

UDC 629.7.051

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771422021268461>С. О. Черненко<sup>1</sup>, магістрант, В. В. Бурнашев<sup>2</sup>, к.т.н., доцент**СИНТЕЗ ТА АНАЛІЗ ЗАКОНІВ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ПОСАДКОЮ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА НА ШАСІ**

**Ua** Отримано закони керування польотом безпілотною літаком на етапі посадки та виконано аналіз їхньої працездатності під час дії вітрового обурення. Траєкторія посадки складається із ділянок прямолінійного зниження та експоненційного вирівнювання. Стабілізація на траєкторії здійснюється за пропорційним законом із постійними коефіцієнтами, отриманими методом аналітичного конструювання оптимальних регуляторів.

Швидкість вітру враховувалася у вигляді суми середньої горизонтальної складової із урахуванням вертикального зсуву, турбулентної складової та дискретних вертикальних поривів. Гранично допустимі швидкості вітру визначені з урахуванням обмежень параметри руху у точці дотику. Їхня величина залежить від напрямку та відповідає п'яти балам.

У статті наведено графіки зміни параметрів руху під час посадки при дії попутного, зустрічного та вертикального вітру, а також графіки зміни положення органів управління. Для гранично допустимих швидкостей вітру вказано статистичні характеристики вертикальної швидкості торкання посадкового майданчика, а також помилки поздовжньої координати місця торкання.

**En** In this research we obtained the flight control laws for an unmanned aircraft at the landing stage, and performed an analysis of their performance under the action of a wind disturbance. The landing trajectory consists of sections of straight-line descent and exponential alignment. Stabilization on the trajectory is carried out according to a proportional law with constant coefficients obtained by the method of optimal regulators analytical design. The wind speed was taken into account as the sum of the average horizontal component, considering the vertical shear, the turbulent component and discrete vertical gusts. The maximum permissible wind speeds are determined taking into account the restrictions on the motion parameters at the touchdown point. Their value depends on the direction and corresponds to five points.

The article shows graphs of changes in motion parameters during landing under the action of a tailwind, headwind and vertical wind, as well as graphs of changes in the position of controls. We also indicated the statistical characteristics of the vertical speed of touching the landing site, as well as errors in the longitudinal coordinate of the touchdown point for the maximum allowable wind speeds.

---

<sup>1</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського

**Вступ**

Сучасні безпілотні літальні апарати (БПЛА) літакового типу виконують різноманітні завдання у режимі автоматичного керування рухом [1]. Однак, на завершальному етапі польоту оператори БПЛА здебільшого застосовують дистанційне пілотування. Такий підхід до організації посадки є неефективним як за витратами робочого часу персоналу, так і за точністю керування, внаслідок обмеженості можливостей людини із парирования високочастотних збурень. Жорсткі приземлення та викочування за межі посадкового майданчика знижують ресурс та час готовності до повторного використання літальних апаратів [1, 2]. Автоматичне керування посадкою може забезпечити нижчу ймовірність таких небажаних пригод у разі належного проектування регуляторів. Для цього основною вимогою під час синтезу має бути неперевищення параметрами руху допустимих значень у точці дотику посадкової смуги в умовах дії збурень.

Питання автоматичного керування посадкою під час дії вітру у сучасній науковій літературі широко висвітлені для пасажирських і транспортних літаків цивільної авіації [3 - 5]. У публікаціях, присвячених посадці безпілотних літаків [6, 7], основна увага приділяється її інформаційному забезпеченню, відсутній глибокий аналіз вітрового впливу. Проте вітер впливає на рух легких безпілотних літаків з низькими посадковими швидкостями істотно сильніше, ніж на рух пілотованих літаків [8, 9]. Тому вимоги до параметрів руху кардинально відрізняються.

**Постановка задачі**

Розглянемо задачу синтезу та аналізу законів керування позовжнім рухом легкого безпілотного літака, що забезпечують стійкий політ по заданій траєкторії посадки до точки дотику з необхідними параметрами руху у разі дії вітру, а також задачу визначення гранично допустимої швидкості вітру.

**Об'єкт керування**

Безпілотний літальний апарат являє собою літак класичної аеродинамічної схеми масою 12,5 кг із довжиною крила 2,4 м. Посадкова швидкість БПЛА дорівнює 19 м/с. Для керування позовжнім рухом літака використовуються руль висоти і двигун.

Перевірку працездатності синтезованого регулятора та дослідження отриманої якості керування будемо здійснювати за допомогою повних нелінійних рівнянь просторового руху безпілотного літака як абсолютно твердого тіла із однією площиною симетрії. Синтез регуляторів будемо

виконувати на основі лінеаризованих рівнянь руху, записаних у просторі станів:

$$\dot{X} = AX + BU, \quad (1)$$

де  $X = (\Delta V, \Delta\theta, \Delta\vartheta, \Delta\omega_z, \Delta H, \Delta X, \Delta\Omega)^T$  – вектор стану, що містить відхилення від програмних значень параметрів поздовжнього руху безпілотного літака;

$\Delta V$  – відхилення швидкості;

$\Delta\theta, \Delta\vartheta$  – відхилення кутів нахилу траєкторії та тангажа;

$\Delta\omega_z$  – відхилення кутової швидкості відносно поперечної осі;

$\Delta H$  – помилка стабілізації висоти польоту;

$\Delta X$  – відхилення поздовжньої координати;

