

# Thematic Issue:

## Intelligent Control and Systems

---

DOI: <https://doi.org/10.15407/kvt215.01.005>

CC BY-NC

**ВОЛКОВ О.Є.**, канд. техн. наук., старш. дослідник,  
директор  
<https://orcid.org/0000-0002-5418-6723>, e-mail: alexvolk@ukr.net

**СИМАХІН В.М.**, аспірант,  
старш. наук. співроб. наук.-досл. лаб. безпілотних комплексів і систем  
<https://orcid.org/0000-0003-4497-0925>, e-mail: thevladsima@gmail.com

Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій  
та систем НАН України та МОН України,  
просп. Акад. Глушкова, 40, Київ, 03187, Україна

### АЛГОРИТМ КЕРУВАННЯ ПОВНОЮ ЕНЕРГІЄЮ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

---

**Вступ.** Розвиток безпілотної авіації потребує постійного активного впровадження нових технологій та систем. Одним з актуальніших напрямів розвитку безпілотних літальних апаратів (БпЛА) є автономне керування та навігація. Для більшої інтелектуалізації керування БпЛА використовують різні підходи та засоби, серед яких варто виділити системи керування повною енергією.

**Мета.** Розроблення алгоритму керування повною енергією БпЛА для інтелектуалізації керування шляхом оперативного регулювання висоти та швидкості польоту літальних апаратів.

**Методи.** Теорія інтелектуального керування, автоматичне керування, теорія динаміки польоту БпЛА.

**Результати.** Для розроблення алгоритму керування повною енергією БпЛА розглянуто теоретичне підґрунтя систем керування повною енергією, проаналізовано розвиток концепцій таких сучасних систем. На основі загальних законів керування літальними апаратами синтезовано алгоритм керування повною енергією БпЛА, який працює в трьох режимах: керування повною енергією, керування висотою та керування швидкістю.

**Висновки.** Розроблений алгоритм керування повною енергією охоплює основні режими керування БпЛА, необхідні для виконання польотних завдань за умов мінливого зовнішнього середовища. Використання такого алгоритму в сучасних навігаційно-пілотажних комплексах надасть змогу підвищити ефективність та інтелектуалізувати процес керування БпЛА.

**Ключові слова:** безпілотний літальний апарат, алгоритм керування, керування повною енергією, навігаційно-пілотажний комплекс, TECS.

## **ВСТУП**

Використання безпілотних літальних апаратів (БпЛА) стає все актуальнішим і важливим у сучасному світі. Це обумовлено рядом факторів, включно зі зростанням інтересу до автономних технологій, необхідність вдосконалення систем безпеки та моніторингу, а також збільшення ефективності виробництва та використання ресурсів. Розвиток нових інтелектуальних систем для БпЛА стає ключовим завданням у контексті використання останніх. Інтелектуальні системи керування сприяють вирішенню проблем, пов'язаних з точністю керування та автономністю літальних апаратів, що стає ключовим фактором у багатьох застосуваннях, включно з моніторингом та дослідженнями, логістикою, пошуком і рятуванням, агрокультурою та оборонними цілями. Засоби технологічного розвитку, такі як розроблення нових матеріалів, сенсорів, алгоритмів штучного інтелекту та передових систем комунікацій, сприяють постійному удосконаленню безпіотної авіації. Інтеграція цих технологій для БпЛА розширює їх можливості і дає змогу виконувати складніші завдання.

Безпілотна авіація в сучасному світі стає все актуальнішою, використовуючи передові технології для цивільних та військових потреб. Підвищення інтелектуалізації безпілотних апаратів стає ключовим завданням, оскільки дає змогу ефективніше виконувати завдання в різних умовах, включано з комплексними та динамічними сценаріями. Використання нових алгоритмів та методів для розвитку бортових систем керування дає змогу збільшити автономність, точність та безпеку безпілотних апаратів.

Одним із основних напрямів технологічного розвитку БпЛА є інтелектуалізація та збільшення їх автономності. Серед основних підходів та засобів для оптимізації в процесі підвищення автономності БпЛА варто виділити такі: тректорне керування, швидкісне керування, керування стабілізацією та орієнтацією, керування енергією тощо. Елементи тректорного керування відповідають за планування оптимальної траєкторії польоту БпЛА, яке враховує обмеження, умови польоту та мету місії. Елементи швидкісного керування та керування стабілізацією та орієнтацією відповідають за регулювання швидкості польоту та збереження стабільного положення БпЛА у просторі, компенсуючи вплив зовнішніх факторів, таких як вітер, турбулентність атмосфери тощо. Ці елементи забезпечують стабільний рух БпЛА та досягнення заданої швидкості відповідно до потреб місії.

Елементи керування енергією забезпечують оптимальні режими польоту під час виконання польотних завдань. Системи керування енергією дають змогу здійснювати різні маневри та завдання, такі як зміна висоти та швидкості польоту, забезпечуючи оптимальне використання енергії. Системи керування енергією вирішують такі проблеми як збалансоване керування висотою та швидкістю, оптимізація споживання палива, а також забезпечення стійкості та безпеки польоту. Вони дають змогу підтримувати задані параметри польоту та ефективно реагувати на зміни умов навколишнього середовища, такі як вітер, турбулентність та зміни ваги апарата тощо.

## ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

На сьогодні в задачах керування польотом ефективно використовують системи керування повною енергією (Total Energy Control System — TECS), застосування яких спрямоване на вирішення проблем регулювання висоти та швидкості польоту літальних апаратів (ЛА). Система TECS — це інтегрована система автопілотування, розроблена комерційною авіакомпанією Boeing.

Вперше наведено результати практичних польотних випробувань та методологічної основи системи TECS в роботі [1]. Перші випробування проведені на модифікованому літаку Boeing B737 у вересні 1985 року як серія з п'яти польотів на авіабазі Ленглі, США. Більшу частину початкового плану льотних випробувань виконали протягом перших трьох польотів, причому система не демонструвала жодних нестабільностей або конструктивних проблем, які б потребували регулювання налаштувань системи під час польоту. Опис містить базову концепцію системи TECS, архітектурні особливості системи та результати польотних випробувань [1].

Існують описи низки оптимізацій елементів системи TECS [2, 3]. Зокрема, розглядаються розділення керування траєкторією та швидкістю польоту, проєктування каналу керування висотою; проєктування каналу керування тягою; керування енергією при виконанні одночасних команд керування траєкторією та швидкістю польоту; розширене ручне керування на основі кута нахилу траєкторії польоту. Розглядаються аварійні ситуації літальних апаратів та недоліки, які існують у багатьох сучасних системах наведення і управління літальних апаратів [3]. Використовуючи підхід контролю повітряної швидкості, система TECS дає змогу забезпечити огинальний захист на малих швидкостях без необхідності окремих алгоритмів керування. Показано можливості усунення ризиків розбіжності повітряної швидкості і перевищення швидкості під час роботи в автоматичному режимі керування за набирання висоти, як частини базової стратегії управління МІМО. Це сприяє підвищенню безпеки польотів та забезпечує оптимальні умови для роботи БпЛА в різних умовах експлуатації.

Аналіз системи TECS для керування швидкістю та висотою БпЛА за допомоги розподілу повної енергії наведено в [4]. Для прогнозування реакції літальних апаратів з точки зору кутових швидкостей і лінійного прискорення під час випробувальних польотів використовувався розширений фільтр Калмана (рис. 1). Алгоритм TECS показав 12,3 % похибки кута тангажу, 5,5 % повітряної швидкості і 11,1 % відносної висоти у порівнянні з реальною моделлю. З цих результатів можна зробити висновок, що алгоритм є точним, але для зменшення похибки від збурень потрібно було врахувати деякі змінні.

Метою ще одного дослідження є розроблення системи оптимального керування енергією, яка базується на концепції оптимальної енергії для БпЛА з фіксованим крилом (рис. 2) [5]. Енергія літального апарата характеризується двома параметрами: питомою швидкістю розподілу енергії, яка визначається висотою, та загальною питомою швидкістю розподілу енергії, яка регулюється дросельною заслінкою. Для отримання енергетичної моделі малого БпЛА застосовано метод системної ідентифікації.

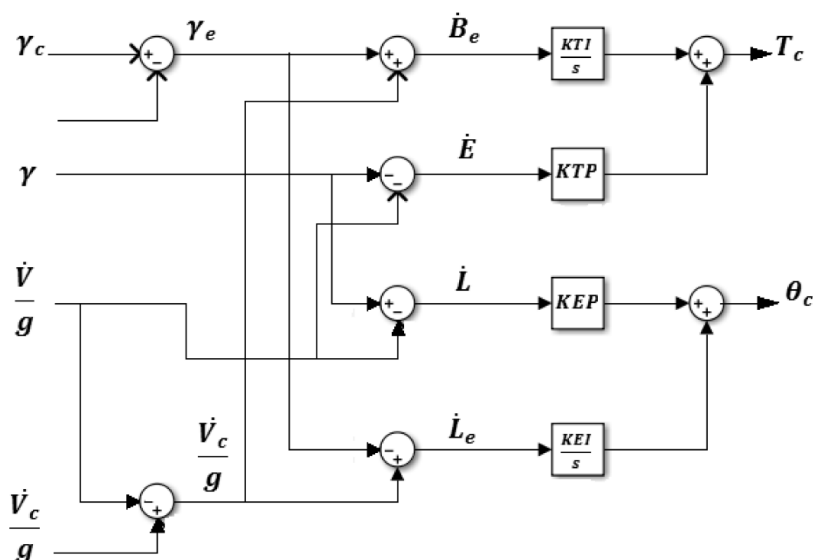


Рис. 1. Основний алгоритм системи TECS [4]

