

УДК 629.733.5(045)

¹ В.П. Гусинін, д-р техн. наук
² А.В. Гусинін**ЗАСТОСУВАННЯ КЕРОВАНОГО ВЕКТОРА ТЯГИ НА ДИРИЖАБЛЯХ**¹ Національне космічне агентство України, e-mail: s23@nka.gov.ua
² Кафедра електроенергетичних систем, НАУ, e-mail: gusyinin@hotmail.com

Досліджено концепції ручного й автоматичного керування відхиленням вектора тяги сучасного дирижабля шляхом моделювання динаміки руху апарата з використанням математичного апарата диференціальних перетворень.

Вступ

Останнім часом у багатьох країнах світу підвищився інтерес до дирижаблів [1; 2]. Однією з головних причин нинішньої підвищеної уваги до дирижаблів є їх економічна ефективність в областях, де застосування літаків або вертольотів нераціонально або неможливо, а також розробка і впровадження нових сучасних технологій і матеріалів.

Серед найважливіших проблем експлуатації дирижабля виділяється недостатня ефективність його керування на малих швидкостях польоту. У зв'язку з цим часто виникали труднощі під час здійснення зльоту та посадки, і для безпечної експлуатації за наявності поривів вітру вводили обмеження. У семидесятих роках минулого століття було проведено оцінку можливості керування вектором тяги двигунів дирижабля [3]. Були досліджені різні концепції дирижаблів, на яких вектор тяги використовувався для збільшення підйомної сили апарата і ефективності його керування на малих швидкостях польоту. З'ясувалася можливість поліпшення льотно-технічних і маневрених характеристик дирижабля. На сьогодні дирижаблі з керованим вектором тяги розробляються в багатьох країнах світу [4]. Однак до цього часу практично не проводилося систематичних теоретичних або льотних досліджень потенційних можливостей керування вектором тяги сучасного дирижабля, за винятком праць [5; 6], в яких для дирижабля малого об'єму оцінена можливість ручного керування відхиленням вектора тяги.

Напрямок вирішення завдання

Розглядаються етапи зльоту та посадки дирижабля. Моделювання на ПЕОМ динаміки руху апарата для дослідження концепції ручного й автоматичного керування відхиленням вектора тяги для сучасного дирижабля проводилося з використанням спектральної моделі подовжнього руху аеростатичного літального апарата [7; 8], побудованої з застосуванням математичного апарату диференціальних перетворень [9].

Процедуру моделювання розглянуто в працях [10; 11]. Відповідно до методики визначення функцій за їх диференціальними спектрами, наведеної в праці [9] були обчислені дискрети диференціальних спектрів змінних траєкторного руху дирижабля.

Для відновлення тимчасових процесів зміни параметрів руху апарата за їх диференціальними спектрами був прийнятий найбільш простий у обчислювальному відношенні метод відновлення тимчасових процесів у формі рядів Тейлора [8].

Об'єкт дослідження

Під час моделювання руху дирижабля з керованим вектором тяги було прийнято, що апарат виконаний за напівжорсткою схемою і має λ -подібне оперення.

Об'єм оболонки становить 8225 м³, довжина 75 м, ширина 19,5 м з урахуванням оперення.

На дирижаблі встановлені два реверсивних маршових двигуни з повітряними гвинтами, що відхиляються до 120° угору та до 90° униз і мають номінальну потужність 270 к.с кожний.

Двигуни, розміщені з боків корпусу в районі центру прикладення аеростатичної підйомної сили, працюють синхронно при створенні керуючих сил.

Повітряні гвинти розташовані в кільцевих насадках і моделювалися у вигляді джерела сили, що мають можливість створювати реверсивну тягу до 50 % від номінальної.

Максимальна швидкість повороту повітряних гвинтів дорівнює 5 град/с.

У кормовій частині корпусу встановлено допоміжний двигун потужністю 220 к.с для забезпечення необхідної швидкості польоту. Моделювання льотчика як елемента контуру керування не робилося.

Аеродинамічні характеристики дирижабля моделювалися на підставі даних, наведених у працях [12; 13].

