

УДК 629.7.062

Морозов В.С.

ЗАКОН УПРАВЛІННЯ НАЯВНОЮ ЕНЕРГІЄЮ ПОВІТРЯНОГО СУДНА ПІД ЧАС АВТОМАТИЧНОГО ВИХОДУ НА ДРУГЕ КОЛО

Національний авіаційний університет

vadym.morozov89@gmail.com

Показано результати дослідження режиму автоматичного виходу повітряного судна на друге коло шляхом оцінки наявної енергії. Процес автоматичного виходу повітряного судна на друге коло розглянуто як просторовий маневр літака. Надано результати чисельного моделювання режиму автоматичного виходу літака на друге коло з урахуванням обмеження на кут крену. Розроблено закон управління наявною енергією повітряного судна, який враховує одночасно і поточний крен, і фактичне значення наявної енергії. При цьому забезпечується розгін повітряного судна за швидкістю та набору висоти, а також вимога щодо забезпечення мінімального градієнту траєкторії виходу на друге коло

Ключові слова: автоматичний вихід літака на друге коло, закон управління наявною енергією літака, система автоматичного управління.

Вступ

Автоматичне керування виходом повітряного судна (ПС) на друге коло, яке було розглянуто у роботі [1], ґрунтується на управлінні розподілом наявної енергії літака для його розгону за швидкістю та для набору висоти тільки у вертикальній площині.

Сучасні схеми виходу ПС на друге коло можуть передбачати просторовий маневр під час польоту, починаючи з дозволеної висоти 120 м. Отже, необхідно дослідити виконання вимоги, щодо забезпечення мінімального градієнту траєкторії виходу на друге коло під час просторового руху літака.

Постановка задачі

Проаналізувати закон управління наявною енергією ПС під час автоматичного виходу на друге коло з маневруванням, котре починається з висоти 120 м. Удосконалити закон управління наявною енергією ПС з метою забезпечення мінімального градієнту набору висоти під час автоматичного виходу на друге коло.

Аналіз автоматичного виходу ПС на друге коло під час маневру

Динаміку просторового руху центра мас літака запишемо у перевантаженнях у траєкторній системі координат [2]:

$$\begin{cases} \dot{V}_K = g (n_{xa} - \sin \theta); \\ \dot{\theta} = \frac{g}{V_K} (n_{ya} \cos \gamma_a - n_{za} \sin \gamma_a - \cos \theta); \\ \dot{\Psi} = -\frac{g}{V_K \cos \theta} (n_{ya} \sin \gamma_a + n_{za} \sin \gamma_a); \\ \dot{X} = V_K \cos \theta \cos \Psi; \\ \dot{H} = V_K \sin \theta; \\ \dot{Z} = -V_K \cos \theta \sin \Psi, \end{cases} \quad (1)$$

де V_K - земна швидкість центра мас; n_{xa} - тангенціальне перевантаження; θ - кут нахилу траєкторії; n_{ya} - нормальне швидкісне перевантаження; γ_a - швидкісний кут крену; n_{za} - поперечне швидкісне перевантаження; Ψ - кут шляху; X - поздовжня координата; H - висота польоту; Z - бокова координата.

Вирішуючи спільно 1-е та 5-е рівняння системи (1) одержимо рівняння вертикальної швидкості у вигляді [1]:

$$V_y = \frac{n_{xa} V_K}{1 + \frac{V_K}{g} \frac{dV_K}{dH}}. \quad (2)$$

З урахуванням 4-го та 5-го рівнянь системи (1) рівняння (2) має вигляд:

$$V_y = \frac{n_{xa} V_K}{1 + \frac{V_K}{g} \frac{dV_K}{dX} \frac{1}{\operatorname{tg} \theta}}. \quad (3)$$

З рівняння (3) слідує, що при сталому наборі висоти, при постійному куту нахилу траєкторії, вертикальна швидкість

залежить від розгону літака за дальністю польоту. Так, при постійній швидкості літака, вся наявна енергія літака спрямована на набір висоти. З таких умов вертикальну швидкість будемо називати наявною вертикальною швидкістю і позначати як

$$V_{ув} = n_{xa} V_K. \quad (4)$$

З умов набору висоти тільки у вертикальній площині повний градієнт набору визначається як

$$\eta_{не} = \arctg\left(\frac{P \cos(\alpha + \varphi)}{mg} - \frac{1}{K}\right) \cdot 100\%, \quad (5)$$

де P - сумарна сила тяги двигунів; φ - кут встановлення двигуна; α - кут атаки; X - лобовий опір; m - маса літака; K - аеродинамічна якість.

