

## Список літератури

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.
2. Бьков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И. Высотное оборудование пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. – С. 332.
3. Бьков Л.Т., Егоров М.С., Тарасов П.В. Высотное оборудование. – М.: Оборонгиз, 1958. – 392 с.
4. Вукалович М.П., Новиков И.И. Техническая термодинамика. – М.: Энергия, 1968. – 496 с.
5. Касьянов В.А., Доник В.Д. Помехоустойчивый метод для полиномиальных моделей со свободным коэффициентом. – К., 1987. – Деп. в ВИНТИ 01.04.88, № 25303-B88. – 8 с.
6. Доник В.Д. Алгоритм сглаживания экспериментальных данных с минимизацией остатков. – К., 1987. – Деп. в ВИНТИ 01.04.88, № 2534-B88. – 8 с.

Стаття надійшла до редакції 13.09.02.

0553.21-042-023 + 0553.21-042-016

УДК 629.735.035.01:629.735.45

проектуюване лопасті вертольота,  
лопасть винта несущего, параметри лопасті  
характеристика упруго-массовая лопасті.

О.Г. Волов, асп.

### ВИБІР ПРУЖНО-МАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТІ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА

*Розглянуто питання вибору пружно-масових характеристик лопатей несучого гвинта вертольота на етапі попереднього проектування. Запропоновано критерії оцінки розподілених характеристик лопаті.*

Однією з важливих задач при створенні вертольота є вибір параметрів лопатей несучого гвинта (НГ). Розрізняють два основних етапи проектування лопаті: якісний і кількісний.

Якісний етап полягає у виборі конструктивно-силової схеми і технології виготовлення лопаті, виходячи з вимог до технічного завдання. Загальні питання формування розрахункових моделей лопатей на цьому етапі знайшли широке відображення в роботах [1–5]. Основними критеріями при оцінці якості конструкції лопаті є звис лопаті на стоянці, центрувальні характеристики, статична і динамічна міцність та аеропружна стійкість [5].

Реалізація кількісного етапу, на якому здійснюють вибір розподілених по довжині характеристик перерізів лопаті та її основних елементів, є найбільш складною. При цьому розміри та взаємне розташування елементів лопаті визначаються, виходячи з умов жорсткості, міцності, надійності та живучості.

Розповсюджений підхід при виборі параметрів лопаті на початковому етапі проектування – модернізація базового варіанта лопаті. Таке рішення звичайно функціонально пов'язане з проектуванням або модернізацією серійних вертольотів і застосовується в конструкторських бюро [1]. У випадку, коли статистичні дані для лопатей НГ обмежені або відсутні, актуальною задачею стає вибір їхніх розподілених характеристик, виходячи з мінімуму вихідних даних. Як останній можна використовувати масу  $M_n$  і радіус  $R_n$  лопаті [5].

Розподілені пружно-масові характеристики лопаті звичайно зображують у вигляді відносних величин (до характеристики на радіусі  $\bar{r} = 0,75$ ). Одержані в цьому випадку графіки дозволяють установити якісну залежність між розподіленими характеристиками для відомих лопатей з різною ваговою віддачею. Однак виявити точну залежність для характеристик раніше проєктованої лопаті, що значно відрізняється своєю масою та радіусом від відомих лопатей, за ними досить складно. Тому зручним критерієм вибору погонної маси, позбавленим перерахованих недоліків, набуває відношення

$$k_M = \frac{m_{\text{пog}}}{M_n} R_n, \quad (1)$$

де  $m_{\text{пog}}$  – погонна маса лопаті;  $M_n/R_n$  – «відносна» погонна маса.

Графіки залежності даного критерію для лопатей НГ вертольотів різних вагових категорій показано на рис. 1. Незважаючи на те, що маси лопатей вертольотів Мі-6, Мі-24, Мі-4, Ка-26

співвідносяться, як 1:0, 219:0, 193:0, 044, середня величина області розсіювання критерію складає 25%. Великі значення  $k_M$  приймає на ділянках розміщення протифлатерних і балансувальних вантажів ( $\bar{r} = 0,60...0,85 ; 0,975...1,0$ ).

