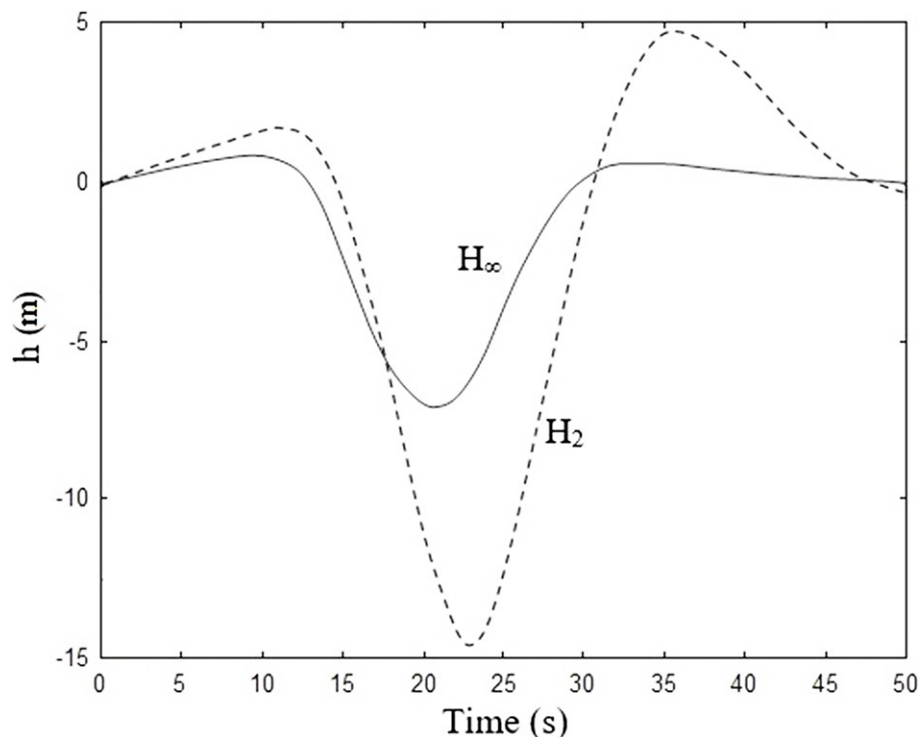
дығының номиналды мәннен ауытқу графигі ұсынылған. H_2 – басқару кезінде жылдамдықтың максималды ауытқуы шамамен 3,49 м/с құрайды, ал H_∞ – субоптималды басқару кезінде шамамен 1,375 м/с құрайды. Бұл ауа жылдамдығының ауытқуы тұрғысынан H_∞ – субоптималды басқару H_2 – басқаруға қарағанда өтпелі процестердің

жақсы сапасын қамтамасыз ететінін білдіреді.

3-суретте екі басқару үшін h биіктігінің номиналды мәннен ауытқу графиктері ұсынылған. Биіктіктің ауытқуы бойынша да H_∞ – субоптималды басқару H_2 – басқаруға қарағанда өтпелі процестердің жақсы сапасын қамтамасыз етеді. Сонымен, H_2 – басқаруды қолданған кезде биіктік-



2-сурет – H_2 – және H_∞ – басқаруды қолдану кезінде V жылдамдығының ауытқуы



3-сурет – H_2 – және H_∞ – басқаруды қолдану кезінде h биіктігінің ауытқуы

тің максималды ауытқуы шамамен 18,75 м, ал H_{∞} – субоптимальды басқару кезінде шамамен 7,7 м, яғни 2,5 есе аз. Бұл сипаттама өте маңызды, өйткені желдің микроекпіні аймағында биіктіктің күрт жоғалуы ұшақтың қонуы кезіндегі апаттардың негізгі себебі болып табылады.

