

УДК 629.735.45

В.А. Дмитрієв, А.В. Тимошенко, О.І. Потапов

Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Феодосія

АНАЛІЗ АЕРОДИНАМІЧНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ РОБОТИ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА НА ВЕЛИКИХ ВИСОТАХ ПОЛЬОТУ

В статті проведений аналіз аеродинамічних особливостей роботи несучого гвинта вертольота при польоті на висотах, наближених до максимальної практичної стелі, показано, що при польоті вертольота на висотах, наближених до висоти максимальної практичної стелі, для забезпечення ефективної роботи несучого гвинта та збереження швидкості набору висоти необхідно зменшувати загальний крок несучого гвинта.

Ключові слова: аеродинамічні особливості несучого гвинта, максимальні висоти

Вступ

Постановка проблеми. В дійсний час згідно Державної програми розвитку озброєння та військової техніки до 2015 року проводиться ряд робіт з модернізації авіаційної техніки, яка перебуває на озброєнні Збройних Сил України. У числі цих робіт є модернізація вертольоту Ми-8МТ, одним з напрямків якої є встановлення модернізованих двигунів ТВЗ-117ВМА-СБМ1В підвищеної потужності. Нові двигуни, в порівнянні зі штатними двигунами, забезпечують збільшення "висотності" вертольоту через збереження підвищеної потужності до висоти 9000 м (за даними стендових випробувань). Це надає можливість підвищити практичну стелю вертольота, однак наведених в Інструкції екіпажу вертольота [1] відомостей недостатньо для оцінки величини практичної стелі вертольота Ми-8МТ з модернізованими двигунами.

Аналіз літератури. Раніше у роботі [2] запропонована методика оцінки максимальної висоти практичної стелі ($H_{\text{ПРАКТ.МАКС}}$), яка враховує максимальні можливості двигунів та вертольота. При цьому одним з факторів, який впливає на $H_{\text{ПРАКТ.МАКС}}$, розглядається особливість аеродинаміки несучого гвинта (НГ) на великих висотах польоту, а саме – можливість виникнення хвильової кризи на наступаючій лопаті НГ. Загальновідомо, що величина критичного значення числа M при обтіканні профілю лопаті НГ повітряним потоком залежить від двох показників: відносної товщини профілю елементів лопаті та кута атаки (α). При цьому чим більше значення α , тим при менших значеннях числа M виникає хвильова криза. Цим і обґрунтовувалась необхідність аналізу умов роботи НГ по мірі збільшення висоти польоту та, відповідно, збільшення потрібного для польоту кута атаки.

Однак для повного аналізу особливостей роботи НГ на великих висотах польоту цього недостатньо.

Мета статті полягає в аналізі можливості виникнення зривних явищ, які також з'являються на великих кутах атаки на лопатях НГ, а також в розробці методики розрахунку параметрів польоту, які виключають їх появу при польоті за границями діючих обмежень по висоті.

Викладення основного матеріалу

Відомо, що динаміка взаємодії лопатей НГ, що обертаються, та повітряної середовища характеризується у польоті різко вираженим нестационарним обтіканням за рахунок постійного змінення повітряної швидкості та кутів атаки елементів лопаті. Відповідно, аеродинамічні характеристики лопаті НГ значно змінюються по зрівнянню з умовами стаціонарного обтікання. При цьому характерна різниця в значеннях коефіцієнта підйімальної сили (C_y) для однакових кутів атаки: на прямому ході лопаті при збільшенні α він значно більше, ніж на зворотньому. Тобто при махових рухах лопатей виникає гистирезисна петля. Нестационарне обтікання лопатей супроводжується суттєвим збільшенням $C_{y\text{МАКС}}$. Однак, при досягненні певних кутів атаки в азимутах (250...300) 0 падіння коефіцієнта підйімальної сили відбувається більш різко та глибоко, ніж при стаціонарному обтіканні [3].

