УДК 629.7.05

DOI: http://doi.org/10.20535/2219-3804202019194416

О. В. Збруцький[1], *професор, д.т.н.*, **Д. О. Горбачек**[2], *бакалавр*

СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ РУХОМ ЦЕНТРУ МАС БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

En The synthesis of the control system of the unmanned aerial vehicle under conditions of information and wind disturbances has been performed. The trajectory of the flight of an unmanned aerial vehicle under different initial conditions is discussed and an optimal trajectory is chosen for the complete execution of the flight task. It is shown that from the point of view of the flight task execution time and flight stability under disturbed conditions, the best starting angle of 45 degrees. At the same time, control was started at the active stage of flight, in order to compensate for the exit of the aircraft for altitude, which is limited to 25 kilometers in order to fully perform the flight mission. The maximum flight range of the unmanned aerial vehicle with the given parameters was provided under limited conditions of the flight mission, it is altitude.

Ru Выполнен синтез системы управления беспилотного летательного аппарата в условиях информационных и ветровых возмущений. Обсуждается траектория полета беспилотного летательного аппарата при разных начальных условиях и выбрано оптимальную траекторию для полного исполнения полетного задания. Показано что с точки зрения времени выполнения полетного задания и стабильности полета в условиях возмущений, лучшим стартовым углом наклона траектории есть угол 45 градусов. При этом управления было начато на активном этапе полета, для компенсации выхода летательного аппарата за высоту которая ограничена величиной 25 километров для того чтобы в полном объеме выполнить полетное задание. Было обеспечено максимальную дальность полета беспилотного летательного аппарата с заданными параметрами при ограниченных условиях полетного задания, а именно высоты полета.

Вступ

Одним із найбільш значимих завдань, що з’являються під час створення та конструювання різних технічних систем, у тому числі безпілотних літальних апаратів (БПЛА) є забезпечення необхідної якості та надійності керування у разі дії зовнішніх збурень. Незважаючи на широкий діапазон наявних способів проектування систем автоматичного керування літальних апаратів, на сьогоднішній час залишається актуальною задача забезпечення керованості літального апарату зі зміною режимів польоту та впливу зовнішніх збурень. Будова сучасних літальних апаратів характеризується широким використанням систем автоматичного керування, перш за все та-

[1] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*
[2] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*

ких специфічних класів літальних апаратів, як безпілотні літальні апарати, так як під час керуванні цим типом пристроїв необхідно оперативно і точно вирішити проблеми просторової орієнтації та стабілізації.

Для безпілотного літального апарату одним із найважливіших завдань є виконання усієї програми польоту, незалежно від різноманітних збурюючих факторів, які можуть виникнути під час польоту. Завдання автоматичного керування польотом взаємопов'язані із завданням розробки безпілотного літального апарату. Розроблювана система керування повинна чітко реагувати на зміни параметрів об'єкту керування, наприклад зміна маси під час вигорання палива у разі роботи двигуна.

Основною метою є розробка законів автоматичного керування рухом безпілотного літального апарату, які здатні забезпечити максимальну дальність польоту в умовах дії збурень. Об'єктом дослідження є безпілотний літальний апарат із заданими вихідними даними та процес керування ним. Рівень досконалості системи керування рухом значною мірою визначає можливості БПЛА.

Постановка задачі

Однією із визначальних характеристик безпілотного літального апарату, покращення яких завжди актуально є дальність польоту. Основною задачею для забезпечення максимальної дальності польоту без зміни технічних та габаритно-масових характеристик безпілотного літального апарату є розробка системи керування, із введеними обмеженнями, а саме обмеженою висотою польоту у 25 кілометрів. Розробка підходів до синтезу систем керування, що забезпечують підвищену дальність дозволить знизити його трудомісткість пов'язану із його ітераційним характером. З іншого боку висуваються вимоги до розробки системи керування, а саме, необхідність забезпечення двох основних критеріїв $Y_{\text{БПЛА}} \le 25$ кілометрів, $X_{\text{БПЛА}} \to \max$.

