

## СИНТЕЗ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА

*Казак В.М., Горбач О.К., Вакарова А.Й.,  
Національний авіаційний університет,*

*Розглянуто основні недоліки малогабаритних безпілотних літальних апаратів. Приведено модель динаміки керованого руху безпілотного літака. Розглянуто структурну схему пілотажно-навігаційного комплексу безпілотного літака. Приведено основні вимоги щодо систем керування польотом безпілотних літаків. Запропоновано структурно-параметричний синтез системи керування польотом з двох станів.*

*Ключові слова: безпілотні летальні апарати, система керування польотом, оптимізація.*

**Вступ.** Прагнення користувачів авіаційних послуг до досягнення найвищого економічного ефекту при мінімальних витратах на розробку, виготовлення та експлуатацію авіаційних систем, при цьому, в умовах забезпечення найвищого рівня безпеки їх використання, призвело до бурхливого розвитку безпілотних авіаційних систем (БАС).

БАС дозволяють вирішувати різноманітні задачі в умовах, в яких застосування пілотованої авіації є недоцільним. Тому сучасна БАС за рівнем технічного оснащення часто перевершує пілотовані літаки. Отже, БАС є складним багатofункціональним комплексом, основу якого складають безпілотні (БП) літаки. Рівень технічного оснащення БП літака залежить від його вагового класу.

Мікро, міні, малі та міді БП літаки використовуються в тому разі, коли коло вирішуваних ними задач є економічно доцільним. Тому такі ЛА є простими за конструкціями й обладнуються дешевими приладами та спрощеною системою керівних органів. У мікро і міні БПЛА застосовуються тільки кермо висоти у повздовжньому каналі та елерони у бічному каналі. керування обертами двигуна і кермом направлення відсутнє. У міді БПЛА до наведених керувань додається керування обертами силової установки, а в деяких моделях ще й керування кермом направлення. БП літаки більш високих вагових класів, як вже наводилось, за оснащенням практично не відрізняються від пілотованих літаків, а іноді й перевершують їх. Тому найбільший інтерес, з точки зору організації керування польотом, викликають перших два класи літаків.

Оскільки швидкість таких БП літаків не стабілізується, то їх істинна повітряна швидкість (ПШ) змінюється в процесі польоту в широких межах в залежності від режиму й умов польоту, тобто політ БП літака здійснюється в умовах значної невизначеності. Це вимагає збереження стійкості системи при зміні параметрів об'єкта в широких межах, тобто потрібно забезпечити робастність системи.

**Постановка задачі.** Розглянути модель динаміки керованого руху безпілотного летального апарату, виділити повздовжній та бічний рухи. Охарактеризувати отримані рівняння руху щодо розрахунку та впливу їх складових на динамічні характеристики БП літака. Визначити основні вимоги щодо систем керування польотом БП літака. Синтез законів керування при розширеній множині вхідних сигналів.

**Основна частина.** Зміна параметрів моделі динаміки та умов льотної експлуатації БП літаків мікро і міні класів виникає внаслідок зміни ІПШ в широких діапазонах, а це, в свою чергу, викликає суттєві зміни швидкісного напору  $q = 0,5\rho V^2$ . Представимо модель динаміки керованого руху БП літака системою рівнянь у просторі станів:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= A(q)X + B(q)U + GW; \\ Y &= CX + D\eta; \\ Z &= C_0X, \end{aligned} \quad (1)$$

де  $X$  – вектор стану;  $A(V)$  – матриця стану, яка залежить від швидкісного напору  $q$ ;  $B$  – перехідна матриця керування, яка теж залежить від  $q$ ;  $U$  – вектор керуючих впливів;  $Y$  – вектор спостереження для реальної системи;  $C$  – матриця спостереження для зворотного зв'язку;  $C_0$  – матриця спостереження для обчислення показника якості;  $Z$  – вектор спостереження для обчислення показника якості;  $W$  – вектор шумів зовнішніх вхідних завад та вимірів відповідно, а  $G, D$  – матриці їх коефіцієнтів.

