

УДК 629.733.5

В.П. Гусинін, д-р техн. наук, доц.
А.В. Гусинін, канд. техн. наук, доц.
О.М. Тачиніна, канд. техн. наук, доц.

ПОРІВНЯЛЬНА ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ РУЧНОГО ТА АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ВІДХИЛЕННЯМ ВЕКТОРА ТЯГИ ДИРИЖАБЛЯ НА ЕТАПІ ЗЛЬОТУ

Наведено результати порівняльної оцінки ефективності ручного та автоматичного керування відхиленням вектора тяги дирижабля середнього класу типу «Zeppelin NT» на етапі зльоту. Оцінено вплив вітрових збурень на злітні характеристики дирижабля, а також зліт апарата з одним непрацюючим двигуном.

In paper, results of the comparative effectiveness evaluation of the manual and automatic thrust vector control of airship in the class of «Zeppelin NT» at the takeoff are shown. The gust influences on the airship characteristics and the process of airship takeoff with one out of service engine are considered.

Вступ

Останнім часом підвищився інтерес до модернізації дирижаблів традиційної форми. Головний аспект цієї модернізації полягає в застосуванні на апаратах двигунів з повітряними гвинтами у поворотних насадках. Доцільність застосування керування вектором тяги двигунів для підвищення ефективності керування дирижаблем на малих швидкостях польоту обґрунтована В.М. Павлесью [1]. Застосування цієї концепції значно розширило льотно-технічні можливості дирижабля і спростило виконання зльоту та посадки [2; 3]. З використанням ручного керування вектором тяги було спроектовано та побудовано низку дирижаблів (Skyship-500, Skyship-600, Zeppelin NT тощо), які сьогодні перебувають в експлуатації. Однак ручне керування пов'язано зі значними труднощами порівнянності кута відхилення вектора тяги дирижабля через відносну малість його кутових швидкостей та прискорень, що розвиваються дирижаблем під час маневрування, особливо на малих швидкостях польоту. До того ж, останнім часом сучасні дирижаблі потребують приведення апарата під час зльоту до заданих термінальних умов з наступним переходом до виконання крейсерського польоту (наприклад, екстрений виліт до району стихійних лих), проте через великі розміри дирижаблів та обмеженість злітної площадки це трудно виконати ручним керуванням. Подальше підвищення ефективності керування, маневреності та гнучкості експлуатації дирижабля можливе лише при автоматизації процесу керування. Особливо важливе значення це має для маневрування апарата біля землі, на етапах зльоту та посадки [4].

Мета цієї роботи – методом математичного моделювання виконати порівняльну оцінку ефективності ручного та автоматичного керування відхиленням вектора тяги дирижабля на етапі зльоту.

Об'єкт дослідження

Як об'єкт дослідження було вибрано дирижабль середнього класу «Zeppelin NT» (рис. 1).



Рис. 1. Дирижабль «Zeppelin NT»

Апарат, виконаний за напівжорсткою схемою, має “λ”- подібне оперення. Об'єм оболонки становить 8225 м³, довжина – 75 м, ширина – 19,5 м (з урахуванням оперення).

Припускається, що на дирижаблі встановлено два реверсивні маршові двигуни з повітряними гвинтами, що відхиляються до мінус 120° угору (на кабрирування) та до плюс 90° униз (на пікірування), і номінальною тягою по 550 кг кожен. За від'ємний напрямок брали відхилення повітряних гвинтів униз. Двигуни встановлено по боках корпусу дирижабля біля центра прикладання аеростатичної піднімальної сили і працюють вони синхронно при створенні керувальних сил. Повітряні гвинти встановлено в кільцевих насадках та моделювалися у вигляді джерел сили. У кормовій частині корпусу дирижабля стаціонарно встановлено третій аналогічний двигун для забезпечення необхідної горизонтальної швидкості.

Особливості математичного моделювання руху дирижабля

Аеродинамічні характеристики дирижабля моделювалися на підставі даних, що наведені у працях [5; 6]. Аеродинамічну інтерференцію між оболонкою дирижабля та його повітряними гвинтами в кільцевих насадках не враховували. Вплив близькості землі на аеродинамічні характеристики апарата враховували емпіричними залежностями, що отримані обробленням експериментальних даних дослідження моделі дирижабля в аеродинамічній трубі [7]. Моделювання пілота як елемента контуру керування не проводили. Рух дирижабля на етапі зльоту моделювали за спектральною моделлю поздовжнього руху аеростатичного літального апарата, що наведена у працях [8–10]. Додатково в моделі враховано вплив вітру та синтезований у працях [11–12] алгоритм автоматичного керування відхиленням вектора тяги дирижабля.

