

УДК 629.73:629.7.06 (082)

А.І. Моцарь¹, Ю.І. Миргород²

¹Науково-виробниче об'єднання „Авіа”, Кременчук

²Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ДОСЛІДЖЕННЯ ЯКОСТІ ІМІТАЦІЇ ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТА МИ-8МТВ НА КОМПЛЕКСНОМУ ТРЕНАЖЕРІ

У роботі наведені результати дослідження ефективності застосування методу визначення аеродинамічних характеристик несучого гвинта з використанням лопатевої теорії в програмному забезпеченні сучасного комплексного тренажера вертольота.

Ключові слова: безпека польотів, тренажерна підготовка, комплексний тренажер вертольота, критерійні області, моделювання.

Вступ

Важливість проблеми забезпечення безпеки польотів в авіації Збройних Сил, інших міністерств і відомств України ні в кого не викликає сумнівів. Цій проблемі приділяється особлива увага в процесі повсякденної підготовки льотних екіпажів і забезпечуючого персоналу, їй присвячені конференції, семінари, питання безпеки польотів систематично обговорюються в пресі і наукових виданнях. Існує багато думок про методи і шляхи її підвищення. Проте всі сходяться до одного, а саме до того, що найбільш дієвим підходом до її підвищення, є підвищення ефективності тренажерної підготовки льотного складу, на частку якого припадає близько 80% всіх авіаційних подій.

Існує, як мінімум, дві думки щодо місця і ролі тренажерної підготовки в загальній системі підготовки льотного складу. Так, ряд фахівців схильні до того, щоб розглядати тренажерну підготовку лише як засіб, якому відводиться допоміжна роль з відпрацювання злагодженості дій і підтримки льотної форми екіпажів. При цьому основна роль по підготовці відводиться виконанню польотів на бойовій авіаційній техніці.

Дотримання даного пріоритету вимагає відодження колишнього нальоту, який за часів Радянського Союзу складав від 120 до 200 і більше годин в рік, що не може бути реалізоване з огляду на українське обмежене фінансування Збройних Сил. У зв'язку з цим другий підхід є перспективнішим, як з погляду матеріальних витрат на підготовку, так і з погляду забезпечення технічного стану наявної у розпорядженні Збройних Сил України авіаційної техніки. В даному підході тренажерна підготовка розглядається як найважливіший з етапів підготовки льотного складу, на частку якого припадає від 30 до 45% часу навчально-бойової підготовки льотного складу частин. Проте при такому підході зростають вимоги до якості і точності імітації виконання польоту на авіаційних комплексних тренажерах. При забезпеченні

даних вимог найважливіша роль відводиться створенню математичних моделей польоту літальних апаратів. Це якраз і є найважливішою проблемою, яка досить добре вирішена для літакових тренажерів, і практично не вирішена для завдань імітації режимів польоту на комплексних вертолітних тренажерах.

Дійсно, сьогодні практично не вирішені проблем програмної реалізації сучасних математичних моделей динаміки просторового руху вертольота, які можна було б використовувати при створенні сучасних вертолітних тренажерів. У відкритій літературі розглядаються загальні підходи до розв'язання задач динаміки руху вертольота як вільного твердого тіла з використанням лінеаризації системи диференціальних рівнянь [1 – 3] або розв'язання загальної системи диференціальних рівнянь при заданих законах керування [4]. При цьому в багатьох підходах застосовується завдання аеродинамічних характеристик несучого і рульового гвинтів у вигляді апроксимаційних залежностей [5, 6]. Усі вони мають свої обмеження при застосуванні на вертолітному тренажері і у ряді випадків є малоефективними, що свідчить про особливу актуальність розробки нових підходів до вирішення даної проблеми.

Основна частина

Авторами даної статті розроблений метод визначення аеродинамічних характеристик несучого гвинта (НГ) вертольота, який, на відміну від вже відомих методів, використовує положення лопатевої теорії і забезпечує більш точне і достовірне моделювання режимів польоту, пов'язаних з великими наявними перевантаженнями і швидкостями польоту. Підтвердження останнього забезпечувалося проведенням відповідних випробувань на комплексному вертолітному тренажері з використанням програмного забезпечення, в масштабі якого і був реалізований даний метод.