Аналогова система рівнянь (1) може бути представлена у дискретній формі:

$$\begin{aligned} X(k+1) &= A_j X(k) + B_j U(k) + GW(k); \\ Y(k) &= C_j X(k) + D_j \eta(k); \\ Z(k) &= C_0 X(k) \end{aligned} \quad (2)$$

Як і в пілотованих літаках, політ безпілотного літака можна розділити на повздовжній та бічний рухи. Для випадку повздовжнього руху вектор стану можна представити так  $X = [V, \alpha, \vartheta, \dot{\vartheta}, H]$ . З урахуванням цього, а також слабких зв'язків по висоті польоту, яка в режимах польоту, близьких до горизонтального, змінюється відносно повільно, рівняння (1) та (2) перетворюються до такого вигляду:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\omega}_z \\ \Delta \dot{\mathcal{G}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_x^V & -a_x^\theta + a_x^\alpha & 0 & -a_x^\alpha \\ -a_y^V & -a_y^\theta + a_y^\alpha & 0 & -a_y^\alpha \\ -a_{m_z}^V & a_{m_z}^\alpha & -a_{m_z}^{\omega_z} & -a_{m_z}^\alpha \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \theta \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \mathcal{G} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_x^{\delta_{pb}} & 0 & 0 \\ 0 & a_y^{\delta_{pb}} & a_y^{\delta_e} \\ 0 & -a_{m_z}^{\delta_{pe}} & -a_{m_z}^{\delta_e} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \delta_{pb} \\ \Delta \delta_e \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

Від’ємні знаки перед коефіцієнтами в (3) розставлені таким чином, щоб самі коефіцієнти у випадку статичної стійкості БП літака були додатними. Крім того, матриця керування В повинна враховувати відсутність можливості стабілізувати кут зносу  $\beta$  при розверненні БП літака цих класів внаслідок відсутності керма направлення, тобто можливості виконання координованого розвороту.

Подальше спрощення системи (3) пов’язано з тим, що повздовжній рух БПЛА представляє собою сукупність двох коливальних рухів. Один з них має відносно високу частоту коливань і протікає практично при постійній швидкості польоту, а другий має відносно низьку частоту й супроводжується гармонічними змінами швидкості польоту, тобто, відповідно короткоперіодичного руху БП літака, у якого є стабілізація швидкості  $V$ , можна отримати з (3), виключивши з вектора стану першу компоненту ( $dV/dt = \dot{V} = 0$ )

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\omega}_z \\ \Delta \dot{\mathcal{G}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_y^\theta & 0 & -a_y^\alpha \\ a_{m_z}^\alpha & -a_{m_z}^{\omega_z} & -a_{m_z}^\alpha \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \theta \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \mathcal{G} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_y^{\delta_{pb}} & a_y^{\delta_e} \\ -a_{m_z}^{\delta_{pb}} & -a_{m_z}^{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{pb} \\ 0 \\ \delta_e \end{bmatrix}$$

Аналогічно з (1) та (2) можна отримати лінійні моделі бічного руху БП літака, застосувавши деякі спрощення. Вважаючи  $\alpha$  і  $\mathcal{G}$  незмінними й додатково враховуючи припущення сил, що викликані відхиленням рульових органів, маємо