Математична модель руху БПЛА

Для кращого розуміння процесів, які відбуваються під час виконання польотного завдання було складено математичну модель, що була покладена за основу імітаційної моделі руху БПЛА із заданими характеристиками. Математична модель являє собою динамічні рівняння, які описують просторове положення літального апарату (ЛА) за функцією часу.

За підставу математичної моделі руху будь-якого ЛА покладено дві основні теореми. Теорема про зміну кількості руху та моменту кількості руху.

Таким чином, було складено повну систему рівнянь руху БПЛА, що складається із трьох рівнянь сил, трьох рівнянь моментів, трьох кінематич-

них рівнянь руху, чотирьох геометричних співвідношень та трьох траєкторних рівнянь.

Система рівнянь руху БПЛА має вигляд:

$$
\begin{aligned}
&m\dot{V} = P\cos\alpha\cos\beta - X_n - G\sin\theta;\\
&mV\dot{\theta} = P\left(\sin\alpha\cdot\cos\gamma_c + \cos\alpha\cdot\sin\beta\cdot\sin\gamma_c\right) + Y_n\cos\gamma_c - Z_a\sin\gamma_c - G\cos\theta;\\
&-mV\dot{\Psi}_c\cos\theta = P\left(\sin\alpha\cdot\sin\gamma_c - \cos\alpha\cdot\sin\beta\cdot\cos\gamma_c\right) + Y_n\sin\gamma_c + Z_n\cos\gamma_c;\\
&J_{x12}\dot{\omega}_{x12} + (J_{z12} - J_{y12})\omega_{z12}\omega_{y12} = M_{x12};\\
&J_{y12}\dot{\omega}_{y12} + (J_{x12} - J_{z12})\omega_{x12}\omega_{z12} = M_{y12};\\
&J_{z12}\dot{\omega}_{z12} + (J_{y12} - J_{x12})\omega_{y12}\omega_{x12} = M_{z12};\\
&\dot{\psi} = \sec\vartheta\cdot(\omega_{y12}\cos\gamma - \omega_{z12}\sin\gamma);\\
&\dot{\vartheta} = \omega_{y12}\sin\gamma + \omega_{z12}\cos\gamma;\\
&\dot{\gamma} = \omega_{x12} + tg\vartheta\cdot(\omega_{z12}\sin\gamma - \omega_{y12}\cos\gamma);\\
&\sin\beta = \cos\Psi_c\cos\theta(\cos\gamma\sin\psi + \sin\gamma\cos\psi\sin\vartheta) - \sin\theta\sin\gamma\cos\vartheta -\\
&\qquad - \sin\Psi_c\cos\theta(\cos\psi\cos\gamma - \sin\psi\sin\gamma\sin\vartheta);\\
&\sin\alpha = -\frac{\cos\Psi_c\cos\theta(\sin\gamma\sin\psi - \cos\gamma\cos\psi\sin\vartheta) + \sin\theta\cos\gamma\cos\vartheta -}{\cos\beta}\\
&\qquad - \frac{\sin\Psi_c\cos\theta(\sin\gamma\cos\psi + \cos\gamma\sin\psi\sin\vartheta)}{\cos\beta};\\
&\sin\gamma_c = -\frac{-\cos\Psi_c\sin\theta(\cos\gamma\sin\psi + \sin\gamma\cos\psi\sin\vartheta) - \cos\theta\sin\gamma\cos\vartheta +}{\cos\beta}\\
&\qquad + \frac{\sin\Psi_c\sin\theta(\cos\psi\cos\gamma - \sin\psi\sin\gamma\sin\vartheta)}{\cos\beta};\\
&\dot{X}_g = V\cos\theta\cos\Psi_c;\\
&\dot{Y}_g = \dot{H} = V\sin\theta;\\
&\dot{Z}_g = -V\cos\theta\sin\Psi_c.
\end{aligned}
\qquad (1)
$$

Для розрахунку координат БПЛА у нормальній системі відліку $OXgYgZg$, використовуються три останніх рівняння із системи 1. Інтегруючи ці рівняння можна отримати координати ракети у будь-який момент польоту, що дозволить нам провести аналіз траєкторного руху БПЛА. Під час розробки імітаційної моделі, було використано метод Рунге-Кутти 4-го порядку, що дає можливість більш точно визначити параметри руху, хоча і потребує більшої кількості ітерацій у разі обчислення цих параметрів.