Алгоритм автоматичного керування

Для синтезу алгоритму автоматичного керування відхиленням вектора тяги застосовано метод, що ґрунтується на математичному апараті диференціальних перетворень функцій та рівнянь [9]. Цей метод не потребує для реалізації числового інтегрування диференціальних рівнянь руху, виключає з розгляду функції часу, зводить проблему синтезу замкнених законів термінального керування до розв'язання системи нелінійних рівнянь відносно параметрів керування та дозволяє отримати розв'язок в аналітичному вигляді. Синтез алгоритму керування зі зворотним зв'язком виконано методом замикання програмного керування для довільного поточного стану об'єкта.

Як критерій якості використано функціонал, що враховує намір максимізувати горизонтальну швидкість апарата в кінці ділянки зльоту.

У неявному вигляді алгоритм керування відхиленням вектора тяги має вигляд

$$\tilde{P}_\Sigma \sin \varphi_{AVT} = \frac{6(H_T - H)}{T^2} - \frac{2(2V_Y + V_{Y_T})}{T} - \tilde{\Phi},$$

де \tilde{P}_Σ – відносна тяга двигунів;

φ_{AVT} – кут автоматичного відхилення вектора тяги;

V_{Y_T} та H_T – задані вертикальна швидкість та висота польоту апарата у кінці ділянки зльоту;

H та V_Y – поточне значення висоти польоту та вертикальної швидкості набору висоти;

T – тривалість ділянки зльоту, що визначається розв'язанням системи рівнянь;

$\tilde{\Phi}$ – відносна аеростатична сила.

Порівняння ефективності ручного та автоматичного керування відхиленням вектора тяги

Як показано в працях [2; 3], вертикальний зліт апарата характеризується більш крутим набором висоти з низькою повітряною швидкістю порівняно зі зльотом апарата з фіксованим горизонтальним вектором тяги. Отже, доцільне таке керування відхиленням вектора тяги, за якого дирижабль виконує вертикальний зліт з наступним переходом до крейсерського польоту. Такий режим зльоту забезпечує керування відхиленням вектора тяги за синтезованим алгоритмом керування φ_{AVT} .

У цьому випадку вектор тяги спочатку відхиляється на кабування на кут $-70^\circ \dots -80^\circ$ для здійснення практично вертикального зльоту, а потім відхилення вектора тяги зменшується на перехідному режимі для забезпечення необхідної крейсерської швидкості. При такому керуванні досягається злітання з коротким пробігом по землі або без торкання до землі та забезпечуються більші повітряні швидкості на висоті порівняно з ручним відхиленням вектора тяги на той самий кут $-70^\circ \dots -80^\circ$ (рис. 2).

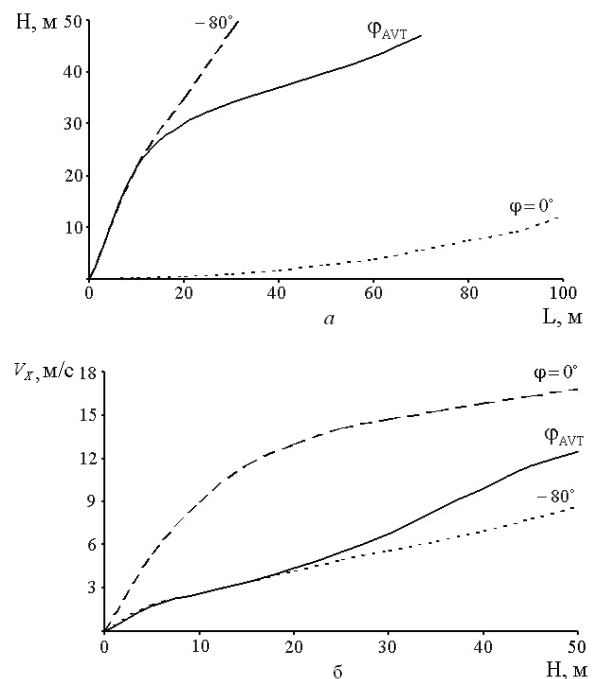


Рис. 2. Траєкторія зльоту дирижабля у разі фіксованого горизонтального, ручного та автоматичного керування відхиленням вектора тяги:

a – залежність значення висоти польоту від довжини злітної дистанції;