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\beta} \\ \Delta \dot{\omega}_x \\ \Delta \dot{\omega}_y \\ \Delta \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_z^\beta & \sin \alpha_{on} & \cos \alpha_{on} & a_z^\gamma \\ a_{m_x}^\beta & a_{m_x}^{\omega_x} & a_{m_x}^{\omega_y} & 0 \\ a_{m_y}^\beta & a_{m_y}^{\omega_x} & a_{m_y}^{\omega_y} & 0 \\ 0 & 1 & -tg \mathcal{G}_{on} \cos \gamma_{on} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \beta \\ \Delta \omega_x \\ \Delta \omega_y \\ \Delta \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{m_x}^{\delta_e} & 0 \\ 0 & a_{m_y}^{\delta_e} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \delta_e \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Матриці  $A$  і  $B$  в системах (1), (2) розраховуються теоретично та уточнюються за результатами, відповідних до майбутніх умов льотної експлуатації БПЛА, продувок в аеродинамічній трубі. Вони визначають область невизначеності динамічних характеристик БП літака. На невизначеність динамічність характеристик БП літаків малих класів впливає не тільки відсутність стабілізації істинної повітряної швидкості. Великий вплив здійснює число Рейнольдса. Для класу малих БПЛА воно в  $10^2 - 10^3$  разів менше ніж для керованих літаків й не перевищує  $10^4$ . Крім того, відсутність керма направлення теж вносить свій вплив на невизначеність керованого польоту БП літака на деяких режимах польоту.

Розглянемо далі склад матриці спостереження  $C$ , який визначається складом та структурою пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК) БП літака. Спрощена структура такого комплексу для міні БПЛА наведена на рис. 1. Управління польотом БП літака здійснюється через безплатформенну інерціальну навігаційну систему. Але, у зв'язку зі значним похибками, визначення координат БПЛА в процесі відносно тривалого польоту та в результаті застосування дешевих мікромеханічних вимірювачів БНС (датчики кутових швидкостей та лінійних прискорень), координати БПЛА, що визначені БНС, потребують постійної корекції, яка здійснюється за сигналами від супутникової навігаційної системи.

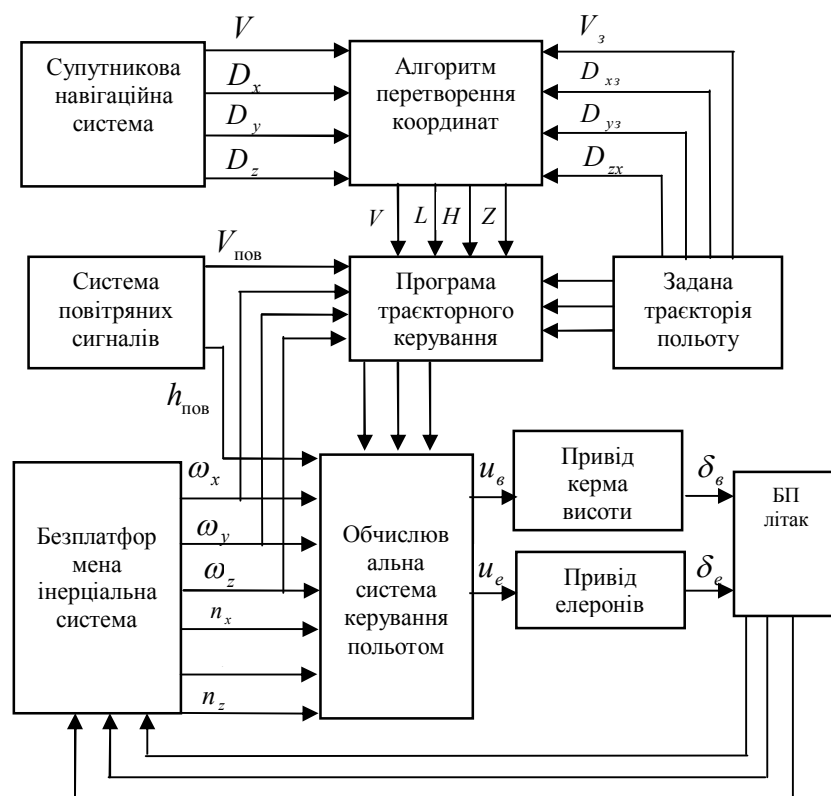


Рисунок 1 – Структурна схема пілотажно-навігаційного комплексу БП літака

У відповідності до наведеної (рис. 1) структури ПНК для керування повздовжнім каналом використовуються сигнали обчислювачів висоти  $h$  й кута тангажу  $\vartheta$  та датчики кутової швидкості (ДКШ)  $\omega_z$  й лінійних