Аналіз траєкторного руху БПЛА

Після побудови імітаційної моделі руху можна провести аналіз траєкторного руху БПЛА, без використання системи керування, та обрати оптимальний стартовий кут нахилу траєкторії для синтезу системи керування, та більш швидкого і точного виконання програми польотного завдання. Розроблена імітаційна модель враховує всі процеси, які відбуваються в ЛА під час польоту, а саме, зміна маси, тяги, моментів інерції по всім осям та інше.

Велику роль під час створення підйомної сили для такого класу літальних апаратів, як БПЛА, мають параметри тяги двигуна. Параметри двигуна для нормальної температури 20^{o} *C* мають вигляд (рис. 1).

Рис. 1. Залежність тяги двигуна від часу його роботи за температури 20° *C*

Очевидно, що під час роботи двигуна відбувається згорання палива та змінюються такі характеристики двигуна, як маса, моменти інерції, та центр мас зміщується ближче до носа літального апарату. Оскільки в нашому випадку ми маємо нормальну аеродинамічну схему літального апарату, тобто рулі розміщені за центром мас літального апарату, зміна цих параметрів призведе до суттєвих змін при розробці системи автоматичного керування.

Моделювання траєкторії БПЛА за різних стартових кутах нахилу траєкторії має вигляд (рис. 2).

