

УДК 534.836.2:629.735.03(045)

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АКУСТИЧНОГО ТИСКУ, ЩО ГЕНЕРУЄТЬСЯ ВЕНТИЛЯТОРОМ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Терещенко Ю. М., д-р техн. наук, проф., Дорошенко К. В.

Національний авіаційний університет
nau_avia@ukr.net

Розроблено методику розрахунку акустичного тиску, що генерується вентилятором авіаційного газотурбінного двигуна (ГТД), яка враховує значення коефіцієнта корисної дії вентилятора. Методика ґрунтується на чисельному експерименті.

Ключові слова: методика, акустичний тиск, вентилятор.

Method of acoustic pressure estimation generated by the aviation gas-turbine engine fan, taking into account values of fan's efficiency, were developed. A method is based on the numeral experiment.

Keywords: method, acoustic pressure, fan.

Постановка проблеми

Шум авіаційного транспорту — одна з важливих проблем сучасності. Авіаційний шум негативно впливає на льотно-технічний склад, працівників та пасажирів, а також на населення, яке проживає в районі аеропортів. Для захисту навколишнього середовища Міжнародною Організацією Цивільної Авіації (ІСАО) введені обмеження на шум літаків і емісію (викиди) шкідливих речовин від авіаційних двигунів. Основний шум генерують двигун і планер літаків. Під час зльоту і посадки домінує шум двигуна; при крейсерському польоті шум, що викликається обтіканням повітрям елементів планера, наближається за рівнем до шуму двигуна. Для сучасних двоконтурних авіаційних двигунів з великим ступенем двоконтурності, значний внесок у сумарний рівень шуму на всіх режимах роботи вносить шум вентиляторного ступеня.

Відповідно до термінології, яка встановилася в акустиці лопаткових машин, загальне акустичне випромінювання вентилятора підрозділяють на шум обертання і вихровий шум. Перший обумовлений силовою взаємодією лопаток з повітряним потоком і включає в себе шум від аеродинамічного навантаження, який є дипольним акустичним джерелом, і шум витіснення — монопольне акустичне джерело. Вихровий шум виступає квадрупольним акустичним джерелом і пов'язаний з випромінюванням від турбулентного примежового шару на поверхні лопаток, що обтікається, і від турбулентного сліду за лопатками.

Аналіз останніх

досліджень

Для оцінювання шуму нині існує декілька підходів. З напівемпіричними теоріями можна ознайомитися в працях [1; 2]. Цікаву методику пропонують японські вчені, суть якої полягає в то-

му, що лопатка розглядається як дипольне акустичне джерело, характеристикою якого є різниця тисків між спинкою і коритом [3]. Одним із основних підходів визначення рівня шуму є розв'язання рівняння Фокс Віл'ямса-Хоукінґса [4].

Постановка завдання

Мета роботи — розроблення методики розрахунку акустичного тиску, що генерується вентилятором авіаційного ГТД з погляду зменшення шуму, з урахуванням коефіцієнта корисної дії (ККД) вентилятора.

Методика розрахунку акустичного тиску, що генерується вентилятором авіаційного газотурбінного двигуна

У цій роботі запропоновано методику розрахунку акустичного тиску, що генерується вентилятором ГТД з метою зниження шуму, з урахуванням ККД вентилятора. Складовою частиною методики є розв'язанням прямої задачі обтікання лопаткових вінців в'язким, стисливим газом. В основу задачі покладено розв'язання системи рівнянь Нав'є–Стокса. Це дає змогу достатньою мірою врахувати всі фізичні явища в потоці.

Методику розрахунку зображено на рис. 1. Вона умовно поділена на шість блоків:

Блок 1 — вибирається прототип, розрахункові режими роботи двигуна для розрахунку акустичних і аеродинамічних характеристик;

Блок 2 — вибирається параметр зміни геометрії лопатки вентилятора з метою досягнення зниження акустичних характеристик;

Блок 3 — робиться вибір програмного забезпечення, розробляється геометрична, фізична і математична модель для аналізу потоку у вентиляторному ступені;

Блок 4 — передбачає (на основі отриманих результатів в блоці 3), розрахунок акустичних характеристик;

Блок 5 — слугує для отримання характеристики вентиляторного ступеня на основі результатів, отриманих в блоці 3;

Блок 6 — завершує розрахунок; у ньому робиться порівняння і аналіз результатів.