Крім того, виникненню та розвитку зон зриву потоку на лопатях НГ сприяють вихрові сліди, які виникають на кінцях лопаті – так звані "кінцеві циклоїди". По раніш опублікованим даним [4] зовнішня зона зриву потоку на лопаті НГ є результатом дії попередньої лопаті, а внутрішня зона – від передпопередньої. По мірі росту кутів атаки лопаті по всьому диску гвинта зони зриву потоку на лопатях НГ

можуть, розширюючись, з'єднуватись між собою, утворюючи загальну зону, яка може займати значну частину площини, що ометається гвинтом (до 35%) .

Границя допустимих режимів польоту по умовам зриву потоку в азимутах (270...300)0 визначається головним чином двома показниками [3, 4 - 6]:

– характеристикою режиму роботи НГ (μ), яка визначає ступінь косоного обтікання НГ;

– коефіцієнтом тяги НГ (C_T), який характеризує середній рівень кутів атаки перерезів лопатей.

Граничним режимом вважається такий режим, при якому середній по лопаті коефіцієнт підйімальної сили в азимуті (270...300) 0 стає приблизно рівним максимальному значенню коефіцієнта підйімальної сили профілю в даних умовах [4], тобто

$$C_{У СЕЧ СРЕДН} = C_{У СРІВА} \approx C_{У МАКС} \quad (1)$$

В роботі [6] відзначається, що за критичне значення C_T за умовами зриву потоку приймається величина, при якій залежність $C_T=f(\alpha)$ відхиляється від лінійного закону на $\Delta\alpha = 0,50$. Для лопатей вертольоту Ми-8 залежність $C_T=f(\alpha)$ не має чіткого переходу до нелінійного закону, по цьому при рішенні поставленого завдання була встановлена умова – значення показників μ та C_T у процесі досягнення максимальної висоти польоту не повинно перевищувати граничних величин, відповідаючи наступним параметрам польоту: $G_{ЗЛ}= 11100$ кгс, $V_{ПР} = 130$ км/год, $H = 5000$ м (крайній правій точці залежності $H = f(V)$ за Інструкцією екіпажу вертольоту Ми – 8МТ).

Відомо, що величина μ визначається виразом:

$$\mu = V / (\omega R \sqrt{\Delta}), \quad (2)$$

де μ – коефіцієнт характеристики режиму роботи НГ; V – швидкість польоту; ωR – окружна швидкість и радіус НГ; Δ – відношення ρ_H/ρ_0 .

Для призначених параметрів польоту для вертольоту Ми – 8МТ значення $\mu_{МАКС} = 0,296$ та, у відповідності з поставленою умовою, розв'язуючи вираз (2) відносно швидкості польоту, можливо розрахувати значення її максимальних значень по мірі збільшення висоти польоту. Результати розрахунків $V_{МАКС} = f(H)$ наведені в табл. 1.

Аналогічно зробленим міркуванням, визначивши максимальну величину коефіцієнта тяги НГ для назначених вище параметрів польоту, з врахуванням того, що у процесі набору $H = 5000$ м витрачається порядку 200 кгс палива та допускається маневрування на даній висоті з креном до ± 150 ($C_{Т МАКС} = 0,0189$), можна розрахувати залежність величини максимальної злітної ваги від висоти польоту за формулою:

$$G_{Н МАКС} = \frac{1}{2} C_{Т МАКС} (\omega R)^2 \pi R^2 \rho_H, \quad (3)$$

де $G_{Н МАКС}$ – тах значення ваги вертольота для заданої висоти польоту (для прийнятих умов $C_{Т МАКС} = 0,0189$); ωR – окружна швидкість и радіус НГ; ρ_H – щільність повітря на заданій висоті польоту. Результати розрахунків $G_{Н МАКС} = f(H)$ в табл. 1, а.

Отримані результати дозволяють, використавуючи данні інженерно – штурманського розрахунку, визначити максимальну злітну вагу для підйому на задану висоту польоту. Так, наприклад, при підйомі на висоту 8000 м, зная максимальну польотну вагу для даної висоти з урахуванням необхідного запасу палива для зниження та посадки, можна розрахувати вагу "пустого" (без палива) вертольота на висоті, а з урахуванням кількості палива, яке витрачається для зниження та посадки (40 кгс):

$$G_{ПУСТ} = 7865 \text{ кгс} - 40 \text{ кгс} = 7825 \text{ кгс}.$$

При цьому перед зльотом необхідно мати не менш 547 кгс (701 л) палива.