З третього рівняння системи (1) бачимо, що кут нахилу траєкторії визначається як повздовжніми параметрами руху літака, так і боковими. Під час виходу на друге коло до висоти 120 м бокові параметри руху не впливають на кут нахилу траєкторії, тому що керування у боковій площині спрямовано на стабілізацію магнітного курсу літака. Починаючи з висоти 120 м схема виходу на друге коло, залежно від аеродрому посадки, може включати також необхідність керування по крену. Друге рівняння змінного кута нахилу траєкторії системи (1)

$$\dot{\theta} = \frac{g}{V_K} \left[n_{ya} \cos \gamma_a - n_{za} \sin \gamma_a - \cos \theta \right] \quad (6)$$

показує, що при керуванні по крену з постійним нормальним перевантаженням кут нахилу траєкторії буде зменшуватись: перший доданок зменшується, другий доданок завжди більше нуля і збільшується.

У вертикальній площині, при польоті без крену, сила ваги урівноважується підйомною силою. При нахиленні літака ця рівновага порушується. Для відновлення балансу сил у вертикальній площині необхідно збільшити підйомну силу. Тоді, траєкторне перевантаження при розвороті літака буде обчислюватись як [2]

$$n_{yT} = \frac{1}{\cos \gamma}. \quad (7)$$

З урахуванням рівняння (7) повний градієнт

набору висоти при розвороті літака буде визначатися як

$$\eta_{нов} = \arctg\left(\frac{P \cos(\alpha + \varphi)}{mg} \cos \gamma - \frac{1}{K}\right) \cdot 100\% \quad (8)$$

У роботі [1] показано підхід до керування уходом на друге коло за критерієм енергетичного швидкісного підйому. Головною ідеєю є керування розподілом наявної енергії літака на розгін та на набір висоти. При цьому керуючим сигналом є задана вертикальна швидкість, котра визначається за законом управління як [1]

$$V_{зад} = K_{розп} V_{ув}, \quad (9)$$

де $K_{розп}$ - коефіцієнт розподілу наявної енергії в набір висоти та на розгін літака. Головною вимогою при оцінці набору є забезпечення значення повного градієнту не менше ніж його мінімальне значення: 3,2% зі всіма працюючими двигунами і від 2,1 до 2,7% при відмові одного з двигунів [3].

На рис. 1-10 показані результати математичного моделювання автоматичного заходу на посадку ПС та виходу на друге коло за критерієм розподілу енергії на розгін та в набір висоти. Індексом «1» позначені параметри польоту під час виходу на друге коло при відсутності розвороту (поточний крен дорівнює нулю). У якості об'єкту керування обраний транспортний літак, характеристики якого показані в роботі [4].

Автоматичний вихід ПС на друге коло виконено з режиму автоматичного заходу на посадку з висоти 11 м (рис. 1).

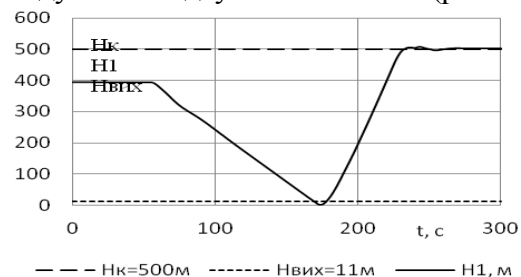


Рис. 1. Поточна висота $H1$, задана висота початку виходу на друге коло $H_{вих}=11$ м, задана висота другого колу H_k

З рис. 2 бачимо, що поточний градієнт, обчислюваний як

$$\eta = tg\theta \cdot 100\% \quad (10)$$

менше, ніж повний градієнт (5) і відповідає вимогам до мінімального значення повного градієнту 3,2%