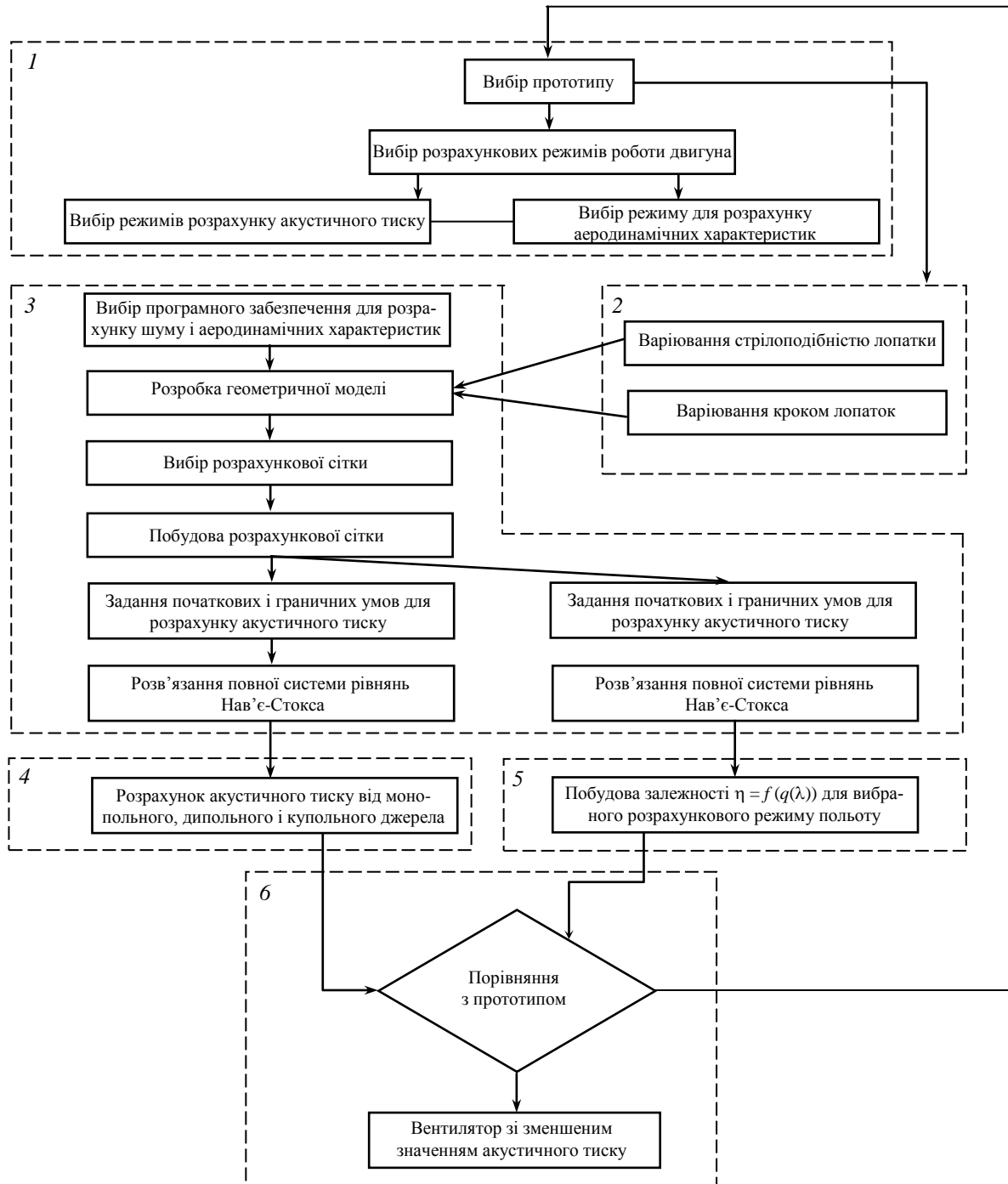


Рис. 1. Схема методики розрахунку акустичного тиску, що генерується вентилятором газотурбінного двигуна

Розглянемо кожен блок більш детально.

Блок 1. Під час вибору прототипу враховуються заздалегідь поставлені технічні вимоги.

Для розрахунку ККД і акустичного тиску вибираються режими роботи двигуна.