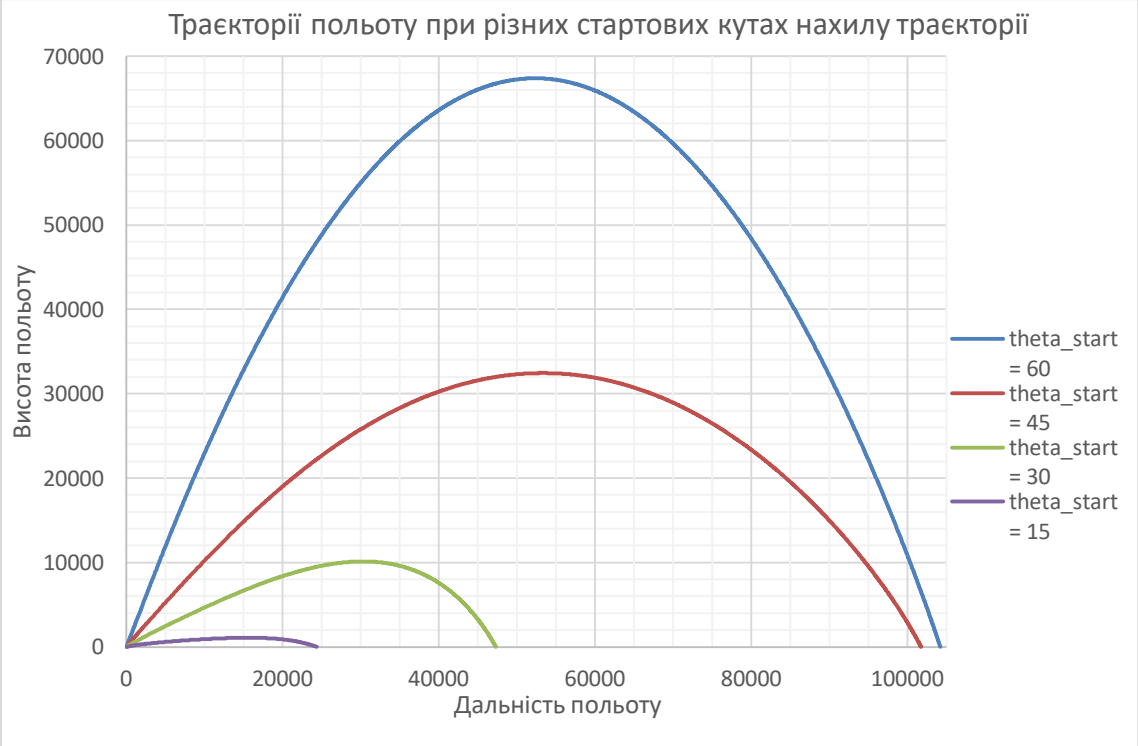

Рис. 2. Траєкторія польоту при різних стартових кутах нахилу траєкторії

Як бачимо із рис. 2 для забезпечення максимальної дальності польоту, не враховуючи висоту та час польоту необхідно обирати стартовий кут нахилу траєкторії 60 градусів, але враховуючи обмеження по висоті 25 кілометрів, та велику різницю у часі виконання польотного завдання, доцільніше обрати стартовий кут нахилу траєкторії 45 градусів. За такого польоту також враховано вітрові збурення, а саме, пориви зустрічного вітру зі швидкістю 20 м/с.

Порівняльна характеристика параметрів польоту при різних стартових кутах нахилу траєкторії має вигляд:

***Таблиця* 1.**

Порівняльна характеристика параметрів польоту при різних стартових кутах нахилу траєкторії

Стартовий кут нахилу траєкторії, град	15	30	45	60
Максимальна висота польоту, км	1071,071634	10118, 8566	32444,47931	67382,92393
Дальність польоту, км	24362,36072	47317,71881	101768,328	104230,9168

Стартовий кут нахилу траєкторії, град	15	30	45	60
Час польоту, с.	35	95,1	173,1	243,9

Структурна схема об'єкту керування

Для кращої ілюстрації динаміки БПЛА було складено структурну схему об'єкта керування (рис. 3). Ця схема була складена для доступності пояснення зв'язків між параметрами об'єкту керування (ОК), а також для дослідження впливу органів керування (тобто рулів висоти та напряму), на керовані величини – бокову і вертикальну координати ракети у земній системи координат. Під час складання структурної схеми даного об'єкту керування, ОК був розглянутий як тверде тіло, що рухається під дією зовнішніх сил.

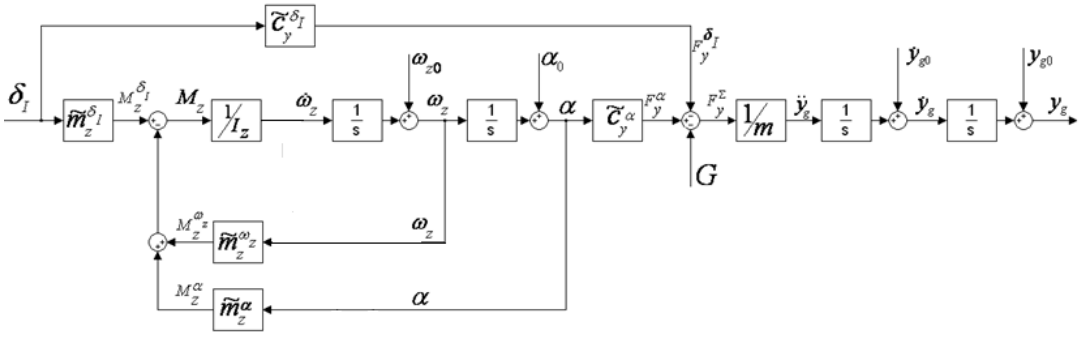

Рис. 3. Структурна схема об'єкту керування

На схемі δ_1 – це відхилення аеродинамічних рулів узагальненої ракети, y_g – це її координата у земній системі координат, а саме, висота. Як видно зі схеми, БПЛА рухається під дією підйомної F_y^{Σ} сили, яка є функцією кута атаки, а також відхилення рулів. Кут α залежить від моменту M_z. Моменти у кожному каналі залежать від параметрів даного каналу (кутів, кутових швидкостей і відхилень рулів), де

