

УДК 629.735.45:533.662.6

doi: 10.32620/akt.2021.2.04

М. Ю. КИБАЛЬНИЙ, А. П. ДЬОМІН, С. О. ДЕГТЯРЕНКО, М. І. МОСКАЛЕНКО

АТ «МОТОР СІЧ», Україна

РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РУЛЬОВОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА ТИПУ МІ-8 З УРАХУВАННЯМ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ З НЕСУЧИМ ГВИНТОМ НА РЕЖИМІ ВИСІННЯ ПРИ БОКОВОМУ ВІТРИ

При певних умовах польоту вертольота несучий гвинт може досить суттєво впливати на рульовий гвинт, змінюючи його тягово-потужносні характеристики. Розрахункові і експериментальні характеристики ізольованого рульового гвинта в таких умовах роботи можуть істотно відрізнятися від характеристик, що отримані в умовах взаємодії з несучим гвинтом. Дослідження даного явища є актуальною задачею, оскільки, зміна характеристик рульового гвинта і умов його роботи в присутності несучого гвинта може стати причиною скорочення запасів по керованості і як наслідок – причиною авіаційної події, наприклад т.зв. «лівого обертання» вертольота. З 1985 року на вертольотах фірми М. Л. Міля в частинах і підрозділах державної та цивільної авіації СРСР (а згодом Росії) сталося 42 авіаційних події (АП) через потрапляння вертольотів в мимовільне ліве обертання. За останні 10 років від цієї причини виникло 29 АП (8 катастроф і 21 аварія). Було втрачено 29 вертольотів: 20 Ми-8, 5 Ми-24, 4 Ми-2. Досвід показує, що потрапляння в некероване ліве обертання майже в 100% випадків закінчується зіткненням вертольота з землею і його перекиданням на правий борт. Взаємодія несучого і рульового гвинтів найістотніше проявляється на режимах горизонтального польоту з ковзанням на невеликих швидкостях і висіння в умовах бокового вітру. Це пов'язано з особливостями формування вихрового сліду несучого гвинта. У цій статті розглянуто випадок аеродинамічної інтерференції несучого гвинта і декількох компоновок рульового гвинта на режимах горизонтального польоту з невеликими швидкостями з ковзанням (висіння в умовах бокового вітру). За допомогою методів обчислювальної газодинаміки була досліджена ступінь впливу несучого гвинта на рульовий гвинт на згаданих режимах. Визначено найбільш важкі режими роботи рульового гвинта кожної компоновки. Виходячи з результатів розрахунків, обрана найбільш раціональна компоновка рульового гвинта, що володіє найбільшими запасами по керованості при несприятливих умовах роботи. Отримані результати застосовані при проектуванні нового перспективного вертольота, модернізації вже існуючого парку а також для підвищення рівня безпеки польотів.

Ключові слова: чисельне моделювання; несучий гвинт; рульовий гвинт; аеродинамічні характеристики; інтерференція; вихровий слід; горизонтальний політ з ковзанням; висіння в умовах бокового вітру.

Вступ

При певних умовах польоту несучий гвинт (НГ) може досить сильно впливати на рульовий гвинт (РГ), тим самим змінюючи його тягові характеристики. Розрахункові і експериментальні характеристики ізольованого РГ в таких умовах роботи можуть істотно відрізнятися від характеристик, що отримані в умовах взаємодії з НГ.

Дослідження даного явища є актуальною задачею, оскільки, зміна характеристик РГ і умов його роботи в присутності НГ може слугувати причиною скорочення запасів керованості і як наслідок – причиною авіаційної події (АП), наприклад т.зв. «лівого обертання» вертольота.

З 1985 року на вертольотах фірми М. Л. Міля (типів Ми- ...) в частинах і підрозділах державної та

цивільної авіації СРСР (а згодом Росії) відбулося 285 АП, 42 АП – через потрапляння вертольотів в мимовільне ліве обертання, причому останні 10 років виявилися "урожайними". З цієї причини виникло 29 АП (8 катастроф і 21 аварія). З них на зльоті: 6 АП (1 катастрофа і 5 аварій); на посадці – 18 АП (6 катастроф і 12 аварій); на висінні – 5 АП (1 катастрофа і 4 аварії). Було втрачено 29 вертольотів: 20 Ми-8, 5 Ми-24, 4 Ми-2. У катастрофах загинуло 23 людини: 12 членів екіпажу і 11 пасажирів. Досвід показує, що потрапляння в некероване ліве обертання майже в 100% випадків закінчується зіткненням вертольота з землею і його перекиданням на правий борт. Тільки своєчасні і виключно грамотні дії льотчика дозволяють вийти з положення, що створилося без пошкодження вертольота (4 випадки серйозних інцидентів) [1, 2]. На сьогоднішній день явище мимовільного лівого (чи правого) обертання вертольо-

та вивчено і проаналізовано у достатній мірі для того щоб назвати основні три причини його появи [3]:

– «Ефект флюгера» (коли попутний вітер у певному кутовому діапазоні спричиняє розвертання вертольоту);

– явище вихрового кільця РГ;

– втрата тяги РГ, унаслідок інтерференції з вихровим слідом НГ.