Використовуючи дані апроксимації функцій, показаних на рис. 1 і залежність (1), можна обчислити погонну масу для проєктованої лопаті НГ, а отже, і відцентрову силу, що діє по довжині лопаті. На ресурс лопаті істотно впливала величина статичного підзавантаження від відцентрової сили. Практика експлуатації показала, що для одержання задовільного ресурсу лопаті нормальні напруження від відцентрових сил не повинні перевищувати 0,25 ГПа в сталевому лонжероні (Мі-4, Мі-6), 0,08 ГПа в лонжероні з алюмінієвого сплаву (Мі-24) і 0,045 ГПа у склопластиковому лонжероні (Мі-34, Ка-26) [6]. Одержані в результаті чисельного моделювання та експерименту напруження від відцентрових сил, віднесені до рекомендованих, показано на рис. 2. Як видно з графіка, умову статичної міцності не задовольняє тільки лопать НГ вертольота Мі-34, що може як пояснюватися неточними вихідними даними, так і підтверджувати некоректне проєктування (первісний ресурс лопаті не перевищував 600 г).

Як цільову функцію при виборі площі перерізу лонжерона необхідно вибирати обмеження за величиною нормальних напружень від відцентрових сил та обмеження на зміну маси лопаті [5]. На цьому етапі доцільно оцінити погонні маси хвостових секцій, протиобліднювальної системи, центрувальних, баластових і протифлатерних вантажів.

Визначена площа поперечного перерізу лопаті дозволяє перейти до задачі вибору його геометричних характеристик з урахуванням вимог до поперечного центрування, згинальної та крутильної жорсткості та міцності, а також технологічності.

Найбільш розповсюдженим підходом при аналізі жорсткості й міцності лопаті на етапі проєктування є дослідження резонансних діаграм [7; 8]. За цими діаграмами здійснюється відбудування лопаті від резонансів, що виникають у точках перерізу гармонік збудливої сили і мод власних коливань. Однак експериментально перевірити дані резонансних діаграм можна лише частково, що трохи знижує їхню практичну значущість. Крім того, еквідистантні криві, одержані при дослідженні лопатей різної жорсткості, визначаються не стільки жорсткістю на вигин самої лопаті, скільки жорсткістю, створюваною відцентровими силами, що залежать від маси і частоти обертання гвинта. Тому конструкторів можуть зацікавити і інші, менш складні, підходи та методики.

Одним із критеріїв опору матеріалів, які можна застосувати в цьому випадку, є відношення статичного моменту лопаті  $W$  до площі  $F$  поперечного перерізу лонжерона. Це співвідношення характеризує здатність перерізу з даною погонною масою сприймати згинальний момент. Безрозмірний критерій (рис. 3), що не залежить від довжини лонжерона, запишемо, як

$$k_w = \frac{W}{FR_{\pi}}. \quad (2)$$

Як видно з рис. 3, рівень згинальної жорсткості для лопатей НГ різних вертольотів лежить у визначених межах і має найбільше розсіювання в кінцевій частині лопаті. Використовуючи даний критерій, а також обмеження на висоту (відносна товщина профілю) і ширину перерізу лонжерона (25–30 % хорди), можна визначити потрібні моменти інерції перерізу. Вибір товщини полиць лонжерона має вироблятися з урахуванням технології його виготовлення. Крім класичних підходів до вирішення даної задачі [5], зручним способом моделювання характеристик лопаті є метод кінцевого перерізу [9]. У комплексі із запропонованими критеріями метод кінцевого перерізу дозволяє швидко і якісно оцінити вигляд і розрахувати погонні характеристики лопаті не тільки в нульовому наближенні, але і при детальнішому проробленні конструкції.

**Висновок.** Використання апроксимації запропонованих критеріїв у процесі попереднього вибору параметрів лопаті НГ дозволяє полегшити задачу конструктора при проєктуванні, а також бути еталоном на наступних етапах розробки та дослідження. Незалежність критеріїв від масових, геометричних характеристик і застосовуваних матеріалів дає можливість використовувати їх при виборі параметрів лопатей НГ вертольотів різних вагових категорій.

