

двигуна можуть бути різні умови, в яких дана дозування палива буде недостатня і призведе до «бідному зависання».

На третьому етапі запуску відбувається розкрутка ротора двигуна до частоти обертання МГ, що здійснюється тільки турбіною. Необхідна тривалість запуску встановлюється в залежності від призначення літального апарату. Скорочення часу запуску пов'язано зі збільшенням потужності ПП і підвищенням температури газу перед турбіною. Збільшення потужності призводить до обваження системи запуску, що працює досить нетривалий час, а в решту часу є «зайвим вантажем».

Розроблена система моделювання роботи авіаційних двигунів в термогазодинамічному аспекті DVIGwr [4] дозволяє моделювати різні несталі режими, в тому числі і запуск. Для моделювання запуску в системі необхідно провести низку доробок (внести зміни в алгоритми модулів регулятора подачі палива, камери згоряння, турбіни, агрегату).

Таким чином, модель пускового пристрою ГТД повинна імітувати вплив на двигун будь-якого з існуючих ПП. Це досягається можливістю регулювати закони зміни потужності, моменту інерції, ККД пускового пристрою.

#### Список літератури

1. Сосунов В. А., Литвинов Ю. А. Неустановившиеся режимы работы авиационных двигателей. М. : Машиностроение, 1975. 216 с.
2. Черкасов Б. А. Автоматика и регулирование ВРД : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 1988. 360 с.
3. Ахмедзянов Д. А., Власова Е. С. Моделирование переходных режимов работы авиационных ГТД в системе DVIGwr. Уфа : УГАТУ, 2004. 43 с.
4. Ахмедзянов Д. А., Кривошеев И. А., Гумеров Х. С. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIGw. Уфа : УГАТУ, 2003. 162 с.

УДК 629.735.45.035

*Соколов Д. М., курсант*

*Науковий керівник: Тягній В. Г., к.т.н., с.н.с., викладач-методист*

*Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна*

## ХВИЛЬОВА КРИЗА НГ ВЕРТОЛЬОТУ, ПРИЧИНИ ЇЇ ПОЯВИ І ПРОПОЗИЦІЇ ЩОДО ЗМЕНШЕННЯ ЛОБОВОГО ОПОРУ

На сучасному етапі розвитку вертольотобудування можливі досягнення граничних значень швидкостей польоту і високих маневрених характеристик, які обмежені розвитком критичних явищ, що виникають на лопатях НГ, а саме:

– проявом ефекту стисливості повітря на кінцевих ділянках настигаючої лопаті в азимут  $\psi = 90^\circ$ , який характеризується навколо-звукових обтіканнях кінцевих перерізів лопаті і розвитком хвильової кризи;

– виникненням «зони зворотного обтікання» і зривом потоку на відступаючій лопаті в азимутах  $\psi = (230^\circ \dots 300^\circ)$  на ометаємій площі НГ.

Особливості руху лопатей НГ по азимутах і їх взаємодія з набігаючим повітряним потоком приводять до утворення трьох характерних критичних зон, (рис 1).

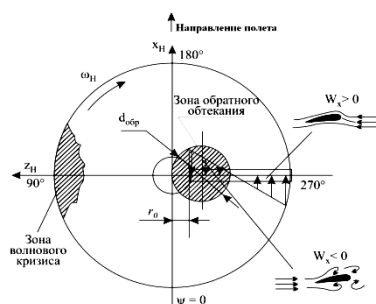


Рисунок 1 – Зони критичних режимів обтікання лопатей НГ

зона 1- це зона «хвильової кризи», де швидкість обтікання кінцевих перерізів наступаючої лопаті в азимут  $\psi = 90^\circ$  досягає швидкості звуку і отже, в цих перерізах виникає хвильовий криза. Сумарний лобовий опір лопатей різко зростає за рахунок появи хвильового опору, що викликає підвищену тряску лопатей і обмежує частоту обертання НГ.

зона 2- це зона «зривного обтікання», в якій із - за махових рухів лопатей вниз в азимуті  $\psi = 270^\circ$  відбувається збільшення кутів атаки кінцевих перерізів відступаючої лопаті. При цьому дійсні величини кутів атаки можуть перевищувати значення критичного кута атаки профілю лопаті. Виникає при цьому зрив на верхній поверхні профілю лопаті різко знижує тягу і збільшує опір лопаті НГ, що обмежує максимальну швидкість горизонтального польоту.

зона 3- це зона «зворотнього обтікання», в якій в результаті складання колової швидкості лопатей НГ і поступальної швидкості вертольоту, в кореневих перерізах відстає лопаті НГ в азимут  $\psi = 270^\circ$  спостерігається обтікання профілю лопаті з хвостової частини. При цьому утворюється зрив потоку, внаслідок чого підйомна сила цих перерізів лопаті різко зменшується, а опір збільшується. Розміри «зони зворотнього обтікання» збільшуються зі збільшенням поступальної швидкості польоту або зі зменшенням частоти обертання НГ, що обмежує максимальну швидкість горизонтального польоту.

Найбільший інтерес викликає дослідження з вибору оптимального набору профілів і скрутки по радіусу лопаті НГ, а також раціональної геометрії її кінцевої частини, за рахунок якої можна істотно поліпшити аеродинамічні характеристики НГ. У роботі Ю. М. Ігнаткіна і С. Г. Константинова, інженерами КБ М. Л. Міля, наведені результати розрахунків впливу геометрії кінцевої частини лопаті НГ на їх аеродинамічні характеристики. Всі розрахункові моделі лопаті складаються з прямокутного в плані відсіку і прилеглих до нього закінчювок різної геометричної форми в плані: прямокутної, трапецієподібної, стрілоподібної і гіперболічної.

