

УДК 629.735.33-519(045)

М.М. Комнацька¹
Т.А. Галагуз²
О.В. Савченко³

СИНТЕЗ СТАТИЧНОГО ЗВОРОТНОГО ЗВ'ЯЗКУ ДЛЯ УПРАВЛІННЯ ПОЛЬОТОМ МАЛОГО БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Національний авіаційний університет
просп. Космонавта Комарова, 1, Київ, Україна, 03680
E-mails: ¹martakomnatska@gmail.com; ²T.A.Galaguz@yandex.ua; ³sava.air@gmail.com

Запропоновано нову процедуру синтезу статичного зворотного зв'язку за виходом на основі апарату лінійних матричних нерівностей. Показано, що управління забезпечує стабілізацію безпілотного літального апарата під час виконання льотного завдання в умовах дії на нього зовнішніх неструктурованих збурень. Дослідження проведено на прикладі управління позадвжнім рухом безпілотного літального апарата.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат; гасіння збурень; неструктуровані зовнішні збурення; робастність; стабілізація літального апарата; статичний зворотний зв'язок за виходом.

Постановка проблеми

Проблема синтезу статичного зворотного зв'язку за виходом – одне з актуальних завдань сучасності. Значущість розроблення статичних регуляторів за виходом зумовлено їх простотою реалізації на практиці.

Насамперед синтез та практична реалізація статичних регуляторів за виходом надзвичайно важливі у сфері керування малими безпілотними літальними апаратами (БПЛА), зокрема побудова регуляторів наперед визначеного порядку.

Синтез системи управління БПЛА виконується в умовах жорстких обмежень щодо складу бортової вимірювально-обчислювальної системи. Тому синтез простих законів керування малими БПЛА натеper є, безумовно, актуальним питанням.

Аналіз останніх досліджень і публікацій

Простота застосування статичних регуляторів спонукає учених до пошуку та розроблення нових підходів і процедур із застосуванням аналітичних та числових методів синтезу. Так, вагомі результати досліджень подано працями вчених [11; 13].

Ітераційний підхід до синтезу статичного регулятора ґрунтується на необхідних та достатніх умовах [8].

Ще один ітераційний алгоритм синтезу робастного статичного зворотного зв'язку базується на методі стохастичної апроксимації [14].

У праці [3] синтез статичного зворотного зв'язку визначається розв'язанням оберненої лінійно-квадратичної задачі.

Мета роботи – розроблення науково-обґрунтованої методики та алгоритмічного забезпечення синтезу статичного зворотного зв'язку за виходом для системи управління високою польоту БПЛА з оптимальною компенсацією зовнішніх збурень, обмежених за модулем.

Синтез статичного регулятора за виходом

Нехай об'єкт управління описується у просторі станів системою рівнянь вигляду [1]

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} \ t = \mathbf{A}\mathbf{x} \ t + \mathbf{B}\mathbf{u} \ t + \mathbf{B}_v \ v \ t ; \\ \mathbf{y} \ t = \mathbf{C}\mathbf{x} \ t , \end{cases} \quad (1)$$

де $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$ – вектор стану системи;

$\mathbf{u} \in \mathbf{R}^m$ – вектор управління;

$\mathbf{y} \in \mathbf{R}^p$ – вектор вихідних змінних об'єкта управління;

$\mathbf{v} \in \mathbf{R}^n$ – вектор зовнішніх збурень, які діють на об'єкт.

Відповідні матриці розміру $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $\mathbf{B} \in \mathbf{R}^{m \times n}$, $\mathbf{C} \in \mathbf{R}^{p \times n}$ на об'єкт управління діють обмежені за нормою L_2 зовнішні збурення v :

$$\|v \ t\|^2 = \int_0^\infty v^T v \ dt < \infty .$$

Ступенем гасіння збурень в об'єкті управління називають величину γ таку, що [1; 2]

$$\gamma_*^2 = \sup_{\|v \ t\| \neq 0} \frac{\|z \ t\|^2}{\|v \ t\|^2} .$$

Необхідно з'ясувати існування можливості компенсації зовнішніх збурень, що діють на