Қорытынды

Төмен биіктікте жел ығысуының ұшақтың қону режимінде сырғу жолының (глиссада) бойлық қозғалысына әсерін азайту үшін H_2 және H_{∞}

синтездеу әдістері зерттелді. Желдің ауытқуын ескере отырып, тік жазықтықта ұшақ қозғалысының математикалық моделі және құйынды сақина түрінде желдің микроекпінінің математикалық моделі алынды. Екі басқару түрі де биіктіктің ауытқуын едәуір төмендетеді. Алайда, H_{∞} – субоптимальды басқару H_2 – оңтайлы басқаруға қарағанда биіктікте де, жылдамдықта да өтпелі процестің жақсырақ сапасын қамтамасыз етеді. Сондықтан H_{∞} – басқару сыртқы желдің кедергісін әлдеқайда жақсырақ басуды қамтамасыз етеді.

ӘДЕБИЕТТЕР ТІЗІМІ

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, July 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 μ 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: DARcorporation, 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.

Робастное управление полетом самолета в условиях возмущений

¹*АМИРЖАНОВА Зинара Бекболатовна, докторант, zinara_amir@mail.ru,

¹МАШТАЕВА Аида Асылхановна, докторант, mashtayeva@mail.ru,

¹БАЗАР Айдос Нурланович, магистрант, bazarov_an00@mail.ru,

¹САТЫБАЛДИНА Дана Каримтаевна, к.т.н., доцент, satybaladinad@mail.ru,

¹НАО «Евразийский национальный университет имени Л.Н. Гумилева», Казахстан, Астана, ул. Сатпаева, 2,

*автор-корреспондент.

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: робастное H_{∞} – управление, управление самолетом, оптимизация, сдвиг ветра, неопределенность, H_2 – управление, посадка самолета, продольное движение, микропорывы ветра, отклонение высоты и скорости.

Robust Aircraft Flight Control in Conditions of Disturbances

¹*AMIRZHANOVA Zinara, Doctoral Student, zinara_amir@mail.ru,

¹MASHTAYEVA Aida, Doctoral Student, mashtayeva@mail.ru,

¹BAZAR Aidos, Master Student, bazarov_an00@mail.ru,

¹SATYBALDINA Dan, Cand. of Tech. Sci., Associate Professor, satybaldinad@mail.ru,

¹NPJSC «L.N. Gumilyov Eurasian National University», Kazakhstan, Astana, Satpayev Street, 2,

*corresponding author.

Abstract. The landing phase during the flight is probably the most dangerous part, since most accidents occur at this stage. To reduce the influence of low-altitude wind shear on the longitudinal movement of the aircraft in the glide path landing mode (task), robust H_∞ – control is proposed. Dynamic models of the aircraft and wind shear are constructed. H_2 and H_∞ synthesis methods are investigated for the problem of controlling the flight of an aircraft in a vertical plane during landing under conditions of indeterminate disturbances. Both controls allow you to significantly reduce the height deviation. However, H_∞ – suboptimal control provides better quality of transients both in height and speed than H_2 optimal control. The simulation results of the synthesized system confirm the effectiveness of H_∞ – control to increase robust resistance to uncertainties caused by wind disturbances.

Keywords: robust H_∞ – control, aircraft control, optimization, wind shear, uncertainty, H_2 – control, aircraft landing, longitudinal movement, wind microbursts, altitude and speed deviation.

REFERENCES

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, July 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 μ 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. Sushchenko O.A., Azarskov V.N. Proektirovanie robustnyh sistem stabilizatsii oborudovaniya bespilotnyh letatel'nyh apparatov // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aërokosmicheskogo universiteta [Design of Robust Systems for Stabilization of Unmanned Aerial Vehicles Equipment. Bulletin of the Samara State Aerospace University] – 2014. – No. 1(43). – Pp. 80-90.
8. J. Roskam, «Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls – Part I, Third Printing», Lawrence, Kansas: DARcorporation, 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. Ali Ramzi Salim. Sintez robustnyh reguljatorov stabilizatsii transportnyh sredstv [Synthesis of Robust Vehicle Stabilization Controllers] / Sankt-Peterburgskij gosudarstvennyj politehnicheskij universitet [St. Petersburg State Polytechnic University]. – St. Petersburg, 2002. – 164 p.
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.