

УДК 623.746.174:629.735.45.035.7(06)

С.О. Ушенко, М.С. Слабик, В.О. Щербак

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

АЛЬТЕРНАТИВНА СИСТЕМА КОМПЕНСАЦІЇ РЕАКТИВНОГО МОМЕНТУ ВІД ГВИНТА-НОСІЯ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ВЕРТОЛЬОТУ

В статті розглядається можливість зміни властивостей шляхового керування в шляховому каналі та пропонуються конструктивні рішення для компенсації реактивного моменту гвинта-носія завдяки газовому потоку. Зміна цих властивостей надає зменшення злітної маси, зниження рівня вібрацій, динамічного навантаження елементів системи та збільшенні вантажопідйомності.

Ключові слова: вертоліт, газоструменева система, повітрязабірники, гвинт-носії, рульовий гвинт, ежсектор, вентилятор, суперциркуляція.

Вступ

З огляду на досвід практичного застосування вертольотів в локальних війнах в країнах з жарким кліматом та на аеродромах гірського базування, сучасний вертоліт потребує нової конструктивно-силової схеми і компоновки. Існує достатньо велика кількість модифікацій вертольоту Ми-8, але кожна з них має свої переваги і недоліки.

Аналіз досліджень і публікацій. Розглядається вертоліт Ми-8МТ, який є досить універсальним літальним апаратом свого класу. Але він має ряд недоліків, які впливають на тактико-технічні та льотно-технічні характеристики вертольоту. Зокрема, рульовий гвинт (РГ), під час роботи може привести до зносу провусин і лопатей, що веде до ослаблення болтів лопаті, відклеювання обшивки від сотового заповнювача, а також механічний знос, що в подальшому може привести до погіршення аеродинамічних характеристик та обриву лопаті. Певної уваги потребує осьовий шарнір РГ,

проміжний і хвостовий редуктори, які вимагають ретельного догляду та контролю під час їхньої роботи. В зв'язку з цим у вертолітобудуванні поряд з удосконаленням РГ проводяться дослідження альтернативних систем шляхового керування.

Серед існуючих способів компенсації реактивного моменту від гвинта-носія вертольоту можна виділити наступні альтернативні системи:

1. РГ в кільці;
2. фенестрон;
3. газоструменева система шляхового керування.

Для швидкісних маневрених вертольотів найбільш перспективною по ряду характеристик представляється газоструменева система шляхового управління. Ця система з успіхом використовується на цивільних вертольотах: MD 500, MD 600N, MD 900 "Explorer", MD 630N, Cirstel [1]

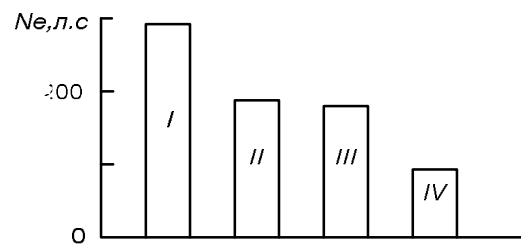
Вертольоти продемонстрували високі показники шляхового керування. Швидкість встановленого

розвороту досягала 100° в секунду при повній дачі лівої педалі. Розворот припинявся точно в напрямку початку руху при повній дачі правою педаллю на 270° . Швидкість бічного руху зростає з 40 до 75 км/год. Збільшилися також і швидкості руху вперед і назад до 240 і 55 км/год відповідно. Система NOTAR значно зменшує рівень шуму, що створюється вертольотами на місцевості. При розвороті на 360° , при польоті зі швидкістю 55 км/год не спостерігається звичного для вертольоту з РГ збільшення вібрацій при його положенні хвостом до вітру. Відсутня залежність положення педалей від положення важелів загального і циклічного кроку на всіх режимах польоту окрім режиму малих швидкостей для повздовжнього каналу керування. Зліт, вертикальний підйом, висіння і посадка, здійснюються при нерухомому положенні педалей. В горизонтальному польоті при швидкості більше 19 км/год педалі встановлюються в нейтральне положення. Це сприяє зниженню навантаження на льотчика, а також не переважує трансмісію на критичних режимах польоту. Переміщення педалей залишаються мінімальними. Дослідження подібної системи займалися і в СРСР, зокрема, в ОКБ ім. Н.І. Камова і в ЦАГИ. Випробування показали, що вертоліт із газоструменевою системою компенсації реактивного моменту від гвинта-носія, володіє меншим опором в порівнянні з традиційними схемами.