Суть перевірки полягала в порівнянні результатів випробувань тренажера з даними, отриманими

для реального вертольота. Результати перевірялися на відповідність деякій сукупності показників, граничні значення яких утворюють критерійні області для кожного з чотирьох рівнів вертолітних тренажерів. Причому були деякі особливості при завданні стандартів вертолітних тренажерів рівнів А і рівнів В, С, D. Ці особливості визначають вимоги до точності моделювання [7, 8]:

– ефекту впливу землі (режим висіння і переміщення за наявності впливу землі; поведінка вертольота після контакту з посадочним майданчиком при приземленні з урахуванням деформації стійок шасі, тертя пневматиків, дії бічних сил і інших чинників);

– зусиль, які прикладаються до важелів керування, і їх переміщень (зусилля і переміщення в системі керування повинні відповідати характеристикам системи керування модельованого вертольота за тих же умов польоту);

– аеродинамічних ефектів (обмерзання фюзеляжу і НГ, інтерференції між супутнім слідом від НГ і фюзеляжу, дія НГ на системи керування і стабілізації, а також відтворення ефектів нелінійності внаслідок бічного ковзання, кільцевих завихрень і відриву потоку з лопаті, що здійснює рух проти напрямку польоту і так далі);

– спеціальних ефектів (нерівності злітно-посадочного майданчика, бафтинг, характерні сигнали, вібрації, неефективність пристосувань проти дії обертального моменту і так далі).

Вони ж істотно впливають на форму відповідних критерійних областей. На рис. 1 представлені пелюст-

кові діаграми відносних (рис. 1, а) і абсолютних (рис. 1, б) значень допусків на зміну в процесі моделювання 28-ми характеристик руху для 14-ти характерних режимів польоту вертольота.

Максимальні допуски характерні для вертолітних тренажерів класифікаційного рівня «А», для яких значення більшості характеристик, що моделюють дію різних чинників, повинні відповідати типовим даним і не обов'язково повинні відповідати результатам льотних випробувань. Що ж до тренажерів вищих класифікаційних рівнів, то тут мають місце менш яскраво виражені відмінності, які стосуються насамперед якісних показників моделювання польоту вертольота (характеристики систем візуалізації, рухливості, можливості імітації метеумов, акустичні ефекти і ін.).

При моделюванні польоту вертольота менш жорсткі вимоги (критеріальні області більш широкі) у рамках відповідного класифікаційного рівня встановлюються для режимів, які характеризуються широким діапазоном зміни польотних параметрів і високих психофізіологічних навантажень льотного складу.

До них відносяться зліт і посадка вертольота в різних варіаціях, пілотування при маневруванні вертольота у всіх трьох площинах. Більш жорсткі (високі) вимоги по точності встановлюються для сталих режимів польоту вертольота, якими є: висіння вертольота; збалансований набір висоти й зниження; горизонтальний політ вертольота; пілотування на малих швидкостях.