Таким чином злітна вага вертольота має бути:

$$G_{ЗЛ} = 7865 \text{ кгс} + 547 \text{ кгс} = 8412 \text{ кгс}.$$

При розробці методики виконання випробувальних польотів на висотах за межами, які діють в Інструкції екіпажу, слід враховувати, що зривні явища на лопатях НГ можуть виникнути при менших значеннях μ та C_T , визначених в дійсних розрахунках. В роботі [4], яка присвячена експериментальним випробуванням зривних явищ на лопатях НГ на вертольоті Ми – 4, відмічалось, що інтенсивний зрив потоку на несучому гвинту виявлявся при значеннях μ та C_T , які лежать нижче критичних режимів, розрахованих теоретичним шляхом.

Таблиця 1

Результати розрахунків $G_{Н МАКС} = f(H)$

H, км	5,0	5,5	6,0	6,5	7,0	7,5	8,0	9,0
$\rho_H, (\text{кгс}\cdot\text{с}^2)/\text{м}^4$	0,075	0,071	0,067	0,064	0,06	0,057	0,054	0,048
$\sqrt{\Delta}$	0,775	0,754	0,734	0,714	0,69	0,67	0,65	0,617
$V_{МАКС.ПР}, \text{км/ГОД}$	135	131	121	114	107	100	95	85
$G_{МАКС}, \text{кгс}$	10900	10341	9758	9321	8738	8302	7865	6991

Під час виконання випробувальних польотів в рекомендаціях льотчику, в польотному завданні, слід вказати на можливість виходу вертольота на позакритичні режими в межах розрахованих та представлених вище максимальних значень G та $V_{ПР}$ і готовність його до зменшення кута установки НГ та швидкості польоту для виходу на докритичний режим польоту.

В травні 2010 року при проведенні попередніх льотних випробувань двигунів ТВ3-117ВМА-СБМ1В на вертольоті Ми-8МТ в умовах, близьких до стандартної атмосфери, екіпажем льотчиків-випробувачів Державного науково-випробувального центру Збройних Сил України була досягнута практична стеля польоту вертольоту з вагою 8450 кгс – 8080 м.

Слід також відмітити, що в ході випробувань на висоті, близької до межі, була відмічена особливість в поведінці вертольота: при зменшенні загального кроку НГ з $\varphi = 140$ до $\varphi = 130$ з'являлась тенденція вертольота до збільшення вертикальної швидкості набору висоти. Дане явище зв'язано з тим, що на висоті польоту

при $\varphi = 140$ кути атаки лопатей НГ стали перевищувати критичні значення, що призводило до розширення зривних зон на лопатях НГ, і, відповідно, до падіння тяги НГ (зменшення вертикальної швидкості V_y). Зменшення льотчиком фзк до 130 усувало вказане явище. Якісне вказане явище проілюстровано на рис. 1.