b – залежність крейсерської швидкості від набору висоти

Однак на практиці великі кути відхилення вектора тяги мають поєднуватися з дроселюванням тяги двигунів. Це пов'язано з тим, що за великих кутів відхилення вектора тяги та роботи двигунів на максимальному режимі дирижаблів може розвинути досить великі швидкості набору висоти. Однак конструкція дирижаблів напівжорсткої схеми така, що для збереження аеродинамічної форми оболонки всередині неї підтримується надлишковий тиск 50 мм рт. ст. [12]. Це потребує обмеження граничнодопустимої швидкості набору висоти, інакше підвищиться тиск, відкриються клапани і станеться випуск дорогого несучого газу (гелію). Для дирижабля, що розглядається, граничнодопустима швидкість набору висоти становить 7,5 м/с. Беручи це до уваги, при роботі двигунів на максимальному режимі пілот повинен постійно коригувати кут відхилення вектора тяги. Керування відхиленням вектора тяги за синтезованим алгоритмом дозволяє спростити процес злітання дирижабля. При цьому на заданій висоті забезпечується потрібна швидкість набору висоти та максимальна горизонтальна швидкість польоту.

Для прикладу розглянемо злітання дирижабля із застосуванням керування вектором тяги за синтезованим алгоритмом та досягненням на висоті $H = 15,2$ м заданої вертикальної швидкості $V_Y = 2,5$ м/с. У цьому випадку алгоритм керування буде мати вигляд

$$\tilde{P}_{\Sigma_i} \sin \varphi_{AVT} = \frac{6(15,2 - H)}{T^2} - \frac{2(2V_Y + 2,5)}{T} - \tilde{\Phi}.$$

Як видно з рис. 3, заданим кінцевим умовам відповідає ручне відхилення вектора тяги на кут $\varphi = -40^\circ$. За цих умов порівнюємо злітні характеристики дирижабля за автоматичного φ_{AVT} та ручного ($\varphi = -40^\circ$) керування відхиленням вектора тяги. У разі використання синтезованого алгоритму керування на заданій висоті $H = 15,2$ м забезпечується необхідна швидкість набору висоти $V_Y = 2,5$ м/с та горизонтальна швидкість польоту більшою на 1,6 м/с, ніж за ручного керування (рис. 3).

Таким чином, у разі використання автоматичного керування забезпечується виведення апарата в задані кінцеві умови з більшою горизонтальною швидкістю, що свідчить про розширення маневрових характеристик дирижабля, більшу гнучкість в досягненні необхідної висоти або повітряної швидкості в межах обмеженої експлуатаційної зони, наприклад в районі аеропорту.

Оцінюючи вплив вітрових збурень на основні злітні характеристики дирижабля, розглянемо безпеку зльоту дирижабля з точки зору забезпечення необхідного кліренсу. Як вітрові збурення розглянемо зустрічний дискретний порив вітру зі швидкістю $W = 5$ м/с.