прискорень  $n_y, n_x$ . У відповідності до цього матриця спостереження  $C_n$  буде такою

$$C_n = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

У бічному каналі використовуються сигнали обчислювачів кутів крену й курсу та датчики кутових швидкостей  $\omega_x, \omega_y$  й бічного лінійного прискорення  $n_z$ , тому матриця спостереження  $C_6$  буде мати вигляд:

$$C_6 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

При синтезі систем керування рухом безпілотним літальним апаратом необхідно також враховувати динамічні характеристики приводів керма висоти та елеронів. Світовий досвід розробки та виготовлення кермових приводів для малих БПЛА показує, що їх можна, при синтезі ПНК, представити аперіодичною ланкою, тобто

$$W_{np}(P) = \frac{k}{T_{np}P + 1}$$

Отже, при синтезі системи керування польотом БП літака необхідно враховувати його аеродинамічну схему, принцип створення керуючих впливів та дії детермінованих і випадкових збурень.

Аналіз аеродинамічних схем та динамічних характеристик БП літаків, що наведений вище, дозволяє визначити основні вимоги щодо систем керування їх польотом (СКП) у наступному вигляді:

– можливість в будь-який момент часу переходити на ручне керування, а також додавати, видаляти і змінювати точки маршруту в будь-який час за допомогою наочного інтерфейсу користувача. В обох режимах керування БП літак повинен стабілізуватись автоматично;

– СКП не повинна втрачати горизонт, за рахунок чого забезпечуються правильні реакції автопілоту на зовнішні збурення й адекватне розподілення впливів між органам керування БПЛА;

– визначати оптимальні траєкторії перельоту із заданої початкової точки простору в кінцеву, в тому числі й найбільш складний варіант траєкторії – політ на малій висоті (маловисотний політ);

- автоматизація виконання окремих штатних режимів (розгортання в горизонтальній площині, захід на посадку і посадка, набір висоти, зниження, маневри у вертикальній площині), а також польоту в цілому;
- автоматичне виконання посадки у випадках відказів, зокрема двигунів та ін.;
- орієнтація по картині підстиляючої поверхні з метою організації літаководіння і точної посадки;
- попередження виходу за обмеження при виконанні складних маневрів.

Як бачимо, СКП повинна задовольняти таким суперечливим вимогам, як мінімізація похибки при дії зовнішніх детермінованих та стохастичних впливів й внутрішніх процесів, тобто забезпечувати робастність по відношенню до суттєвої невизначеності умов виконання завдання та невизначеності власних характеристик БП літака..

Отже, виходячи з критерію «якість – робастність» структурно-параметричний синтез СКП безпілотною літака можна представити таким, що складається з двох етапів:

- синтез оптимальної стохастичної системи керування за середньоквадратичним критерієм;
- робастна параметрична оптимізація структури, отриманої на першому етапі.

Перший етап. Так як рівняння (1) – (4) є нелінійними, рівняння розбивається на дві частини:

- для малих курсових похибок та лінеаризованих рівнянь, незв'язані сигнали керування горизонтальних і вертикальних прискорень в залежності від кінцевих похибок в курсовому куті й бічного відхилення від заданої траєкторії;
- додаткові алгоритми для часу, що залишився до виходу в проміжний пункт маршруту (ППМ), проектованої величини бічного відхилення від заданого положення ППМ, проектованих радіусів кінцевого розвороту й початкового повороту. З урахуванням цього синтез оптимального регулятора здійснюється на основі теореми розподілення.

Отже, розширена модель керування, що включає формуючий фільтр Драйдена (Красовського в країнах СНД) для моделювання атмосферної турбулентності в загальному вигляді представляється так:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{X} &= A_o \Delta X + B_o \Delta U + \Delta W; \\ \Delta Y &= C_o \Delta X + D_o \Delta U + \Delta V, \end{aligned} \quad (7)$$

де  $\Delta W$  – вектор білих шумів, що збурюють стан системи;  $\Delta V$  – білий шум вимірів.