Вплив близькості землі на аеродинамічні характеристики апарата, а також на коефіцієнти приєднаних мас і приєднаних моментів інерції, вра-

ховувався за допомогою емпіричних залежностей, отриманих на основі обробки експериментальних даних досліджень моделі дирижабля в аеродинамічній трубі.

Аеродинамічна інтерференція між оболонкою дирижабля і його повітряними гвинтами у кільцевих насадках не враховувалася.

Ефективність керування вектором тяги під час зльоту

Для оцінки ефективності застосування керування вектором тяги на зльоті була змодельована траєкторія зльоту дирижабля з перевантаженням у 100 кг. Розглядалися такі варіанти керування вектором тяги:

- фіксований горизонтальний напрямок вектора тяги ($\varphi = 0^\circ$);
- ручне керування відхиленням вектора тяги ($\varphi = 30, 60, 75, 90^\circ$);
- автоматичне керування відхиленням вектора тяги ($\varphi = \varphi_{\text{авт}}$).

Автоматичне керування відхиленням вектора тяги здійснювалося за алгоритмом, входними сигналами якого були зміна висоти, швидкість зміни висоти, зміна кута тангажа та швидкість зміни кута тангажа.

Отримані результати показали, що злітна дистанція, необхідна для досягнення безпечної висоти $H=15,2$ м над злітною поверхнею, різко зменшується зі збільшенням кута відхилення вектора тяги на кабрирування (рис. 1).

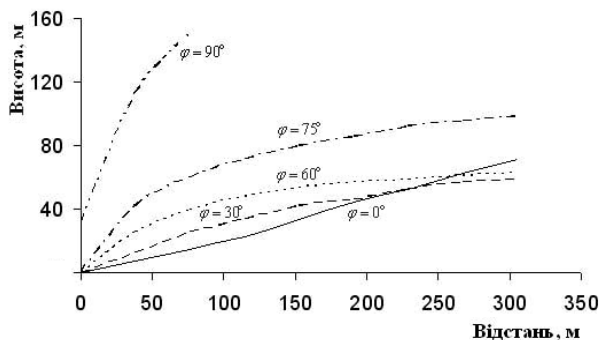


Рис. 1. Вплив відхилення вектора тяги на траєкторію зльоту дирижабля

Так, злітна дистанція становить:

- при фіксованому горизонтальному напрямку вектора тяги близько 90 м;
- при відхиленні вектора тяги на кабрирування на кут $\varphi = 30^\circ$ близько 52 м;
- при $\varphi = 60^\circ$ близько 21 м;
- при $\varphi = 75^\circ$ – близько 13 м.

При цьому за рівні проміжки часу дирижабль при більшому повороті вектора тяги проходить меншу відстань, ніж при меншому відхиленні вектора тяги (рис. 2).

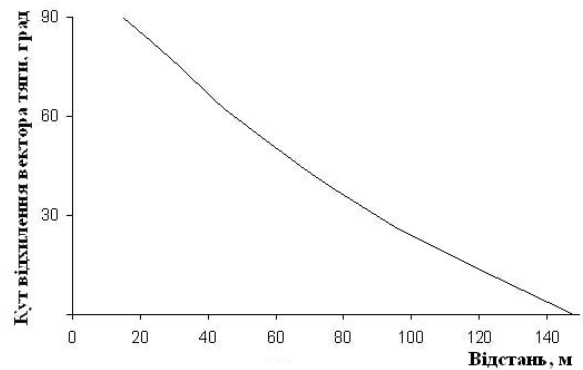


Рис. 2. Відстань, яку пройдену дирижаблем за 15 с від початку зльоту

Це пояснюється тим, що при більшому відхиленні вектора тяги на кабрирування апарат досягає меншої горизонтальної швидкості польоту. Останнє відбувається через зменшення по величині горизонтальної складової вектора тяги, впливу сил опору і приєднаної маси [5].

Приріст висоти, який досягається при збільшенні кута повороту вектора тяги, також дуже залежить від початкового кута відхилення вектора тяги (рис. 3).



