

АВТОМАТИЧНЕ КЕРУВАННЯ ВЕРТИКАЛЬНОЮ ШВИДКІСТЮ ЛІТАКА ЗА КРИТЕРІЄМ ЗАПАСУ МАКСИМАЛЬНОЇ ТА МІНІМАЛЬНОЇ НАЯВНОЇ ВЕРТИКАЛЬНОЇ ШВИДКОСТІ

Національний авіаційний університет

vadym.morozov89@gmail.com

Отримано аналітичний вираз мінімальної наявної вертикальної швидкості, котрий пояснює причину можливого виходу літака за межу максимально-експлуатаційної швидкості (числа Маха). Запропонований удосконалений критерій запасу наявної вертикальної швидкості для забезпечення невиходу літака за межу допустимого кута атаки та за межу максимально-експлуатаційної швидкості (числа Маха) у автоматичному режимі керування вертикальною швидкістю

Ключові слова: система автоматичного керування літаком, наявна вертикальна швидкість

Вступ

У роботі наведено результати теоретичних досліджень алгоритмів автоматичного управління гіпотетичним транспортним літаком у режимі керування вертикальною швидкістю.

Автоматичне керування вертикальною швидкістю літака розглядалося у [1].

Для аналізу невиходу літака у режимі керування вертикальною швидкістю за межу максимально-експлуатаційної швидкості (числа Маха) запропоновано визначення мінімальної наявної вертикальної швидкості та запасу наявної вертикальної швидкості.

Це дозволить сформулювати критерій забезпечення невиходу літака за межі максимально-експлуатаційної приладної швидкості у автоматичному режимі керування вертикальною швидкістю при зміні наявної тяги в залежності від режиму польоту.

$$\delta_B = K_{\omega_z} \omega_z + K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_0) + K_{n_y} \Delta n_y + K_{V_y} (V_y - V_{y \text{ зад}}) \quad (1)$$

2. Для тангажного автопілоту з законом [1]

$$\delta_B = K_{\omega_z} \omega_z + K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_0) + K_{V_y} (V_y - V_{y \text{ зад}}). \quad (2)$$

У виразах (1), (2), а також у виразах наведених нижче, позначення параметрів динаміки польоту літака відповідають ДЕСТ 20058-80 [3]. Крім того, ϑ_0 - кут

Постановка задачі

Розробити алгоритми автоматичного управління транспортним літаком у режимі керування вертикальною швидкістю за критерієм запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості для забезпечення невиходу літака за межу максимально - експлуатаційної швидкості (числа Маха).

Дослідження загальних алгоритмів автоматичного керування вертикальною швидкістю транспортного літака на етапах набору або зниження.

Сформуємо алгоритм автоматичного управління вертикальною швидкістю літака у каналі керма висоти з урахуванням відомих алгоритмів перевантажувального або тангажного автопілоту [2] у наступному вигляді:

1. Для перевантажувального автопілоту з законом [1]

тангажу у час включення режиму керування вертикальною швидкістю; Δn_y , $\Delta n_{y \text{ зад}}$ - відповідно відхилення змінного та заданого перевантаження від

одиниці; $K_{\omega_z}^p, K_{\vartheta}^p, K_{n_y}, K_{V_y}$ - переда- точні числа по тракту відповідних пара- метрів, вказаних в індексах; $V_y, V_{y\text{зад}}$ -

відповідно зміна та задана вертикальна швидкість літака.

Алгоритм автоматичного керування приладною швидкістю за допомогою ав- томата тяги запишемо згідно [4] у вигляді [1]:

$$\delta_P = K_{\omega_z}^p \omega_z + K_{\vartheta}^p (\vartheta - \vartheta_0) - K_{n_x}^p n_x + K_{V_{PP}} (V_{PP\text{Зад}} - V_{PP}). \quad (3)$$

В рівнянні (3) параметри алгорит- му мають наступне значення: δ_P - відхи- лення ручки керування двигуна (двигуна- ми); $K_{\omega_z}^p, K_{\vartheta}^p, K_{n_x}^p, K_{V_{PP}}$ передаточні числа по тракту відповідних параметрів, вказаних в нижніх індексах; $V_{PP\text{Зад}}, V_{PP}$ - задана та зміна приладна швидкість літака.