$\Delta\Omega$  – відхилення кутової швидкості пропелера;

$U = (\Delta\delta_B, \Delta\delta_T)^T$  – вектор керуючих впливів, що містить кут повороту руля висоти від балансувального положення  $\Delta\delta_B$  та відхилення органу керування тягою  $\Delta\delta_T$ ;

матриця стану

$$A = \begin{pmatrix} -0,22 & -6,66 & -3,14 & 0 & 0 & 0 & 0,0066 \\ 0,055 & -2,65 & 2,62 & 0 & 0 & 0 & 0,000044 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 53 & -53 & -3,76 & 0 & 0 & 0 \\ -0,046 & 18,64 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0,99 & 0,87 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 25,57 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2,39 \end{pmatrix}; \quad (2)$$

$$B = \begin{pmatrix} -0,19 & 0 \\ 0,06 & 0 \\ 0 & 0 \\ -19,2 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & -2102 \end{pmatrix}.$$

### Синтез регулятора параметрів поздовжнього руху

Приземлення здійснюватимемо за експонентною траєкторією після прямолінійної ділянки глісади із нахилом  $-2,66^\circ$ . При цьому на ділянці

вирівнювання вертикальна швидкість визначається пропорційно поточній висоті  $H$ :

$$\dot{H}_3 = \frac{H(\dot{H}_0 - \dot{H}_k)}{H_0} + \dot{H}_k, \quad (3)$$

де  $\dot{H}_0$  - вертикальна швидкість початку вирівнювання;

$\dot{H}_k = -0,2$  м/с - бажана вертикальна швидкість дотику;

$H_0$  - висота початку вирівнювання.

Прямолінійну ділянку траєкторії заходу на посадку будемо починати на висоті 100 м, а вирівнювання – на висоті 3 м. Тоді номінальна посадкова дистанція становитиме 2211 м.

Для стабілізації БПЛА на траєкторії будемо використовувати стаціонарні пропорційні закони керування, отримані за допомогою методу аналітичного конструювання оптимальних регуляторів. Відповідно до його теорії [10], для лінійного об'єкта (1) оптимальними у сенсі мінімуму функціоналу Калмана-Льотова

$$I = \int_0^{\infty} X^T Q X dt + \int_0^{\infty} U^T R U dt \quad (4)$$

є керування

$$U = -KX, \quad (5)$$

де  $K = R^{-1} B^T P_p$ ;  $P_p$  – розв'язок алгебраїчного рівняння Ріккати

$$P_p A + A^T P_p - P_p B R^{-1} B^T P_p + Q = 0; \quad (6)$$

$Q, R$  - квадратні матриці коефіцієнтів, що задаються, виходячи із вимог до якості перехідних процесів та величини керувань.

Для об'єкта (1) із параметрами (2) отримані закони керування параметрами поздовжнього руху безпілотного літака (5) із двома органами керування

$$U = - \begin{pmatrix} -0,044 & -4,25 & -1,76 & -1,06 & -0,344 & 0,021 & -7,5 \cdot 10^{-5} \\ -0,429 & -3,4 & -2,27 & -0,109 & -0,437 & -0,21 & -9 \cdot 10^{-4} \end{pmatrix} X, \quad (7)$$

Вираз (7) будемо використовувати для стабілізації літака на всій траєкторії посадки, від початку прямолінійного зниження до закінчення вирівнювання за законом (3).

### Вітрове збурення

Швидкість вітру представлимо у вигляді суми середньої горизонтальної складової із урахуванням вертикального зсуву,

турбулентної складової та дискретних вертикальних поривів (рис. 1 – рис. 5).

У кожній реалізації посадки будемо розглядати можливість виникнення одного дискретного висхідного або низхідного пориву на будь-якій ділянці траєкторії. Загальну протяжність кожного такого пориву приймемо рівною 1200 м, а швидкість на ділянці зростання враховуватимемо у вигляді косинуса [11]:

$$W_p = \frac{W_m}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d}\right), \quad (8)$$

де  $W_m$  – максимальна швидкість вертикального пориву;

$d$  – довжина ділянки зростання;

$x$  – шлях, пройдений БПЛА всередині пориву.

Турбулентну складову швидкості вітру будемо враховувати відповідно моделі Драйдена [11].

Середню горизонтальну складову швидкості вітру [11]

$$W_H = W_6 \frac{\ln(H/z_0)}{\ln(6/z_0)} \quad (9)$$

будемо розраховувати для значення шорсткості  $z_0 = 0,034$  м, відповідному поверхні землі з травою [12]. У (9)  $W_6$  – середня швидкість вітру на висоті 6 м;  $H$  – поточна висота польоту БПЛА.