Оскільки метою дослідження є синтез законів керування при розширеній множині вхідних сигналів, то необхідно визначити дискретний еквівалент першого рівня системи (7):

$$\Delta X_{k+1} = F\Delta X_k + G\Delta U_k \quad (8)$$

Система керування бічним рухом БП літака з розширеною множиною вхідних сигналів будується як імпульсний регулятор, тобто як дискретний керуючий пристрій, який мінімізує аналогову (безперервну) квадратичну функцію втрат при лінійних динамічних обмеженнях. Стандартна форма оптимізаційної задачі для дискретної СКП, наведена на рис. 2. Матриця  $B_{од}$  (рис. 2) об'єднує керуючий  $u$  та збурюючий  $g$  входи в розширений вектор входу. Як і раніше, матриця  $A$  є матрицею станів БП літака, а матриця  $C_0$  призначена для спостереження вектора виходу  $Z$ , який використовується для обчислення показника якості.

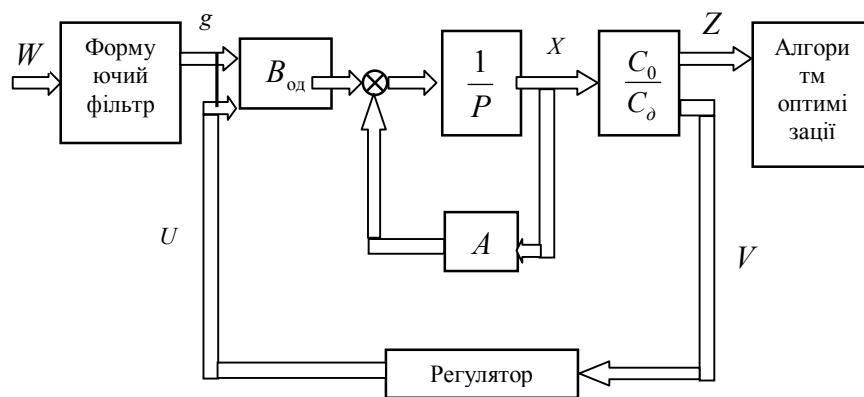


Рисунок 2 – Структурне представлення задачі оптимізації СКП

Головною задачею СКП є стабілізація заданих параметрів польоту БП літака, тобто утримання його в стані рівноваги. Відхилення від точки рівноваги описується таким співвідношенням:

$$\begin{aligned} \Delta \tilde{X}(t) &= \Delta X(t) - \Delta X^*(t), \\ \Delta \tilde{U}(t) &= \Delta U(t) - \Delta U^*. \end{aligned} \quad (9)$$

Припускаючи, що точка рівноваги є фіксованою, можна з рівним успіхом застосовувати рівняння (7) і (8) до змінних ( $\sim$ ), а безперервна функція втрат може бути визначена так:

$$J = 0,5 \sum_{k=0}^{\infty} \int_{t_k}^{t_k+T} \left\{ \Delta \tilde{X}^T(t) \Delta \tilde{U}^T(t) \begin{bmatrix} Q & M \\ M^T & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \tilde{X}(t) \\ \Delta \tilde{U}(t) \end{bmatrix} \right\} dt, \quad (10)$$

де  $Q$  і  $R$  – діагональні вагові матриці для змінних стану та керування відповідно.

Мінімізація функції (10) приводить до пропорційного типу закону керування з розширеною множиною вхідних сигналів:

$$\Delta \tilde{U}_k = -F\Delta \tilde{X}_k, \quad (11)$$

$$\Delta U_k = \Delta U_k^* - F(\Delta X - \Delta X^*) \quad (12)$$

Замість відхилення в (11) й (12) керуючого сигналу  $\Delta U_k$  від стану рівноваги можна використовувати швидкість його зміни, тобто  $\Delta v = \Delta \dot{U}$ . В цьому випадку швидкість зміни керуючого сигналу може ввійти з ваговою в функцію (10), даючи можливість обмежити високочастотні складові сигналів або їх швидкі зміни.