У роботі [1] отримано аналітичний вираз наявної вертикальної швидкості.

Для пояснення причини можливо- го виходу літака за межу допустимого ку- та атаки у автоматичному режимі керу- вання вертикальною швидкістю отрима- но аналітичний вираз максимальної наяв- ної вертикальної швидкості, який врахо- вує "Максимально-продовжений" режим роботи двигунів ("МП") [1]:

$$V_{ун\max} = \frac{n_{хан}^{\max} V_K}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}} = \frac{((P(H_{аер}, T_{не}, V, \delta_{РМП}) \cos \varphi_{\text{об}} - X_a) V_K) / mg}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}}, \quad (4)$$

де $n_{хан}^{\max}$ - максимальне наявне тангенціа- льне перевантаження; V_K - земна швид- кість; H - поточна висота польоту; P - тя- га двигунів; $H_{аер}$ - висота аеродрому; $T_{не}$ - температура навколишнього середови- ща; V - істинна швидкість; $\delta_{РМП}$ - поло- ження ручок управління двигунами для

формування режиму роботи двигунів "МП"; $\varphi_{\text{об}}$ - кут встановлення двигунів.

Розширимо аналітичний вираз у ро- боті [1]. Якщо враховується режим "Польотний малий газ" роботи двигунів (режим "ПМГ"), то наявну вертикальну швидкість будемо визначати як мінімаль- ну наявну вертикальну швидкість. Вона обчислюється за формулою

$$V_{ун\min} = \frac{n_{хан}^{\min} V_K}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}} = \frac{((P(H_{аер}, T_{не}, V, \delta_{РПМГ}) \cos \varphi_{\text{об}} - X_a) V_K) / mg}{1 + \frac{V_K}{g} \cdot \frac{dV_K}{dH}}, \quad (5)$$

де $n_{хан}^{\min}$ - мінімальне наявне тангенціальне перевантаження; $\delta_{РПМГ}$ - положення ру- чок керування двигунами у режимі "ПМГ".

З рівняння (4) слідує, що вертика- льна швидкість літака на етапі набору висоти обмежена наявною тягою двигунів у режимі "МП". З рівняння (5) слідує, що

вертикальна швидкість літака на етапі зниження обмежена наявною тягою ро- боти двигунів у режимі "ПМГ".

Нижче наведені результати дослі- дження режиму "Вертикальна швид- кість" з урахуванням закону керування (2) на етапі зниження (рис. 1-рис. 3) та на етапі набору висоти (рис. 4-рис. 6)