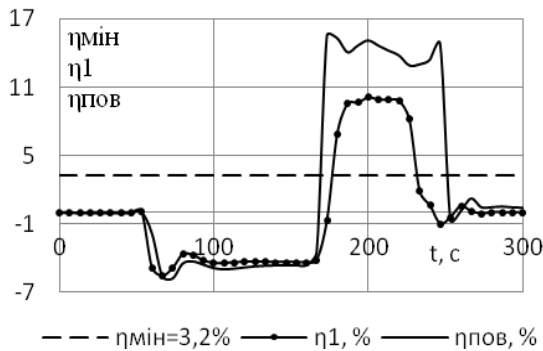


Рис. 2. Мінімальний градієнт $\eta_{\text{мін}}=3,2\%$, поточний градієнт η_1 та повний градієнт $\eta_{\text{пов}}$

На рис. 3 показано процедуру розгону лігака під час набору висоти за критерієм швидкісного підйому та під час програмного прибирання закрилків і передкрилків за швидкістю (рис. 4).

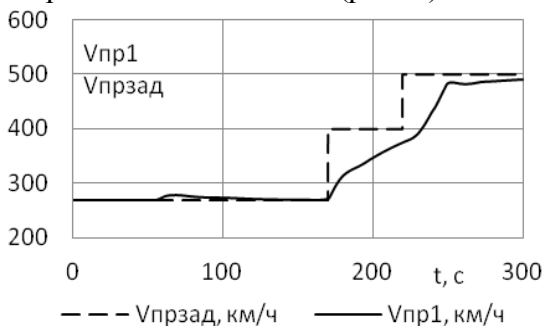


Рис. 3. Приладова швидкість $V_{\text{пр1}}$, задана швидкість $V_{\text{прзад}}$ під час автоматичного заходу на посадку ПС та виходу на друге коло

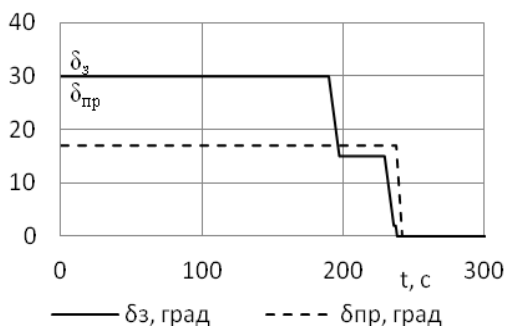
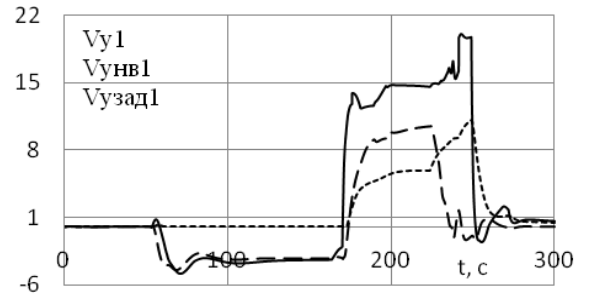
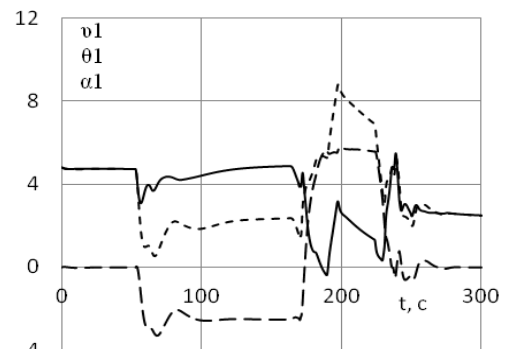


Рис. 4. Процедура приборки закрилків $\delta_з$ та передкрилків $\delta_{\text{пр}}$ під час виходу ПС на друге коло



--- V_{y1} , м/с — $V_{унов1}$, м/с - - - - $V_{узад1}$, м/с

Рис. 5. Поточна вертикальна швидкість V_{y1} , наявна вертикальна швидкість $V_{унов1}$, задана вертикальна швидкість $V_{узад1}$



--- α_1 , град - - - θ_1 , град — ϕ_1 , град

Рис. 6. Кут тангажу θ_1 , кут нахилу траєкторії θ_1 , кут атаки α_1 під час автоматичного заходу на посадку та виходу на друге коло