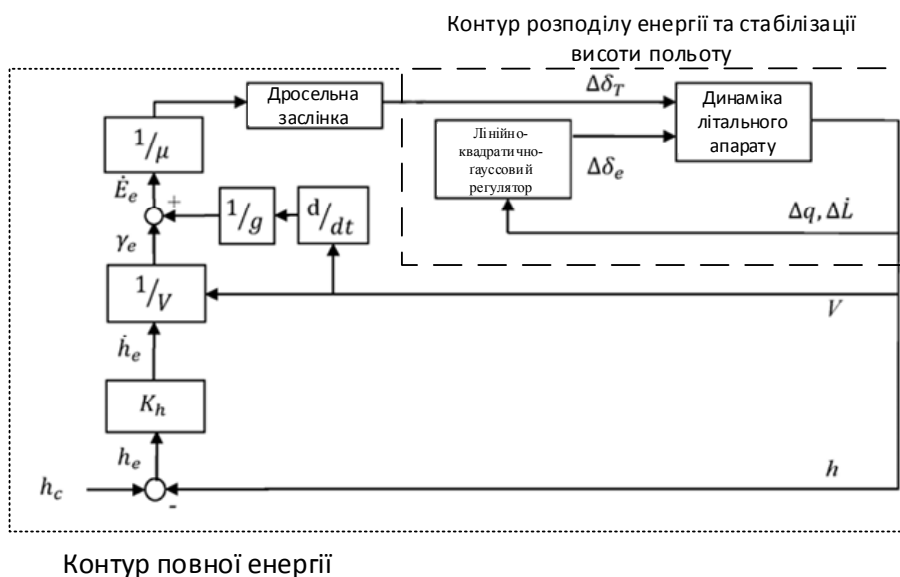


Рис. 2. Структурна схема системи оптимального керування енергією, запропонованої в [5]

Запропонований підхід охоплює контур розподілу енергії та контур повної енергії. Контур розподілу енергії розроблено на основі лінійно-квадратично-гауссового регулятора і відповідає за регулювання питомої швидкості розподілу енергії до нуля. З іншого боку, контур загальної енергії, заснований на простому методі планування коефіцієнта підсилення, відповідає за зведення похибки загальної питомої потужності енергії до нуля. Реалізацію системи оптимального керування енергією успішно перевірено під час моделювання жорсткого контуру застосованого БпЛА.

Власний досвід розроблення систем високоточного керування динамічними об'єктами різного типу (морськими суднами, літаками, безпілотними літальними апаратами) за умов конфлікту та суттєвих інформаційних обмежень, а також опис технології автономного зльоту та посадки безпілотних літальних апаратів виклали автори в [6, 7]. В роботах розглянуто питання системної цілісності, особливості застосування елементів штучного інтелекту в автономних системах та головні відмінності між традиційними та інтелектуалізованими засобами керування. Було проведено дослідження, спрямоване на підвищення ефективності місій безпілотних літальних апаратів [7]. Запропонована технологія суттєво покращує автономність зльоту та посадки для широкого діапазону початкових умов. Критеріями керування в цьому підході є мінімальне відхилення повної енергії руху БПЛА від еталонного значення, заданого віртуальною траєкторією глісади, та мінімізація дисбалансу між кінетичною та потенційною складовими повної енергії. Результати цієї роботи дають змогу мінімізувати людський фактор на етапах зльоту та посадки.

Метою роботи є розроблення алгоритму керування повною енергією безпілотного літального апарата для інтелектуалізації керування шляхом оперативного регулювання висоти та швидкості польоту літальних апаратів.

## ТЕОРЕТИЧНЕ ПІДґРУНТЯ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ПОВНОЮ ЕНЕРГІЄЮ

Система TECS була розроблена на початку 1980-х років для подолання відомих проблем безпеки та конструкції систем керування та навігації польотів (Flight Guidance and Control — FG&C), які на той час базувалися на традиційних системах на основі одного входу / одного виходу (Single input/Single output — SISO) [1]. Система TECS використовує загальні стратегії керування ЛА на основі множинних входів / множинних виходів (Multi Input/Multi Output — MIMO), щоб функційно інтегрувати всі бажані автоматичні та допоміжні режими керування та досягати постійно високої продуктивності при маневруванні літаком у вертикальній площині.

Традиційне керування польотом ЛА, обладнаного звичайним автопілотом і автоматом тяги, обумовлює наявність траєкторного та швидкісного каналів в системі керування ЛА. Такий поділ на канали керування ЛА по висоті та швидкості польоту має серйозні недоліки, а саме:

- керування через один з каналів спричиняє пов'язану реакцію іншим каналом;
- вихід на обмеження з керування в одному з каналів не враховують в іншому каналі, що може привести до неприпустимих втрат швидкості і / або висоти польоту;
- реакція ЛА на збурення в режимі автоматичного керування не відповідає досвіду пілота.

Помилки перехресних зв'язків в каналах швидкості та висоти, які виникають в разі глибокого маневрування ЛА зі звичайним автопілотом і автоматом тяги, суттєво обмежують сферу їх застосування. Наприклад, якісне керування швидкістю ЛА не може бути досягнуто лише за допомоги керування тягою двигуна. Цей процес має супроводжуватися зміною положення керма висоти для якісної стабілізації висоти польоту. І навпаки, зміна кута нахилу

траєкторії не може бути досягнута тільки за допомоги відхилу керма висоти, а має бути погоджена з керуванням тягою двигуна.