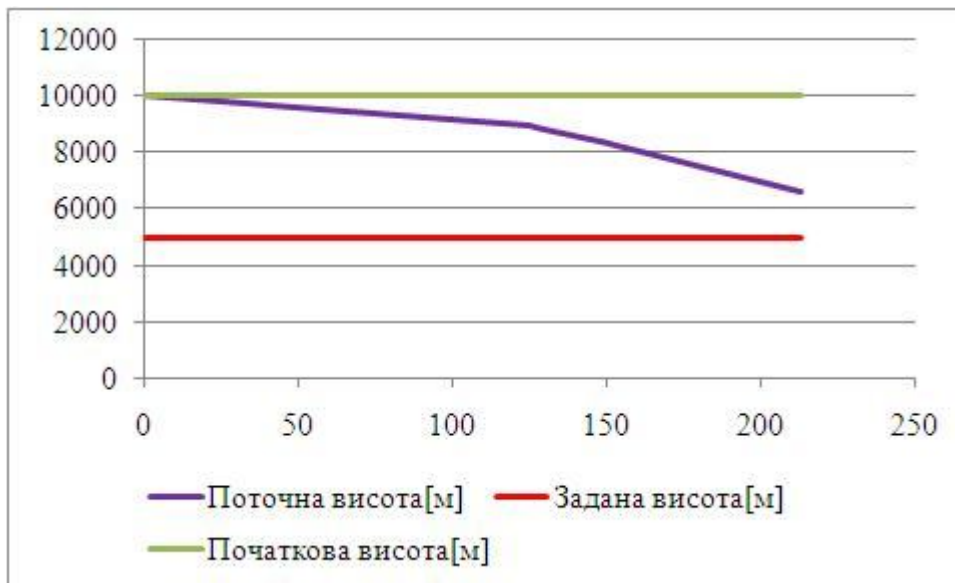


Рис. 1. Етап зниження. Дослідження зміни висоти

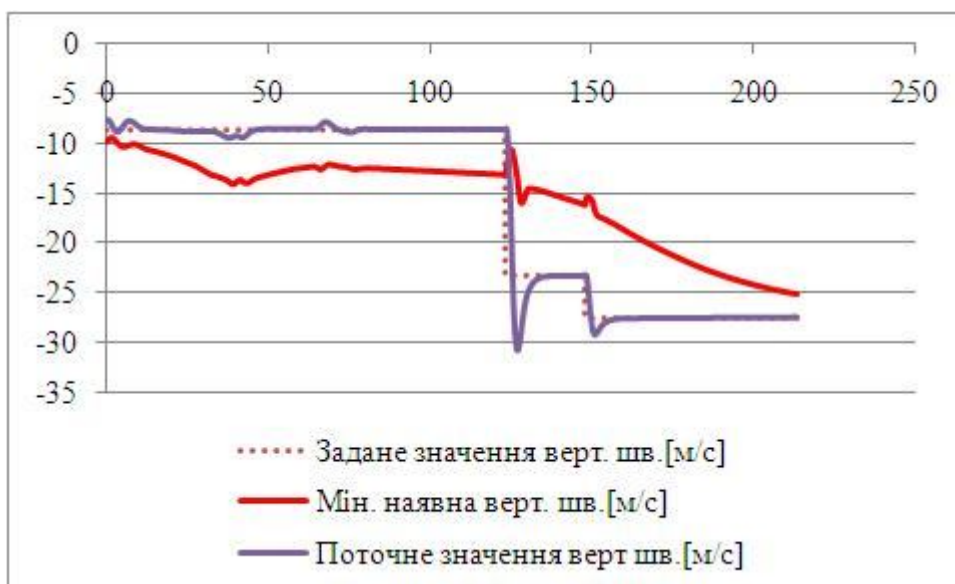


Рис. 2. Етап зниження. Дослідженні зміни вертикальної швидкості

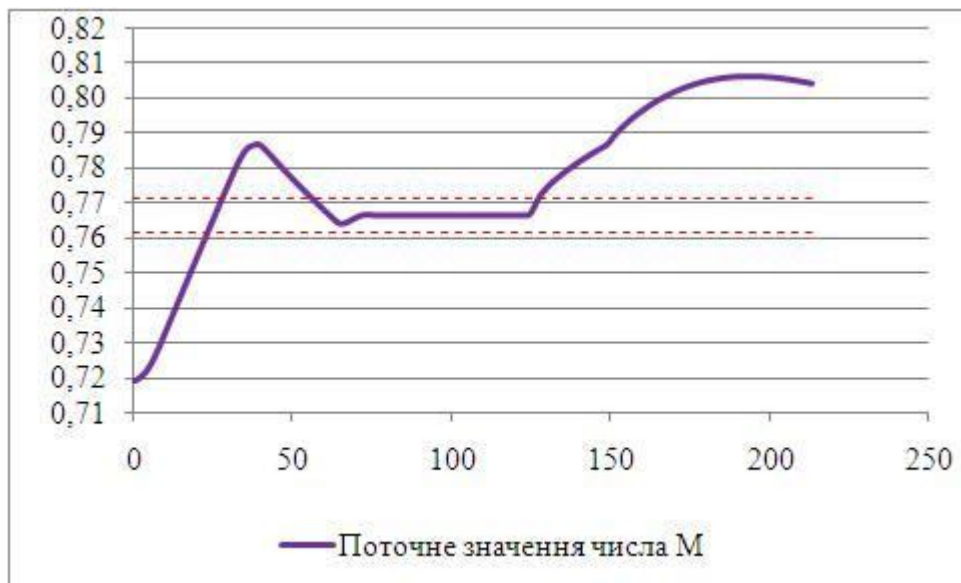


Рис. 3. Етап зниження. Дослідженні зміни числа М

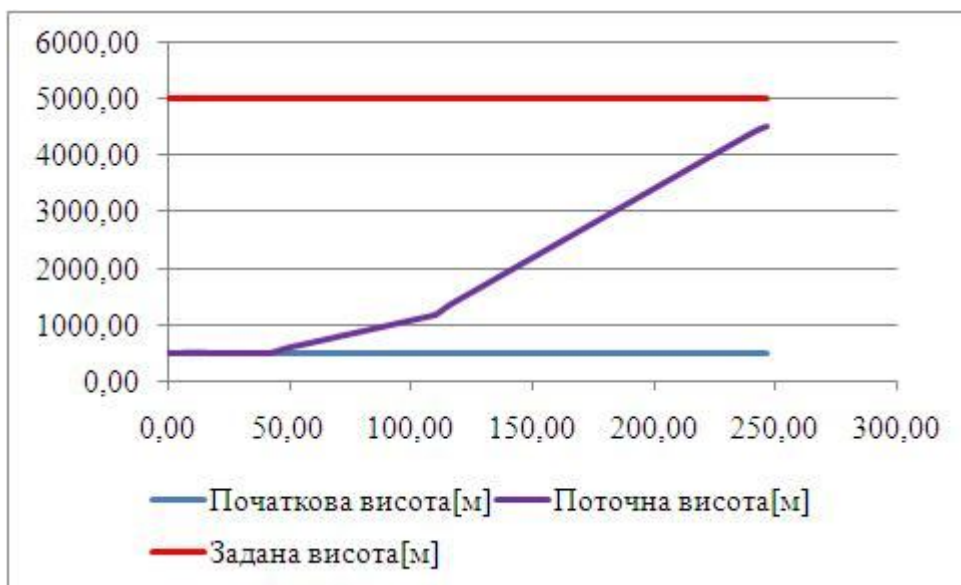


Рис. 4. Етап набору висоти. Дослідження зміни висоти

На рис. 3 спостерігається вихід поточного числа Маха за межу максимально-експлуатаційного числа Маха, котре складає 0.79. Причиною цього виходу є перехід поточної вертикальної швидкості за межу максимальної наявної вертикальної швидкості польоту.

На рис. 6 спостерігається вихід поточного кута атаки за межу допустимого кута атаки, котрий складає 11,5 градусів. Причиною цього виходу є перехід поточної вертикальної швидкості за межу мінімальної наявної вертикальної швидкості польоту.