Рис. 3. Збільшення висоти підйому дирижабля на відстані 75 м від початку зльоту для різних кутів відхилення вектора тяги

Наприклад, якщо розглянути показану на рис. 1 висоту підйому дирижабля при досягненні відстані в 75 м для різних кутів відхилення вектора тяги, то зміна кута відхилення вектора тяги від 0 до 30° призводить до збільшення висоти на 12,5 м, у той час як при зміні кута відхилення вектора тяги від 60 до 75° приріст висоти становить близько 35 м.

Отримані результати показали, що вертикальний зліт апарата ($\varphi = 90^\circ$) характеризується більш крутим набором висоти з низькою повітряною швидкістю порівняно зі зльотом із горизонтальним вектором тяги.

Отже, доцільно таке керування відхиленням вектора тяги, при якому дирижабль здійснює вертикальний зліт із наступним переходом у крейсерський політ.

Такий режим зльоту забезпечує автоматичне керування відхиленням вектора тяги за обраним алгоритмом. У цьому випадку, вектор тяги спочатку відхиляється на кабрирування на кут близько $80\text{--}90^\circ$ для здійснення практично вертикального зльоту, а потім відхилення вектора тяги зменшується на перехідному режимі для забезпечення необхідної горизонтальної швидкості. При такому керуванні досягається зліт з коротким пробігом по землі або без торкання землі і забезпечуються великі повітряні швидкості на висоті (рис. 4).

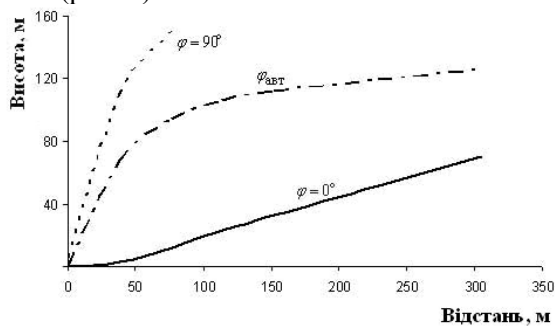


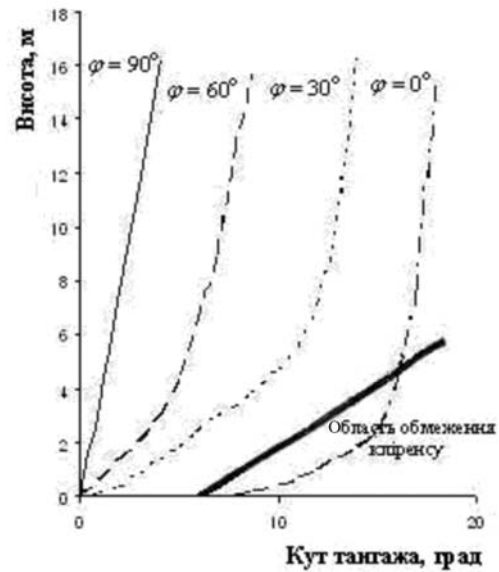
Рис. 4. Траєкторія зльоту дирижабля у разі фіксованого й автоматичного керування відхиленням вектора тяги

Для безпечного набору висоти, щоб дирижабль при зльоті не торкався кормовою частиною корпусу або оперенням землі, необхідно витримувати визначений кут атаки і пологою траєкторію набору висоти.

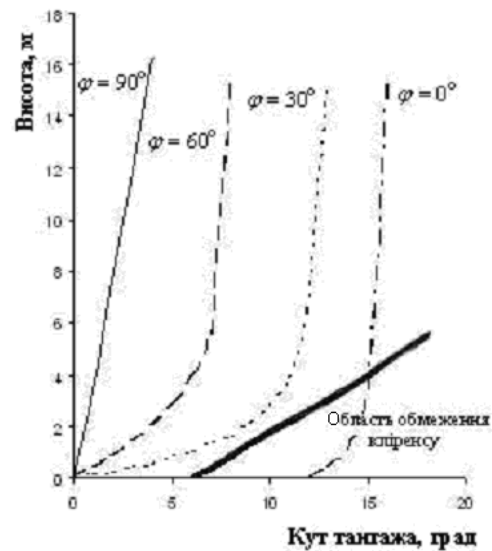
Вплив відхилення вектора тяги на кліренс (відстань між нижньою частиною оперення і землею) показано на рис. 5, для варіантів перевантаження близько 100 і 400 кг.