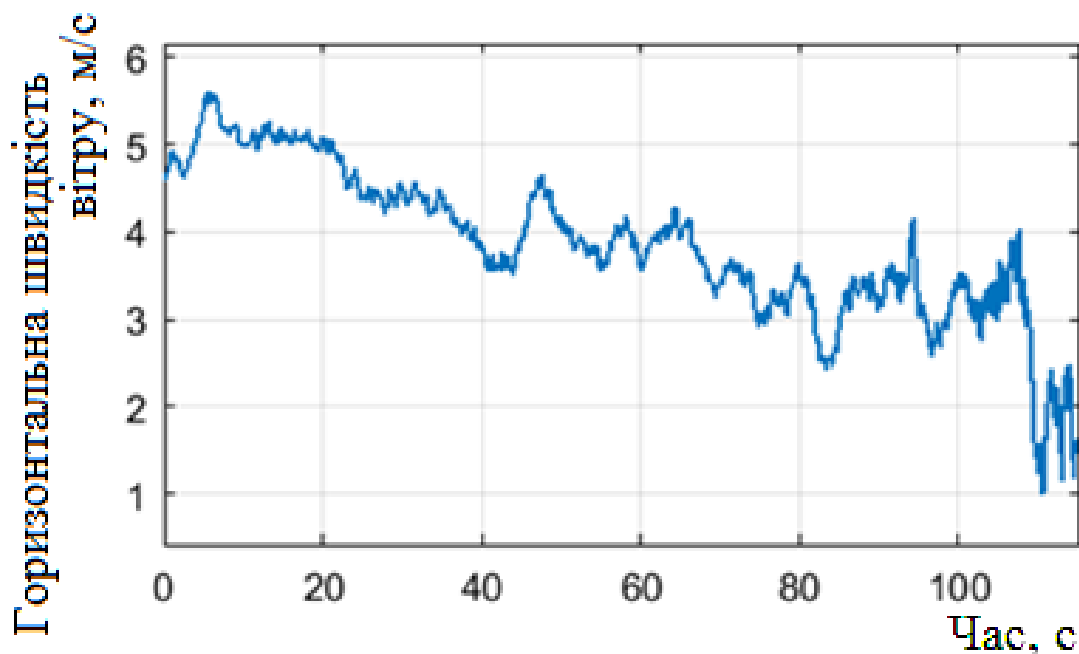


Рис. 1. Приклад реалізації швидкості горизонтального попутного вітру

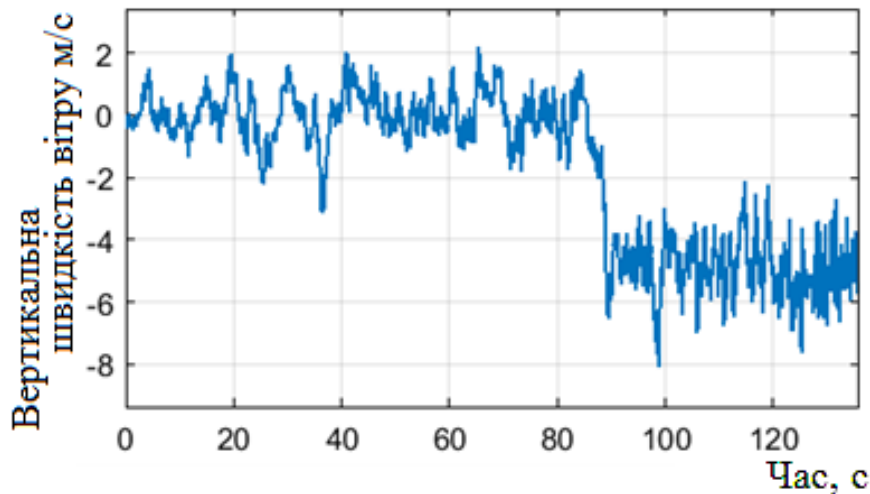


Рис. 2. Приклад реалізації швидкості вертикального вітру із мікровибухом

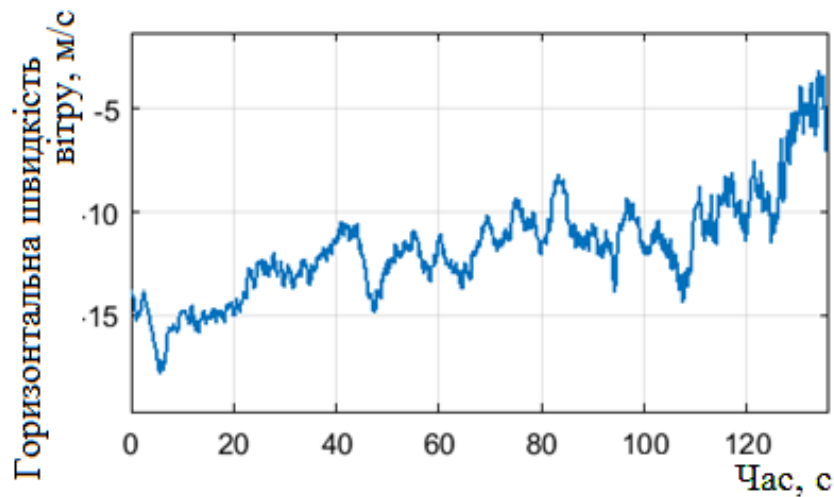


Рис. 3. Приклад реалізації швидкості горизонтального зустрічного вітру

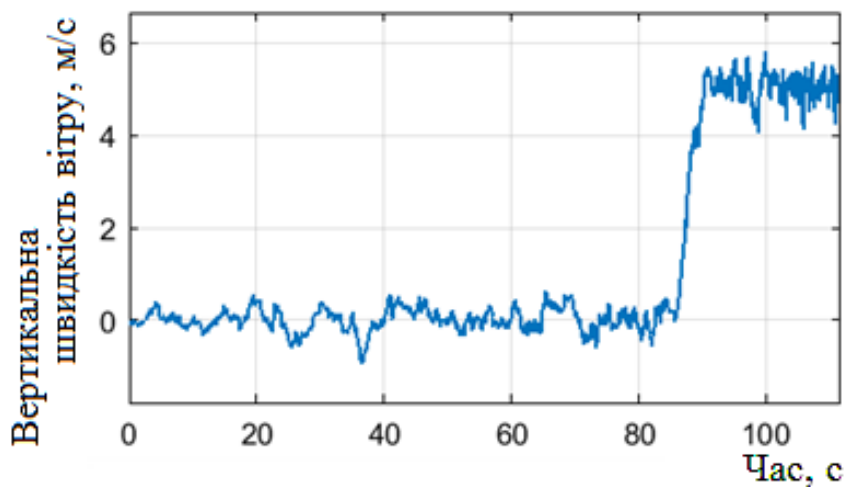


Рис. 4. Приклад реалізації швидкості вертикального вітру зі висхідним поривом

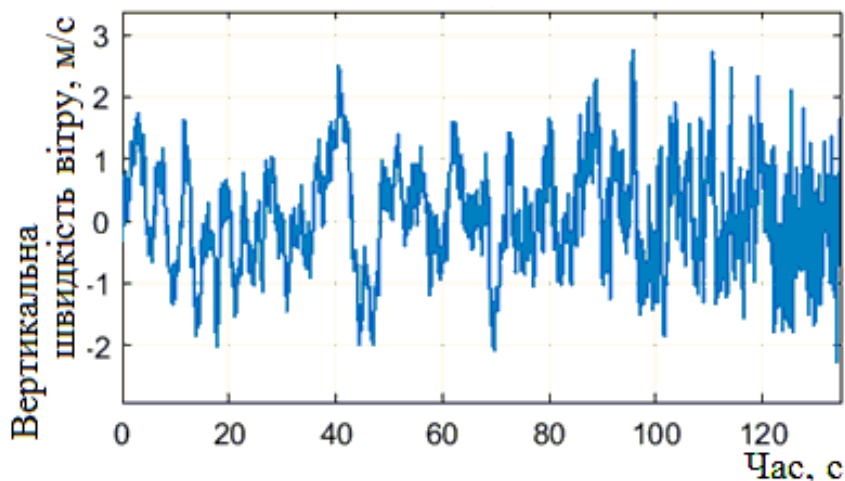


Рис. 5. Приклад реалізації швидкості вертикального вітру

### Робота регулятора в умовах дії вітру

Виконання розглянутим БПЛА успішної посадки означає, що у точці дотику абсолютна величина вертикальної швидкості не перевищує 1,1 м/с, а кут тангажа знаходиться в межах від  $-24$  до  $21^\circ$ . Інакше відбудеться пошкодження конструкції планера. Ці значення і будемо використовувати для визначення допустимого рівня вітрових обурень. Імовірність їх перевищення під час дії вітру із максимально допустимою швидкістю приймемо рівною  $3 \cdot 10^{-3}$ . При цьому не будемо враховувати необхідні обмеження горизонтальної швидкості польоту у момент дотику та поздовжньої координати місця дотику, оскільки вони залежать від конкретного посадкового майданчика.

Спочатку розглянемо роботу регулятора за умов дії вітру без дискретних вертикальних поривів (рис. 3, рис. 5). Захід на посадку у разі дії зустрічного вітру відбувається зі зменшеним кутом тангажа (рис. 6) та швидкістю відносно землі (рис. 7).