Постановка завдання. Різні варіанти газоструменевої системи шляхового керування викладені в роботі [2]. Перший варіант (I) являє собою: повітрязабірники, повітряний тракт, вентилятор, реактивне сопло, розташоване в хвостовій частині вертольота.

У другому варіанті (II), для підвищення ефективності на режимі висіння, можливе використання керування циркуляцією на хвостовій балці за допомогою щільових сопел через які повітря видувається тангенціально до бічної поверхні балки. Варіант III і IV являють собою різні комбінації перших двох, в тому числі з підводом додаткової енергії. З рис. 1, а видно, найбільш ефективний на режимі висіння варіант IV, що дозволяє отримати затрати еквівалентної потужності менші ніж для приводу РГ.

Одною з важливих переваг газоструменевої системи, як відомо, є можливість створення значної пропульсивної сили на режимах горизонтального польоту. Це дозволяє не тільки підвищити енергетичну ефективність, але й зменшити потрібний кут атаки гвинта-носія, що на великих швидкостях є важливим для зниження рівня вібрацій, шарнірних моментів і напружень в лопатях. Максимальну пропульсивну силу забезпечує варіант III системи (рис. 1) Проаналізувавши різні варіанти газоструменевої системи шляхового керування, можна зробити висновок про раціональність її використання, як багаторежимного і багатфункціонального пристрою.



а – режим висіння; H=300 м

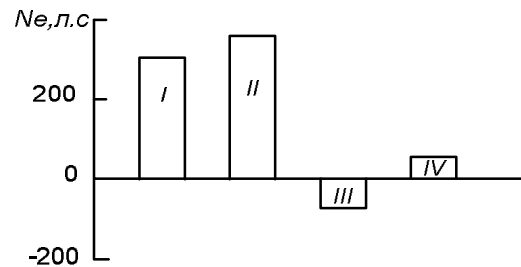
б – горизонтальний політ V = 350 км/год, H = 500 м; CxS = 1 м²

Рис. 1. Еквівалентна потужність, що споживає газоструменева система різних варіантів

Метою статті є розробка альтернативної системи для компенсації реактивного моменту від гвинта-носія вертольоту Ми-8МТ. Для розробки такої системи пропонується система NOTAR.

Основний матеріал

Оскільки система NOTAR має такі високі показники в шляховому керуванні є можливість застосування даної системи на вертольоті Ми-8МТ. Система складається з турбовентилятора, який приводиться в обертовий рух за рахунок використання енергії газу, який відбирається із-за турбіни турбокомпресорів обох двигунів. Підхід газу до турбовентилятора здійснюється за допомогою теплоізолюючих рукавів, які під'єднуються до двигунів для відбору газу. Для виготовлення рукавів використовуємо композиційний матеріал МСТ-3 на основі керамооброблених компонентів. Він досить легкий та герметичний, що значно підвищує рівень безпеки та міцність рукавів. Проте, для підводу теплоізолюючих рукавів до вентилятора потрібно зменшити площу вантажної кабіни, зокрема її верхню частину, тому що за нею будуть проходити рукави. Далі пропонується встановити ежектор для збільшення тяги за рахунок більшої витрати повітря, внаслідок цього зростає кількість газу потрібного для компенсації реактивного моменту. За ежектором знаходиться сопло. Воно являє собою поворотньо-керовані решітки, які з'єднані з педалями льотчика. Щоб компенсувати реактивний момент від гвинта-носія проведено розрахунок потрібної кількості газу для системи NOTAR.

Внаслідок зміни конструктивно-компонувальної схеми та з урахуванням запропонованих заходів проведено розрахунки потрібної кількості газу для

компенсації реактивного моменту від гвинта-носія вертольоту. Під час реалізації поставленої задачі застосовувалась аналітична методика досліджень. Розрахунки здійснювались на базі пакета програм MATHCAD.