Кліренс, необхідний для зльоту з горизонтальним вектором тяги ($\varphi = 0$), не дозволяє дирижаблю здійснювати підйом з крутим набором висоти. Тому в цьому випадку дирижабль має велику злітну дистанцію для підйому на безпечну висоту. Відхилення вектора тяги на кабрирування на 30° дозволяє навіть дуже перевантаженому дирижаблю злітати практично без розбігу (рис. 5, б).

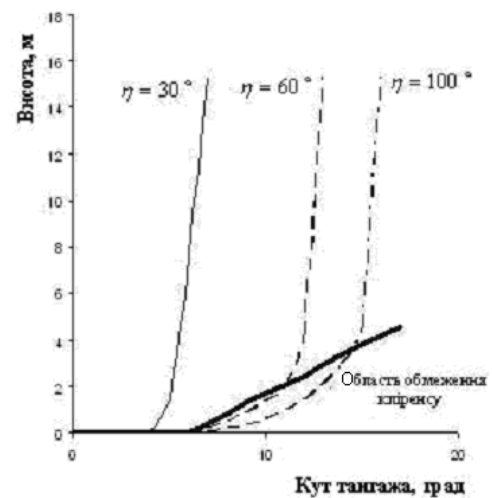
Таким чином, відхилення вектора тяги на зльоті дозволяє значно поліпшити характеристики зльоту дирижабля, а автоматизація процесу відхилення вектора тяги забезпечує гнучкість у досягненні необхідної висоти або повітряної швидкості в обмеженій експлуатаційній зоні, наприклад, у районі аеропорту.



а



б



в

Рис. 5. Вплив кута відхилення вектора тяги (а), керування вектора тяги (б) і величина дроселювання тяги (в) на кліренс під час зльоту

Інший підхід, що може застосовуватися при звичайному зльоті дирижабля, використовує знижене регулювання (дроселювання) тяги двигунів. У цьому випадку кут тангажа дирижабля залишається малим доки не буде досягнутий безпечний кліренс.

Однак при цьому важко досягти великих повітряних швидкостей на висоті, і природно, довжина розбігу буде більшою. Для розглянутого дирижабля з перевантаженням близько 100 кг було отримано, що зліт із дроселюванням тяги більш 40–50 % призводить до удару хвостовим оперенням о земну поверхню (рис. 5, в).

Дирижаблі традиційної (класичної сигароподібної) форми, що мають фіксований горизонтальний напрямок вектора тяги, літають з дуже малими кутами атаки, хоча при цьому можуть досягати великих кутів тангажа. Під час зльоту дирижабля з вектором тяги, що відхиляється, досягаються великі кути атаки, особливо при великих кутах відхилення вектора тяги (рис. 6).

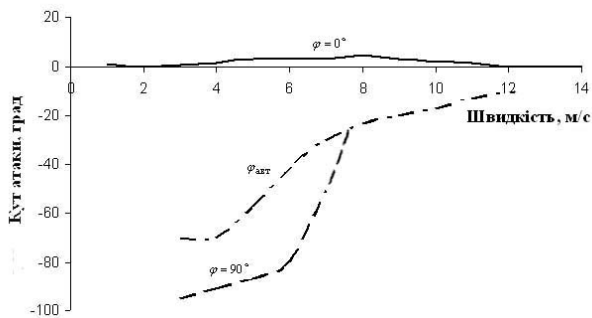


Рис. 6. Залежність кута атаки від відхилення вектора тяги при зльоті (перевантаження близько 100 кг)

Збільшення кута атаки призводить до зменшення швидкості зльоту дирижабля, збільшуючи при цьому його аеродинамічний опір. При цьому зменшується й ефективність оперення. Цей аспект вимагає окремого ретельного дослідження як теоретичного, так і експериментального. Застосування автоматичного відхилення вектора тяги за прийнятим алгоритмом вже дає деякий компроміс між зменшенням швидкості зльоту і збільшенням аеродинамічного опору дирижабля, забезпечуючи плавний перехід до крейсерського польоту (рис. 6).