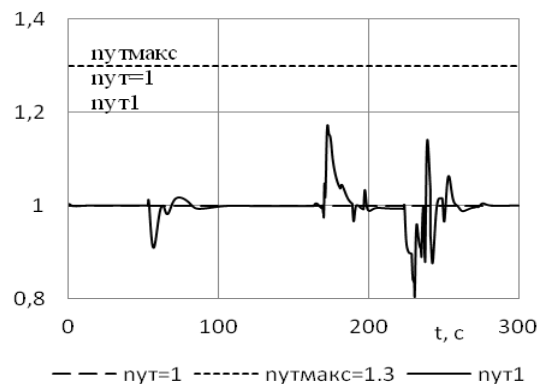


Рис.7. Поточне траєкторне перевантаження пуг1 під час автоматичного заходу ПС на посадку та виходу на друге коло

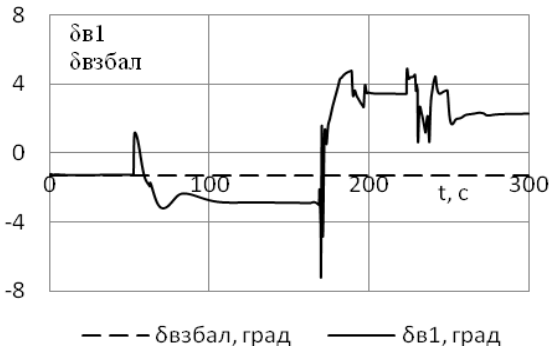


Рис. 8. Збалансоване кермо висоти $\delta v_{збал}$ та відхилення керма висоти δv_1 під час автоматичного заходу ПС на посадку та виходу на друге коло

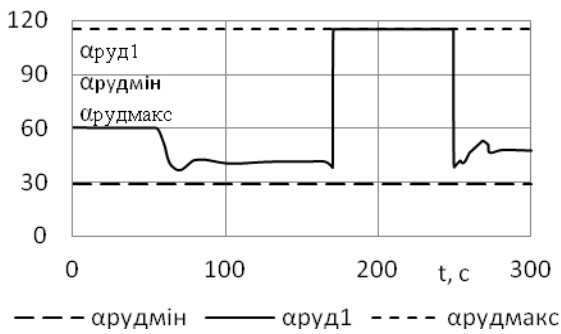


Рис. 9. Відхилення рукояток управління двигунів під час автоматичного заходу на посадку та виходу на друге коло

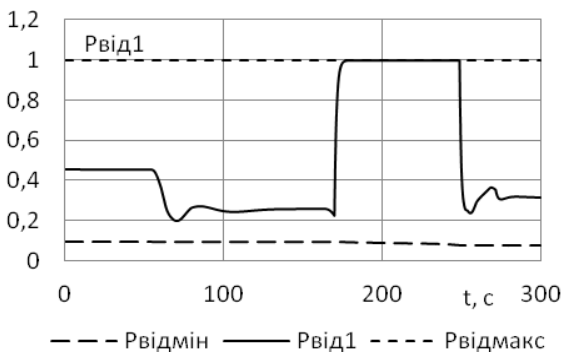


Рис. 10. Поточна відносна сила тяги двигунів $R_{від1}$, мінімальна $R_{відмін}$ та максимальна $R_{відмакс}$ відносні сили тяги

На рис. 10 показано зміна відносної сили тяги двигунів під час режиму автоматичного заходу на посадку та виходу на друге коло, що розраховується за формулою

$$R_{від1} = \frac{P}{P_{взл}}$$

де $P_{взл}$ - сила тяги двигунів в режимі зліг. Динаміка зміни сили тяги враховує прийомистість двигунів (рис. 10).

На рис. 11-16 показані результати математичного моделювання автоматичного виходу ПС на друге коло під час розвороту на 90^0 , який починається з висоти 120 м над рівнем злітно-посадкової смуги. Індексом «2» та «3» позначені параметри польоту під час розвороту з граничним кутом крену відповідно 25^0 та 30^0 .

З рис. 11, 12 бачимо, що траєкторія виходу на друге коло суттєво відрізняється за поточним градієнтом: при граничному крені 25^0 поточний градієнт дорівнює мінімальному на висоті 290м, при граничному крені 30^0 - менше ніж 3,2% у діапазоні висот 215-255м.