Необхідний відбір потужності від двигунів визначено по формулі:

$$N = G_{\text{в}\Sigma} \cdot l_{\text{ст}} = 45 \cdot 8599,5 = 386977 \text{ Дж/с} \quad (1)$$

де $G_{\text{в}\Sigma}$ - витрати повітря, яка береться виходячи із отримання потрібної тяги; $l_{\text{ст}}$ - ефективна робота ступені вентилятора.

Це значення складає 12% від сумарної потужності двох двигунів ТВ3-117ВМ, який установлюється на вертольоті. Всмоктування повітря вентилятором здійснюється через щілини, утворені корпусом вертольоту і елементами конструкції втулки гвинта-носія. Щоб перевірити достатність площі прохідних перерізів звертаються до формули:

$$V_{\text{вх}} = \frac{G_{\text{вх}\Sigma}}{\rho \cdot S_{\text{вх.ро}}} = 103 \text{ м/с.} \quad (2)$$

По величині швидкості вважається, що якщо швидкість входу дозвукова, то дані щілини забезпечують реалізацію витрати повітря, яку ми маємо. Знаючи потужність споживану турбовентилятором, визначена робота, яка виконується турбовентилятором в найбільш напруженому режимі – режимі висіння: $l_{\text{тв}} = 461780,6 \text{ Дж}$. Визначено сумарну кількість повітря від двигунів на привід турбовентилятора: $G_{\text{тв}\Sigma} = 0,846 \text{ кг/с}$. Тоді від кожного двигуна буде здійснюватися відбір повітря в кількості: $G_{\text{в}\Sigma} = 0,423 \text{ кг/с}$, що складає 4,5% від загальної кількості повітря, яке може забезпечувати двигун. Також здійснено розрахунок проточної частини повітряного трубопроводу (рис. 2).

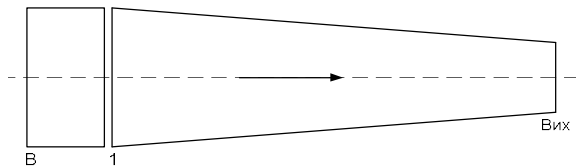


Рис. 2. Розрахункова ділянка повітряного трубопроводу

Розрахунок зводиться до визначення площі вихідного перерізу повітряного трубопроводу при заданій швидкості потоку і витрати повітря. Визначено площу вихідного перерізу $F_{\text{вих}} = 0,2 \text{ м}^2$ тоді діаметр трубопроводу дорівнює $D_{\text{вих}} = 0,25 \text{ м}$.

В систему включено ежектор для збільшення тяги (рис. 3). Турбулентний потік газу, який рухається по каналу 1, як показано на рис. 3, виходячи із нього і рухаючись по каналу 5 затягує за собою повітря із зовні. В даній ситуації, для збільшення тяги, за рахунок збільшення витрати повітря через реактивне сопло. При проектуванні була використана уже відома методика газодинамічного розрахунку ежектора [10].

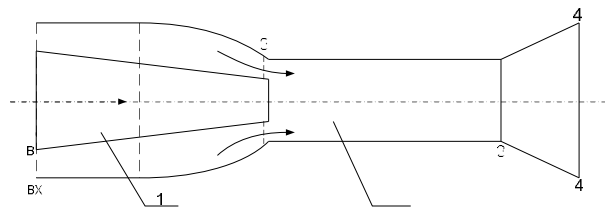


Рис. 3. Схема ежектора

Для визначення швидкостей, площ і тисків в перерізах 2-2, 3-3, 4-4 використано рівняння:

$$n\sqrt{\theta} \cdot \left(\lambda_2 \cdot \frac{1}{\lambda_2} \right) + \left(\lambda_1 \cdot \frac{1}{\lambda_1} \right) = \sqrt{(n+1) \cdot (1+n \cdot \theta)} \times \quad (3)$$

$$\times (\lambda_3 + 1/\lambda_3).$$

Значення повного тиску в перерізі 3-3, $P_3 = 124049 \text{ Па}$, температура газу у вихідному перерізі камери складає $292,6 \text{ К}$, сумарна витрата повітря визначається за формулою:

$$G_{\text{в}\Sigma} = G_{\text{в1}} + G_{\text{в2}} = 65 \text{ кг/с,} \quad (4)$$