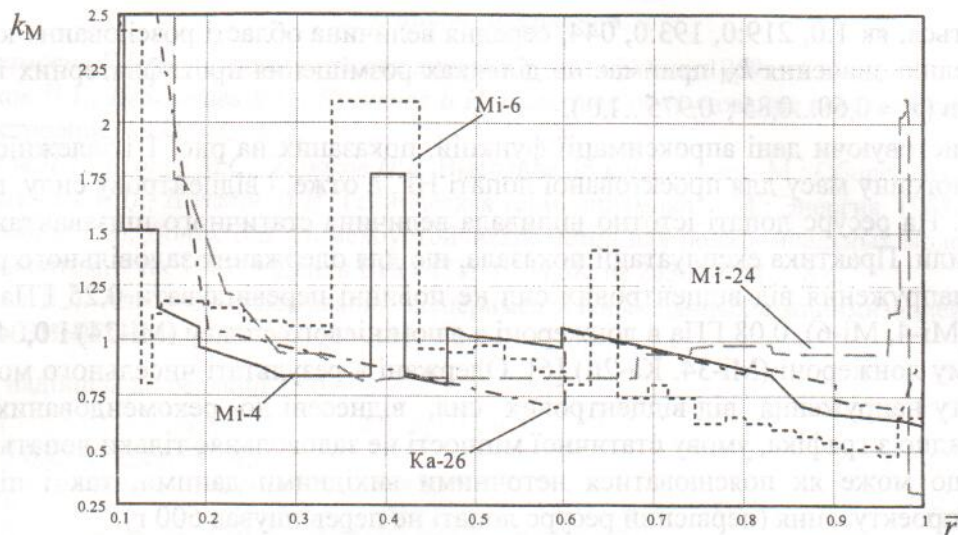


Рис. 1. Залежність критерію погонної маси від радіуса лопатей НГ вертольотів

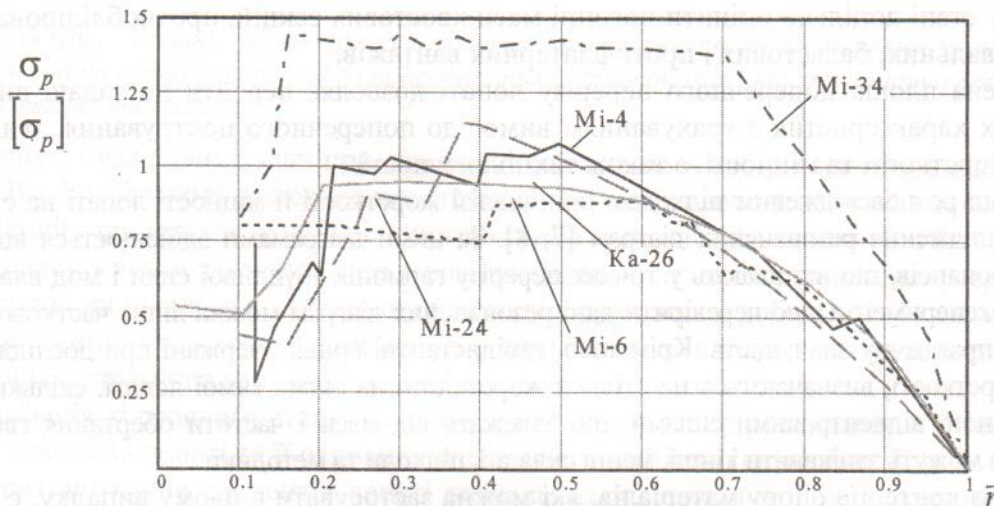


Рис. 2. Розподіл за радіусом відносних діючих напружень розтягання до допустимих напружень для лопатей НГ вертольотів

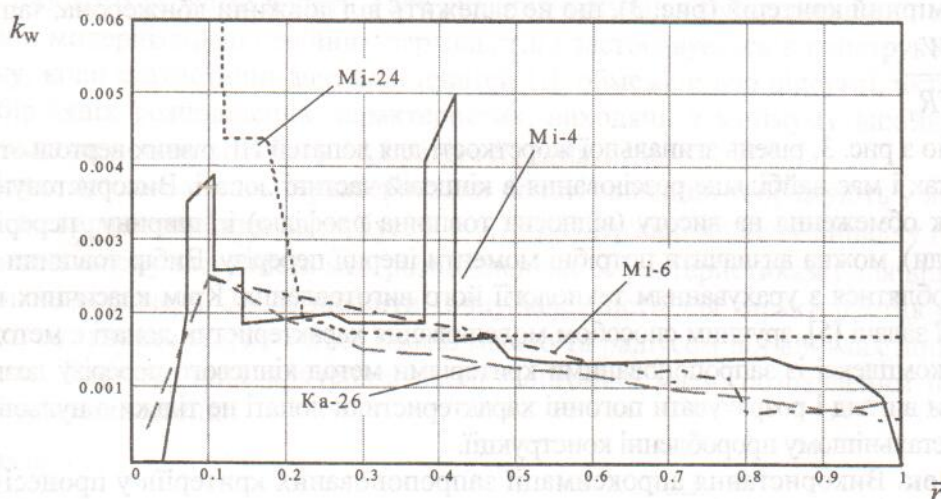


Рис. 3. Залежність критерію згинальної жорсткості в площі змаху перерізів лопатей НГ вертольотів