Ефективність керування вектором тяги під час посадки

Посадка дирижабля являє собою одну з найскладніших фаз польоту аеростатичного літального апарата.

Маючи на борту систему автоматичного керування відхиленням вектора тяги, можна значно спростити цю операцію.

Для оцінки ефективності застосування керування відхиленням вектора тяги під час посадки була змодельована траєкторія посадки перевантаженого й урівноваженого дирижабля. Були розглянуті ті самі варіанти керування вектором тяги, що й під час зльоту.

На цей час для дирижаблів ще не встановлені кількісні критерії посадки. Тому моделювання посадки було виконано таким чином, що близьконулева вертикальна швидкість досягалася при нульовій висоті. Використання вертикальної складової вектора тяги для компенсації перевантаження або полегшення апарата усуває необхідність у створенні аеродинамічної підйомної сили під час посадки.

Отже, посадка може бути виконана на дуже малих швидкостях, а також невеликих кутах тангажа при піднятій носовій частині апарата, особливо у випадку перевантаження апарата.

На рис. 7 показано традиційну траєкторію посадки дирижабля з перевантаженням близько 100 кг при зафіксованому в горизонтальному положенні вектора тяги і ручному відхиленні вектора тяги.

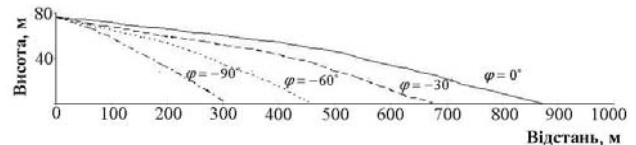


Рис. 7. Траєкторія посадки дирижабля при різних кутах відхилення вектора тяги

У вихідному стані дирижабль був збалансований у сталому польоті на швидкості близько 20 км/год. Процес посадки починався з висоти 75 м і за 190 с дирижабль при зафіксованому в горизонтальному положенні вектора тяги ($\varphi = 0^\circ$) знижувався до поверхні землі на відстані близько 870 м від початку спуску.

Відхиленням вектора тяги можна істотно скоротити час і дистанцію посадки. Так, при відхиленні вектора тяги вниз на 30° дистанція посадки зменшується на 200 м, а час зниження на – 45 с. У разі відхилення вектора тяги вниз на 90° посадкова дистанція скорочується в 2,7 разу (рис. 8).

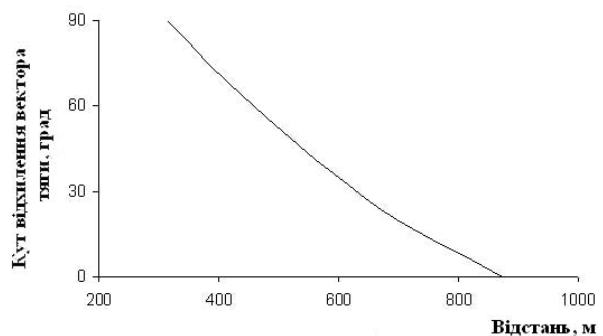


Рис. 8. Вплив кута відхилення вектора тяги на дистанцію посадки

При більшому куті відхилення вектора тяги вниз швидкість зниження апарата значно збільшується, що призводить до більшої зміни висоти зниження (рис. 9), а отже, до більшого скорочення дистанції і часу посадки.

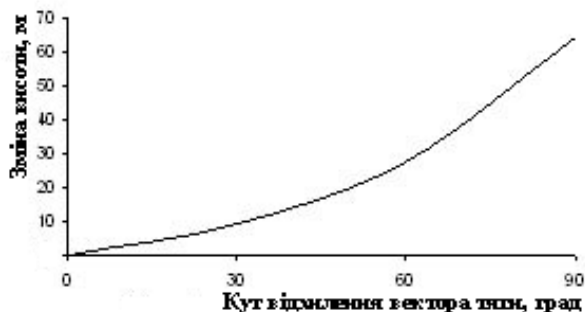


Рис. 9. Зміна висоти зниження дирижабля на 70 с польоту від початку спуску при різних кутах відхилення вектора тяги

Проведене моделювання показало, що кермо висоти на розглянутих швидкостях зниження є малоефективним. Тому посадка дирижабля з керованим вектором тяги може бути здійснена і без застосування керма висоти.