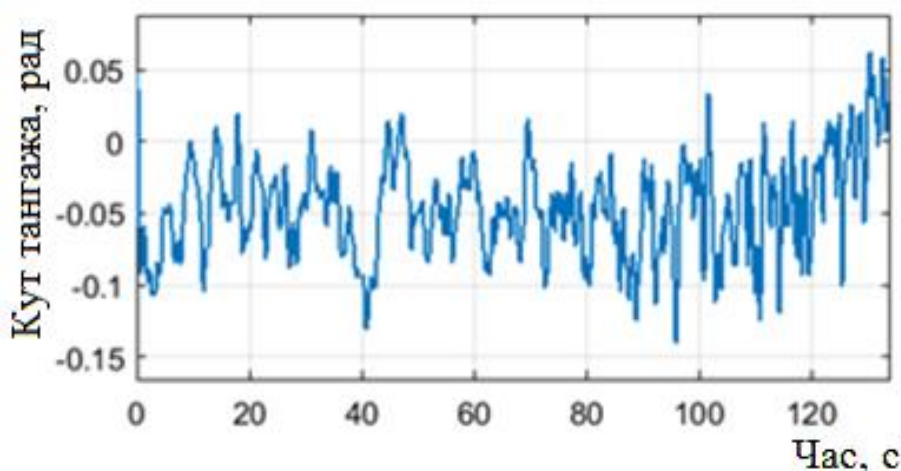


Рис. 6. Кут тангажа у разі дії зустрічного вітру 9 м/с

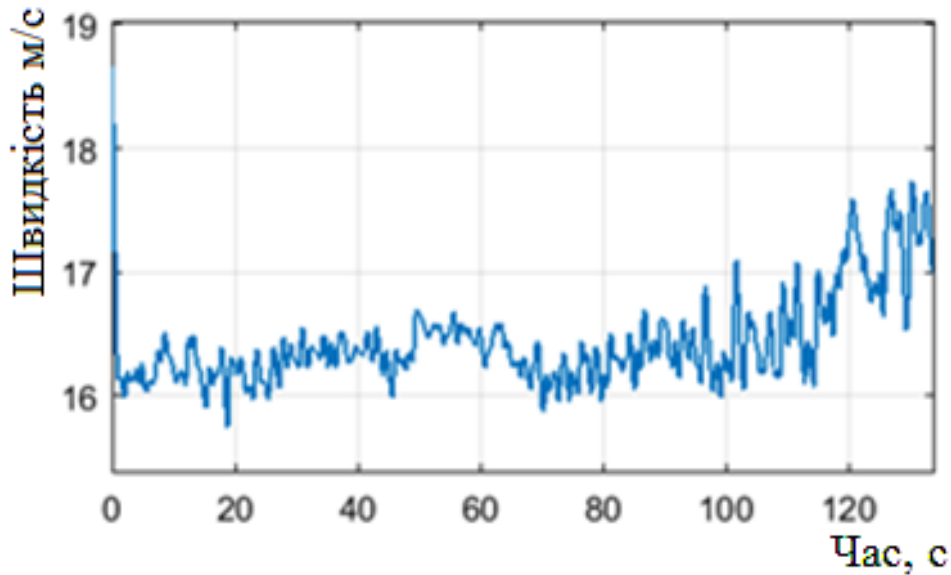


Рис. 7. Швидкість відносно землі при дії зустрічного вітру 9 м/с

Виявилось, що для виконання зазначених вище обмежень на параметри руху у точці дотику швидкість зустрічного вітру на висоті 6 м не повинна перевищувати 9 м/с. Із урахуванням вертикального зсуву (9) на висоті початку заходу на посадку вона може перевищувати 15 м/с (рис. 3). Однак, і на даній ділянці траєкторії літак успішно балансується, і наявний запас переміщення органів керування (рис. 8).

Умовою, що визначила вказану гранично допустиму швидкість зустрічного вітру, є неперевищення граничного значення вертикальної швидкості дотику. Під час дії сильнішого вітру турбулентність на малих висотах викликає неприйнятний розкид вертикальної швидкості (рис. 9).

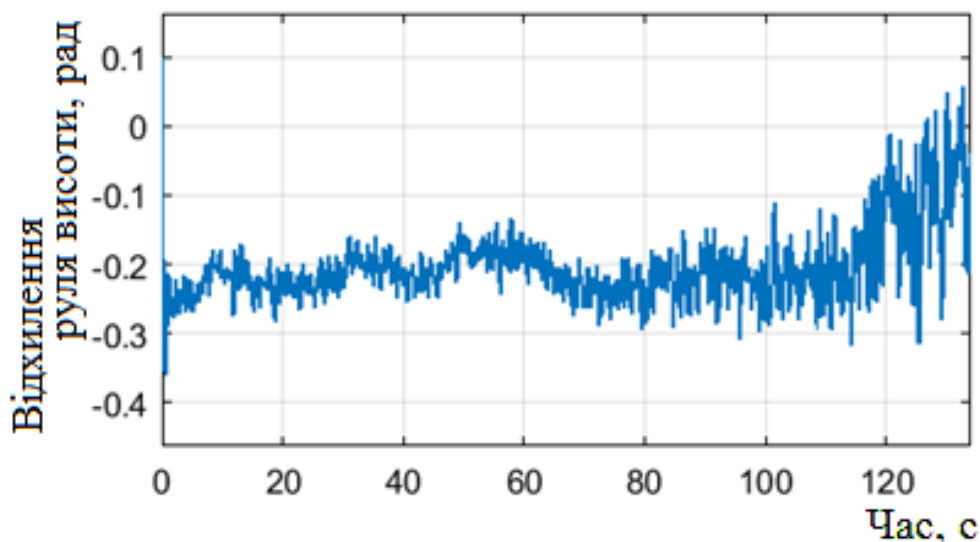


Рис. 8. Кут повороту руля висоти при дії зустрічного вітру 9 м/с

Для визначення статистичних характеристик параметрів руху використовувалася методика, описана авторами [7]. Крім того, виконане імітаційне моделювання (рис. 6 – рис. 10), результати якого не суперечать



розрахункам. За тридцятьма реалізаціями посадки із зустрічним вітром 9 м/с (на висоті 6 м) середньоквадратичне відхилення (СКВ) вертикальної швидкості дотику становило 0,24 м/с, а її найбільше значення – 0,97 м/с. При цьому зміщення помилки місця дотику виявилось рівним 16,2 м, а її СКВ - 5,1 м.