Застосування методів TECS дає змогу ефективно вирішувати зазначені проблеми керування польотом ЛА. При цьому в багатьох задачах керування ЛА поряд з традиційними змінними стану доцільно застосовувати і повну енергію ( $E$ ) ЛА. До таких задач належать завдання зльоту, посадки, оптимізації траєкторії польоту за різними критеріями, швидкопідйомності, мінімуму часу перехоплення та багато інших.

У загальній концепції TECS завдання керування польотом ЛА ставиться не як завдання керування висотою та швидкістю, а формулюється як задача керування повною енергією  $E$  ЛА з урахуванням обмежень на розподіл її складників і забезпеченням контролю та захисту від виходу параметрів польоту за допустимі межі.

Основа методології TECS [1] передбачає керування повною енергією  $E$  ЛА, яку може бути виражено як суму потенційної та кінетичної енергій.

$$E = mgH + \frac{1}{2}mV^2, \quad (1)$$

де  $m$  — маса ЛА;  $H$  — висота польоту;  $g$  — пришвидження сили тяжіння;  $V$  — повітряна швидкість.

Похідну питомої енергії  $\dot{E}_s$  визначають так:

$$\dot{E}_s = \dot{H} + \frac{V\dot{V}}{g}, \quad (2)$$

де  $\dot{H}$  — вертикальна швидкість;  $\dot{V}$  — пришвидження.

Після нормалізації по швидкості отримуємо:

$$\frac{\dot{E}_s}{V} = \frac{\dot{H}}{V} + \frac{\dot{V}}{g} = \theta + \frac{\dot{V}}{g}, \quad (3)$$

де  $\theta$  — кут нахилу траєкторії.

З рівнянь руху вздовж траєкторії польоту тягу, необхідну для маневру, обчислюють за формулою:

$$T_{req} = mg\left(\theta + \frac{\dot{V}}{g}\right) + D, \quad (4)$$

де  $D$  — аеродинамічний опір ЛА.

Припускаючи, що зміна аеродинамічного опору відбувається повільно, з рівнянь (3) і (4) випливає, що тяга двигуна, необхідна для маневру, пропорційна похідній питомої енергії системи  $\dot{E}_s$ . Також тяга  $T$  є єдиною керованою змінною, яка впливає на значення повної енергії  $E$  ЛА, оскільки відхилення керма висоти  $\delta_\theta$  призводить лише до перерозподілу потенціальної та кінетичної складників повної енергії ЛА.

В роботі [1] для режиму стаціонарного польоту ЛА наведено закон керування тягою двигуна в приростах відносно заданих значень:

$$\delta_{T_c} = (K_{TP} + \frac{K_{TI}}{S}) \frac{\dot{E}_{S_E}}{V}, \quad (5)$$

де:

$$\frac{\dot{E}_{S_E}}{V} = \theta_E + \frac{\dot{V}_E}{g}, \quad (6)$$

де:  $\theta_E = \theta_c - \theta$ ;  $\theta_E$  — похибка кута нахилу траєкторії;  $\theta_c$  — заданий кут нахилу траєкторії;  $\theta$  — поточний кут нахилу траєкторії;  $\dot{V}_E = \dot{V}_c - \dot{V}$ ;  $\dot{V}_E$  — похибка пришвидшення;  $\dot{V}_c$  — задане пришвидшення;  $\dot{V}$  — поточне пришвидшення;  $K_{TP}$ ,  $K_{TI}$  — відповідно, передатні числа пропорційної ланки та інтегратора пропорційно-інтегрально-диференціального (ПІД) регулятора в каналі керування тягою двигуна.

Цей закон керування використовує пропорційно-інтегральне керування для мінімізації похибки повної енергії зі сталою часу першого порядку,  $\tau_E = \frac{K_{TP}}{K_{TI}}$ . Однак регулювання швидкості польоту потребує ко-

ординації сигналів керування тягою і кермом висоти як за наявності впливу зовнішніх збурень на траєкторію польоту, так і без них.

Керування кермом висоти потрібне для мінімізації різниці між потенціальним і кінетичним складниками повної енергії ЛА, тобто закон керування кермом висоти можна записати як [1]:

$$\delta_{E_c} = (K_{EP} + \frac{K_{EI}}{S}) (\frac{\dot{V}_E}{g} - \theta_E), \quad (7)$$

де  $K_{EP}$ ,  $K_{EI}$  — відповідно передатні числа пропорційної ланки та інтегратора ПІД регулятора в каналі керування кермом висоти.