де $G_{\text{в1}} = 45 \text{ кг/с}$ – витрата повітря із реактивного сопла; $G_{\text{в2}} = 20 \text{ кг/с}$ – витрата повітря, що ежектуються. Площа перерізу 3-3 визначена по формулі Христіановича:

$$F_3 = \frac{G_{\text{вх}\Sigma} \cdot \sqrt{T_3^*}}{P_3^* \cdot q(\lambda_3) \cdot m_b} = 0,29 \text{ м}^2 \quad (5)$$

де $m_b = 0,04036$ - константа. Діаметр камери змішування в перерізі 3-3 рівні, тоді $D_3 = 0,61 \text{ м}$. Проведено розрахунок втрат по газовому тракту (рис. 4).

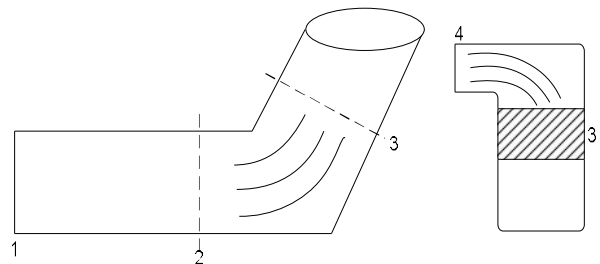


Рис. 4. Проточна частина газового тракту

Розрахунок втрат проведено з метою більш точного визначення параметрів і для проведення перевірного розрахунку вже з урахуванням втрат. Число Рейнольдса для ділянки 1-2 дорівнює $Re = 5617582$, втрати тиску на ділянках 1-2 становлять $P_{1-2} = 1459 \text{ Па}$, на ділянці 2-3 $P_{2-3} = 3944 \text{ Па}$, на ділянці 3-4, частина втрат, яка попадає на місцевий опір настільки мала, що при розрахунку їх не враховують. Необхідний відбір потужності на вентилятор у запропонованому варіанті (V) становить 456 л.с (рис. 5), що має місце серед інших варіантів газоструменевої системи. Це говорить про можливість її застосування на вертольоті Ми-8МТ.

Висновки

В рамках статті наведено теоретичне узагальнення та надано рішення задачі компенсації реактивного моменту від гвинта-носія вертольоту Ми-8МТ.

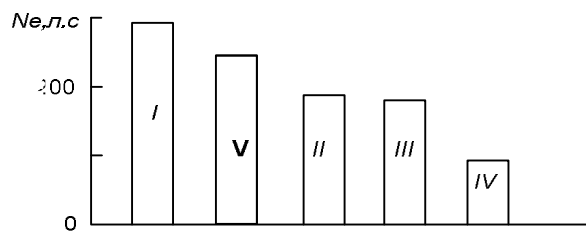


Рис. 5. Еквівалентна потужність, що споживає газоструменева система різних варіантів, на режимі висіння; H=300 м

Ідея системи NOTAR (No Tail Rotor) полягає у використанні газового потоку для створення бічної сили, що забезпечує компенсацію реактивного моменту від гвинта-носія і шляхового керування так званої суперциркуляції на хвостовій балці, і тяги реактивного струменя з бічного сопла поворотного струменевого керма, розташованого в кінці хвостової балки. Була використана можливість застосування системи NOTAR для компенсації реактивного моменту від гвинта-носія.

Система являє собою вентилятор, який приводиться в дію за рахунок відбирання газового потоку від обох двигунів. Показано, що на режимах висіння та максимал кількості газу не достатньо. Було визначено, що ця частка складає 45 кг/с. Тому був встановлений ежектор, який збільшує тягу за рахунок збільшення витрати повітря через сопло. Завдяки ежектору витрати повітря зросли на 20 кг/с, що значно покращило компенсацію реактивного моменту. Для управління по курсу використовується сопло, яке являє собою решітки з'єднані з педалями льотчика.