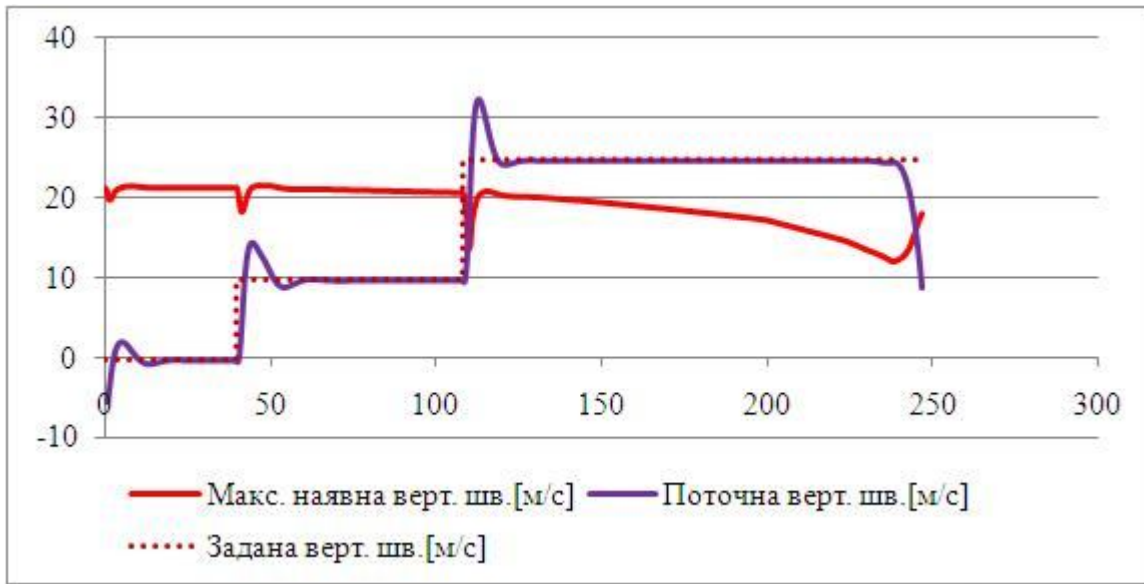


Рис. 5. Етап набору висоти. Дослідженні зміни вертикальної швидкості.

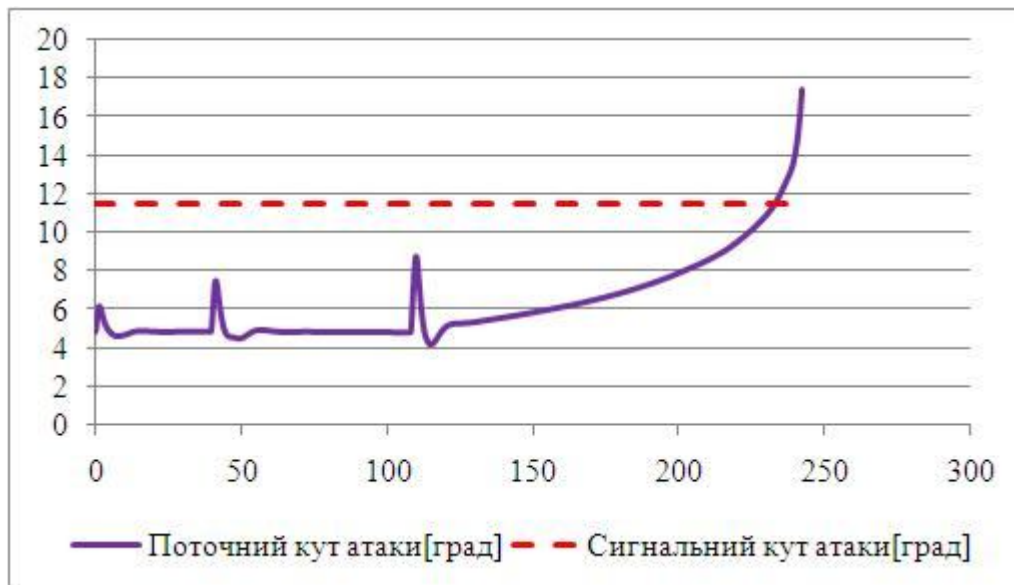


Рис. 6. Етап набору висоти. Дослідженні зміни кута атаки.

Формування критеріїв запасу максимальної та мінімальної наявної вертикальної швидкості на етапі набору висоти або зниженні

Для забезпечення невиходу літака за межу допустимого кута атаки та за ме-

жу максимально - експлуатаційної швидкості (числа Маха) у роботі [4] введений критерій наявної вертикальної швидкості у загальному вигляді:

$$I = |\Delta_{VY}| = |V_{yn} - V_{YЗAD}| \geq \Delta_{VYЗAD}, \quad (6)$$

де V_{yn} - наявна вертикальна швидкість;
 $V_{VЗAD}$ - задане значення вертикальної швидкості.