Найбільш істотно вплив вихрового сліду НГ на аеродинамічні характеристики РГ проявляється на режимах горизонтального польоту (ГП) з невеликими швидкостями з ковзанням, або на режимі висіння при наявності бокового вітру [4]. Це пов'язано з явищем об'єднання кінцевих вихорів лопатей в систему з двох масивних вихрових джгутів, по досягненні вертольотом певної швидкості польоту. Це явище було вперше докладно висвітлено Ейліном [5] і отримало назву «згортання вихрового сліду». Згідно з результатами теоретичних розрахунків [6] і експериментальних досліджень [4], циркуляція цих вторинних вихрових джгутів зі зростанням швидкості польоту інтенсивно зростає і при певній швидкості польоту досягає максимального значення, а потім зменшується. Проходячи через або в безпосередній близькості від РГ такий похідний вихор здатний істотно змінити умови обтікання РВ.

Викривлений турбулентністю в результаті такої інтерференції повітряний потік біля РГ може призвести до пульсацій тяги через швидку зміну місцевого кута атаки його лопатей.

У цій статті розглянуто випадок аеродинамічної інтерференції НГ і декількох компонок РГ на режимах ГП з невеликими швидкостями з ковзанням (висіння в умовах бокового вітру).

Розглянуті варіанти компоновки РГ

Основні характеристики НГ і РГ вертольота Ми-8 [7] наведено в таблиці.

Таблиця 1

Основні характеристики НГ та РГ вертольота Ми-8

Гвинт	НГ	РГ
Діаметр гвинта, D , [м]	21,29	3,908
Кількість лопатей, k , [шт.]	5	3
Хорда лопаті, b , [м]	0,52102	0,271
Заповнення гвинта, σ	0,0777	0,132
Окружна швидкість, ωR , [м/с]	214	230
Профіль лопаті	NACA 230	
Крутка лопаті, $\Delta\varphi_{\Sigma}$, [°]	-5	0
Форма лопаті	прямокутна	

У дослідженні розглядалися два варіанти напрямку обертання штовхаючого РГ: В-В (верхня лопать йде вперед), В-Н (верхня лопать йде назад) і один варіант тягучого РВ: В-Н (верхня лопать йде назад) (див. рис. 1).

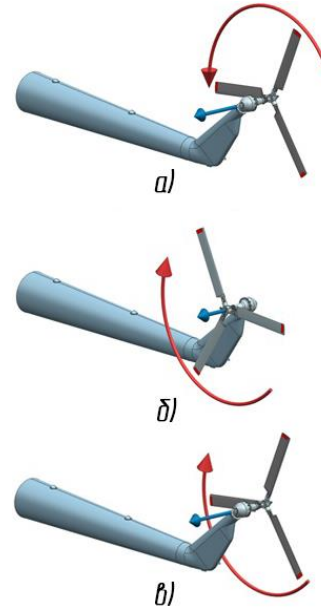


Рис. 1. Варіанти компонок РГ вертольота типу Ми-8 (а – штовхаючий В-В; б – тягучий В-Н; в – штовхаючий В-Н)

Методи та методологія дослідження

Чисельне моделювання проводилося методами CFD (Computational Fluid Dynamics) з використанням теорії елемента лопаті. Розрахунковий домен являє собою циліндр висотою 160 м і діаметром 100 м, зовнішня межа якого розділена на сектори. Сітка неструктурована тетрагональна з додатковими призматичними шарами (в середньому 5 шарів) на поверхні фюзеляжу для кращого моделювання граничного шару. Загальна кількість $\sim 1,8$ млн. елементів. Механізм подрібнення – адаптивний. Геометрія НГ і РГ замінена еквівалентними примітивами (дисками) з прикладеними джерелами імпульсу.

При проведенні розрахунків несучий гвинт моделювався без урахування коливань лопатей відносно горизонтальних шарнірів, а рульовий гвинт – відносно карданної підвіски. Обтікання фюзеляжу було прийняте до уваги в силу особливостей його впливу на аеродинамічні характеристики компонок тягучого і штовхаючого РВ.

Для дослідження ефекту інтерференції між НГ і РГ проводилася оцінка зміни величини тяги РГ на режимах ГП при малих швидкостях з ковзанням (або висіння в умовах бокового вітру).

Тяга ізольованого РГ порівнювалася з тягою РГ, отриманою при спільному розрахунку РГ, НГ і фюзеляжу при аналогічних параметрах.

У цій статті було розглянуто режими ГП з ковзанням на малих швидкостях (висіння з боковим вітром) для злітної маси вертольота $m_{зл} = 11500$ кг при швидкостях ковзання (бокового вітру) $V = 5 \div 12,5$ м/с (кут ковзання $\beta_H = 0^\circ \div -90^\circ$, кут атаки НГ $\alpha_{НГ} = 0^\circ$).

Алгоритм розрахунку та порівняння відповідали таким, що запропоновані в роботі [6]. Порядок розрахунку можна поділити на два етапи [6, 8]. Спочатку було розглянуто ізольований НГ, для якого, виходячи з обраного режиму $\varphi_{07НГ}$, знаходились значення крутного моменту $M_{кНГ}$. Далі, виходячи з умови компенсації реактивного моменту НГ $M_{кНГ} = T_{РГ} \times L_{РГ}$ визначались потрібні значення тяги РГ $T_{РГ}$ та відповідні їм величини кутів установки лопатей РГ $\varphi_{07РГ}$. На другому етапі для знайдених значень кутів установки лопатей НГ $\varphi_{07НГ}$ та РГ $\varphi_{07РГ}$ здійснювалося моделювання РГ в присутності вихрового сліду НГ і визначалася величина тяги РГ з урахуванням впливу вихрового сліду НГ і її зміни в порівнянні з тягою ізольованого РГ.