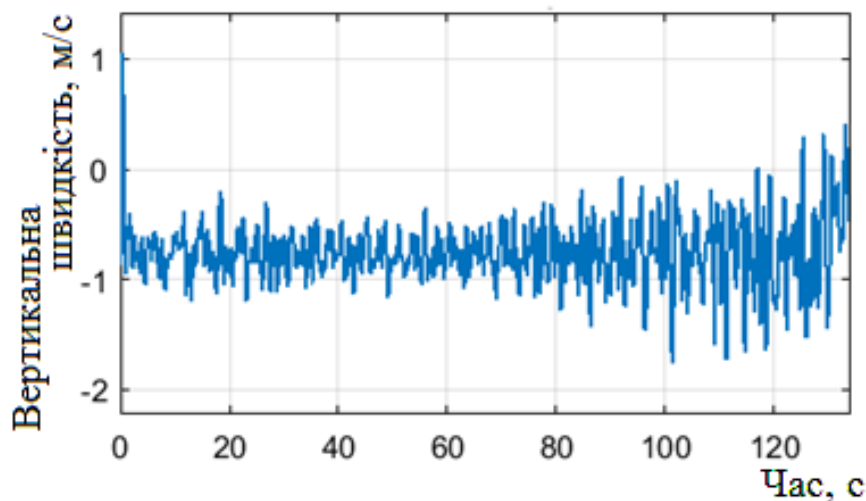


Рис. 9. Вертикальна швидкість БПЛА у разі дії зустрічного вітру 9 м/с

Основним фактором, що обмежує допустиму швидкість попутного вітру, виявилось положення руля висоти, необхідне для балансування літака на початковій ділянці траєкторії заходу на посадку. Тут із урахуванням вертикального зсуву очікується максимальна горизонтальна складова швидкості вітру. Руль висоти балансує літак і має запас ходу для стабілізації в умовах турбулентності (рис. 11), якщо середня швидкість попутного вітру на висоті 100 м не перевищує 5 м/с. Відповідно до (9) це означає, що на висоті 6 м середня швидкість горизонтального вітру має не перевищувати 2,9 м/с.

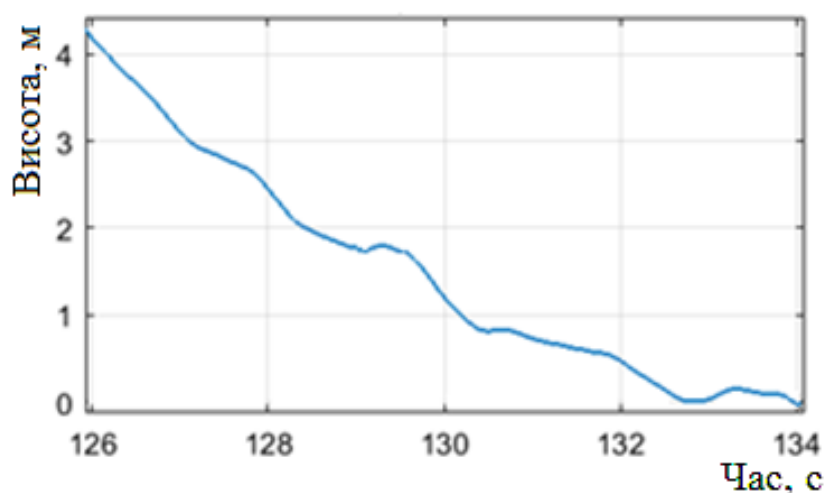


Рис. 10. Профіль польоту під час вирівнювання у разі дії зустрічного вітру 9 м/с

Із таким попутним вітром виконано імітаційне моделювання (рис. 11, рис. 12) тридцяти реалізацій посадки. Тому зміщення помилки поздовжньої координати місця дотику склало 1,2 м, а її СКВ – 1,9 м. Максимальна вертикальна швидкість дотику склала -0,6 м/с із СКВ 0,16 м/с.

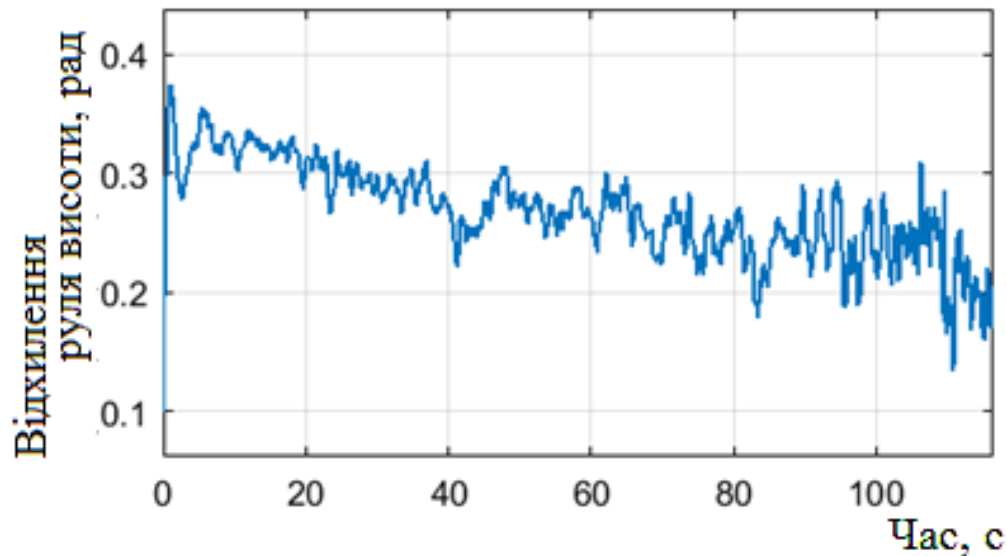


Рис. 11. Кут повороту руля висоти при дії попутного вітру 2,9 м/с

Парирування дискретних вертикальних поривів вітру літак із регулятором (7) здійснює шляхом зміни кута тангажа (рис. 13), аналогічно некерованому стійкому у поздовжньому русі літаку. Однак, у цьому разі також активно змінюється режим роботи двигуна (рис. 14).