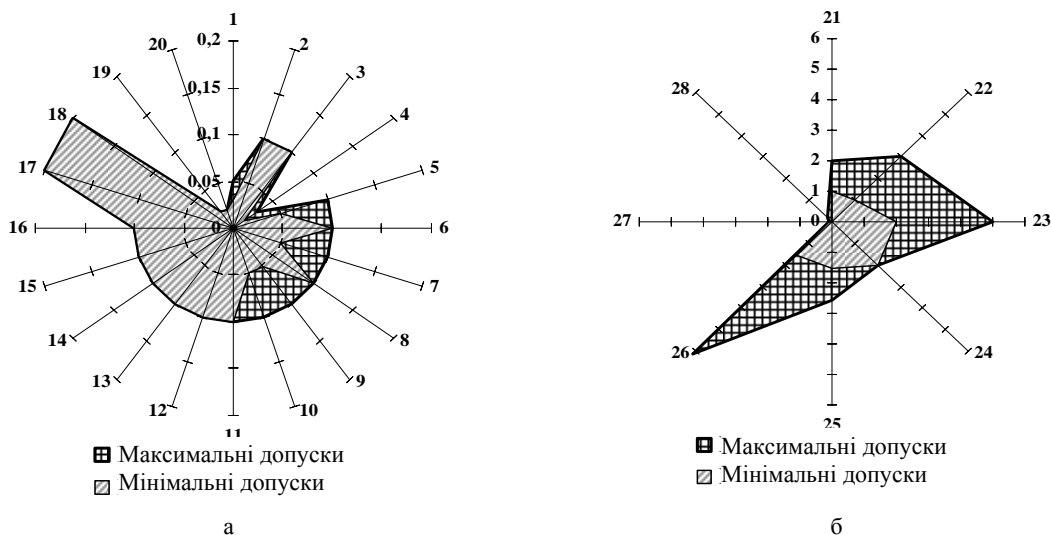


Рис. 1. Области допустимих змін параметрів польоту вертольота при їх моделюванні на комплексному тренажері вертольота:

- 1 – момент, що обертає; 2 – вертикальна швидкість; 3 – відмінність періодів коливаний; 4 – частота обертання НГ; 5 – положення важелів керування (ВК) рухом навколо подовжньої осі; 6 – зусилля переміщення ВК рухом навколо подовжньої осі; 7 – положення ВК рухом навколо бічної осі; 8 – зусилля переміщення ВК рухом навколо бічної осі; 9 – положення ВК рухом по курсу; 10 – положення ВК при складній формі руху; 11 – кутова швидкість по тангажу; 12 – зміна положення по тангажу; 13 – кутова швидкість крену; 14 – зміна положення по крену; 15 – кутова швидкість ролання; 16 – зміна курсу; 17 – пікові відхилення по крену; 18 – пікові відхилення по бічному ковзанню; 19 – точність апроксимації по крену; 20 – точність апроксимації по бічному ковзанню; 21 – положення по тангажу, град; 22 – положення по крену, град; 23 – положення по курсу, град; 24 – кут зносу, град; 25 – повітряна швидкість, м/с; 26 – висота, м; 27 – нормальне прискорення, од. перевантаження; 28 – відхилення від початкового значення коефіцієнта затухання

Даний факт, а також схожість допусків для деяких режимів польоту дозволяє значно понизити трудовитрати при виконанні всіх видів випробувань комплексного тренажера, а також обмежитися лише деякими, найбільш характерними режимами польоту вертольота при виконанні комплексних випробувань.

Відповідно до програми комплексних випробувань тренажера КТВ-8МТВ було виконано 43 польоти із загальним нальотом 45 годин [9]. Наведемо деякі результати даних випробувань, які найповніше характеризують ефект, отриманий при застосуванні заявленого вище методу розрахунку аеродинамічних характеристик. Для оцінки отриманого ефекту розгляд проводимемо порівняно з іншими методами визначення даних характеристик.

Почнемо з характеристик горизонтального польоту (ГП) і набору висоти.

Математичні моделі, засновані на теорії елемента лопаті, дозволяють розраховувати розподіл аеродинамічних сил лопаті по азимуту гвинта, точніше визначати потрібну потужність на обертання НГ, а також коефіцієнти махового руху лопатей (рис. 2, 3).

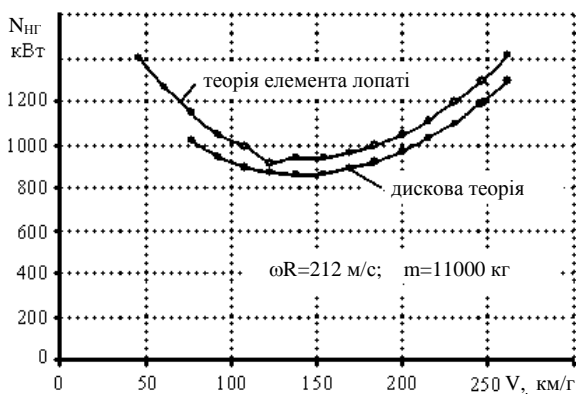


Рис. 2. Залежність потрібної потужності на привід НГ вертольота Ми від швидкості в ГП