об'єкт з деяким ступенем $\gamma > 0$, та виконання умови

$$\frac{\|z(t)\|^2}{\|v(t)\|^2} < \gamma^2.$$

У випадку, коли сигнал управління формується безпосередньо за даними вектора виходу \mathbf{y} , розв'язується задача синтезу статичного регулятора за виходом у каналі зворотного зв'язку в термінах лінійних матричних нерівностей [6; 11; 13]. Такий регулятор дозволяє стабілізувати сім'ю номінальної та параметричної збуреної моделі типу (1) із законом управління вигляду

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}\mathbf{y}(t) = -\mathbf{K}\mathbf{C}\mathbf{x}(t), \quad (2)$$

де \mathbf{K} – матриця коефіцієнтів підсилення, яка для заданого значення $\gamma > 0$ забезпечує виконання нерівності:

$$\begin{aligned} J(\mathbf{K}) &= \int_0^{\infty} \|z(t)\|^2 dt = \\ &= \int_0^{\infty} \mathbf{x}^T(t) \mathbf{Q} \mathbf{x}(t) + \mathbf{u}^T(t) \mathbf{R} \mathbf{u}(t) dt < \gamma^2 \int_0^{\infty} v^T(t) v(t) dt, \\ \forall v(t) &\neq 0, \end{aligned} \quad (3)$$

де $\mathbf{Q} \geq 0$, $\mathbf{R} > 0$ – вагові діагональні матриці стану та управління відповідно.

Вихідний сигнал $z(t)$ використовується для оцінювання якості системи управління і має вигляд [7; 8]:

$$z(t) = \begin{bmatrix} \sqrt{\mathbf{Q}} & 0 \\ 0 & \sqrt{\mathbf{R}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ \mathbf{u}(t) \end{bmatrix}.$$

Функціонал якості (3) з урахуванням умови, що управління реалізується через статичний зворотний зв'язок за виходом вигляду (2), можна подати так:

$$\begin{aligned} J(\mathbf{K}) &= \int_0^{\infty} e^{\mathbf{A}-\mathbf{B}\mathbf{K}\mathbf{C}^T t} \mathbf{Q} + \mathbf{C}^T \mathbf{K}^T \mathbf{R} \mathbf{K} \mathbf{C} e^{\mathbf{A}-\mathbf{B}\mathbf{K}\mathbf{C}^T t} dt < \\ < \gamma^2 \int_0^{\infty} v^T(t) v(t) dt, \quad \forall v(t) \neq 0. \end{aligned} \quad (4)$$

Системи, для яких справедливе виконання умов (3), (4), називаються γ -оптимальними. Закон управління (2) можна розглядати як забезпечення гасіння в заданому співвідношенні γ збурень об'єкта [1; 2; 5; 7].

Таким чином, відповідно до постановки задачі необхідно знайти таку матрицю підсилення \mathbf{K} , яка забезпечить одночасну стабілізацію множини номінального та параметрично збурених об'єктів управління (1) та виконання умови (4) за деякого значення γ .

Знаходження деякого спільного розв'язку для множини матриць вигляду (1) свідчить про робастну стійкість визначеного регулятора, а знайдений розв'язок є робастно стабілізуювальним [4].

Задача синтезу статичного регулятора за виходом потребує визначення початкового нульового розв'язку.

У літературі [1–4; 6–8; 11; 13] запропоновано низку методів визначення початкової матриці \mathbf{K} стабілізуювального розв'язку.

Для розв'язання поставленої задачі використано алгоритм, який на протигагу від існуючих підходів, не потребує визначення нульового наближення матриці \mathbf{K} . Такий підхід до розв'язання задачі синтезу статичного зворотного зв'язку за виходом запропоновано в працях [7; 9]. Автори звели задачу синтезу γ -оптимального статичного зворотного зв'язку до розв'язання рівняння Ріккати ітераційним методом.

Розв'язання рівняння Ріккати ітераційно [7; 9] дає змогу визначити стабілізуювальне керування лише для однієї моделі вигляду (1).

Інтерес становить конструювання регулятора для деякої множини матриць вигляду (1).