Такий підхід дозволяє проаналізувати вплив згортаючого вихрового сліду НГ на аеродинамічні характеристики РГ шляхом їх порівняння з аеродинамічними характеристиками ізольованого РГ при одних і тих же режимах роботи.

Початкові дані для розрахунку:

- Висота польоту/висіння $H = 20$ м (поза впливом землі);
- щільність повітря $\rho = 1,225$ кг/м³;
- злітна маса $m_{зл} = 11500$ кг;
- кут атаки НГ $\alpha_{НГ} = 0^\circ$;
- кути ковзання/напряму вітру $\beta_H = 0^\circ, -10^\circ, -90^\circ$;
- швидкість польоту/вітру $V = 5; 7,5 \dots 12,5$ м/с.

В якості азимутального діапазону дослідження обрана ліва нижня «чверть». Вибір такого діапазону обумовлений як результатами чисельних і натурних експериментів [3-6], які наводять цей діапазон як «небезпечний» так і обмеженістю розрахункових ресурсів. Справа в тому, що саме в азимутному діапазоні $-40^\circ \div -60^\circ$ відбувається потрапляння лівого кінцевого вихрового джгута НГ в область роботи РГ, що обумовлює найбільші втрати його тяги [6]. Це ствердження цілком підтверджується результатами проведених розрахунків.

Дослідження правої нижньої «чверті» не представляє практичного інтересу, через те, що при проходженні правого вихрового джгута у безпосередній близькості від РГ – він «здуває» вихровий слід РГ, тим самим не даючи можливості останньому увійти у режим «вихрового кільця», що не тільки не погіршує, а навпаки – поліпшує його аеродинамічні характеристики на цьому режимі [6].

Результати розрахунків

На Рис. 2 наведено розрахунковий графік залежності потрібної для врівноваження реактивного моменту НГ тяги $T_{РГ} = f(V)$. З графіка випливає, що з ростом швидкості V величина потрібної тяги РГ $T_{РГ}$ плавно знижується, падаючи при $V = 15$ м/с майже на 13%, що пов'язано зі зниженням величини реактивного моменту НВ [7,8].

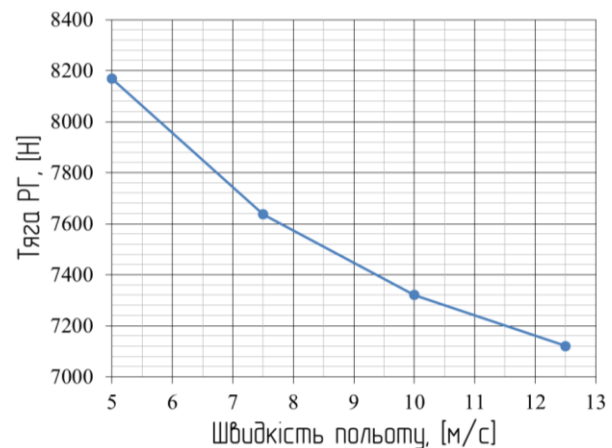


Рис. 2. Залежність тяги РГ, потрібної для компенсації реактивного моменту НГ від швидкості ковзання

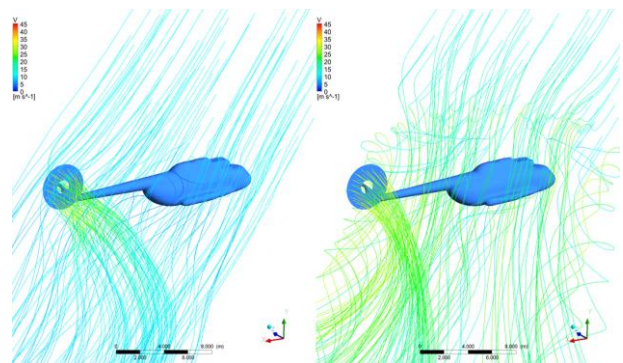


Рис. 3. Лінії току в околиці вертольота для $V = 12,5$ м/с; $\beta_H = -50^\circ$ (зліва – ізолюваний РГ; справа – РГ в умовах впливу НГ)

На рис. 3 зображені лінії току поблизу РГ і вертольота в цілому для ізольованого штовхаючого РГ В-В а також для випадку інтерференції штовхаючого РГ В-В і НГ відповідно, розфарбовані значеннями швидкості потоку (для $V = 12,5$ м/с; $\beta_H = -50^\circ$). Чітко видно згортання вихрового сліду НГ в два потужних вихрових джгута, а також вплив лівого вихрового джгута на роботу РГ.