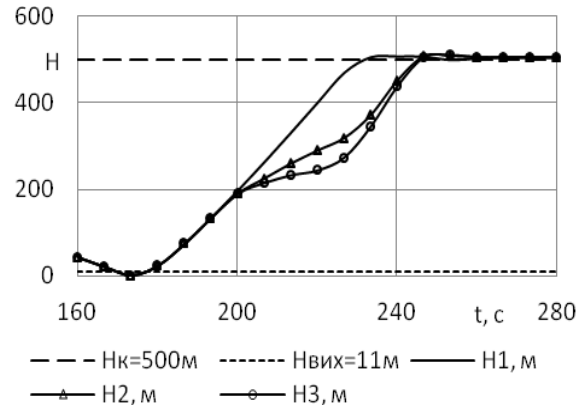


Рис. 11. Поточні висоти під час виходу ПС на друге коло без розвороту (H_1) та з розворотом на 90^0 (H_2, H_3)

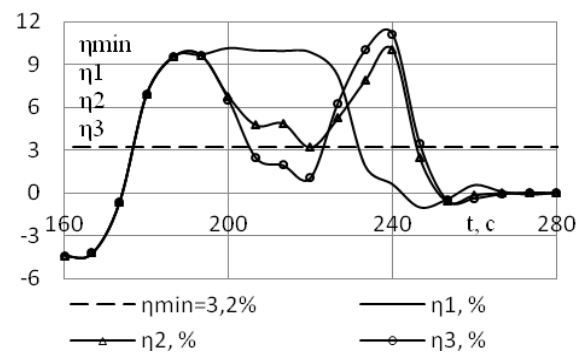


Рис. 12. Поточні градієнти під час виходу ПС на друге коло без розвороту (η_1) та з розворотом на 90^0 (η_2, η_3)

З рис. 13 бачимо, що наявна вертикальна швидкість під час розвороту лігака зменшується не суттєво. Тобто, є запас наявної енергії. Починаючи з висоти

200м приладова швидкість збільшується з причини крену літака (рис. 14). Суттєво зменшується вертикальна швидкість літака (рис. 15).

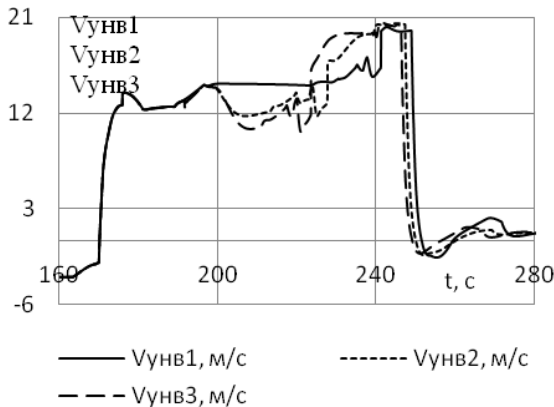


Рис. 13. Наявні вертикальні швидкості $V_{унв1}$ та $V_{унв2}$, $V_{унв3}$ під час виходу ПС на друге коло відповідно без розвороту та з розворотом на 90^0

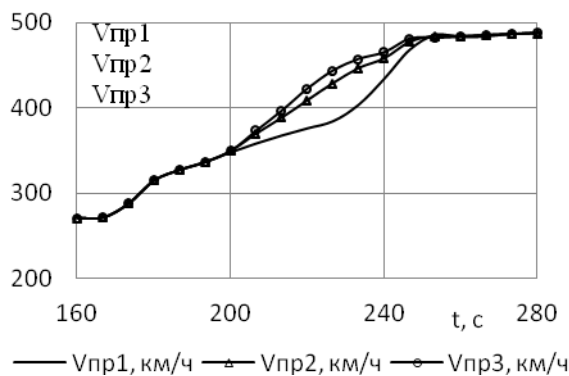


Рис. 14. Поточні приладові швидкості $V_{пр1}$ та $V_{пр2}$, $V_{пр3}$ під час виходу ПС на друге коло відповідно без розвороту та з розворотом на 90^0

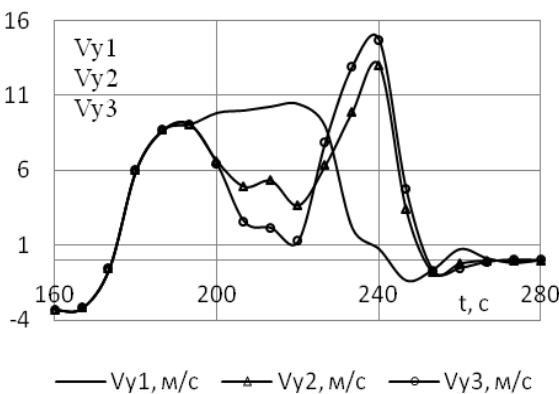


Рис. 15. Поточні вертикальні швидкості під час виходу ПС на друге коло без розвороту (V_{y1}) та з розворотом на 90^0 (V_{y2} , V_{y3})