Для визначення матриці підсилення \mathbf{K} для деякої множини матриць вигляду (1) поставлена задача розв'язується в термінах лінійних матричних нерівностей.

У працях [5; 9] показано, що задача синтезу регулятора для деякої множини моделей системи зводиться до розв'язання такої лінійної матричної нерівності:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P}_n \mathbf{A}_i + \mathbf{A}_i^T \mathbf{P}_n + \mathbf{Q} & \mathbf{P}_n \mathbf{B}_i & \mathbf{P}_n \mathbf{B}_{v_i} & \mathbf{L}_n^T \\ \mathbf{B}_i^T \mathbf{P} & -\mathbf{R} & 0 & 0 \\ \mathbf{B}_{v_i}^T \mathbf{P} & 0 & -\gamma^2 \mathbf{I} & 0 \\ \mathbf{L}_n & 0 & 0 & -\mathbf{R} \end{bmatrix} \leq 0, \quad (5)$$

де структуру невизначеностей моделі керування подано політопами вигляду \mathbf{A}_i , \mathbf{B}_i , $i=1, \dots, N$ – множина моделей, параметри яких залежать від значення істинної повітряної швидкості БПЛА.

Головні переваги запропонованого підходу до синтезу статичного зворотного зв'язку за виходом:

– не потрібно визначати нульове наближення матриці \mathbf{K} ;

– можна знаходити спільний розв'язок для сім'ї матриць політопа, що свідчить про робастну стійкість системи.

Синтез статичного регулятора, оптимального за γ -критерієм, можна подати у вигляді алгоритму:

1) ініціалізація: задаємо $n = 0$, $\mathbf{L}_0 = 0$; визначаємо γ , \mathbf{Q} , \mathbf{R} ;

2) розв'язуємо нерівність (5) відносно \mathbf{P}_n (n – номер ітерації), значення матриць \mathbf{K} і \mathbf{L} на кожному кроці оптимізаційної процедури розраховуємо за формулами:

$$\mathbf{K}_{n+1} = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P}_n + \mathbf{L}_n \mathbf{C}^T \mathbf{C} \mathbf{C}^T^{-1};$$

$$\mathbf{L}_{n+1} = \mathbf{R} \mathbf{K}_{n+1} \mathbf{C} - \mathbf{B}^T \mathbf{P}_n;$$

3) перевірка умови збіжності: алгоритм зупиняється у разі виконання умови $\|\mathbf{K}_n - \mathbf{K}_{n+1}\| \leq \varepsilon$; $\|\cdot\|$ – H_2 – норма матриці.

Розглянемо режим стабілізації висоти польоту на прикладі керування малим БПЛА «Жайвір-М6».

Динаміка поздовжнього руху БПЛА «Жайвір-М6» у просторі станів описується фазовим вектором

$$\mathbf{x} = V, \alpha, \theta, q, h^T,$$

де V – істинна повітряна швидкість;

α – кут атаки;

θ – кут тангажа;

q – кутова швидкість тангажа;

h – висота польоту.

Управління в поздовжньому русі здійснюється відхиленням рулів висоти та керуванням тягою двигуна, тобто

$$\mathbf{u} = \delta_{hl}, \delta_e^T.$$

Розглядаються дві моделі:

– номінальна (за істинної повітряної швидкості 33,9 м/с);

– параметрично збурена (за істинної повітряної швидкості 38,8 м/с).

Матриці стану та управління лінійних моделей БПЛА «Жайвір-М6» мають вигляд:

$$\mathbf{A}_n = \begin{bmatrix} -0,2123 & 25,6346 & -9,81 & 0 & 0 \\ -0,0442 & -3,0958 & -0,2875 & 0,9734 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1,0 & 0 \\ 0,5404 & -114,9272 & 0,5970 & -10,1163 & 0 \\ 0 & -33,9910 & 33,9910 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{B}_n = \begin{bmatrix} 1045,1375 & -0,9856 \\ 0 & -0,5171 \\ 0 & 0 \\ 0 & -258,7056 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}_p = \begin{bmatrix} -0,2428 & 33,5390 & -9,81 & 0 & 0 \\ -0,0442 & -3,5420 & -0,2513 & 0,9734 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1,0 & 0 \\ 0,6184 & -150,5485 & 0,5983 & -11,5816 & 0 \\ 0 & -38,880 & 38,880 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{B}_p = \begin{bmatrix} 1045,1375 & -1,2895 \\ 0 & -0,6312 \\ 0 & 0 \\ 0 & -338,1254 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

де індексами n, p у матрицях \mathbf{A} і \mathbf{B} позначено номінальну та параметрично збурену моделі поздовжнього руху відповідно.