Крім того, команди керування кермом висоти та тягою двигуна формують з урахуванням обмежень на допустимі параметри польоту:

$$\Delta H = (H_c - H) \leq \varepsilon_1,$$

$$\Delta V = (V_c - V) \leq \varepsilon_2,$$

$$\dot{\alpha}_{min} \leq \dot{\alpha} \leq \dot{\alpha}_{max}$$

і внутрішні змінні стану:

$$T_{min} \leq T \leq T_{max}$$

$$(\delta_e)_{min} \leq \delta_e \leq (\delta_e)_{max},$$

де  $H_c$  — задана висота;  $H$  — поточна висота;  $T$  — тяга двигуна;  $T_{min}, T_{max}$  — відповідно мінімальне та максимальне допустиме значення тяги;  $V_c$  — задана повітряна швидкість;  $V$  — поточна повітряна швидкість;  $\delta_e$  — відхил керма висоти;  $(\delta_e)_{min}, (\delta_e)_{max}$  — відповідно мінімальний та максимальний відхил керма висоти;  $\varepsilon_1, \varepsilon_2$  — значення допустимих помилок за координатами висоти та швидкості.

Щоб забезпечити координоване керування швидкістю та кутом нахилу траєкторії необхідно щоб похідна помилки повної енергії  $\dot{E}_{SE}$  і похідна помилки розподілу енергії  $\dot{E}_{DE}$  мінімізувалися синхронно.

$$\dot{E}_{DE} = -\theta_E + \frac{\dot{V}_E}{g}.$$

Для цього потрібно, щоб динамічні характеристики каналів системи керування, описані рівняннями (5) і (7), були ідентичні, тобто  $\tau_E = \tau_D$  і  $K_{TE} = K_{EI}$ .

Отже, на основі наведеного теоретичного обґрунтування систем керування повною енергією пропонується розроблення алгоритму керування повною енергією для БпЛА, який враховує основні принципи керування повною енергією, включно з координованим керуванням тягою двигуна та кермом висоти, а також урахування обмежень на параметри польоту. Запропонований алгоритм спрямовано на розширення можливостей глибокого маневрування БпЛА з автопілотом з урахуванням обмежень на розподіл складників повної енергії, і забезпеченням контролю та захисту від виходу параметрів польоту за допустимі межі.

### **ЗАГАЛЬНИЙ АЛГОРИТМ КЕРУВАННЯ ШВИДКІСТЮ ТА ВИСОТОЮ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА**

Основою для керування повною енергією БпЛА є параметр стабілізації та кінематики (Stability and Kinematics Estimator — SKE). Параметр SKE є ключовим параметром у системі TECS, який визначає рівень стійкості та кінематики літального апарата. Цей параметр використовується для регулювання режимів керування висотою та швидкістю польоту, залежно від поточних умов та задач польоту. Формування закону керування кутом тангажу відбувається для трьох режимів роботи системи керування, які визначають параметром SKE.



У режимі I — за  $SKE = 1$  забезпечується однаковий пріоритет керування швидкістю та висотою (режим керування повною енергією). Режим II — за  $SKE = 0$  забезпечує 100 % пріоритет керування висотою. Цей режим використовують, коли вимірювання повітряної швидкості неможливе. Режим III — за  $SKE = 2$  забезпечує 100 % пріоритет для керування швидкістю. Цей режим використовують, коли виявлено випадок зменшеної швидкості або під час зльоту / набору висоти.

Закони керування, описані рівняннями (5) і (7), є загальними і становлять основу алгоритму TECS. Керування висотою та швидкістю польоту БПЛА відбувається із застосуванням описаних принципів керування повною енергією БПЛА.

Вхідними сигналами для роботи алгоритму є:  $H_c$  — задана висота польоту БПЛА, поточна висота  $H$ , задана повітряна швидкість  $V_c$ , поточна повітряна швидкість  $V$ , задане та поточне пришвидшення  $\dot{V}_c$  і  $\dot{V}$ , задана та поточна вертикальна швидкість  $\dot{H}_c$  і  $\dot{H}$ , номінальна тяга  $T_{nominal}$  і кут крену  $\gamma$ . За цими сигналами в функційно-програмному модулі TECS формуються команди керування кутом тангажу  $v_{cmd}$  і тягою двигуна  $\delta_m$ .

На першому етапі алгоритм обчислює загальні значення енергії, необхідні для формування закону керування тягою двигуна.

Похибку питомої енергії  $E_{S_E}$  обчислюють за формулою:

$$E_{S_E} = (H_c - H)g + (V_c^2 - V^2)\frac{1}{2}, \quad (8)$$

де  $g$  — пришвидшення вільного падіння.

Похідну заданої питомої енергії  $\dot{E}_{S_{dem}}$  обчислюють за формулою:

$$\dot{E}_{S_{dem}} = (\dot{H}_c g + V\dot{V}_c). \quad (9)$$

Похідну помилки повної енергії  $\dot{E}_{S_E}$  обчислюють за формулою:

$$\dot{E}_{S_E} = (\dot{H}_c g + V\dot{V}_c) - (\dot{H}_g + V\dot{V}). \quad (10)$$

Для компенсації впливу крену БПЛА на вертикальний канал керування в похідну заданої питомої енергії  $\dot{E}_{S_{dem}}$  вводять додатковий компонент  $\frac{rollComp}{\cos^2 \gamma}$ , який відповідає за компенсацію крену та кута нахилу літального апарата  $\gamma$  у просторі:

$$\dot{E}_{S_{dem}} = (\dot{H}_c g + V\dot{V}_c) + \frac{rollComp}{\cos^2 \gamma}. \quad (11)$$

Далі алгоритм обчислює тягу  $T_{ff}$ , необхідну для реалізації попереджувального керування:

$$T_{ff} = T_{nominal} + E_{S_{dem}} K_{ff}, \quad (12)$$

де  $K_{ff}$  — коефіцієнт масштабування, який враховує обмеження на допустимі параметри польоту.