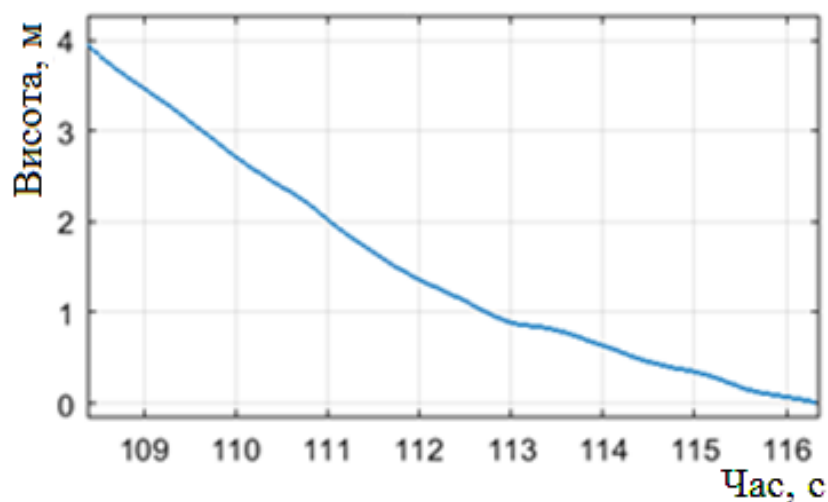


Рис. 12. Профіль польоту під час вирівнювання при дії попутного вітру 2,9 м/с

Для дослідження впливу вертикальних поривів на точність керування та визначення їх максимально допустимих швидкостей вони задавалися на різних ділянках траєкторії посадки у комбінації із попутним та зустрічним вітром із зазначеними вище максимальними рівнями швидкості.

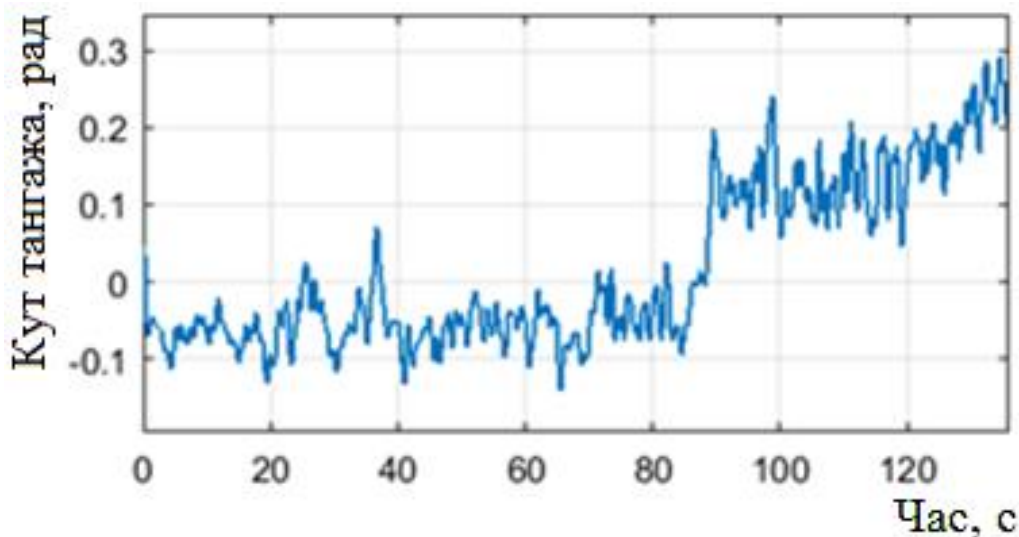


Рис. 13. Кут тангажа під час посадки із мікробухом вітру

Параметри руху показані на рис. 13, рис. 14 є реакцією на мікробух 5 м/с (рис. 2) у разі дії зустрічного вітру (рис. 3).

Для досліджуваного літака з законами керування (3), (7) допустимі швидкості вертикальних поривів, що діють під час вирівнювання, обмежуються граничними значеннями кута тангажу при дотику до посадкового майданчика. Пориви вітру на великій висоті обмежуються можливостями органу керування тягою. Таким чином, гранично допустима швидкість висхідного пориву вітру виявилася рівною 5 м/с, а для мікробуху – -4,8 м/с.

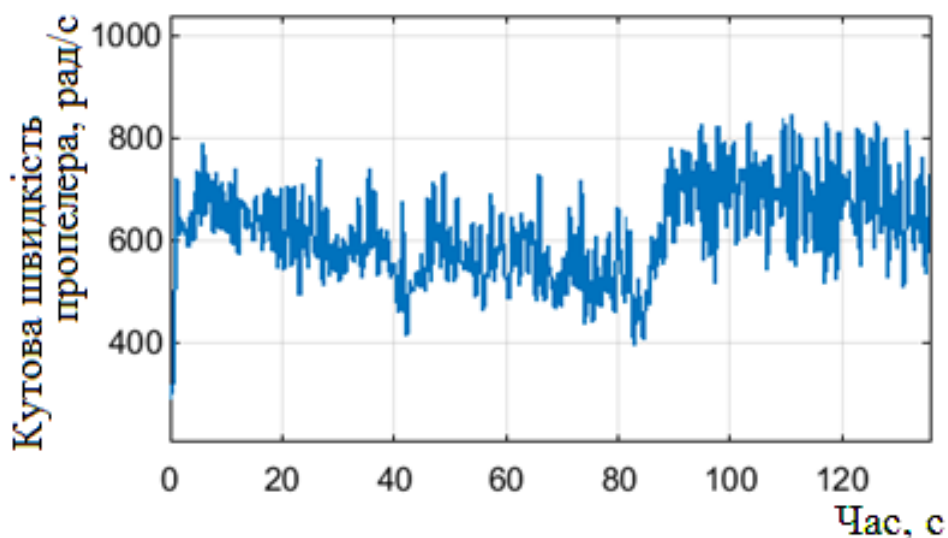


Рис. 14. Робота рушія при парируванні мікробуху вітру

Наявність дискретних вертикальних поривів призводить також до збільшення зміщення помилки поздовжньої координати місця дотику. Воно залежить від швидкості пориву та тривалості його дії на літак.