Динаміка виконавчих механізмів БПЛА описується четвіркою чисел вигляду

$$\left[\begin{array}{c|c} A_a & B_a \\ \hline C_a & D_a \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c|c} -1/T_a & 1/T_a \\ \hline 1 & 0 \end{array} \right],$$

де $T_a = 0,23$ с – стала часу сервопривода.

Математична модель зовнішніх вітрових збурень має вигляд стандартизованої моделі Драйдена [10].

Рівень гасіння збурень γ для задачі синтезу статичного зворотного зв'язку становить 1,04.

Матриця спостережень має вигляд:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

У результаті розв'язання лінійної матричної нерівності (5) знайдено матрицю підсилення статичного зворотного зв'язку за виходом, що гасить зовнішні збурення в заданому співвідношенні γ і має вигляд:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0,0125 & 0,2963 & 0,0067 & 0,0114 \\ -0,0170 & -1,3775 & -0,0292 & -0,0510 \end{bmatrix}.$$

Числові показники функціонування номінальної та збуреної замкнених систем зі статичним регулятором за виходом наведено в табл. 1.

Таблиця 1. Показники функціонування замкнених систем управління

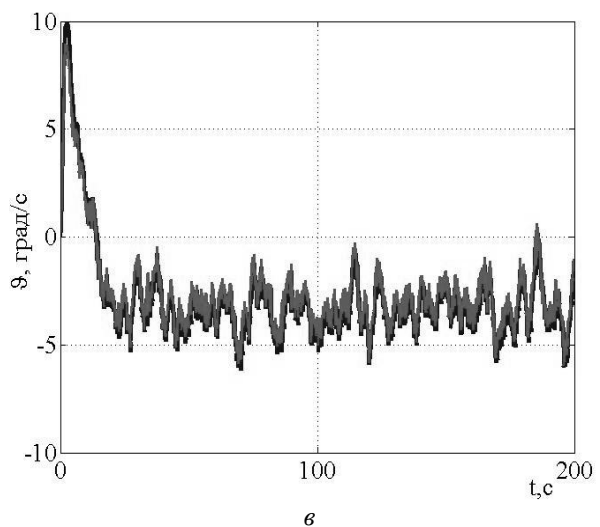
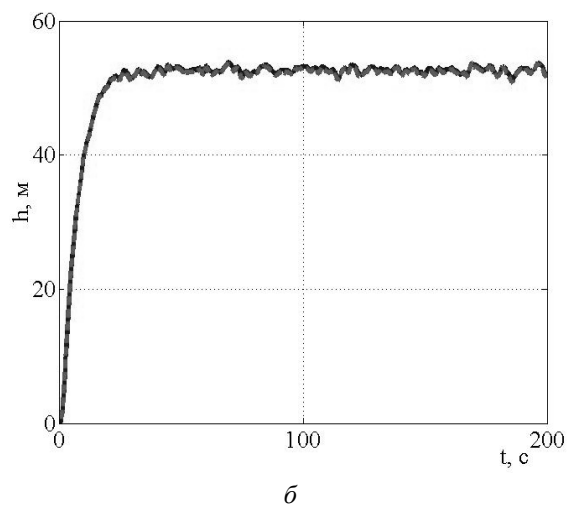
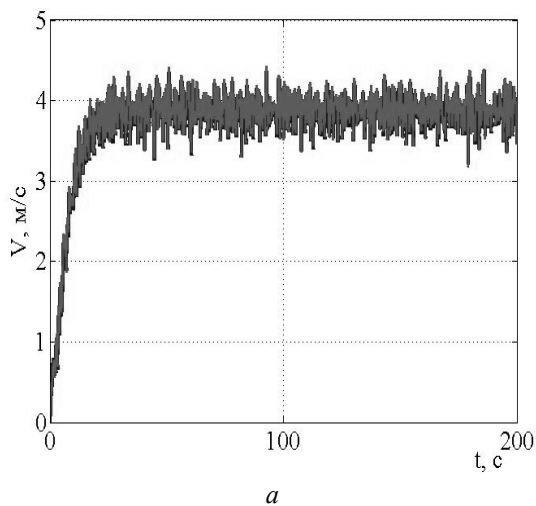
Норма	Модель	
	Номинальна	Збурена
H_2 :		
детермінований випадок	0,3830	0,3795
стохастичний випадок	0,5936	0,6181
H_∞	0,5534	0,6917