Для тривимірної візуалізації вихрових структур (рис. 4) були обрані ізоповерхні параметра лямбда-2 [4], що є зручним інструментом візуалізації вихорів, тому що дозволяє частково відсікти неоднорідність граничного шару. Лівий вихровий джгут НГ проходить на досить близькій відстані від РГ, тим самим створюючи істотний вплив на умови його роботи. Вихровий слід РГ під впливом індуктивного потоку від вихрового джгута істотно деформується (Рис. 6)

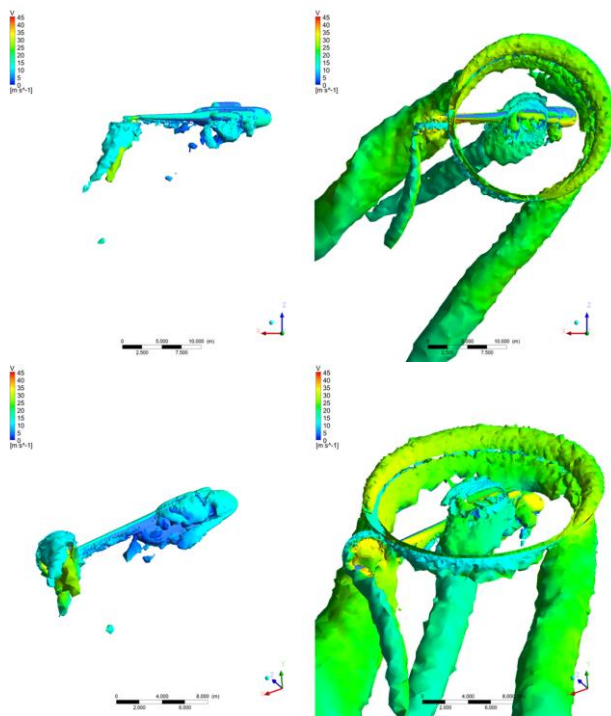


Рис. 4. Ізоповерхня показника завихреності за лямбда-2 критерієм для $V = 12,5$ м/с; $\beta_H = -50^\circ$ (зліва – ізольований РГ; справа – РГ в умовах впливу НГ)

На Рис. 5 наведено графік залежностей $T_{РГ} = f(\beta_H)$ тяги РГ з урахуванням інтерференції для трьох варіантів компоновок (штовхаючий В-В, тягнучий В-Н і штовхаючий В-Н) від кута ковзання β_H . Графіки побудовані у відсотках від тяги ізольованого РГ, яка прийнята за 100% для кожного з розрахункових режимів. На графіку відокремлено область, що відповідає кутам ковзання при яких лівий

вторинний вихровий джгут НГ проходить в безпосередній близькості від РГ.

З наведених залежностей $T_{РГ} = f(\beta_H)$ видно, що тяга штовхаючого РГ з напрямком обертання В-В і В-Н а також тягнучого РГ з напрямком обертання В-Н при однакових кутах ковзання в деяких випадках істотно відрізняються одна від одної а також від тяги ізольованого РГ.

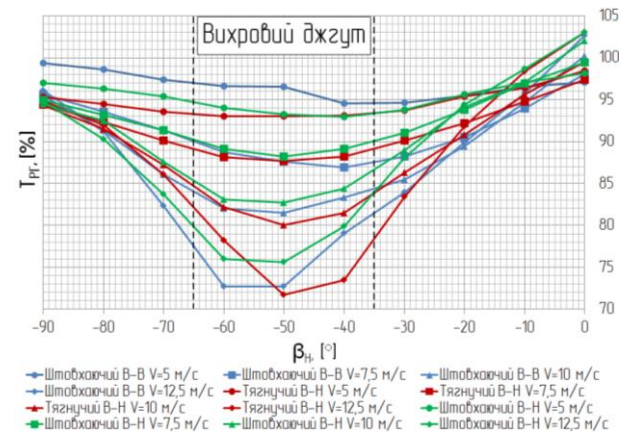


Рис. 5. Залежності тяги РГ від кута ковзання з урахуванням інтерференції для: $\alpha_{НГ} = 0^\circ$; $\beta_H = -90 \dots 0^\circ$; $V = 2,5 \dots 12,5$ м/с і трьох компоновок РГ

Починаючи з кута ковзання $\beta_H = -80^\circ$ спостерігається істотне зменшення тяги РГ за рахунок інтерференції відносно тяги ізольованого РГ, що становить для розглянутих швидкостей польоту $V = 2,5 \dots 12,5$ м/с величину від 77,3 до 99,4% в залежності від величини швидкості і компоновки РГ. Максимальне падіння тяги до 71,7% відмічено для $V = 12,5$ м/с (компоновка тягнучий В-Н).

При $\beta_H = -65 \dots -35^\circ$, коли лівий вихровий джгут НГ проходить поблизу РГ, спостерігається найбільш значна зміна тяги РГ за рахунок інтерференції для від'ємних кутів ковзання. Максимальне відносне зниження тяги штовхаючого РГ з напрямком обертання В-В складає для $V = 12,5$ м/с до 72,7% при $\beta_H = -50^\circ$, для тягнучого РГ з напрямком обертання В-Н до 71,7% при тій же швидкості і $\beta_H = -50^\circ$ та для тягнучого РГ з напрямком обертання В-Н до 75,6% при $\beta_H = -50^\circ$ і аналогічній швидкості.

При $\beta_H = -20 \dots 0^\circ$ зміни тяги РГ за рахунок інтерференції для обох напрямків обертання проявляються у меншій мірі. Тяга РГ з урахуванням інтерференції змінюється від 78 до 103% від тяги ізольованого РГ.

