

РОЗРАХУНОК РІВНЯ ЗВУКОВОЇ ПОТУЖНОСТІ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ДВИГУНА

Проведено порівняльний аналіз методів розрахунку рівня звукової потужності компресора авіаційного двигуна. За допомогою розглянутих методів можна розрахувати залежності рівня акустичної потужності дискретних складових компресора від його геометричних і режимних параметрів, дослідити процес шумоутворення

Е. В. Дорошенко

Аспірант*

E-mail: Kiki_ua@ukr.net

Контактний тел.: 8-068-351-30-39

Л. Г. Марковская

Аспірант*

E-mail: plohih_love@ukr.net

Контактний тел.: 8-097-755-30-20

Ю. М. Терещенко

Доктор технических наук, профессор*

Контактный тел.: 8 (044) 406-75-93

В. Ю. Политовский

Аспірант*

E-mail: politovskiy_v@mail.ru

Контактный тел.: 8-063-465-95-23

*Кафедра авиационных двигателей

Аэрокосмический институт Национального авиационного университета

просп. Космонавта Комарова, г. Киев, 03058

1. Вступ

Проблема зниження шуму на даний час стоїть дуже гостро. Це, в першу чергу пов'язано з посилюванням вимог ІКАО по екологічних показниках.

Основним джерелом шуму у літального апарату є силова установка. Акустичні характеристики авіаційного двигуна дозволяють оцінити конкурентоспроможність літального апарату.

Значний внесок у сумарний рівень шуму на всіх режимах роботи авіаційного двигуна з великим ступенем двоконтурності (більше 4) вносить шум, що створюється компресором.

Компресор випромінює звук спереду і позаду себе. Спектр шуму компресора складається із широкосмугового шуму і тональних складових. Причиною широ-

космугового шуму є турбулентний потік, що набігає на лопатки ротора і статора, також нерівномірний (у тому числі в радіальному напрямі) зрив вихорів з самих лопаток. Наявність в спектрі тональних характеристик обумовлена періодичними коливаннями аеродинамічних сил. Ці сили пояснюються в основному взаємодією лопаток з потоком, що пройшов через направляючий апарат, при цьому частина енергії потоку перетворюється в енергію аеродинамічних збурень.

В ізолюваному ступені осьового компресора є ряд характерних областей, де лопатки, що рухаються відносно повітряного потоку, через в'язкість і стисливість середовища, створюють місцеві флуктуації аеродинамічної швидкості. Розглядаючи двовимірний перебіг газу з дозвуковою швидкістю, до таких областей можна віднести межі потоку біля профілів лопаток

робочого колеса і турбулентні сліди, що утворюються за ними. Розглядаються два механізми виникнення аеродинамічних збурень. По-перше, обертання робочого колеса викликає періодичні пульсації швидкості. По-друге, при вихроутворенні в прикордонному шарі поблизу задньої кромки профілю лопатки виникають турбулентні пульсації, частота яких пов'язана із зривом вихорів. Унаслідок наявності турбулентних слідів за лопатками вхідного направляючого апарату кінематична структура потоку перед робочим колесом компресора є неоднорідною. Зміна швидкості набігаючого потоку перед лопатками призводить до посилення місцевих пульсацій швидкості із частотою рівною відношенню відносної швидкості потоку до масштабу неоднорідності набігаючого потоку. В умовах нестационарного потоку з випадковою неоднорідністю частота залежить від масштабу початкової турбулентності, обумовленою вихровою пеленою за лопатками, розташованими вгору по потоку. Для періодичних спотворень поля швидкостей, утворюваних регулярно розташованими в перетині потоку слідами від лопаток попереднього ряду, значення частоти рівне основній частоті проходження лопаток робочого колеса.

Задача полягає у визначенні оптимального метода для розрахунку процесу генерації шуму компресора.