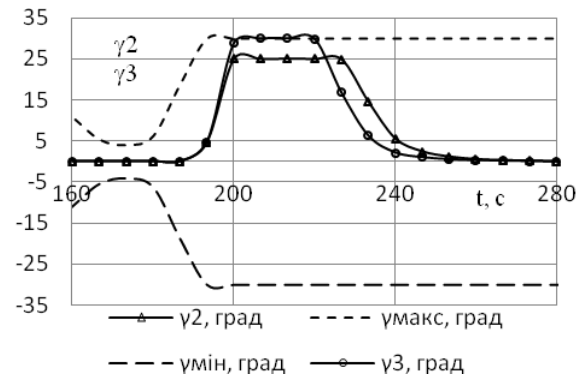


Рис. 16. Поточні кути крену γ_2 , γ_3 під час виходу ПС на друге коло з розворотом на 90^0 з урахуванням граничного значення крену відповідно 25^0 та 30^0

Удосконалений закон управління наявною енергією повітряного судна під час автоматичного виходу на друге коло

Закон управління наявною енергією ПС під час автоматичного виходу на друге коло є закон розподілу цієї енергії на розгін за швидкістю та в набір висоти [1]. Практичне розробка цього закону є формування заданої вертикальної швидкості з метою виходу ПС на друге коло [1]. Отже, закон формування заданої вертикальної швидкості і є законом управління наявною енергією ПС.

Удосконалений закон заданої вертикальної швидкості під час автоматичного виходу ПС на друге коло має наступний вигляд

$$V_{зад} = K_{розп} \left(\overset{\curvearrowright}{V_{уль}} \right) \overset{\curvearrowright}{V_{уль}}, \quad (10)$$

де

$$K_{розп} = \frac{K_1 \left(\overset{\curvearrowright}{\cos \gamma} \right) \overset{\curvearrowright}{K_2 \left(\overset{\curvearrowright}{V_{уль}} \right)}}{\cos \gamma} \quad (11)$$

$$K_1 \left(\overset{\curvearrowright}{\gamma} \right) = \begin{cases} 0.1|\gamma|, & \text{для } |\gamma| \leq 30^0; \\ 3, & \text{для } |\gamma| > 30^0, \end{cases}$$

$$K_2 = \begin{cases} 0.6, & \text{для } V_{уль} \leq 0 \text{ м/с}; \\ 0,04 \cdot V_{уль}, & \text{для } V_{уль} > 5 \text{ м/с}. \end{cases}$$

На рис. 17-24 показані результати математичного моделювання виходу ПС на друге коло під час розвороту на 90^0 , який починається з висоти 120м над рівнем злітно-посадочної смуги. Індексами «3» та «4» позначені параметри польоту

під час розвороту з обмеженим кутом крену 30^0 , які відповідають законам керування (9) (індекс «3») та (10) (індекс «4»).

Траекторія набору висоти та розгону за швидкістю під час розвороту, при дії закону (10), суттєво наближається до траекторії виходу на друге коло при відсутності розвороту (див. рис.11, 17 та рис.14, 18). Тобто бачимо, що згідно закону (10) суттєво використовується запас наявної енергії лігака.

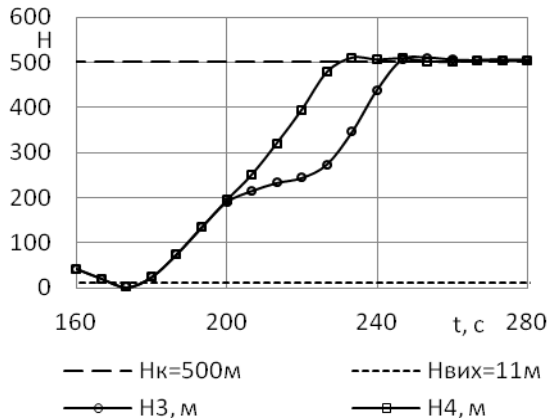


Рис. 17. Поточні висоти H_3, H_4 під час виходу ПС на друге коло з розворотом на 90^0 . $H_4(t)$ відповідає закону (10)