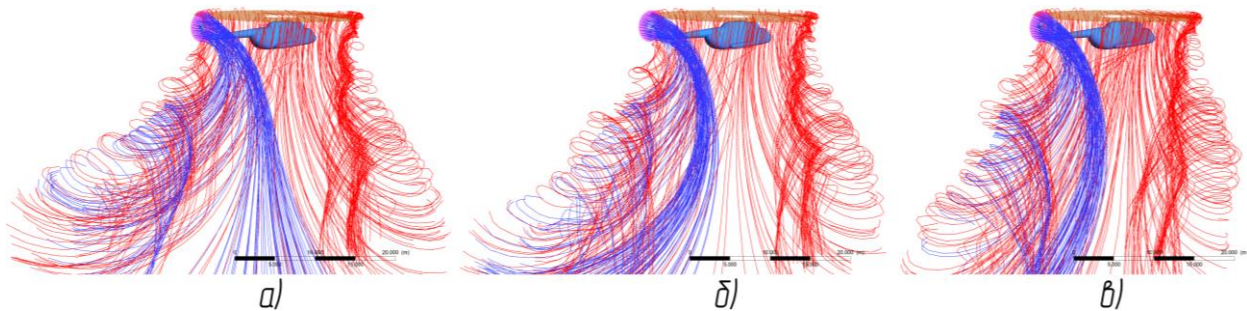


Рис. 6. Інтерференція вихрового сліду НГ та РГ для $V = 12,5 \text{ м/с}$; $\beta_H = -50^\circ$

(синій колір – вихровий слід РГ, червоний – вихровий слід НГ)

а – штовхаючий В-В; б – тягнучий В-Н; в – штовхаючий В-Н

При $\beta_H = 0^\circ$ РГ займає центральне положення між лівим і правим вихровими джгутами НГ. Водночас, РГ при цьому знаходиться в спадному індуктивному потоці, що викликається вихровим слідом НГ. Через це з ростом швидкості, по мірі зародження вихрових джгутів, спостерігається ефект інтерференції, що призводить до зростання тяги РГ, для всіх трьох компоновок РГ. Максимальний приріст відносної тяги за рахунок інтерференції досягає 103% при $V = 12,5 \text{ м/с}$ і $\beta_H = 0^\circ$ (штовхаючий РГ з напрямком обертання В-В), 102,99% при $\beta_H = 0^\circ$ (тягнучий РГ з напрямком обертання В-Н), 102,63% $\beta_H = 0^\circ$ (штовхаючий РГ з напрямком обертання В-В) і аналогічній швидкості.

На рис. 7 наведено кругову градієнтну діаграму залежності $T_{PG} = f(\beta_H, V)$ тяги РГ з урахуванням інтерференції, що виражена у відсотках від тяги ізолюваного РГ (яка прийнята за 100 %) для трьох компоновок РГ, що побудована на основі залежностей наведених на рис. 5. Таке відображення зміни тяги РГ під впливом інтерференції з боку вихрового

сліду НГ дозволяє наочно визначити області режимів, де відносна тяга РГ за рахунок інтерференції значно змінюється: падає, або зростає [6].

На Рис. 7 добре помітно область зниження тяги яскраво-червоного кольору, при $\beta_H = -60 \dots -40$ і $V = 12,5 \text{ м/с}$. Ця область значно ширша і характеризується більшими величинами падіння тяги для штовхаючого РГ з напрямком обертання В-В, ніж для напрямку обертання В-Н. Що ж до тягнучого РГ з напрямком обертання В-Н, то можна відзначити більшу локалізацію даної області, однак і більше падіння тяги ніж для штовхаючого РГ з напрямком обертання В-В (близько 1%). Варіант штовхаючого РГ з напрямком обертання В-Н демонструє найкращі результати з усіх трьох розглянутих варіантів – не тільки менше охоплення режимів, на яких спостерігається істотне падіння тяги, а й помітно меншу в порівнянні з іншими його величину.

Падіння тяги для всіх трьох компоновок РГ пов'язано з роботою гвинта в діючому на нього зліва потужному індуктивному потоці від лівого вихрово-