Значення середньоквадратичних відхилень змінних вектора стану БПЛА «Жайвір-М6» зі статичним регулятором у ланці зворотного зв'язку наведено в табл. 2.

Результати моделювання динаміки замкненої номінальної та параметрично збуреної систем з урахуванням нелінійностей, притаманних реальним законам управління, подано на рисунку.

Таблиця 2. Середньоквадратичні відхилення змінних стану БПЛА «Жайвір-М6»

Модель	Середньоквадратичні відхилення змінних у просторі станів						
	σ_v , м/с	σ_a , град	σ_q , град/с	σ_θ , град	σ_h , м	σ_{el} , град	σ_{th} , %
Номинальна	0,1681	1,1954	3,5785	0,9677	0,4547	0,0579	0,0010
Збурена	0,1798	1,2056	3,9755	0,9838	0,4657	0,0601	0,0010



Результати моделювання поздовжнього руху БПЛА під дією зовнішніх атмосферних збурень:

а – криві перехідних процесів за швидкістю;

б – криві перехідних процесів за висотою;

в – криві перехідних процесів за тангажем

Висновки

Подано процедуру синтезу статичного регулятора за виходом у термінах лінійних матричних нерівностей. Основними перевагами використання статичних регуляторів є відсутність потреби відновлення вектора стану й синтез законів управління безпосередньо на основі доступних вимірів фазового вектора.

Результати моделювання динаміки поздовжнього руху малого БПЛА зі статичним зворотним зв'язком, а також числові показники функціонування підтверджують ефективність синтезованої системи управління. Стабілізація висоти польоту БПЛА витримується відповідно до заданого сигналу, кутові відхилення літального апарата перебувають у допустимих межах.

Література

1. Баландин Д.В. Синтез законов управления на основе линейных матричных неравенств / Д.В. Баландин, М.М. Коган. – Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 280 с.
2. Баландин Д.В. Синтез оптимальных линейно-квадратичных законов управления на основе линейных матричных неравенств / Д.В. Баландин, М.М. Коган // Автоматика и телемеханика. – 2007. – № 3. – С. 3–18.
3. Ларин В.Б. О компенсации внешних возмущений динамической обратной связью по выходной переменной / В.Б. Ларин, А.А. Туник // Прикладная механика. – 2006. – Т. 42. – № 5. – С. 132–143.
4. Поляк Б.Т. Трудные задачи линейной теории управления. Некоторые подходы к решению / Б.Т. Поляк, П.С. Щербаков // Автоматика и телемеханика. – 2005. № 5. – С. 7–46.
5. Basanets, O.P.; Tunik, A.A.; Komnatska, M.M. 2010. *LMI - Based Static Output Feedback Design for Rotating Solid Body*. I-st Intern. Conference. Methods and Systems of Navigation and Motion Control. Kyiv: 88–90.
6. Boyd, S.; El Ghaoui, L.; Feron, E.; Balakrishnan, V. 1994. *Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory*. Philadelphia, SIAM. 205 p.
7. Gadewadikar, J.; Lewis, F. 2006. *Aircraft Flight Controller Tracking Design Using H-Infinity Static Output-Feedback*. Transactions of the Institute of Measurement and Control. Vol. 28, N 8: 429–440.
8. Gadewadikar, J.; Lewis, F.; Abu-Khalaf, M. 2006. *Necessary and Sufficient Conditions for H-infinity Static Output Feedback Control*. Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 29: 915–921.