Розширимо це поняття. Критерій запасу наявної вертикальної швидкості на етапі набору висоти має вигляд:

$$I_1 = |V_{yn \max} - V_{VЗAD}| \geq \Delta_{VУН}, \quad (7)$$

де $V_{yn \max}$ - максимальна наявна вертикальна швидкість польоту; $\Delta_{VУН}$ - запас вертикальної швидкості на етапі набору висоти.

Критерій запасу наявної вертикальної швидкості на етапі зниження має вигляд:

$$I_2 = |V_{yn \min} - V_{VЗAD}| \geq \Delta_{VУЗН}, \quad (8)$$

де $V_{yn \min}$ - мінімальна наявна вертикальна швидкість польоту; $\Delta_{VУЗН}$ - запас вертикальної швидкості на етапі зниження.

критерієм запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості (8).

Проведемо дослідження режиму "Вертикальна швидкість" при зміні заданої вертикальної швидкості з урахуванням закону керування (2) на етапі зниження та набору висоти.

На рис. 9 спостерігається невихід поточного числа Маха за межу максимально-експлуатаційного числа Маха. Видно, що поточна вертикальна швидкість не переступає значення мінімальної наявної вертикальної швидкості з врахуванням критерію запасу наявної вертикальної швидкості, котрий заданий як

На рис. 7-9 наведені результати дослідження алгоритмів режиму "Вертикальна швидкість" на етапі зниження за

$$I_2 = |V_{yn \min} - V_{VЗAD}| \geq \Delta_{VУЗН} = 2,5 \text{ м/с}.$$

На рис. 10-12 наведені результати дослідження алгоритмів режиму "Вертикальна швидкість" на етапі набору за критерієм запасу максимальної наявної вертикальної швидкості (7).

го кута атаки. Видно, що вертикальна швидкість не переступає значення максимальної наявної вертикальної швидкості з врахуванням критерію запасу наявної вертикальної швидкості, котрий заданий як

На рис. 11 спостерігається невихід поточного кута атаки за межу допустимо-

$$I_1 = |V_{yn \max} - V_{VЗAD}| \geq \Delta_{VУН} = 2 \text{ м/с}.$$

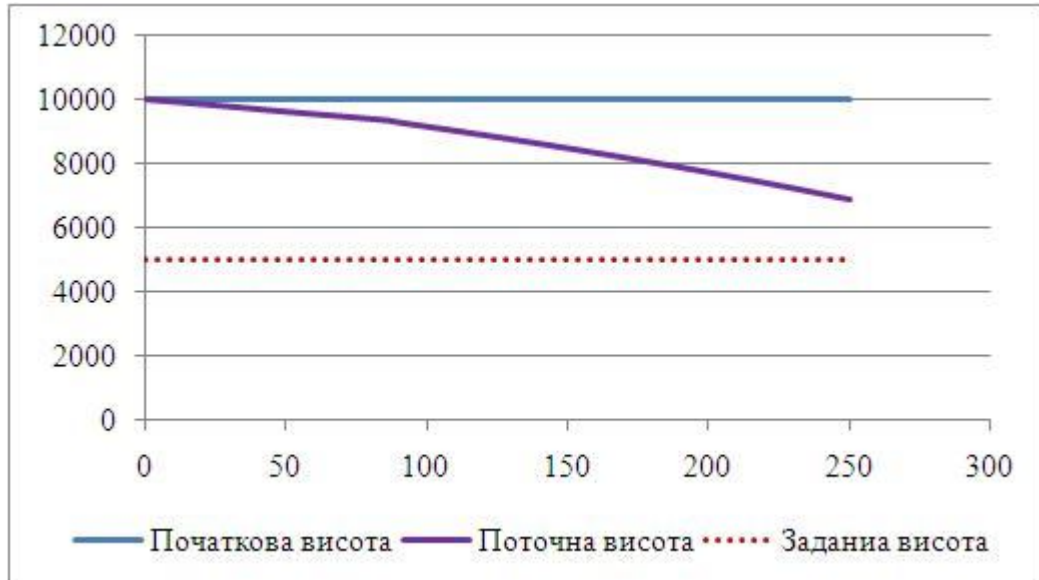


Рис. 7. Етап зниження. Дослідження зміни висоти, використовуючи критерій запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості

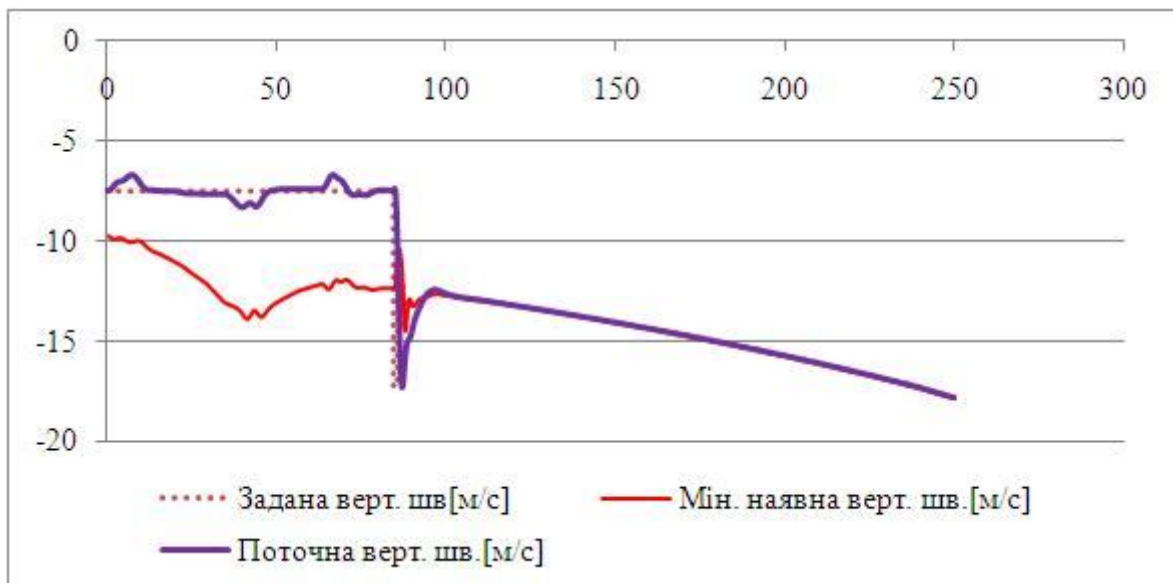


Рис. 8. Етап зниження. Дослідженні зміни вертикальної швидкості, використовуючи критерій запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості

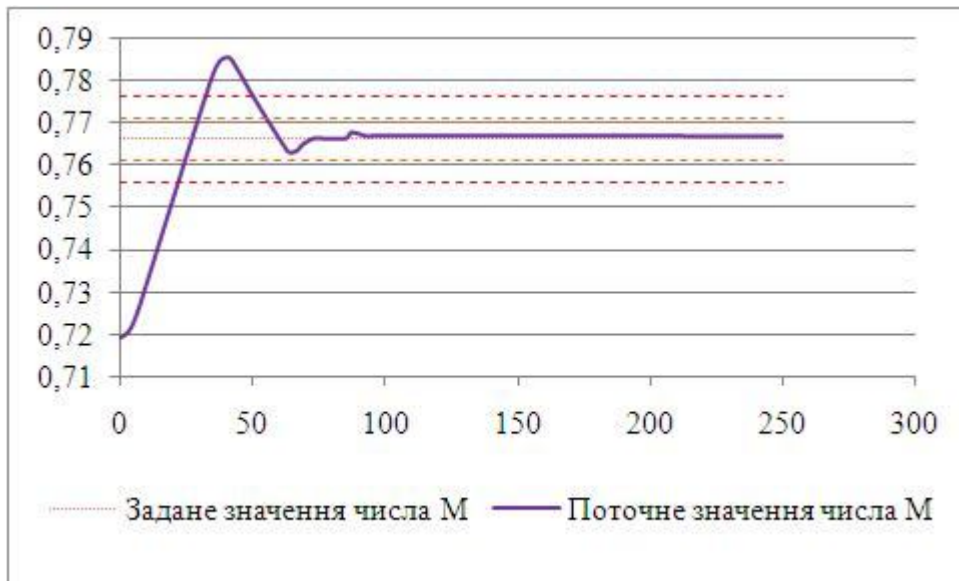


Рис. 9. Етап зниження. Дослідженні зміни числа М, використовуючи критерій запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості

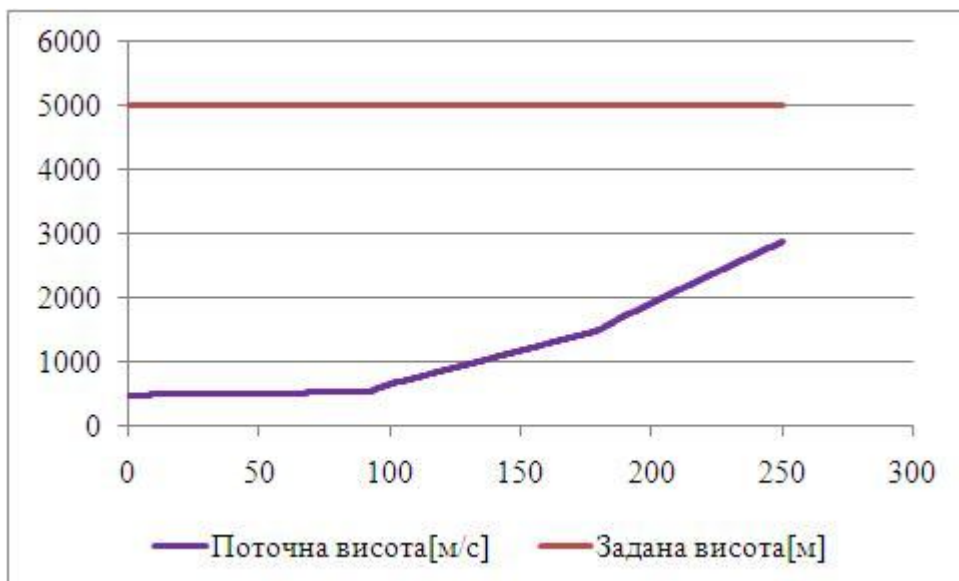


Рис. 10. Етап набору висоти. Дослідження зміни висоти, використовуючи критерій запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості



Рис. 11. Етап набору висоти. Дослідженні зміни кута атаки, використовуючи критерій запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості



Рис. 12. Етап набору висоти. Дослідженні зміни вертикальної швидкості, використовуючи критерій запасу мінімальної наявної вертикальної швидкості

Висновки

У результаті виконання роботи були досягненні наступні результати:

1. Сформований аналітичний вирази (5) мінімальної наявної вертикальної швидкості, котрий пояснює причину можливого виходу літака за межу максимально-експлуатаційної швидкості (числа Маха) у режимі “Вертикальна швидкість”.

2. Сформовані критерії запасу наявної вертикальної швидкості (7), (8) на етапах набору висоти й зниження у режимі “Вертикальна швидкість”.

Список літератури

1. Збруцький О.В., Морозов С.В. Автоматичне керування вертикальною

швидкістю літака за критерієм запасу наявної вертикальної швидкості. – Інформаційні системи, механіка та системи керування. Науковий збірник НТТУ. – 2009. – №2 – С.78-85.

2. Асланян А. Э. Системы автоматического управления летательных аппаратов. – К.: КВВАИУ, 1984. – 435 с.

3. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. – М.: изд. Стандартов, 1980. – 51с.

4. Синеглазов В. М., Філяшкін М. К. Автоматизовані системи управління повітряних суден. К. : НАУ, 2003. – 502 с.

Статтю подано до редакції 15.07.2014