Одна з основних технічних вимог, які ставлять до конкурентоспроможни двигунів — економічність. Дальність і тривалість польоту літального апарату суттєво залежать від економічності двигуна при конкретному запасі палива в баках

на борту літального апарату. Потрібна економічність двигуна забезпечується регламентацією оптимальних параметрів робочого процесу, а також досконалим перебігом термогазодинамічних процесів у повітрязабирачі, компресорі, камері згоряння, газовій турбіні та реактивному соплі, тобто в усіх елементах силової установки літального апарату. Цим самим досягається робота двигуна з найбільшими значеннями його ККД.

Для ближньо- і дальньомагістральних літаків 90 % польоту займає крейсерський режим, тому на цьому режимі повинно бути забезпечено високі значення ККД. Тому для розрахунку вибирається крейсерський режим, де розраховуються універсальна характеристика $\eta_a = f(q(\lambda))$, де η_a — ККД вентилятора; $q(\lambda)$ — безрозмірна функція витрати повітря.

За стандартами ІСАО шум літака змірюється в трьох контрольних точках на зльоті і посадці. Під час зльоту і посадки найбільший внесок у загальний рівень шуму дає силова установка, причому при зльоті — вентилятор і реактивний струмінь, а при посадці — реактивний струмінь, турбіна і вентилятор. З огляду на це логічно для розрахунку акустичних характеристик вибрати режим зльоту літака.

Для оцінювання шуму використовується значення акустичного тиску від окремих акустичних джерел монопольного, дипольного и квадрупольного типу.

Блок 2. Одним із методів поліпшення акустичних характеристик вентилятора є змінення його геометричних параметрів з метою покращення обтікання. У цій методиці запропоновано такі зміни геометричних параметрів:

- зміна стрілоподібності лопаток;
- змінення розміщення лопаток (крок лопаток):

Відомо, що стрілоподібні лопатки і лопатки з навалом здатні здійснювати вплив на просторові ефекти в проточній частині компресора. Лопатка вважається стрілоподібною, якщо лінії вхідної або вихідної кромки не перпендикулярні вхідному потоку [5] (рис. 2).

Ефект стрілоподібності полягає в такому [5].

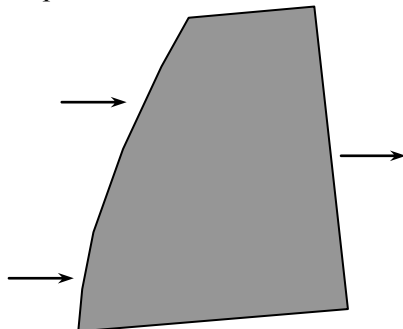


Рис. 2. Лопатка зі стрілоподібною вхідною і вихідною кромкою (вид перпендикулярно хорді)

Можна вважати, що градієнт тисків спрямований перпендикулярно обмежувальному каналу кільцевим поверхням повинен дорівнювати нулю, тобто тут не може бути прискорення потоку в напрямі, перпендикулярному стінці. У цьому випадку, згідно з рис. 3, навантаження лопатки у втулочному перерізі буде зменшуватися біля вхідної кромки, де навантаження швидко перетворюється в нуль (немає лопатки). Отже, навантаження втулочної поверхні буде мати тенденцію до зростання біля кромки до тих пір, доки тут буде мати місце хоч найменша різниця тисків відносно до більш навантажених перерізів. Протилежний ефект має місце біля периферійної кільцевої поверхні.

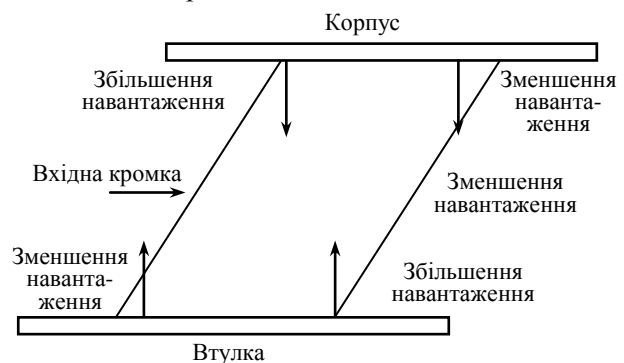


Рис. 3. Розподіл навантаження на лопатці зі стрілоподібною вхідною і вихідною кромкою

Таким чином, стрілоподібність вхідної і вихідної кромки лопаток може бути використана для їх розвантаження, внаслідок чого підвищується ККД.

Варіювання кроком робочих лопаток може привести до покращення акустики компресора, як було показано в праці [6].