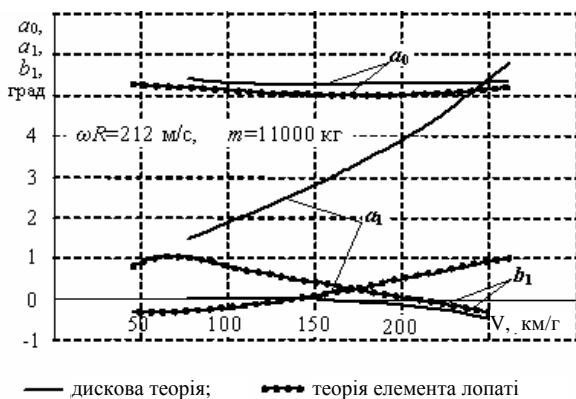


Рис. 3. Коефіцієнти махового руху лопатей несучого гвинта вертольота Ми-8 у ГП

З наведених графіків випливає, що застосування дискової теорії зменшує розрахункові значення потрібної потужності НГ в середньому на 8,15%. Також мають місце істотні відмінності в характері зміни коефіцієнта подовжнього завалу осі конуса

НГ по швидкості польоту, оскільки дискова теорія гвинта не дозволяє враховувати повною мірою балансувальні відхилення тарілки автомата перекоосу.

Величини аеродинамічних сил і моментів НГ, визначені на основі лопатевої теорії, входять в рівняння подовжнього і бічного балансування вертольота. Відхилення важелів керування, при яких виконуються всі умови подовжнього балансування вертольота для різних значень центрівки, показані на рис. 4. Там же приведені балансувальні відхилення важелів керування, узяті з Регламенту льотної експлуатації вертольота (РЛЕ) [10].

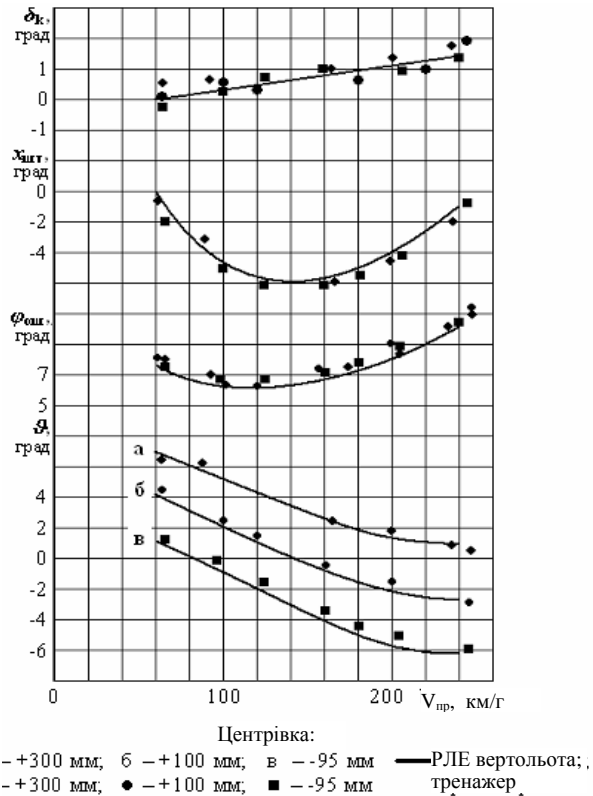


Рис. 4. Характеристики подовжнього балансування вертольота в ГП при різних центрівках

Порівняння кривих балансувань вертольота по крену при імітації координованого ковзання в ГП (рис. 5) свідчать про задовільну їх збіжність з даними льотного експерименту для різних значень поступальної швидкості.

Співвідношення між потрібними та наявними потужностями при наборі висоти по прямолінійній траєкторії визначає надлишок потужності, і, відповідно, технічні характеристики вертольота Ми-8МТВ в наборі висоти. На рис. 6 виконано порівняння вертикальних швидкостей набору висоти вертольотом Ми-8МТВ і дані імітації на тренажері КТВ-8МТВ, для двох значень злітної маси $m = 11,1$ т і $m = 13,0$ т. Також там наведені барограми набору висоти практичної стелі вертольота Ми-8МТВ для двох значень польотної маси. Погіршість вертикальної швидкості V_y не перевищує 2,5 %, що відповідає вимогам ІКАО [11].