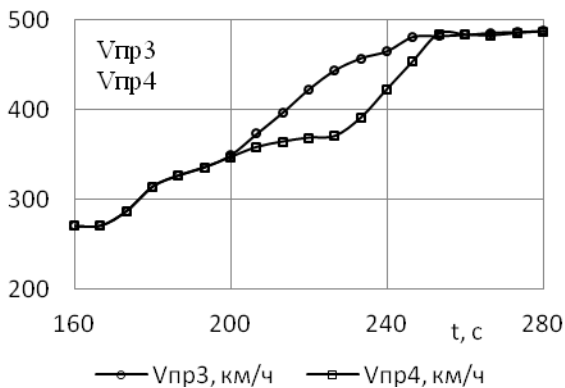


Рис. 18. Поточні приладові швидкості під час виходу ПС на друге коло без розвороту ($V_{пр1}$) та з розворотом на 90^0 ($V_{пр3}, V_{пр4}$)

Звернемо увагу на те (рис.21), що наявні вертикальні швидкості при дії законів (9) та (10) відрізняються не суттєво на ділянках часу 200-235 с, тобто на ділянці принципової оцінки поточного градієнту. Але для закону (10) помітним є те, що задана вертикальна швидкість «працює» більш енергійно (рис. 22), тому і по-

точний градієнт суттєво відрізняється від результату дії закону (9) (рис. 19).

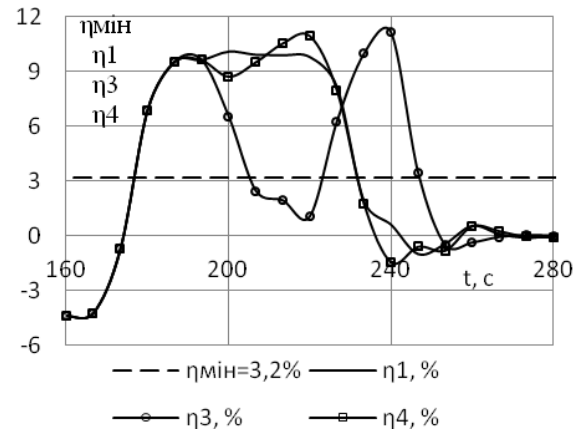


Рис. 19. Поточні градієнти під час виходу ПС на друге коло без розвороту (η_1) та з розворотом на 90^0 (η_3, η_4)

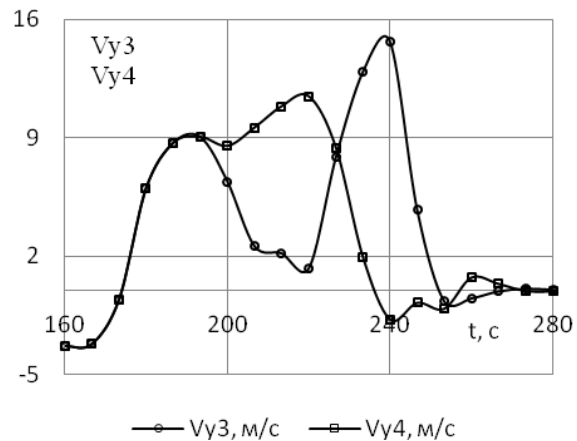


Рис. 20. Поточні вертикальні швидкості під час виходу ПС на друге коло без розвороту (V_{y1}) та з розворотом на 90^0 (V_{y3}, V_{y4})

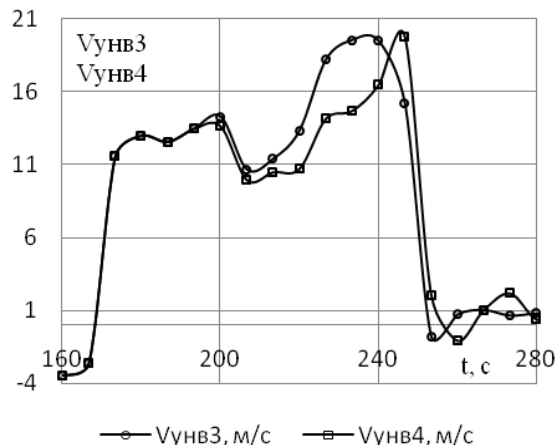


Рис. 21. Наявні вертикальні швидкості під час виходу ПС на друге коло без розвороту ($V_{унв1}$) та з розворотом на 90^0 ($V_{унв3}, V_{унв4}$)