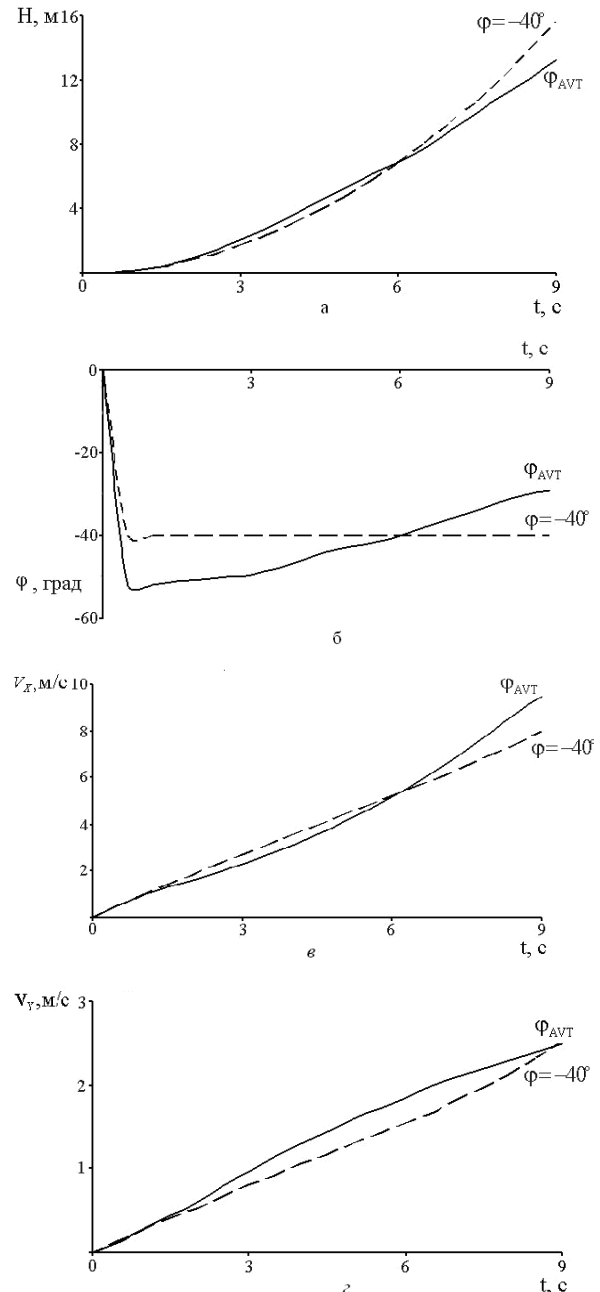


Рис. 3. Порівняння злітних характеристик дирижабля при ручному та автоматичному керуванні відхиленням вектора тяги:

a – досягнення заданої висоти польоту;

б – кут відхилення вектора тяги;

e – досягнення граничнодопустимої горизонтальної швидкості польоту;

z – досягнення вертикальної швидкості польоту

Отримані результати моделювання показали, що застосування автоматичного керування відхилення вектора тяги φ_{AVT} розширює маневрові характеристики дирижабля навіть в умовах впливу поривів вітру порівняно з фіксованим горизонтальним напрямком вектора тяги та ручним керуванням відхилення вектора тяги.

При цьому забезпечується достатній кліренс), плавний перехід до крейсерського польоту та досягнення максимальної горизонтальної швидкості на заданій висоті.

Відповідно до критеріїв льотної придатності [13] кожен дирижабль з одним непрацюючим двигуном повинен мати вертикальну швидкість підняття за швидкості не меншій за 0,5 м/с.

На рис. 4 показано порівняння параметрів руху дирижабля при зльоті з одним непрацюючим двигуном як за ручного фіксованого ($\varphi = -40^\circ$), так і за автоматичного керування відхиленням вектора тяги. З наведених матеріалів видно, що в разі використання синтезованого алгоритму керування на заданій висоті $H = 15,2$ м забезпечується необхідна швидкість набору висоти $V_y = 2,5$ м/с та горизонтальна швидкість польоту більше на 0,6 м/с, ніж за ручного керування.

Висновки

У результаті проведених досліджень отримано, що використання автоматичного керування відхиленням вектора тяги порівняно з ручним керуванням підвищує ефективність керування дирижаблем на малих швидкостях польоту, підвищує його злітні характеристики, забезпечує більш крутий набір висоти та можливість здійснення практично вертикального та короткого злітання, знижує навантаження на пілота. Автоматичне керування відхиленням вектора тяги за синтезованим алгоритмом забезпечує приведення аеростатичного літального апарата в задані термінальні умови. При цьому в кінці етапу зльоту досягається на 20–25% більша горизонтальна швидкість з двома працюючими двигунами і на 6–10% у разі злітання з одним непрацюючим двигуном. Застосування автоматичного керування відхиленням вектора тяги розширює маневрові характеристики дирижабля навіть в умовах впливу поривів вітру, забезпечуючи достатній кліренс під час злітання.