У системі TECS параметр feedforward ( $ff$ ) описує механізм, за допомогою якого вхідні сигнали (або зміни вхідних сигналів) безпосередньо впливають на вихідні сигнали без очікування відгуку зі зворотнього зв'язку. У контексті керування повною енергією, параметр  $T_{ff}$  використовується для прямого впливу на рівень тяги або інші параметри безпосередньо, без урахування зворотного зв'язку від системи або отримання відгуку від сенсорів.

Необхідну тягу обчислюють за формулою:

$$\delta_{th} = (E_{S_E} + \dot{E}_{S_E} K_{damp}) K_{thr} + T_{ff} + \frac{E_{S_E} K_i}{p}, \quad (13)$$

де  $K_{thr}$ ,  $K_{damp}$ ,  $K_i$  — передатні числа пропорційної ланки, демпфера та інтегратора ПІД регулятора в каналі керування тягою двигуна.

У системі TECS тяга двигуна  $\delta_{th}$  забезпечує необхідний рівень швидкості залежно від стану польоту та потреби у зміні енергії. Зміна значення тяги двигуна призводить до регулювання швидкості або висоти польоту залежно від параметра SKE.

Розглянемо особливості роботи алгоритму для кожного з трьох режимів керування залежно від параметра SKE.

**Режим I — керування повною енергією.** При SKE = 1, алгоритм обчислює необхідний баланс питомої енергії  $B_{SE_{dem}}$ , його похідну  $\dot{B}_{SE_{dem}}$ , його похибку  $B_{SE_E}$  і похідну похибки  $\dot{B}_{SE_E}$  за формулами:

$$B_{SE_{dem}} = H_c g - \frac{V^2}{2}; \quad (14)$$

$$\dot{B}_{SE_{dem}} = \dot{H}_c g - V\dot{V}_c; \quad (15)$$

$$B_{SE_E} = B_{SE_{dem}} - \left( Hg - \frac{V^2}{2} \right); \quad (16)$$

$$\dot{B}_{SE_E} = \dot{B}_{SE_{dem}} - (\dot{H}g - V\dot{V}). \quad (17)$$

Для визначення структури інтегратора алгоритм обчислює допоміжні параметри зворотного значення коефіцієнта підсилення (*gainInv*) і тимчасову змінну для згладжування і стабілізації сигналів в системі (*temp*). Ці допоміжні параметри пов'язані з повітряною швидкістю та застосовуються для поліпшення роботи інтегратора під час польоту в турбулентній атмосфері.

$$gainInv = V\tau_{const}g, \quad (18)$$

де  $\tau_{const}$  — стала часу алгоритму TECS.

Стала часу в системі TECS є параметром, який визначає час, за який система реагує на зміни вхідних сигналів або умов польоту. Цей параметр використовується для регулювання швидкості адаптації системи та згладжування коливань в керуванні.

$$temp = B_{SE_E} + \dot{B}_{SE_E}K_{damp} + \dot{B}_{SE_{dem}}\tau_{const}, \quad (19)$$

де  $K_{damp}$  — коефіцієнт згасання для контуру керування кутом тангажу.

Коефіцієнт згасання для контуру керування кутом тангажу є параметром, який використовується для керування рівнем динамічної стійкості або стійкістю системи керування. Цей коефіцієнт впливає на те, як швидко або повільно система керування реагує на зміни вхідних сигналів або на появу різних помилок. У контексті системи TECS, коефіцієнт згасання застосовується для контролю динамічної стійкості при роботі з кутом тангажу. Він використовується для зменшення перехресного впливу між різними каналами керування та для згладжування коливань у системі. Зазвичай, більше значення призводить до більшої стійкості, але може також призвести до повільнішої реакції системи.

Командний кут крену, який залежить від сигналів балансу розподілу енергії, обчислюють за формулою:

$$v_{cmd} = \frac{temp + \frac{B_{SE_E}K_{int}}{p}}{gainInv}. \quad (20)$$

У системі TECS, командний кут крену використовується для керування орієнтацією літального апарата, зокрема під час коригування курсу польоту або під час руху в напрямку, вказаному польотними задачами. Формули (13) і (20) можуть бути використані, як ядро програмної реалізації алгоритму TECS.