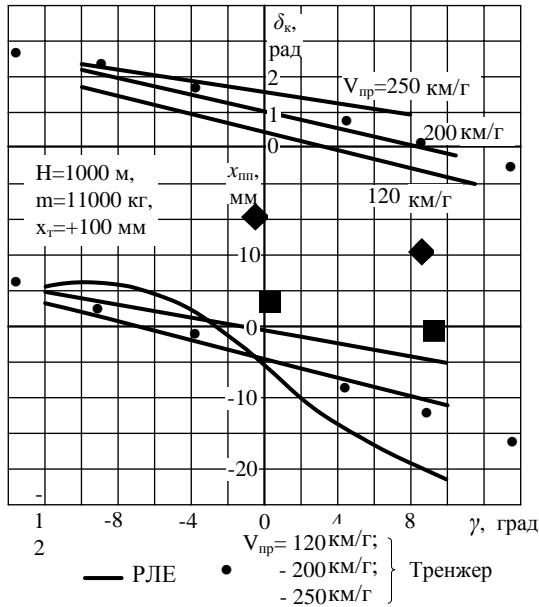


Рис. 5. Криві балансувань вертольота за креном при імітації координатного ковзання в ГП

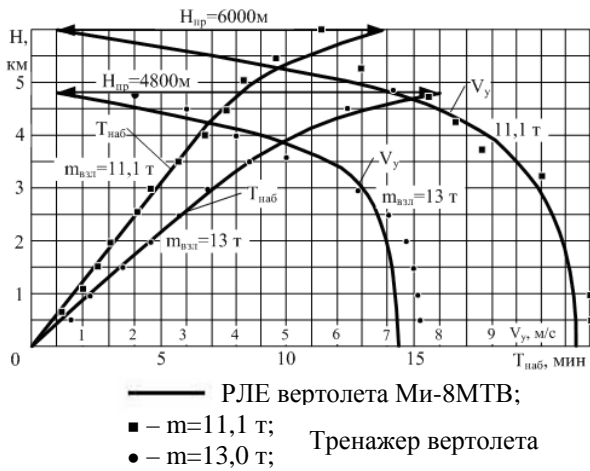


Рис. 6. Порівняння характеристик швидкості вертольота, отриманих на тренажері і в льотному експерименті

Пілотажний тренажер КТВ-8МТВ дозволяє імітувати виконання типових маневрів і фігур пілотажу: розгони і гальмування з граничним темпом, віражі з кутами крену до $45 - 50^\circ$, спіралі, горки, пікірування і ін.

Горизонтальний розгін і гальмування вимагають від екіпажу вертольота вміння використовувати його максимальні енергетичні можливості. Чим вище за приймальність двигуни і більше надлишок тяги на заданому режимі польоту вертольота, тим швидше він розгониться від мінімальної до максимальної швидкості. Максимальний темп гальмування вертольота реалізується при дроселюванні двигунів до режиму польотного малого газу на будь-якій початковій швидкості ГП.

Основними характеристиками розгону (гальмування) вертольота в ГП є: тангенціальне перевантаження $n_{x_p} \cdot (n_{x_T})$, прискорення розгону (гальмуван-

ня), час розгону $t_p \cdot (t_T)$ і прохідний шлях на інтервалі зміни швидкості від V_1 до V_2 [12].

Дискова теорія несучого гвинта в математичній моделі динаміки польоту вертольота не забезпечує необхідної точності імітації характеристик розгону і гальмування вертольота Ми-8МТВ на комплексному тренажері. На рис. 7 демонструються залежності поздовжнього перевантажень за швидкістю при розгоні і гальмуванні вертольота, отримані для випадків використання в моделі імітації динаміки польоту вертольота лопатевої і дискової теорій несучого гвинта. З отриманих результатів виходить, що лопатева теорія забезпечує кращу збіжність розрахункових і дослідних даних.