## Список літератури

1. Бондаренко В.С. Общие вопросы оптимизации проектирования лопасти несущего винта вертолета // Проблемы проектирования вертолетов народнохозяйственного применения. – М.: МАИ, 1989. – С. 21–29.
2. Бондаренко В.С. Формирование расчетной математической модели лопасти несущего винта вертолета в САПР // Методы математического моделирования при проектировании вертолетов. – М.: МАИ, 1989. – С. 20–25.
3. Ковалев А.Ф. Выбор конструктивных параметров лопасти несущего винта вертолета на начальном этапе проектирования // Оптимизация параметров и конструктивных решений при проектировании транспортных вертолетов. – М.: МАИ, 1983. – С. 40–47.
4. Потапова О.Д., Скулков Д.Д. Создание банков данных САПР лопасти несущего винта вертолета // Проблемы проектирования несущих винтов вертолетов. – М.: МАИ, 1991. – С. 56–58.
5. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. – М.: Машиностроение, 1976. – 368 с.
6. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.
7. Пчелкин В.М., Павленко Н.С. Вариант алгоритма оптимизации упруго-массовых характеристик лопасти несущего винта вертолета // Оптимизация параметров и конструктивных решений при проектировании транспортных вертолетов. – М.: МАИ, 1983. – С. 58–65.
8. Богданов Ю.С., Скулков Д.Д. Выбор упруго-массовых характеристик при автоматизированном проектировании лопасти несущего винта вертолета. – М.: МАИ, 1986. – 18 с.
9. Туровский А.И. Определение основных конструктивных параметров лопасти несущего винта вертолета методом конечного сечения // Оптимизация параметров и конструктивных решений при проектировании транспортных вертолетов. – М.: МАИ, 1983. – С. 65–73.

Стаття надійшла до редакції 28.08.02.

050p-48+0541.234-082.0+0530-082.03n

УДК 681.518

место рабочее автоматизированное  
тренажер авиационный  
эксплуатация летная вертолета, Ми-8МТВ  
вертолет транспортный  
подготовка экипажа предполетная  
процедуры авиационные,  
фактор человеческий, безопасность полетов

М.І. Гученко, канд. техн. наук, доц.,  
І.В. Шевченко, доц.,  
М.М. Іванова, студ.,  
О.В. Костенко, студ.

### АВТОМАТИЗОВАНЕ РОБОЧЕ МІСЦЕ ПЕРЕДПОЛІТНОЇ ПІДГОТОВКИ ЕКІПАЖУ ТРАНСПОРТНОГО ВЕРТОЛЬОТА МІ-8МТВ

*Проаналізовано необхідність і можливість створення автоматизованого робочого місця для надання допомоги екіпажу вертольота в проведенні передполітної підготовки. Розглянуто особливості порадики з льотної експлуатації вертольота Мі-8МТВ, що ускладнюють створення експертної системи, і особливості розробленого прототипу такої системи.*

Авіаційна транспортна система (АТС) являє собою сукупність спільно діючих повітряних суден (ПС), комплексу наземних засобів з підготовки та забезпечення польотів, системи керування процесом експлуатації, особового складу, зайнятого експлуатацією ПС і наземних засобів. Метою функціонування АТС є безпека, регулярність і ефективність експлуатації ПС.

Абсолютна більшість авіаційних подій (АП) відбувається через помилки людини і відмови техніки. У результаті технічного прогресу кількість АП через відмови авіаційної техніки постійно зменшується. Однак збільшується кількість АП через помилки людини (рис. 1), тому що в сучасних умовах збільшується інтенсивність впливу на людину різних чинників, які підвищують імовірність його помилки [1].

Одночасно зі збільшенням кількості АП із вини екіпажу зростає і «ціна» помилки, тому що збільшується пасажиромісткість ПС, зростає їхня вартість й існує можливість падіння ПС, що терплять аварію на житлові квартали, атомні електростанції, хімічні заводи тощо.