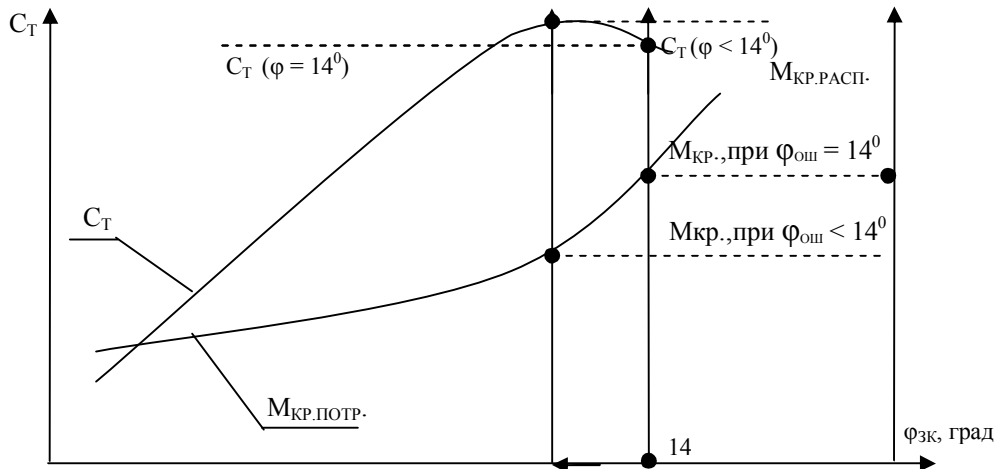


Рис. 1. Тенденція вертольота до збільшення вертикальної швидкості набору висоти

Показано, що нова силова установка спроможна створить відносно більший крутячий момент ($M_{кр}$), ніж стара силова установка, і тим самим дозволяє підтримувати постійні обороти при більшому кроку НГ.

Однак коефіцієнт тяги НГ (C_T) буде меншим в порівнянні з його максимальним значенням. Відповідно, зменшення фзк сприяло збільшенню коефіцієнта C_T і, як наслідок, вертикальної швидкості набору висоти, що спостерігалось у польоті.

Висновки

1. Отримані результати добре збігаються з результатами натурних експериментів і можуть бути застосовані для обґрунтування тактико-технічних вимог та під час проведення випробувань нових зразків вертольотів та таких, що модернізуються.

2. За результатами виконаних досліджень визначено, що при польоті вертольота на висотах, наближених до висоти максимальної практичної стелі, для забезпечення ефективної роботи несучого гвинта та збереження швидкості набору висоти необхідно зменшувати загальний крок несучого гвинта.

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ РАБОТЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ ПОЛЕТА

В.А. Дмитриев, А.В. Тимошенко, А.И. Потапов

В статье проведен анализ аэродинамических особенностей работы несущего винта вертолета при полете на высотах, приближенных к максимальному практическому потолку, показано, что при полете вертолета на высотах, приближенных к высоте максимального практического потолка, для обеспечения эффективной работы несущего винта и сохранения скорости набора высоты необходимо уменьшать общий шаг несущего винта.

Ключевые слова: аэродинамические особенности несущего винта, максимальные высоты.

ANALYSIS OF AERODYNAMIC FEATURES OF WORK HELICOPTER SCREW BEARING ON LARGE HEIGHTS OF FLIGHT

V.A. Dmitriev, A.V. Timoshenko, A.I. Potapov

In the article the analysis of aerodynamic features of work of bearing screw of helicopter is conducted at flight on heights, close to the maximal practical ceiling, it is rotined that at flight of helicopter on heights, close to the height of the maximal practical ceiling, for providing of effective work of bearing screw and maintainance of climb rate it is necessary to diminish the general step of bearing screw.

Keywords: aerodynamic features of bearing screw, maxheights.

Список літератури

1. Инструкция экипажу вертолета Ми-8МТ. Книга 1. Летная эксплуатация – М: Воениздат, 1982 г.
2. Дмитриев В.А. Розрахунково-експериментальна методика визначення висоти максимальної практичної стелі вертольота з двигунами підвищеної потужності / В.А. Дмитриев, В.А. Бологін, Ю.М. Тишков // Труды академії. – Вып. 3(90) – К.: НАО України, 2009. – С. 148-151.
3. Ромасевич В.Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов / В.Ф. Ромасевич. – М:Воениздат, 1982. – 220 с.
4. Акимов А.И. Первые результаты исследования спектров обтекания лопасти несущего винта на летающей лаборатории Ми-4: техн. отчет №282 / А.И. Акимов, Л.М. Берестов, Р.А. Михеев. – М: Машиностроение, 1964. – 134 с.
5. Акимов А.И. Летные испытания вертолетов / А.И. Акимов, Л.М. Берестов, Р.А. Михеев. – М: Машиностроение, 1980. – 128 с.
6. Миль М.Л. Вертолеты. Расчет и проектирование. Кн. 1: Аэродинамика / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман и др. – М.: Машиностроение, 1966. – 340 с.

Надійшла до редколегії 27.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук проф. О.Б. Леонтьев, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.