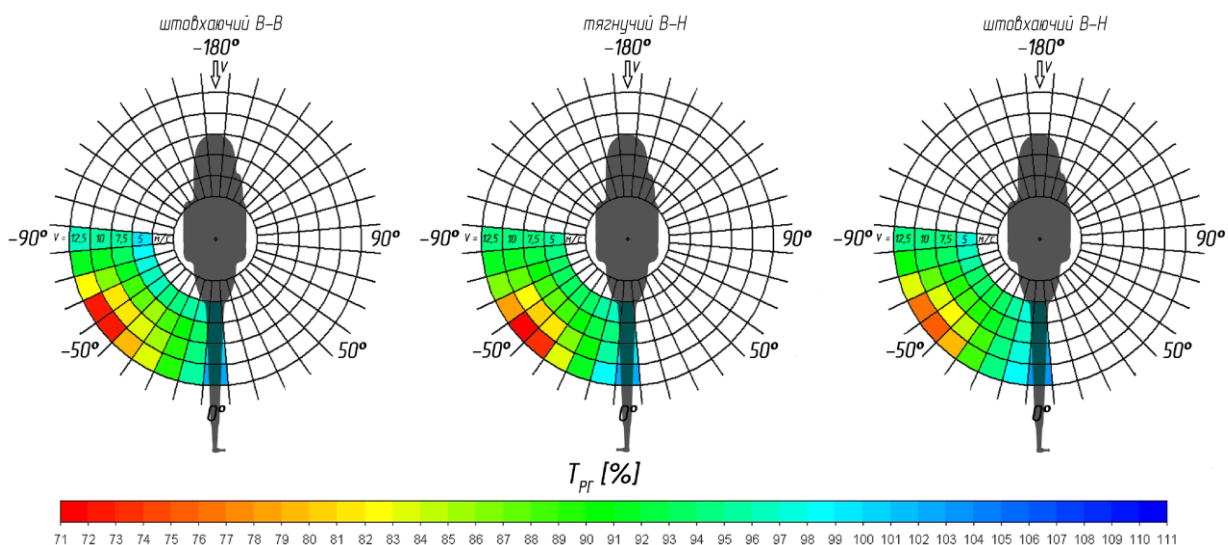


Рис. 7. Кругова градієнтна діаграма залежності $T_{PG} = f(\beta_H, V)$ з урахуванням інтерференції (тяга РГ виражена у відсотках від тяги ізолюваного РГ (яка прийнята за 100 %) для трьох компоновок РГ

го джгута НГ, який викликає зменшення істинних кутів атаки гвинта і, відповідно, падіння його тяги.

Крім того, очевидно, що такий ефект буде спостерігатися і при інших, більших значеннях швидкостей польоту V при наявності невеликих від'ємних кутів атаки НГ для всіх трьох компоновок РГ.

Виявлення та аналіз даних режимів (в т.ч. в присутності землі) з метою визначення величин можливого падіння тяги для гвинта з напрямком обертання В-Н потребує додаткових досліджень, що особливо актуально в разі прийняття рішення про використання РГ даної компоновки.

Висновки

Для оцінки ефекту інтерференції НГ і РГ а також вибору найбільш оптимальної компоновки РГ проведено розрахункові дослідження комбінації несучого і рульового гвинтів вертольота типу Ми-8 при швидкостях польоту $V = 2,5 \dots 12,5$ м/с, коли інтенсивність вторинних вихрових джгутів НГ близька до максимальної.

Обчислення виконано на основі методу CFD із застосуванням теорії елемента лопаті, що враховує одночасну спільну роботу НГ і РГ вертольота з урахуванням їх інтерференції. Розрахунки проведено для тяги НВ, що відповідає злітній масі вертольота для кута атаки гвинта $\alpha_{НГ} = 0^\circ$ та діапазону кутів ковзання $\beta_{НГ} = -90 \dots 0^\circ$.

Розраховано, побудовано і проаналізовано структури вихрового сліду ізольованих гвинтів (НВ і РВ), а також з урахуванням їх інтерференції.

Для фіксованого значення тяги НГ розраховано крутний момент і потрібну на його зрівноваження тягу РГ. Визначено кути встановлення лопатей, що забезпечують величину цієї тяги для випадку ізольованого РГ. Для тих же кутів встановлення лопатей визначено тягу РГ для різних його компоновок з урахуванням інтерференції.

Встановлено, що інтерференція НГ і РГ при польоті на малих швидкостях з ковзанням визначається особливостями вихрової структури НГ, що утворює два вторинних вихрових джгута і їх положенням відносно РГ.

Виявлено, що ефект інтерференції залежить від кута ковзання НГ $\beta_{НГ}$, від напрямку обертання РГ, а також швидкості набігаючого потоку.

Встановлено, що існують режими роботи гвинтів, коли спостерігається значне падіння тяги внаслідок інтерференції для всіх розглянутих компоновок РГ.

Визначено, що на розглянутих режимах компоновка РГ типу «штовхаючий з напрямком обертання В-Н» є більш раціональною з точки зору величини

продукованої тяги і потрібного балансувального кута встановлення лопаті, ніж «штовхаючий з напрямком обертання В-В» і «тягнутий з напрямком обертання В-Н».

Таблиця 2

Тяга розглянутих компоновок РГ на найбільш несприятливому режимі роботи з урахуванням інтерференції (тяга дана в % від ізольованого РГ)

Компоновка РВ	Тяга	Режим
Штовхаючий В-В	72,73%	$V = 12,5$ м/с $\beta_{НГ} = -60^\circ$
Тягнутий В-Н	71,73%	$V = 12,5$ м/с $\beta_{НГ} = -50^\circ$
Штовхаючий В-Н	75,63%	$V = 12,5$ м/с $\beta_{НГ} = -50^\circ$

Отримані результати можуть бути використані для вибору раціонального розташування і напрямку обертання РГ і аналізу шляхової стійкості і керованості вертольота з точки зору забезпечення безпеки польоту вертольота на малих швидкостях з ковзанням, або на режимі висіння з боковим вітром.

Отримана інформація дозволяє визначити область режимів польоту вертольота, під час яких через падіння тяги РГ можливе виникнення самовільного обертання вертольотів одногвинтової схеми.

Робота по дослідженню інтерференції гвинтів на режимах польоту з ковзанням з невеликими швидкостями вимагає продовження за рахунок розширення переліку розглянутих режимів (в т.ч. впливу близькості землі) і уточнення параметрів розрахункової моделі.