$$I = I_y = I_z. \tag{2}$$

Коефіцієнти із хвилястою лінією (наприклад, $\tilde{c}\,a/y$, і $\tilde{m}_z^{\omega_z}$ інші) – це добуток відповідного аеродинамічного коефіцієнта на швидкісний напір і на характерну площу (а для коефіцієнта моменту – ще й на характерний розмір). Тобто

$$\tilde{C}_y^{\alpha} = C_y^{\alpha} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S;$$
$$\tilde{m}_z^{\omega_z} = m_z^{\omega_z} \frac{\rho V^2}{2} \cdot Sl. \quad (3)$$

Дана структурна схема дозволяє прослідкувати горизонтальний рух центра мас БПЛА, залежно від руху керуючих органів. Таким чином, по даній схемі можна прослідкувати реакцію БПЛА на будь-які пробні керуючі впливи, наприклад, на одиничний імпульс і стрибок відхилення органів керування, на гармонічну керуючу дію тощо.

У даній структурній схемі не відображається рух по осі x_g. Це пов'язано із тим, що згідно з умовою поставленої задачі, змінні стану, якими потрібно керувати, це горизонтальне і вертикальне відхилення центра мас ЛА. Вони не залежать від координати x_g, а лише від швидкості.

Розробка системи керування для БПЛА

Після обґрунтування обрання стартового кута нахилу траєкторії необхідно розробити систему керування для БПЛА.

Для забезпечення критеріїв $0 \le Y_{БПЛА} \le 25$ кілометрів та $X_{БПЛА} \to \max$ необхідно розробити таку систему керування, яка дозволить не вийти за час роботи двигуна за висоту польоту 25 кілометрів, та дозволить забезпечити більшу дальність польоту порівняно із балістичним польотом без використання системи керування.

Для забезпечення входження БПЛА у діапазон висоти від 0 до 25 кілометрів необхідно розпочинати керування літальним апаратом ще на етапі роботи двигуна, оскільки двигун створює велику підйомну силу, її необхідно компенсувати, а саме, передати на приводи керуючі сигнали, які дозволять не виходити БПЛА за заданий діапазон, і тому збільшивши дальність польоту БПЛА.

Враховуючи параметри атмосфери, а саме, що зі збільшенням висоти густина повітря зменшується, що призводить до зменшення лобового супротиву БПЛА, доцільно було б за допомогою органів керування утримувати літальний апарат на максимальній висоті, але не більше ніж 25 кілометрів, максимальний проміжок часу, але враховуючи, що за відхилення органів керування на максимальну величину різко зростає коефіцієнт лобового супротиву, що різко позначиться на швидкості літального апарату, та призведе до зменшення дальності польоту, тому логічним є припущення, про поступове відхилення органів керування до максимального значення в залежності від зміни висоти польоту.

Згідно зі зробленими припущеннями було синтезовано систему керування з врахуванням зустрічного вітру зі швидкістю 20 м/с. Для демонстрації роботи системи керування нижче буде наведено основні параметри

які змінюються у польоту БПЛА, включно з відпрацюванням органів керування.

За результатами імітаційного моделювання траєкторія польоту БПЛА із заданими параметрами має вигляд (рис. 4)