Для збільшення швидкості польоту сучасних вертольотів і усунення шкідливих наслідків від хвильового опору на наступаючій лопаті НГ застосовуються різні види конструктивних рішень:

- застосування надзвукових профілів на кінцевих перерізах лопаті НГ, що мають велике значення критичного числа Маха і оптимальні моментні характеристики на навколосвукових колових швидкостях лопатей НГ;
- використання аеродинамічних профілів змінної відносної товщини по довжині лопаті (аеродинамічне крутка);
- установка на лопатях НГ закінцівок різної геометричної форми в плані.

Зменшення «зони зворотного обтікання» можливо застосуванням високонесущих профілів з відотною товщиною профілю, що мають високі значення критичних кутів атаки в робочому діапазоні чисел Маха.

В дослідженнях, проведених в аеродинамічних лабораторіях Московського авіаційного технологічного інституту і Московському державному університеті ім. М. В. Ломоносова в 1969 році підтверджено, що якщо в передній частині затуплених і погано обтікаємих тіл приладнати гостру малого діаметру спицю, то замість ударної хвилі перед затупленим тілом виникає косий скачок ущільнення, який опирається на гострий кінець спиці і хвильовий опір різко зменшується, а затуплене тіло знаходиться в середині конуса збурювань і не здійснює впливу на розмір хвильового опору.

Авторами доповіді пропонується допрацювати конструкцію лопаті НГ вертольоту і обладнати на кінцевому відсіку лопаті гостру спицю, на якій утвориться приєднаний косий стрибок ущільнення, який суттєву зменшить гальмування потоку і зміну параметрів потоку на стрибку ущільнення.



Рисунок 2 – Схема криволінійного стрибка ущільнення перед циліндричним тілом

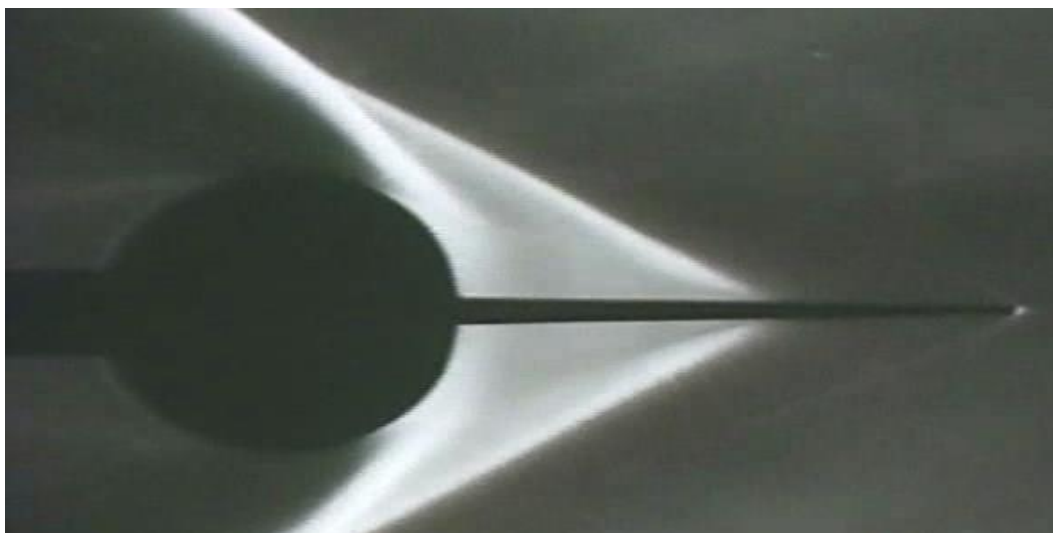


Рисунок 3 – Схема приєднаного косого стрибка ущільнення спиці перед циліндричним тілом

Таким чином, при проектуванні НГ сучасних вертольотів необхідно на кінцевих відсіках лопатей встановити надзвукову спицю, яка дозволить:

- з одного боку збільшити частоту обертання НГ, що дозволить збільшити критичне число Маха на кінцях лопатей в азимуті  $90^0$ , а значить зменшити хвильовий опір;
- з іншого боку збільшувати частоту обертання НГ, що дозволить зменшити «зону зворотного обтікання» на НГ в азимуті  $270^0$ , а значить збільшити максимальну швидкість польоту.

**УДК 621.45.037**

*Глущенко С. Д., курсант*

*Яніцькій А. А., викладач*

*Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна*

## **ЩОДО ДИНАМІКИ ФОРСОВАНИХ РЕЖИМІВ ГТД**

Вимоги до льотно-технічних характеристик літака привели до суттєвого ускладнення конструктивних схем силової установки і значної інтенсифікації параметрів робочого процесу в двигунах. Сучасний газотурбінний двигун являє собою складну нелінійну динамічну систему з взаємним впливом газодинамічних і теплофізичних процесів, що протікають в його вузлах. Тому необхідно ретельне дослідження основних вузлів двигуна в системі двигуна.

Дана стаття присвячена огляду особливостей функціонування форсажної камери на всіх основних експлуатаційних режимах.

Застосування форсованих режимів на двигуні забезпечує поліпшення злітних, розгінних і маневрених характеристик літака. Для забезпечення високих тягово-економічних показників, надійності, ресурсу та інших