2. Виклад основного матеріалу

Рівень звукової потужності L_d (в дБ) першої гармоніки на частоті проходження лопаток робочого колеса (РК) першого ступеня компресора при взаємодії лопаток РК з спрямним апаратом (СА) визначається таким чином [1]

$$L_d = 50 \lg w + 10 \lg G - 10 \gamma \lg \bar{\delta} + 10 \lg \frac{\tau \cdot z \cdot w_2}{u} + f(\tilde{M}) - 13 \text{ дБ} \quad (1)$$

Де w - відносна швидкість потоку при обтіканні периферійних перетинів лопаток РК на виході, м/с; G - витрата повітря кг/с; γ - коефіцієнт, що дорівнює 1,3 при $\bar{\delta} \leq 1$, і 0,67 - при $\bar{\delta} > 1$, $\bar{\delta} = \frac{x}{b}$ - відносний осьовий зазор між лопаточними вінцями, де b - величина хорди лопатки робочого колеса у периферійному перетині; x - координата вздовж хорди профілю; $\tau = \frac{b}{t}$ і $t = \frac{\pi D}{z}$ - відповідно відносна густина і шаг решітки у периферійному перетині РК; z - число лопаток робочого колеса; D - діаметр РК, м; u - окружна кінцева швидкість лопаток РК, м/с; \tilde{M} - відносне число Маха у периферійному перетині РК, тобто це відношення відносної швидкості потоку до швидкості звуку при нормальних умовах. Величина $f(\tilde{M})$ враховує конвекцію звука (перенос енергії звукових коливань потоком газу) у проточній частині компресора при розповсюдженні його проти потоку (в передній сектор) і по потоку (у задній сектор). При випромінюванні звуку у передній сектор:

$$f(\tilde{M}) = N_{\Delta} F - 3(N - 1),$$

де N - порядковий номер ступеня, починаючи з першого. Величина $N_{\Delta} F$ - інтенсивність випромінюван-

ня, що вимірюється в дБ, визначається з [1]. Номер N для першого ступеня приймається рівним двом.

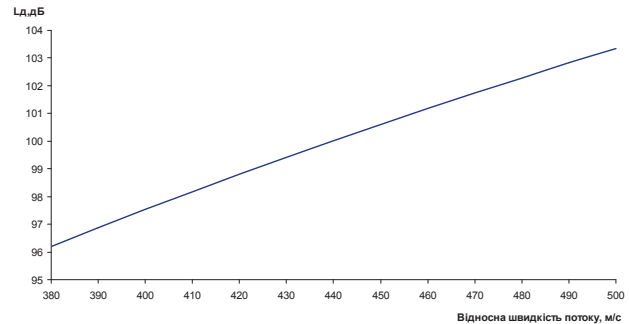


Рисунок 1. Залежність рівня звукової потужності від відносної швидкості потоку.

Рівень звукової потужності, коли фазовими джерелами можна нехтувати, що отримано у [2] має вигляд напівемпіричних формул, які зручні для практичного використання.

$$L_d = 10 \lg \frac{\rho_0}{c_0^3} \frac{h \tau^2 z}{D} \frac{w^6 S}{\bar{\delta} (\frac{\pi \cdot b \cdot u}{w})} + N_{\Delta} F + 84 \text{ дБ} \quad (2)$$

де S - площа перетину на вході робочого колеса. За допомогою формули (2) побудовано графік на рис. 2.

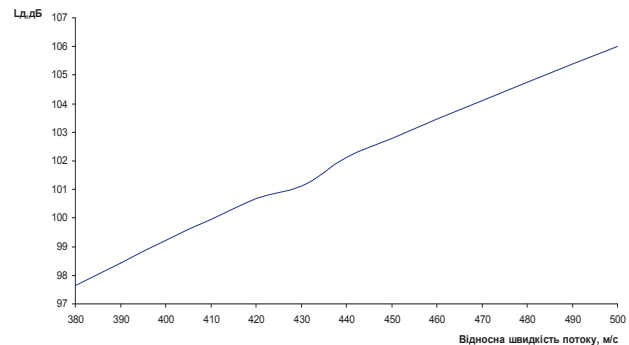


Рисунок 2. Залежність рівня звукової потужності від відносної швидкості потоку.

На основі розрахунку цих двох методів можна побудувати порівняльний графік.