В результаті досліджень встановили, що компенсація моменту є можливою. Для розробленого варіанту газоструменевої системи перевагами є:

- усунення недоліків пов'язаних з наявністю рульового гвинта;
- обмеження по напрямку і швидкості бічного вітру;
- обмеження по дачі темпу правої педалі;

– безпека в обслуговуванні РГ при працюючих двигунах.

Недоліком є зменшення об'єму вантажної кабіни за рахунок встановлення каналу для потоку газу.

В подальшому для усунення цього недоліку планується оцінити можливість зміни центрування вертольоту за рахунок переміщення двигунів за головний редуктор.

Список літератури

1. Система NOTAR [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://www.mdaerogroup.ru/article/129.html>.
2. Вожедаев Е.С. Аэродинамика газоструйной системы путевого управления перспективных вертолётов / Вожедаев Е.С., Головкин В.А., Анимица В.А. // Техника воздушного флота. – ЦАГИ, – 1990. – №1(487). – С. 39–41.
3. Неортодоксальні схеми. Система NOTAR [Електронний ресурс]. – Режим доступу до журналу: <http://ru.wikipedia.org/wiki/NOTAR>.
4. Аэродинамика вертолета / В.В. Газаев, Б.Е. Локтев, А.А. Губчик, Е.Г. Роцин. – Х.: ХВВАИКУ, 1989. – 363 с.
5. Лебедь В.Г. Вертолеты стран мира. / В.Г. Лебедь – Х.: Бумеранг, 1994. – 320 с.
6. Джоган О.М. Новые системы управления вертолетами. / О.М. Джоган – АОН, 1999. – 230 с.
7. Кестельман В.Н. Механические передачи вертолетов / В.Н. Кестельман – М.: Машиностроение, 1983. – 237 с.
8. Тищенко М.Н. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании / М.Н. Тищенко, А.В. Некрасов, А.С. Радин. – М.: Машиностроение, 1982. – 126 с.
9. Кулешиова В.В. Вертолетный двигатель ТВ3-117 / В.В. Кулешиова – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. – 209 с.
10. Александров В.Ю. Оптимальные эжекторы. Теория и расчет / В.Ю. Александров. – М.: Машиностр., 1981. – 150 с.
11. Войтко А.Г. Конструкция турбовального ГТД ТВ3-117 / А.Г. Войтко, А.С. Антоненко – К.: КВВАИУ, 1982. – 96 с.

Надійшла до редколегії 21.10.2013

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук. співр. Є.О. Українець, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

АЛЬТЕРНАТИВНАЯ СИСТЕМА КОМПЕНСАЦИИ РЕАКТИВНОГО МОМЕНТА ОТ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО ВЕРТОЛЁТА

С.О. Ушенко, М.С. Слабык, В.О. Щербак

В статье рассматривается возможность изменения свойств путевого управления в путевом канале и предлагаются конструктивные решения для компенсации реактивного момента несущего винта благодаря газовому потоку. Изменение этих свойств предоставляет уменьшение взлётной массы, снижение уровня вибраций, динамической нагрузки элементов системы и увеличение грузоподъемности.

Ключевые слова: вертолёт, газоструйная система, воздухозаборники, несущий винт, рулевой винт, эжектор, вентилятор, суперциркуляция.

ALTERNATIVE SYSTEM OF COMPENSATION OF A REACTIVE MOMENT OF THE SCREW-MEDIA OF MILITARY-TRANSPORT HELICOPTER

S.O. Ushenko, M.S. Slabyk, V.O. Scherbak

The article considers the ability to change the properties of road management in the travel channel and offered constructive solutions for compensation of a reactive moment screw-media thanks to the gas flow. To change these properties provides reduce take-off mass, decrease in a level of vibration, dynamic loading of elements of system and increase capacity.

Keywords: helicopter, gazostruynaya system, aircoops, bearing screw, tail rotor, ejector, ventilator, supercirculation.