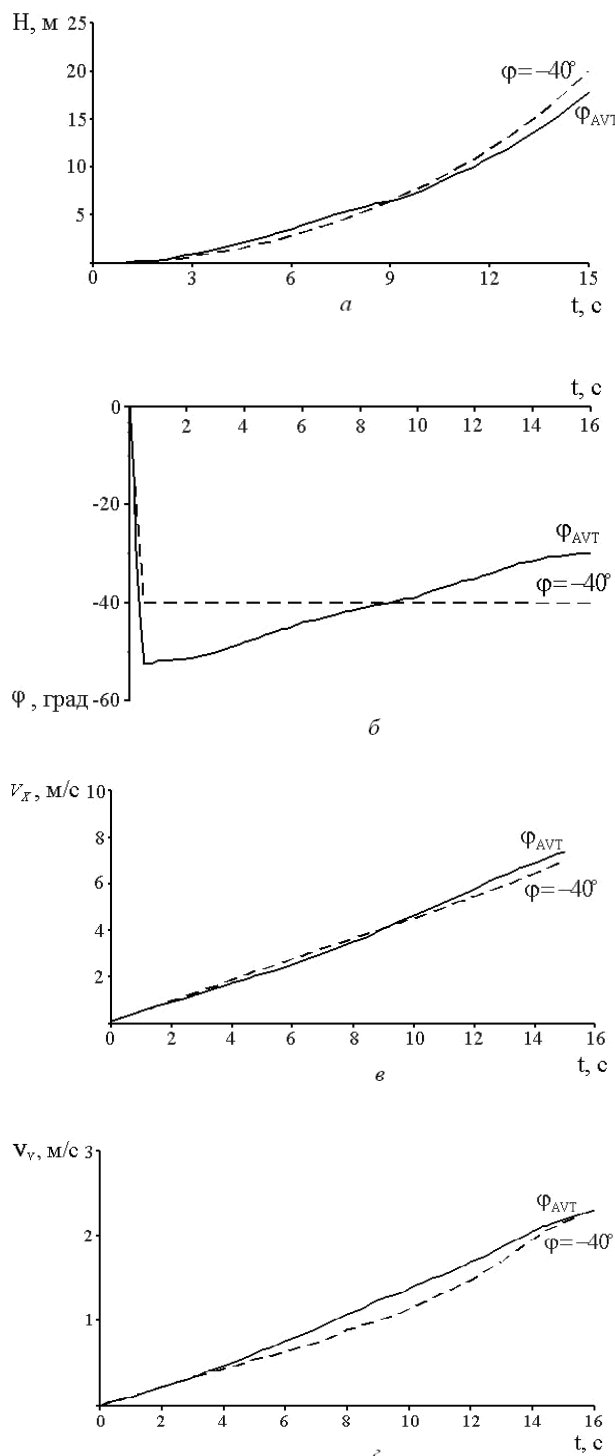


Рис. 4. Порівняння злітних характеристик дирижабля у разі зльоту з одним працюючим двигуном при ручному та автоматичному керуванні відхилення вектора тяги:

а – досягнення заданої висоти польоту;

б – кут відхилення вектора тяги;

в – досягнення граничнодопустимої горизонтальної швидкості польоту;

г – досягнення вертикальної швидкості польоту

Література

1. Pavlecka V.H. Thruster control for airships // AIAA Paper No. 79 – 1595. – 1979. – P. 82–88.
2. Nagabhushan B.L., Faiss G.D. Thrust vector control of a V/STOL airship//Journal of Aircraft. – 1984. – Vol. 21, No 6. – P. 408–413.
3. Nagabhushan B.L., Tomlinson N.P. Thrustvectored takeoff, landing and ground handling of an airship// Journal of Aircraft. – 1985. – Vol. 23. – P. 250–256.
4. Гусинін В.П., Гусинін А.В. Застосування керованого вектора тяги на дирижаблях // Вісн. НАУ. – 2005. – № 3 (25). – С. 79–84.
5. Maugeri F., DeLaurier J. Validation of the flight-simulation program used for computing maneuver and gust loads on the Zeppelin LZ N07 // Proc. of the 3rd Intern. Airship Convention and Exhibition (July 28-31, 2000). – Friedschafte (Germany), 2000. – P. 50–57.
6. DeLaurier J.D. & Associates. A wind tunnel investigation of the Zeppelin LZ N07 Airship Fin. // Intern. Zeppelin Report. – 1994. – 60 p.
7. Засолов В.А., Петровская Т.С. Влияние поверхности земли на аэродинамические характеристики дирижабля // Науч.-техн. отчет №12410. – М.: ЦАГИ, 1989. – 37 с.
8. Баранов В.Л., Гусынин В.П., Гусынин А.В. Спектральная модель движения аэростатического летательного аппарата // Пробл. інформатизації та управління. – 2004. – № 1. – С. 100–107.
9. Диференціальні перетворення в задачах керування рухом літальних апаратів: навч.посіб. / В.Л. Баранов, В.П. Гусинін, А.В. Гусинін та ін. – К.: НАУ, 2003. – 158 с.
10. Gussyin V.P., Gussyin A.V. Spectral model of the airship dynamics // Proc. of the AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-than-Air and Balloon Systems conferences. – AIAA-2005-7342. – Arlington (USA), 2005. – P.34–42.
11. Gussyin A.V. Application of differential transformation for the modeling motion of aerostatic vehicle and for the synthesis of control algorithms // Proc. of NAU. – 2005. – № 2 (24). – P. 82–88.
12. Кулик М.С., Казак В.М., Гусинін В.П., Гусинін А.В. Дирижаблі. Ч.I. Історія, конструкція, проекти: навч. посіб. – К.: НАУ, 2005. – 184 с.
13. Критерии летной годности для дирижаблей. – М.: РВО, 1999. – 143 с.

Стаття надійшла до редакції 01.04.08.