Блок 3. Вибір програмного забезпечення є одним із ключових моментів, тому що від цього напряму буде залежати отриманий результат. Тому при виборі програмного забезпечення для розв'язання поставлених задач треба звернути увагу на такі моменти, як адекватність опису подібних задач, зрозумілість інфраструктури, можливість вибору моделей турбулентності і проведення чисельних розрахунків з потрібними початковими і граничними умовами, можливість побудови дрібної розрахункової сітки при відносно невеликих обсягах оперативної пам'яті ПК і часу розрахунку, а також наявність функції візуалізації результатів та ін.

Більшість програм для чисельного моделювання формально ділиться на три частини: препроцесор, солвер і постпроцесор, але спочатку будується геометрична основа задачі — розрахункова область, яка формується в додатковій

програмі або в спеціальному модулі, на основі якої розробляється розрахункова сітка.

У препроцесорі формується фізико-математична постановка задачі, вибір моделі турбулентності для внутрішніх точок розрахункової області, задаються на границях розрахункової області граничні умови, а для нестационарних задач — початкові і граничні умови.

Солвер забезпечує чисельне розв'язання поставленої задачі. Адекватний опис потоку в сучасних високонавантажених решітках можливий тільки з використанням системи нестационарних рівнянь Нав'є-Стокса для стисливого газу. Рівняння замикаються вибраною моделлю турбулентності.

Постпроцесор призначений для аналізу, візуалізації і представлення результатів, отриманих у ході розв'язання задачі за допомогою солвера. Для цього використовують такі засоби:

- візуалізацію геометрії і досліджуваних областей;
- векторні графіки для візуалізації напряму і величини потоків;
- візуалізацію зміни скалярних величин (такі як температура, тиск) усередині досліджуваної області.

Особливу увагу варто приділити вибору розрахункової сітки. Сітки розрізняються за ідеологією побудови і методами розв'язання модельних рівнянь (регулярні, блокові, неструктуровані, гібридні).

Під час розв'язання задач газової динаміки широко застосовуються регулярні сітки (структуровані сітки з чотирикутними осередками на поверхні і шестигранними в просторі). Регулярність полягає в тому, що сітка є впорядкованою за певними правилами структурою даних з вираженими сітковими напрямками. Для структурованих сіток (*structured mesh*) порівняно легко реалізуються обчислювальні алгоритми на основі методу кінцевих різниць або методу кінцевих об'ємів і сучасних монотонних методів високого порядку точності. Регулярні сітки дають можливість використовувати методи розщеплювання для вирішення багатовимірних задач і реалізувати порівняно просту векторизацію програми.

Для побудови блочної сітки в складній області проводиться розділення поля течії на підобласті, в кожній з яких генерується своя сітка. Сітки в різних блоках можуть мати різні топологічні характеристики (допускається також розв'язання різних модельних рівнянь у різних блоках).

Особливістю неструктурованих сіток (*unstructured mesh*) є довільне розташування вузлів сітки у фізичній області. Довільність розташування вузлів розуміється в тому значенні, що

відсутні виражені сіткові напрями і немає структури сітки, подібної регулярним сіткам. Кількість комірок, що містять кожний конкретний вузол, змінюється від вузла до вузла. Для неструктурованих сіток необхідно берегти інформацію про комірки, грані, вузли і ребра, а в деяких випадках — відстань від центру контрольного об'єму до стінки. Неструктуровані сітки потребують приблизно в 5-6 разів більше комірок, ніж регулярні сітки, а для дозволу тонких прикордонних шарів достатньо дрібних осередків поблизу стінки, що веде до збільшення їх загальної кількості. Проте процес генерації неструктурованої сітки легше формалізується і автоматизується порівняно з регулярними сітками, займаючи менше часу, що обумовлює їх широке розповсюдження на практиці. При цьому порівняно легко реалізуються локальні згущування й адаптація сітки для розв'язання.

Гібридна сітка (*hybrid mesh*) припускає об'єднання регулярних і неструктурованих сіток в різних підобластях розрахункової області, даючи можливість поєднувати гідності і знизити вплив недоліків, властивих кожному типу сіток. Гібридні сітки широко використовуються під час розв'язання задач механіки рідини і газу.

Окрему увагу варто приділити вибору початкових і граничних умов. Оскільки в будь-якій задачі обов'язково існує декілька типів граничних умов, виникає питання про оптимальне їх поєднання і навіть про коректність спільного використання деяких типів граничних умов.

Найбільш стійким поєднанням граничних умов є задання швидкості або масової витрати на вході і статичного тиску на виході розрахункової області. У цьому випадку повний тиск на вході визначається розрахунком.