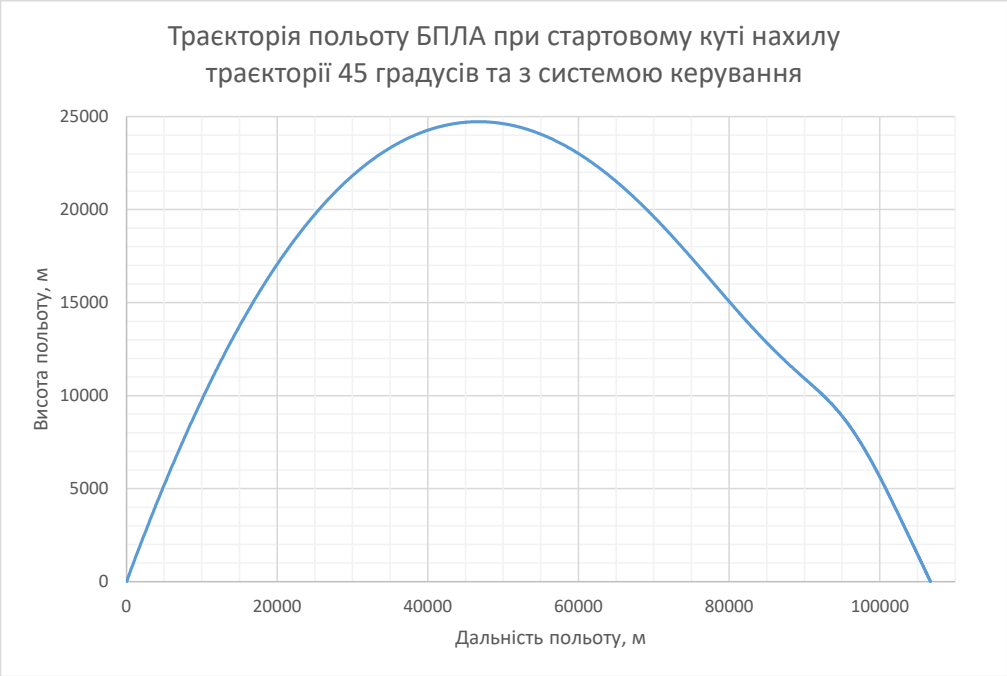

Рис. 4. Траєкторія польоту БПЛА з системою керування

На рис. 5 зображено відпрацювання органів керування поздовжнього каналу керування за часом:

Рис. 5. Відпрацювання органів поздовжнього керування за часом польоту

Як бачимо із графіка відпрацювання органів керування розпочалося ще на етапі набору висоти для того щоб не дозволити БПЛА вийти із діапазону висоти 25 кілометрів. Також видно, що після досягнення пікової висоти рулі почали відхилятися в протилежну сторону, для того щоб створити додаткову підйомну силу, адже БПЛА вже почав падіння на землю під дією сили тяжіння.

На рис. 6 зображено графік зміни швидкості польоту за часом.