9. Komnatska, M.M. 2010. *LMI based design of flight control system combined with fuzzy tuning*. Proceedings of National Aviation University. N 3 (44): 25–34.

10. McLean, D. 1990. *Automatic Flight Control Systems*. Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs. 593 p.

11. Prempain, E.; Postlethwaite, I. 2001. *Static Output Feedback Stabilization with H_∞ Performance for a Class of Plants*. Systems & Control Letters. Vol. 43, N 3: 159–165.

12. Stevens, Brian L.; Lewis, Frank F. 2003. *Aircraft Control and Simulation*. 2nd ed. John Wiley & Sons Inc. 665 p.

13. Syrmos, V.L.; Abdallah, C.T.; Dorato, P.; Grigoriadis, K. 1997. *Static Output Feedback: A Survey*. Automatica. Vol. 33: 125–137.

14. Toscano, R.; Lyonnet, P. 2007. *Design of a Robust Static Output Feedback Controller in the Case of Multiple Parametric Uncertainties*. Transactions of the Institute of Measurement and Control. Vol. 29, N 1: 71–75.

References

1. Balandin, D.V.; Kogan, M.M. 2007. *Control Laws Design via Linear Matrix Equations*. Moscow, Fizmatlitizdat. 280 p. (in Russian).
2. Balandin, D.V.; Kogan, M.M. 2007. *Optimal Linear Quadratic Control Law Design Basing on Linear Matrix Equations*. Automatics and Telemechanics. N 3: 3–18 (in Russian).
3. Larin, V.B.; Tunik, A.A. 2006. *External Disturbance Compensation by Dynamic Output Feedback*. Applied Mechanics. Vol. 42, N 5: 132–143 (in Russian).
4. Polyak, B.T. 2005. *Hard Problems of Linear Control Theory. Several Approaches to Solve*. Automatics and Telemechanics. N 5: 7–46 (in Russian).
5. Basanets, O.P.; Tunik, A.A.; Komnatska, M.M. 2010. *LMI - Based Static Output Feedback Design for Rotating Solid Body*. I-st Intern. Conference. Methods and Systems of Navigation and Motion Control. Kyiv: 88–90.
6. Boyd, S.; El Ghaoui, L.; Feron, E.; Balakrishnan, V. 1994. *Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory*. Philadelphia, SIAM. 205 p.
7. Gadewadikar, J.; Lewis, F. 2006. *Aircraft Flight Controller Tracking Design Using H-Infinity Static Output-Feedback*. Transactions of the Institute of Measurement and Control. Vol. 28, N 8: 429–440.
8. Gadewadikar, J.; Lewis, F.; Abu-Khalaf, M. 2006. *Necessary and Sufficient Conditions for H-infinity Static Output Feedback Control*. Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 29: 915–921.

9. Komnatska, M.M. 2010. *LMI based design of flight control system combined with fuzzy tuning*. Proceedings of National Aviation University. N 3 (44): 25–34.
10. McLean, D. 1990. *Automatic Flight Control Systems*. Prentice Hall Inc., Englewood Cliffs. 593 p.
11. Prempain, E.; Postlethwaite, I. 2001. *Static Output Feedback Stabilization with H_∞ Performance for a Class of Plants*. Systems & Control Letters. Vol. 43, N 3: 159–165.
12. Stevens, Brian L.; Lewis, Frank F. 2003. *Aircraft Control and Simulation*. 2nd ed. John Wiley & Sons Inc. 665 p.
13. Syrmos, V.L.; Abdallah, C.T.; Dorato, P.; Grigoriadis, K. 1997. *Static Output Feedback: A Survey*. Automatica. Vol. 33: 125–137.
14. Toscano, R.; Lyonnet, P. 2007. *Design of a Robust Static Output Feedback Controller in the Case of Multiple Parametric Uncertainties*. Transactions of the Institute of Measurement and Control. Vol. 29, N 1: 71–75.

Стаття надійшла до редакції 04.04.2013.