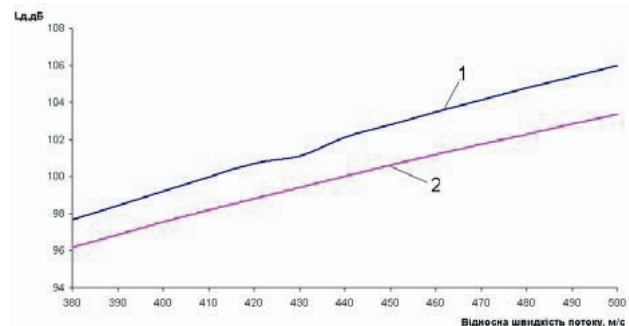


Рисунок 3. Залежність рівня звукової потужності від відносної швидкості. Крива 1 розрахована за рівнянням (2), крива 2 - (1).

З графіка видно, що рівень звукової потужності розрахований за першим рівнянням трохи менше, ніж за другим, це можна пояснити похибками.

Ці методи мають перевагу у тому, що дають змогу розрахувати залежність рівня звукової потужності від відносної швидкості потоку, а також від геометричних характеристик компресора, що важливо при проектуванні нових двигунів, а також при розрахунку уже існуючих.

Наступний метод [3] дає можливість отримати характеристику спрямованості, а також залежність від перепаду температур в компресорі і витрати повітря. Це теж важливі характеристики, які мають враховуватись при проектуванні компресорів.

В співвідношенні виділяють члени, що описують масштабний чинник $10\lg\Delta T_k$ і аеродинамічне навантаження на решітку $10\lg\Delta T_k$, де k - константа. Всю решту чинників (показник спрямованості, спектральний розподіл звукової потужності, вплив осьової відстані між вінцями, впливи конвекції звуку, наявність вхідного направляючого апарату і т.д.) враховує система поправок F_q .

$$L_d = 20\lg\Delta T_k + 10\lg G_k + F_3 + F_4 + \Delta L_m + \Delta L_{н.д} - 20\lg r \quad (3)$$

де ΔT_k - відносний перепад температур повітря на ступені компресора; G_k - відносна витрата повітря через вентилятор; F_3 - поправка, що враховує режим роботи, дБ; F_4 - поправка на величину осьового зазора між робочим колесом, дБ; ΔL_m - поправка на двоконтурність двигуна, дБ; $\Delta L_{н.д}$ - складова спрямованості випромінювання дискретного тону, дБ; r - відносна відстань від джерела до спостерігача. Поправка $\Delta L_{н.д}$ представляє напівемпіричну залежність рівня звукової потужності від кута направленості θ , рад:

$$\Delta L_{н.д} = -3,736 + 0,292\theta - 5,45 \cdot 10^{-3}\theta^2 + 1,05 \cdot 10^{-5}\theta^3 - 6,28 \cdot 10^{-9}\theta^4$$

Це дає можливість досліджувати характеристики спрямованості рис.4.

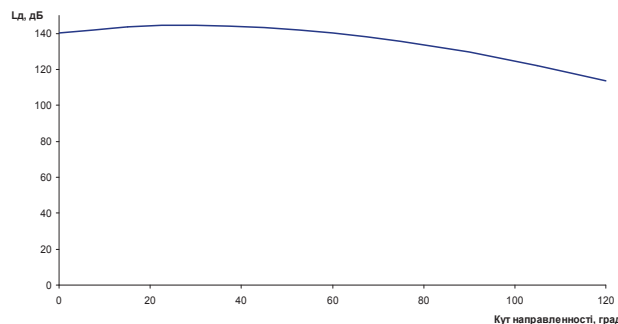


Рисунок 4. Характеристика спрямованості звукової потужності.

Висновок

Перші два методи можна використовувати для розрахунку власне шуму компресора авіаційного двигуна, враховуючи вплив відносної швидкості потоку і геометричних параметрів решітки. Третій метод дає можливість розрахувати шум вже екранований за допомогою кожуха першого і другого контуру та капотами. Для більш точного результату розраховані рівні звукової потужності за (1) і (2) формулою можна апроксимувати.

Література

1. А.Г. Мунин Авиационная акустика, ч.2, М, «Машиностроение», 1986.- 264с.
2. А.Г. Мунин, В.Е. Квитка Авиационная акустика, М, «Машиностроение», 1973.- 448с.
3. В.И. Токарев и др. Снижение шума при эксплуатации пассажирских самолетов, - К., «Техника», 1990.- 127с.