**Режим II — керування висотою.** За  $SKE = 0$ , алгоритм обчислює необхідний баланс питомої енергії  $B_{SE_{dem}}$  його похідну  $\dot{B}_{SE_{dem}}$ , його похибку  $B_{SE_E}$  і похідну похибки  $\dot{B}_{SE_E}$ :

$$B_{SE_{dem}} = -V_c^2; \quad (21)$$

$$\dot{B}_{SE_{dem}} = -2V_c\dot{V}_c; \quad (22)$$

$$B_{SE_E} = B_{SE_{dem}} - 2Hg; \quad (23)$$

$$\dot{B}_{SE_E} = \dot{B}_{SE_{dem}} - 2H\dot{g}. \quad (24)$$

Подальші обчислення проводять з урахуванням значень, отриманих з формул (21–24) за формулами (18–20), як і для випадку керування повною енергією.

**Режим III — керування швидкістю.** За  $SKE = 2$ , алгоритм обчислює необхідний баланс питомої енергії  $B_{SE_{dem}}$  його похідну  $\dot{B}_{SE_{dem}}$ , його похибку  $B_{SE_E}$  і похідну похибки  $\dot{B}_{SE_E}$ :

$$B_{SE_{dem}} = -V_c^2; \quad (25)$$

$$\dot{B}_{SE_{dem}} = -2V_c\dot{V}_c; \quad (26)$$

$$B_{SE_E} = B_{SE_{dem}} + V^2; \quad (27)$$

$$\dot{B}_{SE_E} = \dot{B}_{SE_{dem}} + 2V\dot{V}. \quad (28)$$

Подальші обчислення проводять з урахуванням значень, отриманих з формул (25–28) за формулами (18–20), як і для випадку керування повною енергією.

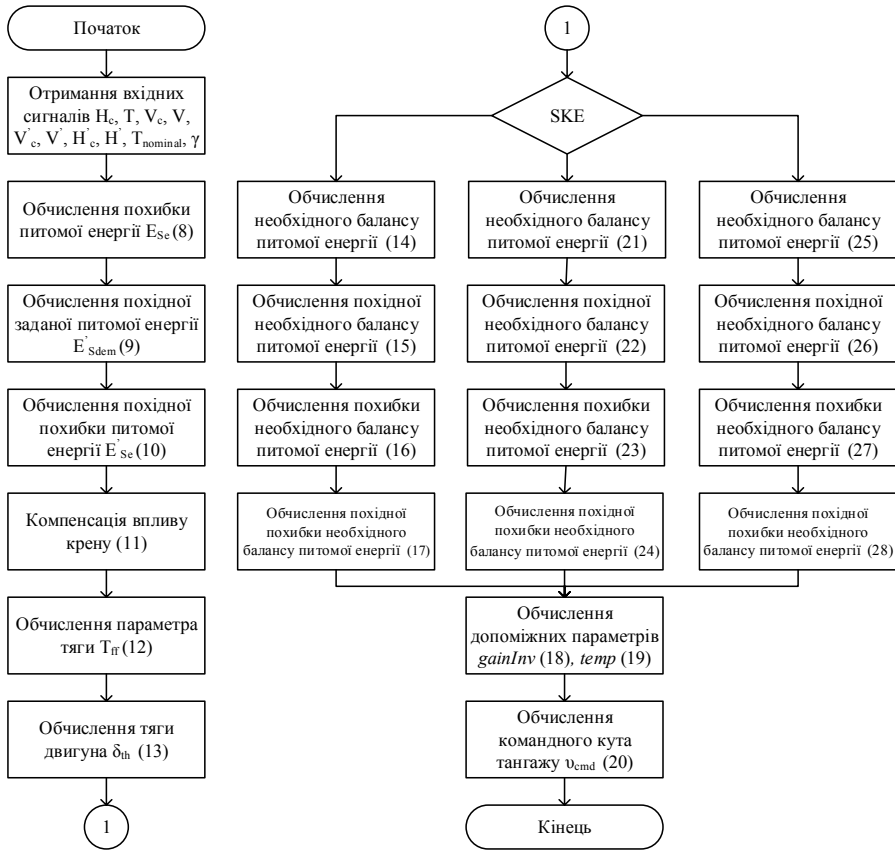


Рис. 3. Алгоритм керування повною енергією БпЛА

Отже, на основі формул (18–20) та з урахуванням трьох режимів параметра SKE, алгоритм керування повною енергією БпЛА (рис. 3) дає змогу досягати необхідних параметрів польоту враховуючи динаміку систем літального апарату та обмежень, які накладаються під час польоту.