Як і під час набору висоти, кути атаки дирижабля при крутому зниженні можуть досягати великих значень.

Отже, більш критичним випадком може бути посадка апарата з максимальним перевантаженням. У цьому випадку доцільно зменшити тягу і знижуватися полого під дією сили ваги. Але це не забезпечує відповідного керування при наближенні до землі для посадки. Це питання вимагає проведення окремих досліджень для кожного конкретного випадку.

Розглянемо тепер режими посадки врівноваженого дирижабля (з нейтральною плавучістю), використовуючи реверсивні можливості вектора тяги. Звичайно застосування позитивної тяги при великих кутах відхилення вниз вектора тяги призводить до крутого зниження і більш короткої посадки (рис. 10).

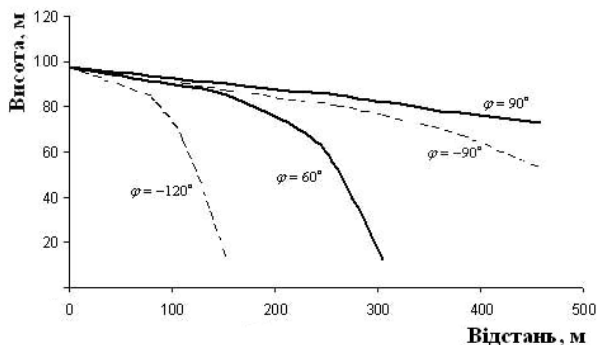


Рис. 10. Вплив реверса тяги на траєкторію посадки врівноваженого дирижабля

Було встановлено, що застосування 50% реверса тяги при великих кутах повороту вгору вектора тяги призводить до малих польотних кутів, у той час як менші кути повороту вектора тяги вгору призводять до зворотної дії. Проведене моделювання показало, що застосування при зниженні позитивної тяги, що у два рази більше реверсивної тяги, зменшує відповідну дистанцію посадки практично вдвічі.

Отже, застосування реверсивної тяги для посадки може бути корисним тоді, коли більший відсоток позитивної тяги може бути реверсований. Отримані результати моделювання показують доцільність застосування під час зниження і посадки дирижабля керування відхиленням вектора тяги. Автоматизація цього процесу дає можливість провести посадку більш ефективно через раціональне відхилення вектора тяги залежно від швидкості польоту дирижабля. Посадкова дистанція апарата в цьому випадку становить близько 370 м (рис. 11).

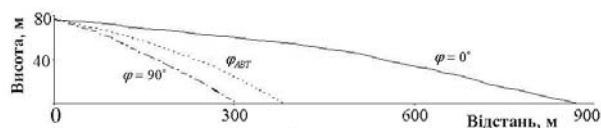


Рис. 11. Траєкторія посадки дирижабля при ручному й автоматичному керуванні відхиленням вектора тяги (перевантаження близько 100 кг)

У разі застосування автоматичного керування вектора тяги реалізується практично крута траєкторія зниження з великими значеннями кутів атаки, як і при зльоті.

Автоматичне керування вектором тяги забезпечує велику гнучкість під час пілотування, тому що можна здійснити маневрування дирижабля на всьому етапі, включаючи захід на посадку і зниження, та досягти крутих або пологих траєкторій польоту під час приземлення.

Керування кермом висоти під час посадки може бути використане для перевантаженого апарата для збільшення переваг керування вектором тяги. Це можливо лише на швидкостях польоту, на яких кермо висоти ще ефективно. Однак посадка дирижабля може бути виконана, коли це необхідно, із застосуванням тільки керування вектором тяги.