Література

1. Семенович, А. Н. Попасть на вращение [Текст] / А. Н. Семенович // Вертолетная индустрия. – 2008. – № 4. – С. 40-42.
2. Семенович, А. Н. Авиационные происшествия и серьезные инциденты, происшедшие на взлете и посадке, связанные с попаданием вертолета в режим неуправляемого левого вращения [Текст] / А. Н. Семенович // Труды общества исследователей авиационных происшествий. – 2000. – № 12.
3. Cuzieux, F. Modeling of Loss of Tail Rotor Effectiveness Conducting to Unanticipated Yaw [Text] / F. Cuzieux, P. M. Basset, A. Desopper // Proc. of the 28th Int. Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane 2012. – P. 1-11.
4. Fletcher, T. M. Helicopter tail rotor thrust and main rotor wake coupling in crosswind flight [Text] / T. M. Fletcher, R. E. Brown // Journal of Aircraft. – 2010. – Vol. 47 (6). – P. 2136-2148.

5. Ellin, A. D. S. *An In-flight Investigation of LYNX AH MK5 Main Rotor/Tail Rotor Interactions [Text]* / A. D. S. Ellin // *Proc. 19th European Rotorcraft Forum. – Cemobbio, Itali, 1993. – 15 p.*

6. Игнаткин, Ю. М. *Интерференция несущего и рулевого винтов вертолета при полете со скольжением [Электронный ресурс]* / Ю. М. Игнаткин, П. В. Makeev, А. И. Шомов // *Труды МАИ. – 2015. – № 82. – С. 1-23. – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=58605>. – 15.12.2020.*

7. Зозуля, В. Б. *Практическая аэродинамика вертолета Ми-8 [Текст] : учебное пособие / В. Б. Зозуля, Ю. П. Иванов. – М. : Машиностроение, 1977. – 152 с.*

8. *Расчетные исследования аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолета с учетом индуктивного воздействия вихревого следа несущего винта на режимах висения при боковом ветре [Текст]* / Ю. М. Игнаткин, П. В. Makeev, А. И. Шомов, В. А. Ивчин // *Научный вестник МГТУ ГА. – 2016. – № 19 (6). – С. 58-67.*

left rotation mode]. *Trudy obshchestva rassledovatelei aviatsionnykh proisshествii*, 2000, no. 12.

3. Cuzieux, F., Basset, P. M., Desopper A. *Modeling of Loss of Tail Rotor Effectiveness Conducting to Unanticipated Yaw. Proc. of the 28th Int. Congress of the Aeronautical Sciences*, 2012, pp. 1–11.

4. Fletcher, T. M. Brown R.E. *Helicopter tail rotor thrust and main rotor wake coupling in crosswind flight. Journal of Aircraft*, 2010, no. 47 (6), pp. 2136-2148.

5. Ellin, A. D. S. *An In-flight Investigation of LYNX AH MK5 Main Rotor/Tail Rotor Interactions. Proc. 19th European Rotorcraft Forum*, 1993. 15 p.

6. Ignatkin, Yu. M., Makeev, P. V., Shomov, A. I. *Interferentsiya nesushchego i rulevogo vintov vertoleta pri polete so skol'zheniem [Computational modeling of interference between helicopter main and tail rotors during flight with sliding]. Trudy MAI*, 2015, no. 82, pp. 1-23. <http://trudymai.ru/published.php?ID=58605>. – 15.12.2020.

7. Zozulya, V. B. *Prakticheskaya aerodinamika vertoleta Mi-8. Uchebnoe posobie [Practical aerodynamics of the Mi-8 helicopter. Tutorial]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977. 152 p.*

8. Ignatkin, Yu. M., Makeev, P. V., Shomov, A. I., Ivchin, V. A. *Raschetnye issledovaniya aerodinamicheskikh kharakteristik rulevogo vinta odnovintovogo vertoleta s uchetom induktivnogo vozdeistviya vikhrevogo sleda nesushchego vinta na rezhimakh viseniya pri bokovom vetre [Computational study of aerodynamic characteristics of single-rotor helicopter tail rotor under the influence of vortical wake of main rotor at the hover with crosswind]. Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2016, no. 19(6), pp. 58-67.

References

1. Semenov, A. N. *Popast' na vrashchenie [Get on the rotation]. Vertoletnaya industriya*, 2008, no. 4, pp. 40-42.

2. Semenov, A. N. *Aviatsionnye proisshestiya i ser'eznye insidenty, proisshedshe na vzlete i posadke, svyazannye s popadaniem vertoleta v rezhim neupravlyаемого levogo vrashcheniya [Accidents and serious incidents that have occurred during takeoff and landing, associated with the helicopter entering the uncontrolled*

Надійшла до редакції 11.02.2021, розглянута на редколегії 16.04.2021

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РУЛЕВЫХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТА ТИПА МИ-8 С УЧЕТОМ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ С НЕСУЩИМ ВИНТОМ НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