## ВИСНОВКИ

На основі загальних законів керування літальними апаратами синтезовано алгоритм керування повною енергією БпЛА, який працює в трьох режимах: керування повною енергією, керування висотою та керування швидкістю. Розроблений алгоритм керування повною енергією охоплює основні необхідні режими керування БпЛА для виконання польотних завдань за умов мінливого зовнішнього середовища. Алгоритм забезпечує координацію між каналами керування тяги двигуна і керма висоти, що дає змогу забезпечити оптимальний рівень енергії та стабільний політ БпЛА, а також забезпечує підвищення адаптивності до змінних умов польоту та здатність ефективно реагувати на непередбачені ситуації. Очікується, що використання такого алгоритму в сучасних навігаційно-пілотажних комплексах надасть змогу підвищити ефективність та інтелектуалізувати процес керування БпЛА.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Kevin R. Bruce. (NASA-CR-778285) NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Control System (Boeing Commercial Airplane Cc.). Seattle, Washington, 1987, 103 p.
2. Lambregts Antonius A. TECS Generalized Airplane Control System Design – An Update. *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. 2013, pp. 503–534.
3. Lambregts Antonius A., Flight envelope protection strategies for automatic and augmented manual control. *Proc. of the CEAS Conf. on Guidance, Navigation and Control*. Delft, The Netherlands, 2013, pp. 1364–1383.
4. Jimenez P., Lichota P., Agudelo D. Rogowski K. Experimental Validation of Total Energy Control System for UAVs. *Energies*. 2019, Vol. 13, Number 1, 14 p.
5. Lai Y.-C. Ting W. Design and Implementation of an Optimal Energy Control System for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles. *Applied Sciences*. 2016, Vol. 6, Number 11, 369 p.
6. Волков О.Є., Шепетука Ю.М., Богачук Ю.П., Комар М.М., Волошенюк Д.О. Досвід розробки та впровадження інтелектуальних систем керування динамічними об'єктами. *Control Systems and Computers*. 2022. № 1. С. 64–81. <https://doi.org/10.15407/csc.2022.01.064>
7. Волков О., Комар М., Рачковский Д., Волошенюк Д. Технологія автономного зльоту та посадки сучасного навігаційно-пілотажного комплексу безпілотної літального апарату. *Кибернетика та системний аналіз*. 2022, Том. 58, Вип 6, сс. 882–888.

Отримано 13.12.2023

## REFERENCES

1. Kevin R. Bruce. (NASA-CR-778285) NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Control System (Boeing Commercial Airplane Cc.). Seattle, Washington, 1987, 103 p.
2. Lambregts Antonius A. TECS Generalized Airplane Control System Design – An Update. *Advances in Aerospace Guidance, Navigation and Control*. 2013, pp. 503–534.
3. Lambregts Antonius A., Flight envelope protection strategies for automatic and augmented manual control. *Proc. of the CEAS Conf. on Guidance, Navigation and Control*. Delft, The Netherlands, 2013, pp. 1364–1383.
4. Jimenez P., Lichota P., Agudelo D. Rogowski K. Experimental Validation of Total Energy Control System for UAVs. *Energies*. 2019, Vol. 13, Number 1, 14 p.
5. Lai Y.-C. Ting W. Design and Implementation of an Optimal Energy Control System for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles. *Applied Sciences*. 2016, Vol. 6, Number 11, 369 p.
6. Volkov O. Ye., Shepetukha Y. M., Bogachuk Y. P., Komar M. M., Volosheniuk D. O. Experience in Development and Implementation of Intelligent Systems for Control of Dynamic Objects. *Control Systems and Computers*. 2022, Issue 1 (297), pp. 64–81. [In Ukrainian]
7. Volkov O., Komar M., Rachkovskij D., Volosheniuk D. Technology of Autonomous Take-Off and Landing for the Modern Flight and Navigation Complex of an Unmanned Aerial Vehicle. *Cybernetics and Systems Analysis*. 2022, Vol. 58, Issue 6, pp. 882–888. [In Ukrainian]

Received 13.12.2023

Volkov O.Ye., PhD (Engineering), Senior Researcher,  
Director

<https://orcid.org/0000-0002-5418-6723>, e-mail: alexvolk@ukr.net

Simakhin V.M., PhD Student,

Senior Researcher of the Research Laboratory of Unmanned Complexes and Systems

<https://orcid.org/0000-0003-4497-0925>, e-mail: thevladsima@gmail.com

International Research and Training Center for Information  
Technologies and Systems of the National Academy of Sciences  
of Ukraine and the Ministry of Education and Science of Ukraine,  
40, Acad. Glushkov av., Kyiv, 03187, Ukraine

## ALGORITHM FOR CONTROLLING THE FULL ENERGY OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE

**Introduction.** The development of unmanned aviation requires constant active implementation of new technologies and systems. Autonomous control and navigation are among the most relevant areas of development of unmanned aerial vehicles (UAVs). Various approaches and tools are used to increase the level of intellectualization of UAV control, including are full-energy control systems.

**The purpose of the paper** is to develop a full-energy control algorithm for UAVs to enhance control intellectualization through dynamic regulation of the altitude and flight speed of the aircraft.

**Methods.** Theory of intelligent control, automatic control, theory of UAV flight dynamics.

**Results.** To develop the algorithm for controlling the full energy of UAVs, the theoretical basis of full-energy control systems was considered, and the development of the concept of such modern systems was analyzed. On the basis of the general laws of aircraft control, a full-energy control algorithm for UAVs was synthesized, which operates in three modes: full energy control, altitude control, and flight speed control.

**Conclusions.** The developed full-energy control algorithm covers the main necessary UAV control modes for performing flight tasks in a volatile environment. The use of such an algorithm in modern navigation and flight systems will increase the efficiency and intellectualize the UAV control process.

**Keywords:** Unmanned Aerial Vehicle, Control Algorithm, Full Energy Control, Navigation and Piloting Complex, TECS.