Таким чином, застосування автоматичного керування відхиленням вектора тяги значно розширює можливості апарата під час посадки на етапах планування і зниження, а також дозволяє досягти необхідної крутої або пологої траєкторії польоту під час посадки. Отримані результати якісно збігаються з результатами проведених раніше аналогічних досліджень для дирижабля "Goodyear GZ-20" меншого розміру з ручним керуванням відхиленням вектора тяги [6].

Висновок

Застосування керування вектором тяги на сучасному дирижаблі збільшує ефективність керування апарата на малих швидкостях польоту, істотно поліпшує його злітно-посадкові характеристики, забезпечує можливість вертикального та короткого зльоту і посадки. Автоматизація керування відхиленням вектора тяги підвищує експлуатаційну гнучкість, особливо перевантаженого апарата, поліпшує маневрені характеристики дирижабля порівняно з фіксованим горизонтальним напрямком і ручним керуванням відхилення вектора тяги.

Література

1. Гусинін А.В. Тенденції розвитку сучасного дирижаблебудування за кордоном. I. Дирижаблі напівжорсткої і жорсткої схем // *Наук. вісті НТУУ “КПІ”*. – 2002. – № 4. – С. 95–102.
2. Гусинін А.В. Тенденції розвитку сучасного дирижаблебудування за кордоном. II. Дирижаблі м’якої схеми // *Наук. вісті НТУУ “КПІ”*. – 2002. – № 5. – С. 99–104.
3. Pavlecka V.H. Thrust Control for Airships // *AIAA Paper 79-1595*. – Jul., 1979.
4. Кулик Н.М., Казак В.М., Гусинін В.П., Гусинін А.В. Дирижаблі. Ч. I. Історія, конструкції, проекти: Навч. посіб. – К.: НАУ, 2004. – 170 с.
5. Nagabhushan B.L., Faiss G.D. Thrust vector of a V/STOL airship // *Journal of Aircraft*. – Vol. 21, №6. – 1984. – P. 408–413.
6. Nagabhushan B.L., Tomlinson N.P. Thrust-vector takeoff, landing and ground handling of an

airship // *Journal of Aircraft*. – Vol. 23, №3. – 1985. – P. 250–256.

7. Баранов В.Л., Гусинін В.П., Гусинін А.В. Спектральная модель движения аэростатического летательного аппарата // *Пробл. информатизации и управления: Сб. науч. тр.* – 2004. – № 1. – С. 100–107.
8. Диференціальні перетворення в завданнях керування рухом літальних апаратів: Навч. посіб. / В.Л. Баранов, В.П. Гусинін, А.В. Гусинін та ін. – К.: НАУ, 2003. – 158 с.
9. Пухов Г.Е. Дифференциальные спектры и модели. – К.: *Наук. думка*, 1990 – 180 с.
10. Gusynin V.P., Gusynin A.V. The system analog simulation of the control airship process with application of differential transformation // *Proc. of the 3rd Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Forum*. – Denver (USA). – Nov. 17–19, 2003. – P. 63.
11. Гусинін В.П., Гусинін А.В. Системоаналоговое моделирование процесса управления дирижаблем с отклоняемым вектором тяги // *Proc. of conf. «Dynamical systems modeling and stability investigation»*, May 22–25 2001. – К. – 2001. – С. 164.
12. 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*. – Friedschafte (Germany). – Jul. 28–31, 2000. – P. 100–110.
13. DeLaurier J.D. A wind tunnel investigation of the Zeppelin LZ N07 Airship Fin // *Internal Zeppelin Report*. – 1994. – P. 55–64.

Стаття надійшла до редакції 18.02.05.

В.П. Гусинін, А.В. Гусинін

Применение управляемого вектора тяги на дирижаблях

Исследованы концепции ручного и автоматического управления отклонением вектора тяги современного дирижабля путем моделирования динамики движения аппарата с применением математического аппарата дифференциальных преобразований.

V.P. Gusynin, A.V. Gusynin

Application of thrust vector control on airships

Concepts of manual and automatic thrust vector control of a modern airship are investigated and compared by simulation of the vehicle movement dynamics. Airship movement simulation with application of the mathematical apparatus of differential transformations is carried out.