Закономірності впливу їх наявності на вертикальну швидкість дотику виявити не вдалося.

### **Висновки**

Синтезований пропорційний закон керування із постійними коефіцієнтами забезпечує успішну посадку безпілотного літака у неспокійній атмосфері із силою вітру до п'яти балів. При цьому гранично допустима швидкість вітру і умови, що її обмежують, істотно залежать від напрямку вітру.

Допустима швидкість зустрічного вітру для успішної посадки досліджуваного безпілотного літака виявилася рівною 9 м/с (на висоті 6 м). Вона обмежується заданою ймовірністю перевищення граничної вертикальної швидкості дотику. За такого вітру середньоквадратичне відхилення вертикальної швидкості дотику становило 0,24 м/с. Точка дотику має постійне зміщення від необхідного положення на 16,2 м та СКВ 5,1 м.

Швидкість попутного вітру обмежується величиною відхилення руля висоти, необхідного для балансування безпілотного літака на глісаді при зниженій повітряній швидкості. Для розглянутої траєкторії посадки вона не повинна перевищувати 2,9 м/с на висоті 6 м або 5 м/с для будь-яких траєкторій, що не передбачають збільшення горизонтальної швидкості дотику посадкового майданчика.

Розроблений регулятор справляється із дискретними вертикальними поривами вітру значної сили. Їхня допустима швидкість визначається граничним кутом тангажа під час дотику, а також граничними режимами роботи двигуна. Вона становить -4,8 м/с для низхідних поривів та 5 м/с – для висхідних.

Дія дискретних вертикальних поривів призводить до суттєвих зсувів точки дотику посадкового майданчика від необхідного положення. У деяких реалізаціях додаткове відхилення точки дотику становило 20 м.

### **Список використаної літератури**

1. *Замятин П. А.* Классификационные признаки беспилотных летательных аппаратов аэродромного базирования // Кронос. – 2020. – № 4 (43); <https://cyberleninka.ru/article/n/klassifikatsionnye-priznaki-bespilotnyh-letatelnyh-apparatov-aerodromnogo-bazirovaniya>.
2. *Макаров И. М., Лохин В. М., Манько С. В., Романов М. П., Евстигнев Д. В.* Интеллектуальная система управления автоматической посадкой беспилотного летательного аппарата на основе комплексного применения технологии нечеткой логики // Авиакосмическое приборостроение. – 2004 г. – № 10. – С. 30–40.

3. *Еремин А. И., Сельвесюк Н. И.* Уточнённая оценка коэффициента опасности посадки при снижении по глиссаде с учётом действия вертикального ветра // Труды МАИ. – Выпуск № 100, 2018; <http://trudymai.ru/published.php?ID=93451>.
4. *Денисов К. Г.* Исследование предельных отклонений параметров приземления тяжелых самолетов при автоматической посадке // Вестник КГТУ им. А. Н. Туполева – 2007. – № 1. – С. 71 – 72.
5. *Кравченко А. В.* Применение метода минимального уровня энергии ВС при заходе на посадку в условиях сдвига ветра // Научный вестник УВАУ ГА – 2008. – № 1. – С. 77 – 82.
6. *Агеев А. М., Беляев В. В., Бондарев В. Г., Проценко В. В.* Системы автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов: проблемы и пути решения // Военная мысль. – 2020. – № 4. – С. 130 – 136.
7. *Збруцький О. В., Бурнашев В. В.* Точність навігаційної системи для автоматичної посадки безпілотного літака // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2012. – № 5. – С. 97–101.
8. *Малкин В. А., Рожков И. В.* Влияние ветровых возмущений и нелинейностей сервопривода на контур стабилизации высоты полета беспилотного летательного аппарата // Системный анализ и прикладная информатика. – 2019. – № 2, – С. 23 – 29.
9. *Санько А. А., Рожков И. В., Шейников А. А.* Влияние ветра на систему угловой стабилизации беспилотного летательного аппарата // Международный информационно-аналитический журнал «Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык». – 2019. – № 1 (20). – С. 1 – 12.
10. *Пупков К. А., Егунов Н. Д.* Методы классической и современной теории автоматического управления. Теория оптимизации автоматического управления. – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана. – 2004. – 742 с.
11. *Гуськов Ю. П., Выскребенцев Л. И., Паленов Ю. А.* Математическая модель самолета для исследования влияния атмосферных возмущений. – М.: МАИ, 1991. – 32 с.
12. *Лев Т. Д.* Оценка параметра шероховатости территории Украины на разных пространственных масштабах для моделей атмосферного переноса и осаждения загрязняющих веществ // Проблемы безопасности атомных электростанций и Чернобыля. – 2018. – Вып. 31. – С. 16 – 30.