Також стійким є поєднання повного тиску на вході і швидкості або витрати на виході. Однак комбінація повного тиску на вході зі статичним тиском на виході є досить чутливою до початкових значень. Масова витрата при цій комбінації граничних умов визначається розрахунком.

Не рекомендується задавати статичний тиск на вході і виході. Масову витрату і повний тиск на вході є результатами розрахунку, однак граничні умови слабо обумовлюють розрахункову область. Задання повного тиску на виході є неприпустимим.

Блок 4. Для розрахунку акустичної емісії вентилятора застосовують рівняння Фокс Вільямса-Хоукінгса, яке являє собою розв'язання неоднорідного хвильового рівняння в присутності твердих границь [4]:

$$\rho = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int \frac{T_{ij} dV}{r} +$$

$$+ \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial}{\partial x_i} \int \frac{\rho u_i u_n + p_i}{r} dS +$$

$$+ \frac{1}{4\pi c_0^2} \int \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_n) \frac{dS}{r},$$

де p_i виражає силу на одиницю поверхні S , з якої потік впливає на границю у напрямках x_i ; u_n — нормальна швидкість поблизу твердої поверхні.

Складові цього виразу можна інтерпретувати таким чином. Перший член являє собою випромінення звуку квадрупольними, які розподілені у турбулентному потоці на деякій відстані від границь. Другий член є випроміненням дипольними, розподіленими на поверхні S . Ці джерела визначаються пульсаціями тиску і в'язкими напруженнями. Величина $\rho u_i u_n$ характеризує швидкість змінення імпульсу, вона дорівнює нулю у випадку жорсткої або коливальної у власній площині границі, а для границі, що рухається, характеризує передачу кількості руху площини, яка знаходиться поряд. Величина p_i являє собою силу впливу потоку на границі. Третій член є джерелом звуку монопольного типу, які розташовані на поверхні S . Він характеризує той факт, що під час переміщення границі поверхні рідина виштовхується з тої області, яку вона займала. За відсутності твердих границь другий і третій інтеграли зникають і рівняння переходить у відоме рішення Лайтхілла.

Блок 5. На крейсерському режимі польоту досить важливим є питання економічності витрати палива. Високий ККД — один з параметрів, який забезпечує економічність. Для порівняння декількох вентиляторів у теорії двигунів використовують універсальні характеристики вентиляторів,

які будуються на основі подібності течії в двигуні, $\eta_a = f(q(\lambda))$, де η_a — ККД вентилятора; $q(\lambda)$ — безрозмірна функція витрати повітря.

Блок 6. Для перевірки адекватності результатів їх порівнюють з результатами отриманими для прототипу модифікованого вентилятора, з експериментальними і статистичними даними. Це дає змогу спроектувати вентилятор не гірше, ніж обраний прототип.

Висновок

Розроблено методику розрахунку акустичного тиску, що генерує вентилятор авіаційного ГТД. Ключовим моментом цієї методики є поліпшення акустичних характеристик (зменшення акустичного тиску) вентилятора ГТД, який є основним джерелом шуму при зльоті літака з двоконтурними двигунами з високим ступенем двоконтурності. Розрахунок акустичного тиску здійснюється при урахуванні ККД — показника економічності, завдяки побудові універсальної характеристики вентилятора.

ЛІТЕРАТУРА

1. Мунин А. Г. Авиационная акустика / А. Г. Мунин, В. Е. Квитка. — М. : Машиностроение, 1973. — 448 с.
2. Токарев В. И. и др. Снижение шума при эксплуатации пассажирских самолетов / В. И. Токарев [и др.]. — К. : Техника, 1990. — 127 с.
3. Yamagata A. CFD Prediction of Unsteady Pressures due to Fan Rotor-Stator Interaction, ISABE. 2003. — № 2003 / A. Yamagata, H. Kodama, N. Tsuchiya. — 130 p.
4. Голдстейн Е. Аэроакустика / Е. Голдстейн. — М. : Машиностроение, 1981. — 295 с.
5. Терещенко Ю. М. Авіаційні газотурбінні двигуни / Ю. М. Терещенко, М. М. Мітрахович; за ред. Ф. М. Муравченко. — К. : КВІЦ, 2001. — 311 с.
6. Акустическая динамика машин и конструкций: сб. статей. — М. : Наука, 1973. — 112 с.

Стаття надійшла до редакції 14.12.2010.