М. Ю. Кибальний, А. П. Демин, С. А. Дегтяренко, Н. И. Москаленко

При определенных условиях полета вертолета несущий винт может оказывать достаточно сильное воздействие на рулевой винт, изменяя его тягово-мощностные характеристики. Расчетные и экспериментальные характеристики изолированного рулевого винта в таких условиях работы могут существенно отличаться от таковых в условиях взаимодействия с несущим винтом. Исследование данного явления является актуальной задачей, поскольку, изменение характеристик рулевого винта и условий его работы в присутствии несущего винта может послужить причиной сокращения запасов по управляемости и как следствие – причиной авиационного происшествия, например, т.н. «левого вращения» вертолета. С 1985 года на вертолетах фирмы М. Л. Миля в частях и подразделениях государственной и гражданской авиации СССР (а впоследствии России) произошло 42 авиационных происшествия по причине попадания вертолетов в самопроизвольное левое вращение. За последние 10 лет по этой причине произошло 29 АП (8 катастроф и 21 авария). Было потеряно 29 вертолетов: 20 Ми-8, 5 Ми-24, 4 Ми-2. Опыт показывает, что попадание в неуправляемое левое вращение почти в 100% случаев заканчивается столкновением вертолета с землей и его опрокидыванием на правый борт. Взаимодействие несущего и рулевого винтов наиболее существенно проявляется на режимах горизонтального полета со скольжением на небольших скоростях и висения в условиях бокового ветра. Это связано с особенностями формирования вихревого следа НВ. В настоящей статье рассмотрен случай аэродинамической интерференции НВ и нескольких компоновок РВ на режимах горизонтального полета с небольшими скоростями со скольжением (висения в условиях бокового ветра). С помощью методов вычислительной газодинамики была исследована степень влияния несущего винта на рулевой винт на опи-

санных режимах. Определены наиболее тяжелые режимы работы рулевого винта каждой компоновки. Исходя из результатов расчетов, выбрана наиболее рациональная компоновка рулевого винта, обладающая наибольшими запасами по управляемости при неблагоприятных условиях работы. Полученные результаты применены при проектировании нового перспективного вертолета, модернизации уже существующего парка, а также для повышения уровня безопасности полетов.

Ключевые слова: численное моделирование; несущий винт; рулевой винт; аэродинамические характеристики; интерференция; вихревой след; горизонтальный полет со скольжением; висение в условиях бокового ветра.

COMPUTATIONAL STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE MI-8 TYPE HELICOPTER'S TAIL ROTORS ON THE HOVERING WITH CROSSWIND TAKING INTO ACCOUNT MAIN ROTOR INTERACTION

M. Kybalnyy, A. Dyomin, S. Degtjarenko, M. Moscalenko

Under certain conditions of a helicopter flight, the main rotor can exert a rather strong effect on the tail rotor, changing its traction and power characteristics. The calculated and experimental characteristics of an isolated tail rotor under such operating conditions can differ significantly from those under conditions of interaction with the main rotor. The study of this phenomenon is an urgent task, since a change in the characteristics of the tail rotor and the conditions of its operation in the presence of the main rotor can cause a decrease in controllability margins and, as a consequence, the cause of an aircraft accident, for example, the so-called "left rotation" of the helicopter. Since 1985, on helicopters from M. L. Mile, 42 aviation accidents occurred in units and subdivisions of the state and civil aviation of the USSR (and now Russia) due to helicopters falling into spontaneous left rotation. Over the past 10 years, 29 accidents (8 accidents and 21 accidents) have occurred for this reason. 29 helicopters were lost: 20 Mi-8, 5 Mi-24, 4 Mi-2. Experience shows that getting into an uncontrolled left rotation in almost 100% of cases ends with a collision of the helicopter with the ground and overturning it on the starboard side. The interaction of the main and tail rotor is most significantly manifested in the modes of horizontal flight with sliding at low speeds and hovering in crosswind conditions. This is due to the peculiarities of the formation of the main rotor vortex wake. In this article, the case of aerodynamic interference of the main rotor and several helicopter configurations in horizontal flight mode with the low speed with sliding (hovering in a crosswind) is considered. Using the methods of computational fluid dynamics, the degree of influence of the main rotor on the tail rotor was investigated in the described modes. The most severe operating modes of the tail rotor of each configuration have been determined. Based on the results of calculations, the most rational configuration of the tail rotor has been chosen, which has the greatest reserves of controllability under unfavorable operating conditions. The results obtained have been used in the design of a new perspective helicopter, modernization of the existing fleet, as well as improving the flight safety level.

Keywords: numerical simulation; main rotor; tail rotor; aerodynamic characteristics; interference; vortex track; horizontal flight with sliding; hovering in crosswinds.

Кибальний Михайло Юрійович – інженер-конструктор АТ «МОТОР СІЧ», Запоріжжя, Україна.

Дьомін Андрій Павлович – заст. головн. констр. упр. по розр. і модерн. вертолітної техніки по перспективним розробкам та інноваційним проектам, АТ «МОТОР СІЧ», Запоріжжя, Україна.

Дегтяренко Сергій Олександрович – заст. нач. упр. по розр. і модерн. вертолітної техніки по дослідним розробкам і серійному супроводу повітряних суден і компонентів, АТ «МОТОР СІЧ», Запоріжжя, Україна.

Москаленко Микола Іванович – головний конструктор – начальник упр. по розр. і модерн. вертолітної техніки, АТ «МОТОР СІЧ», Запоріжжя, Україна.

Mykhailo Kybalnyy – designer, MOTOR SICH JSC, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: aero.my.search@gmail.com, ORCID: 0000-0003-2322-6988.

Andrii Dyomin – Deputy Chief Designer of advanced developments and innovative products, helicopter's production and modernization Department, MOTOR SICH JSC, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: motor@motorsich.com.

Sergiy Degtjarenko – Deputy Head of Department of helicopter's production and modernization of experimental developments and serial support of aircrafts and components MOTOR SICH JSC, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: motor@motorsich.com.

Mukola Moscalenko – Head of Department of helicopter's production and modernization – Chief Designer, MOTOR SICH JSC, Zaporizhzhia, Ukraine,
e-mail: motor@motorsich.com.