Матриця коефіцієнтів підсилення  $F$  в (11), (12) визначається наступним чином

$$F = (B_o^T M B_o + R)^{-1} \times B_o^E M B_o. \quad (13)$$

Значення коефіцієнтів у (13) визначається залежністю

$$M = A_o^E M A_o - A_o^T M B_o (B_o^T M B_o + R) B_o^T Q A_o + Q. \quad (14)$$

Порядок замкненої системи дорівнює  $2(n + p)$ , де  $n, p$  – розмірності моделей БП літака й фільтра Драйдена відповідно, й вона представляється так:

$$\begin{pmatrix} X_{k+1} \\ X_{k+1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_o & -B_o F \\ K C_o & A_o - K C_o - B_o F \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_k \\ X_k \end{pmatrix} \quad (15)$$

Отже, використання спостерігача (фільтра Калмана) збільшує порядок замкненої системи в два рази, з точки зору реалізації закону керування в бортовому комп'ютері необхідно провести резидуалізацію (пониження) порядку системи. Це здійснюється на основі балансних моделей, які отримуються шляхом несінгулярного перетворення системи (15). Ця процедура завершує перший етап проектування СКП.

Другий етап. Другим етапом є робатизація СКП. Змінними процедурами оптимізації в даному випадку є матриці коефіцієнтів підсилення спостерігача  $K$ :

$$K = Q C_o^T [V_2 C_o Q C_o^T]^{-1}$$

$$Q = A_o^T Q A_o - A_o^T Q B_o (B_o^T Q B_o + V_2) B_o^T Q A_o + V_1$$

та регулятора:

$$F = (B_o^T M B_o + R)^{-1} \times B_o^T M B_o,$$

де  $V_1, V_2$  – матриці коваріацій шумів, що збурюють стани системи та коваріацій шумів вимірів відносно.

В якості вихідних величин для початку процедури оптимізації використовуються оптимальні значення цих векторів, що отримані на першому етапі.

**Висновки.** Отже, представлений синтез системи керування польотом безпілотного літака може бути використаний при розробці системи



керування енергетичною установкою із фотоелектричними елементами на безпілотному літальному апараті малогабаритного класу. Така система має забезпечити стабілізацію швидкості БП літака в процесі польоту при зміні істинної повітряної швидкості в широких межах в залежності від режиму й умов польоту, тобто в умовах значної невизначеності.

### СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Казак В. М. Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті / В. М. Казак. – К. : НАУ-друк, 2010. – 284 с.
2. Бесекерский В. А. Теория автоматического регулирования / В. А. Бесекерский, Е. П. Попов – М. : Наука, 1972. – 768 с.
3. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация [Пер. с англ.] – М. : Мир, 1985. – 509 с.

**Казак В.М., Горбач О.К., Вакарова А.И. СИНТЕЗ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЕТА**

*Рассмотрены основные недостатки малогабаритных беспилотных летательных аппаратов. Приведена модель динамики управляемого движения беспилотного самолета. Рассмотрена структурную схему пилотажно-навигационного комплекса беспилотного самолета. Приведены основные требования к системам управления полетом беспилотных самолетов. Предложено структурно-параметрический синтез системы управления полетом из двух этапов.*

*Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, система управления полетом, оптимизация.*

**Kazak V.M., Gorbach O.K., Vakarova A.I. SYNTHESIS OF FLIGHT CONTROL SYSTEMS OF UNMANNED AIRCRAFT**

*Main disadvantages of small unmanned aerial vehicles are considered. The dynamics model of the unmanned aerial vehicle is shown. Block diagram of flight and navigation system of unmanned aircraft is considered. Basic requirements to flight control systems of unmanned aircraft are presented. Structural and parametric synthesis of two-stage flight control system is proposed.*

*Keywords: unmanned aerial vehicles, flight control system, optimization.*