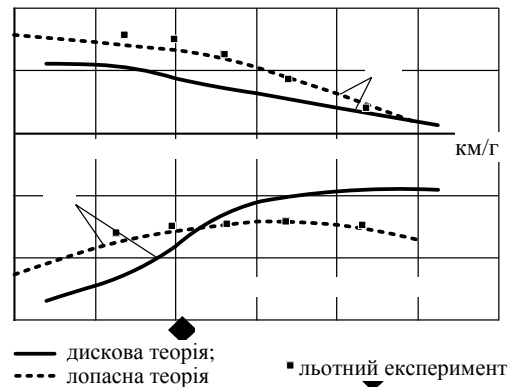


Рис. 7. Поздовжнє перевантаження вертольота Ми-8МТВ на розгоні і гальмуванні

Оцінка пілотажних властивостей вертольота на комплексному тренажері здійснювалася при виконанні типових маневрів простого пілотажу відповідно до програми випробувань. Як було відмічено пілотами-експертами, динаміка зміни параметрів польоту, реакція на керуючі дії пілота, взаємозв'язок зміни параметрів руху по всіх каналах адекватно відображають техніку пілотування реального вертольота Ми-8МТВ на всіх режимах польоту [9].

Розроблений метод дозволяє визначати ті умови і режими польоту вертольота, при яких місцеві кути атаки перерізів лопаті перевищують критичні значення. Це твердження підтвержене шляхом порівняння експериментальних і розрахункових даних про розвиток зриву по диску НГ із зростанням швидкості (рис. 8).

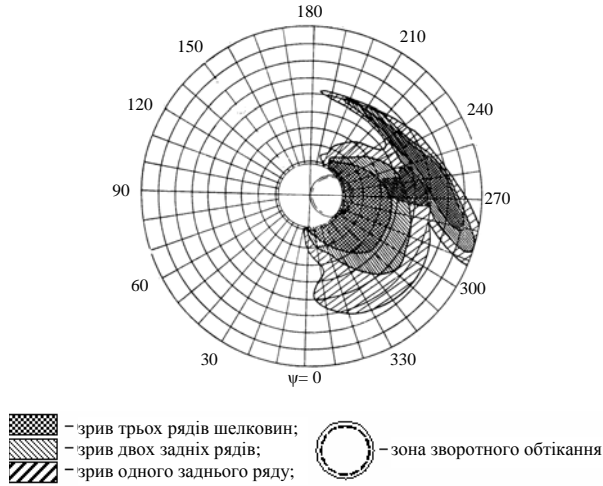
Запропонований підхід дозволяє з достатньою мірою достовірності визначити динаміку розвитку відривних зон на диску несучого гвинта при зміні кута загального кроку ϕ_0 і швидкості польоту ($\bar{V} \approx \mu$), а також враховувати вплив кутових швидкостей обертання вертольота по крену ω_x і тангажу ω_z .

КТВ-8МТВ досліджувався на відповідність динамічних характеристик характеристикам реального вертольота. Оцінювалися:

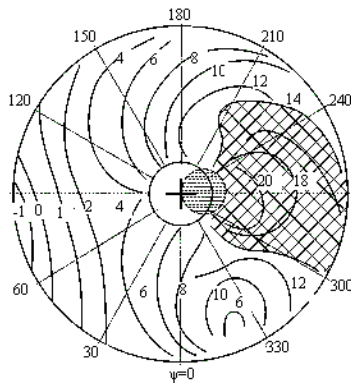
- час зменшення амплітуди удвічі;

- зміни кутів тангажа і крену, що досягаються протягом 15 с вільного польоту;
- час, протягом якого вертоліт може здійснювати вільний політ без втручання пілота в керування, не виходячи за межі встановлених обмежень;
- характер розвитку обуреного руху і так далі.

ЕКСПЕРИМЕНТ



РОЗРАХУНОК



$C_t = 0,013 ; \mu = 0,24$

($m = 6950 \text{ кг} , n_n = 177 \text{ об/хв} , H = 4000 \text{ м}$)

Рис. 8. Моделювання зон зриву потоку при постійних значеннях коефіцієнта тяги C_t і режиму роботи μ НГ

Для їх отримання виконувалася імітація двох основних режимів польоту: імпульсне відхилення педалей або ручки керування вертольотом в подовжньому каналі; політ із звільненим управлінням.

Проведені випробування підтвердили відповідність даних характеристик характеристикам реального вертольота

Важливе місце при навчанні льотних екіпажів займають питання відпрацювання їх дій в особливих випадках польоту.