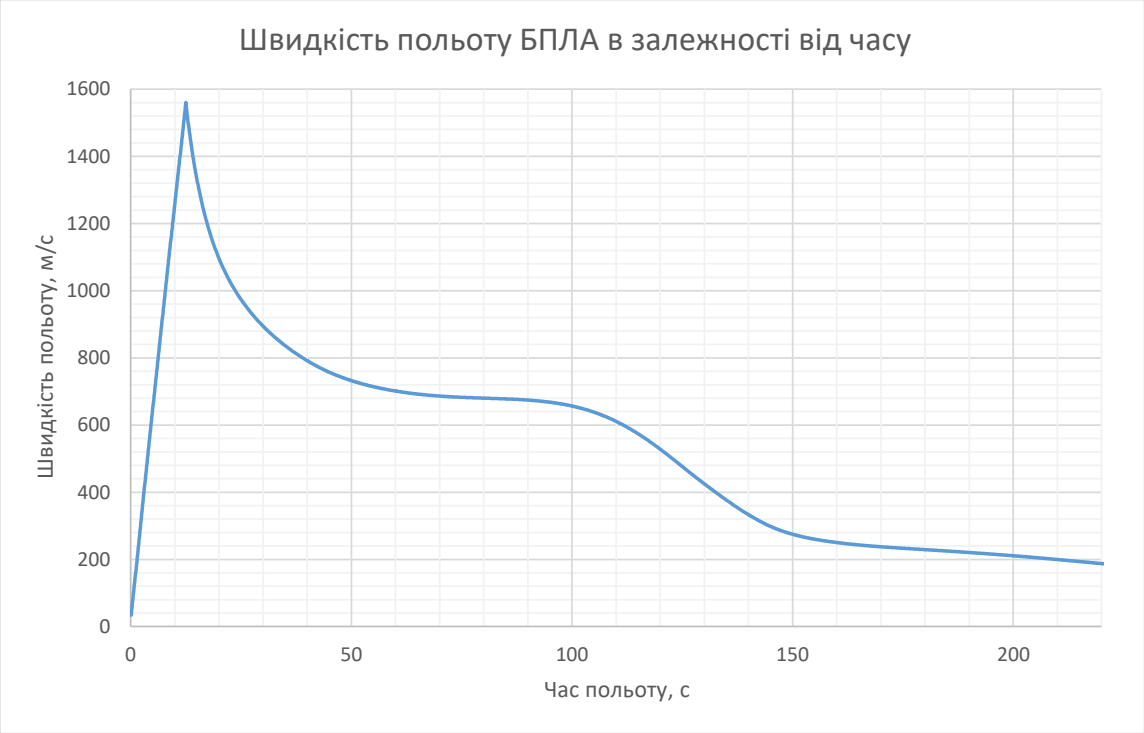

Рис. 6. Графік зміни швидкості польоту за часом

Як видно із рис. 6, БПЛА набирав швидкість на початковому етапі польоту, а саме, під час роботи двигуна. Після кінця роботи двигуна швидкість поступово почала спадати.

Таким чином після розробки системи керування, у результаті імітаційного моделювання були одержані результати, що повністю задовольняють вимоги, які були до неї поставлені.

Висновки

Виходячи із всього вище сказаного можна зробити висновок, що після синтезу системи керування було покращено льотно-технічні характеристики БПЛА, та забезпечено основні критерії, а саме, збільшення дальності польоту та діапазон висоти польоту БПЛА менше 25 кілометрів. Як видно із графіків, дальність польоту за допомогою використання системи керування було збільшено із 101768 метрів до 106727 метрів, не змінюючи га-

баритно-масові характеристики БПЛА. Тобто дальність польоту збільшилась на 4,8 %, при цьому залишившись у діапазоні висоти 25 кілометрів.

Список використаної літератури

1. *Горбатенко С. А., Энрст М. М.* и др. Механика полета. Справочник. – М.:Машиностроение, 1978, – 419 с.
2. *Матвеев В. В., Распопов В. Я* «Основы построения бесплатформенных инерциальних навигационных систем». ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009.
3. *Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973, – 44 с.
4. *Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973, – 55-56 с.
5. *Поляков К. Ю.* Теория автоматического управления для «чайников». //Санкт-Петербург 2008, – 21-22 с.
6. *Синєглазов В. М., Філяшкін М. К.* Автоматичні системи управління повітряних суден. – Підручник для авіаційних вузів. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005, – 193-219 с.
7. *Ivàn F Mondragon, Miguel A Olivares-Mendez, Pascual Campoy, Carol Martinez, Luis Mejias*. Unmanned aerial vehicles attitude, height, motion estimation and control using visual system. 2010. Conference on Methods and systems of navigation and motion control – 2010.
8. *Мущенко А. С.* Синергетический синтез законов взаимосвязаного управления продольным движением летательных аппаратов. Известия ТРТУ, 2006.
9. *Гэн К., Чулин Н. А.* Алгоритмы стабилизации для автоматического управления траекторным движением квадрокоптера. – МВТУ им. Н. Э. Баумана, 2015.
10. *Крищенко А. П., Канатников А. Н., Ткачев С. Б.* Допустимые пространственные траектории беспилотного летательного аппарата в вертикальной плоскости, 2014.
11. *Коростельов О. П.* «Теоретические основы проектирования ствольных управляемых ракет». Киев, Издательство DEFENSE EXPRESS LIBRARY – 2007.