Комнацька Марта Миколаївна. Кандидат технічних наук. Доцент.
Кафедра систем управління літальних апаратів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Національний авіаційний університет, Київ, Україна (2006).
Напрямок наукової діяльності: системи управління.
Кількість публікацій: 20.
E-mail: martakomnatska@gmail.com

Галагуз Тетяна Анатоліївна. Кандидат технічних наук. Асистент.
Кафедра систем управління літальних апаратів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна (2002).
Напрямок наукової діяльності: системи управління.
Кількість публікацій: 25.
E-mail: T.A.Galaguz@yandex.ua

Савченко Олександр Валентинович. Аспірант.
Кафедра систем управління літальних апаратів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.
Освіта: Національний авіаційний університет, Київ, Україна (2009).
Напрямок наукової діяльності: системи управління.
Кількість публікацій: 4.
E-mail: sava.air@gmail.com

M. Komnatska¹, T. Galaguz², O. Savchenko². Static output feedback design for unmanned aerial vehicle control

National Aviation University, Kosmonavta Komarova avenue, 1, Kyiv, Ukraine, 03680

E-mails: ¹martakomnatska@gmail.com; ²T.A.Galaguz@yandex.ua; ³sava.air@gmail.com

A contemporary approach for static output feedback design via linear matrix inequalities is proposed. The obtained solution guarantees stabilization of Unmanned Aerial Vehicle during flight envelope. During flight the unmanned aerial vehicle is subjected to the external disturbances. The efficiency of the proposed approach is demonstrated by a case study of Unmanned Aerial Vehicle longitudinal motion.

Keywords: aircraft stabilization; disturbance attenuation; external disturbances; robustness; static output feedback; unmanned aerial vehicle.

Komnatska Marta. Candidate of Engineering. Associate Professor.
Aerospace Control Systems Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: National Aviation University, Kyiv, Ukraine (2006).
Research area: control theory and its application.
Publications: 20.
E-mail: martakomnatska@gmail.com

Galaguz Tetyana. Candidate of Engineering. Assistant.
Aerospace Control Systems Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.
Education: National Aerospace University, Kharkiv, Ukraine (2002).
Research area: control theory and its application.
Publications: 25.
E-mail: T.A.Galaguz@yandex.ua;

Savchenko Oleksandr. Postgraduate student.

Aerospace Control Systems Department, National Aviation University, Kyiv, Ukraine.

Education: National Aviation University, Kyiv, Ukraine (2009).

Research area: control theory and its application.

Publications: 4.

E-mail: sava.air@gmail.com

М.Н. Комнацька¹, Т.А. Галагуз², А.В. Савченко³. Синтез статической обратной связи для управления полетом малого беспилотного летательного аппарата

Национальный авиационный университет, просп. Космонавта Комарова, 1, Киев, Украина, 03680

E-mails: ¹martakomnatska@gmail.com; ²T.A.Galaguz@yandex.ua; ³sava.air@gmail.com

Предложено новую процедуру синтеза статической обратной связи по выходу на основе аппарата линейных матричных неравенств. Показано, что управление обеспечивает стабилизацию беспилотного летательного аппарата во время выполнения летного задания в условиях действия на него внешних неструктурированных возмущений. Исследование проведено на примере управления продольным движением беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат; гашение возмущений, неструктурированные внешние возмущения; робастность; стабилизация летательного аппарата; статическая обратная связь по выходу.

Комнацька Марта Николаевна. Кандидат технических наук. Доцент.

Кафедра систем управления летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Образование: Национальный авиационный университет, Киев, Украина (2006).

Направление научной деятельности: системы управления.

Количество публикаций: 20.

E-mail: martakomnatska@gmail.com

Галагуз Татьяна Анатольевна. Кандидат технических наук. Ассистент.

Кафедра систем управления летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Образование: Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина (2002).

Направление научной деятельности: системы управления.

Количество публикаций: 25.

E-mail: T.A.Galaguz@yandex.ua

Савченко Александр Валентинович. Аспирант.

Кафедра систем управления летательных аппаратов, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Образование: Национальный авиационный университет, Киев, Украина (2009).

Направление научной деятельности: системы управления.

Количество публикаций: 4.

E-mail: sava.air@gmail.com