В даний час в програмах навчання і курсах бойової підготовки екіпажів вертольотів передбачається лише виконання планування на режимі самообертання несучого гвинта (РСНГ), а сама посадка не виконується, тобто найбільш важливий і небезпеч-

ний елемент аварійної ситуації залишається за рамками льотного навчання. Застосування сучасних комплексних тренажерів може забезпечити ефективне виконання завдання підготовки екіпажу до здійснення посадки з одним або двома непрацюючими двигунами на РСНГ.

Відповідно до програми комплексних випробувань тренажера було виконано декілька польотів на визначення пілотажних характеристик тренажера КТВ-8МТВ при імітації посадки на РСНГ з одним і двома вимкненими двигунами. Досліджувалися питання витримки льотчиком вертикальної швидкості зниження, як найважливішого параметра, який визначає результат посадки. Залежність вертикальної швидкості зниження від швидкості приведена на рис. 9.

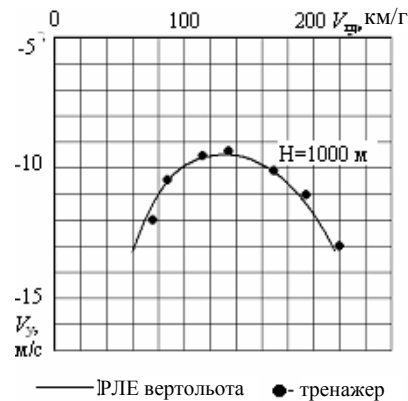


Рис. 9. Вертикальна швидкість зниження вертольота на режимі самообертання несучого гвинта

Застосування комплексних тренажерів для навчання військових льотчиків повинні забезпечувати відпрацювання на них основних способів бойового застосування вертольота.

Дослідження КТВ-8МТВ свідчать про можливість його застосування для відробітку наступних завдань: десантування (перевезення) військ з виконанням посадки на майданчик, підбір з повітря; ведення повітряної розвідки; виконання пошуково-рятувальних робіт радіотехнічним і візуальним способом; виконання бойового маневрування; коректування вогню артилерії; виконання інших спеціальних завдань, пов'язаних з виконанням посадки на майданчик і підбору з повітря, вдень і вночі, в простих і складних метеоумовах, а також при імітації польоту над різними типами рельєфу місцевості.

Найважливіше місце в процесі виконання випробувань програмного забезпечення, що реалізовує запропонований метод визначення аеродинамічних характеристик, відводилося питанням відпрацювання елементів прицілювання при веденні вогню з використанням некерованих ракет і штатного гарматного озброєння.

Прицілювання при пусках з вертольота некерованих ракет типу С-8м (С-8ко, С-8фо) з блоків Б8в20 (Б8в20-а, УБ-32) здійснювалося за допомогою прицілу коліматора вертолітного ПКВ.

Результати виконання прицілювання льотними екіпажами оцінювалися по точності виходу ними в точку пуску, яка визначається точністю визначення дальності до цілі, точністю витримки швидкості польоту і кута прицілювання (враховується нахилом лінії візування прицілу ПКВ шляхом поєднання відповідних поділок на поворотному лімбі з нерухомим індексом). Дальність до цілі у момент пуску визначалася візуально по заздалегідь відомих орієнтирах.

Для контролю точності відпрацювання прицілювання при пусках некерованих ракет використовувалися сітки залежностей кутів прицілювання від швидкості і висоти польоту вертольота. При реалізації алгоритмів імітації прицілювання при пусках ракет враховувалося, що діапазон приладових швидкостей польоту, що рекомендуються, не повинен перевищувати обмежень по приладових швидкостях залежно від висоти польоту і польотної ваги.

Як експерти при відпрацюванні прицілювання виступали льотчики що мають досвід польотів на бойове застосування Ми-8МТВ. За результатами контролю виконання прицілювання по наземних цілях відмічена відповідність алгоритму роботи екіпажа при польоті на реальне бойове застосування засобів ураження. Так, при імітації виконання пусків з кабрирування і пікірування зважаючи на необхідність виконання льотчиком додаткових маніпуляцій по балансуванню вертольота (у подовжньому і поперечному каналах) відмічено незначне погіршення точності прицілювання, що повністю відповідає реальній поведінці вертольота.