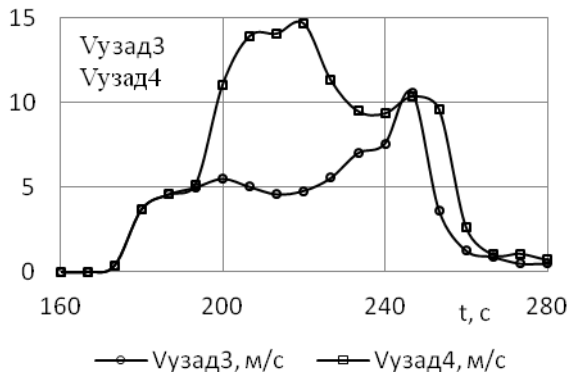


Рис. 22. Задана вертикальна швидкість $V_{узад3}$, яка розрахована за законом управління (9), та $V_{узад4}$ – за законом управління (10)

Рис. 23 демонструє роботу закону формування коефіцієнту розподілу наявної вертикальної швидкості в набір висоти та на розгін лігака (11). Бачимо, що під час розвороту коефіцієнт розподілу більшу частину наявної енергії перерозподіляє в набір висоти. Поточні кути атаки (рис. 24) у всіх розглянутих випадках знаходяться в експлуатаційному діапазоні.

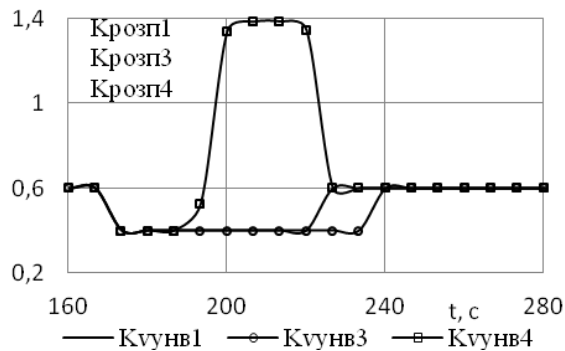


Рис. 23. Коефіцієнти розподілу наявної енергії під час виходу ПС на друге коло без розвороту (Крозп1) та з розворотом на 90° (Крозп3, Крозп4)

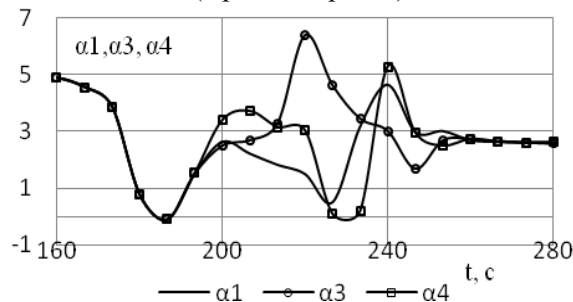


Рис. 24. Поточні кути атаки α_1 та α_3, α_4 під час виходу ПС на друге коло відповідно без розвороту та з розворотом на 90°

Висновки

Запропонований удосконалений закон управління наявною енергією ПС під час автоматичного виходу на друге коло дозволяє:

- 1) цілеспрямований перерозподіл наявної енергії в набір висоти і на розгін під час виходу на друге коло з розворотом, який починається з висоти 120м;
- 2) виконання вимоги до мінімального градієнту набору висоти завдяки закону управління заданою вертикальною швидкістю, який враховує одночасно поточний кут крену та наявну енергію ПС.

Список літератури

1. Морозов С.В. Автоматичний вихід лігака на друге коло за критерієм енергетичного швидкісного підйому.// Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2008. – №2(58). – С. 68-74.
2. Динамика полета/Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др.; под ред. Бюшгенса Г.С. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
3. Руководство по сертификации самолетов транспортной категории в части средств автоматического управления на соответствие требованиям АП-25. Часть 1. –М.: ЛИИ им. М.М. Громова, 1991. – 25 с.
4. Пахненко В.Л., Трюхан О.Н., Савченков Ю.Г. Особенности практической аэродинамики самолета Ан-124. – К.: КВВАИУ, 1992. – 112 с.

Статтю подано до редакції 4.04.2015