Висновки

1. Тренажерна підготовка є найважливішим видом підготовки льотного складу вертолітної авіації. Тому створення і удосконалення сучасної тренажерної бази є надзвичайно актуальною проблемою.

2. Основою якісної імітації на комплексному тренажері є математична модель динаміки несучого гвинта вертольота, впроваджена в його програмне забезпечення.

3. Застосування дискової теорії НГ для вирішення завдань імітації польоту вертольота на режимах бойового маневрування не забезпечує не обхід

ної точності витримки окремих параметрів і режимів польоту.

4. Дослідження по використанню в програмному забезпеченні комплексного тренажера вертольота методу, який розроблений з використанням лопацевої теорії НГ, показали високу його ефективність при відпрацюванні льотчиками дій в особливих випадках польоту і при вирішенні завдань бойового застосування вертольота.

Список літератури

1. *Авиационные тренажеры: сборник переводов и обзоров из иностранной периодической литературы: ред. Ю. Кириленко.* – М.: Иностранная литература, 1959. – 192 с.
2. Кириленко Ю.И. *Авиационные тренажеры* / Ю.И. Кириленко. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1963. – 240 с.
3. Есаулов С.Ю. *Вертолет как объект управления* / С.Ю. Есаулов, О.П. Бахов, И.С. Дмитриев. – М.: Машиностроение, 1977. – 192 с.
4. Ковалев Е.Д. *Метод расчета нестационарных аэродинамических характеристик одновинтового вертолета* / Е.Д. Ковалев, В.А. Удовенко // *Технология и организация производства.* – К.: Укр. НТИ. – 1992. – №1. – С. 54-58.
5. Бюшгенс А.Г. *Технологии авиационного тренажеростроения* / А.Г. Бюшгенс., В.В. Воєйков // *Полет.* – 2001. – №9. – С. 22-27.
6. Александров В.В. *Математические задачи динамической имитации полета* / В.В. Александров, В.А. Садовничий, О.Д. Чугунов. – М.: МГУ, 1986. – 181 с.
7. *Критерии для оценки летных тренажеров. Doc 9625 – AN/938.* – ИКАО, 2003. – 28 с.
8. *Спільні авіаційні вимоги. JAR – STD 1Н. Пілотажні тренажери вертольота.* – JAA, 2001. – 116 с.
9. *Акт Державних випробувань учбово-тренувального комплексу вертольота Ми-8 МТВ(АМТ) та його модифікацій – Феодосія: ДНВЦ ЗС України.* – 2007. – 56 с.
10. *Вертолет Ми-8МТВ-1. Руководство по технической эксплуатации.* – К.: ООО «Казанский вертолетный завод», 2000. – 1563 с.
11. *Руководство по критериям квалификационной оценки пилотажных тренажеров. Doc 9625 – AN/938.* – ИКАО, 1995. – 205 с.
12. Володко А.М. *Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов* / А.М. Володко. – М.: Транспорт, 1988. – 342 с.

Надійшла до редколегії 14.10.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ИССЛЕДОВАНИЕ КАЧЕСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТВ НА КОМПЛЕКСНОМ ТРЕНАЖЕРЕ

А.И. Моцарь, Ю.И. Миргород

В работе приведены результаты исследования эффективности применения метода определения аэродинамических характеристик несущего винта с использованием лопацной теории в программном обеспечении современного комплексного тренажера вертолета.

Ключевые слова: безопасность полетов, тренажерная подготовка, комплексный тренажер вертолета, критерийные области, моделирование.

RESEARCH OF QUALITY OF IMITATION OF FLIGHT OF HELICOPTER MI-8MÔÄ ON COMPLEX TRAINER

A.I. Mocar', Yu.I. Mirgorod

The results of research of efficiency of application of method of determination of aerodynamic descriptions of rotor blade are in-process resulted with the use of blade theory in modern complex trainer of helicopter software.

Keywords: safety of flights, trainer preparation, criterion areas, helicopter complex trainer, designs.