

УДК 629.735.33.015.3.024

¹В.Д. Доник, канд. техн. наук
²О.І. Запорожець, д-р техн. наук

АЕРОАКУСТИЧНІ ПРОЦЕСИ В РАЗІ РАПТОВОЇ РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЇ ПОСУДИНИ З НАДЛИШКОВИМ ТИСКОМ ГАЗУ

НАУ, кафедра безпеки життєдіяльності, e-mail: ¹nr@rkelsoll.kiev.ua; ²zap@nau.edu.ua,

Розроблено стенд для проведення аероакустичних процесів у разі раптової розгерметизації посудини. Визначено швидкість поширення коливань тиску газу в двох суміжних відсіках через раптову зміну тиску газу в одному з відсіків. Наведено результати вимірів шуму залежно від довжини відсіку на виході з мембрани.

Вступ

У процесі експлуатації цивільних пасажирських літаків у відсіках (кабінах) герметичної частини фюзеляжу за допомогою системи кондиціонування повітря і системи автоматичного регулювання тиску підтримуються необхідні параметри повітря.

На різних висотах польоту у відсіках літака підтримується надлишковий тиск повітря відносно атмосферного тиску. Порівняно повільна зміна параметрів повітря у відсіках забезпечує комфортні умови життєдіяльності членів екіпажу і пасажирів.

У цивільній авіації трапляються випадки, коли в результаті відкриття дверей, люків, відриву обшивки фюзеляжу, руйнування ілюмінатора та інших різних випадків відбувається раптова зміна параметрів повітря у відсіку, що призводить до нестационарного процесу перетікання повітря між відсіками.

Аналіз публікацій

У працях [1; 2] наведено акустичні характеристики літаків і вертольотів, розглянуто різні методи оцінювання і нормування шуму, зниження шуму літака з урахуванням охорони навколишнього середовища й економії авіаційного палива, запропоновано методика розрахунку ближнього акустичного поля реактивного струменя. Автори запропонували методи розрахунку основних джерел шуму реактивних літаків.

У праці [3] розглянуто різні випадки утворення шумів аерогідромеханічного походження, основні загальнонаукові питання аерогідромеханічного шуму, що дає змогу розширити сферу практичного застосування результатів досліджень, методи і засоби зниження шуму в конкретних виробничих процесах, нормативні вимоги до шуму на транспорті, зокрема, в авіації, норми шуму в США.

У праці [4] описано експериментальну установку для дослідження властивостей тонкостінних циліндричних конструкцій у разі турбулентного впливу пульсації тиску, результати розрахунку й експерименту.

Подана в праці математична модель адекватно описує акустичні процеси до частоти 4 кГц.

У праці [5] наведено дослідження склопластикової пластини за нормального падіння на неї східчастої ударної хвилі. У середній частині пластини робився надріз. Досліди проводили в повітряній ударній трубі й визначали швидкість ударної хвилі. Відзначено, що поздовжні деформації пластини поблизу вільних меж лінійно залежать від рівня навантаження. Починаючи від краю пластини, з наближенням до розрізу, поздовжні деформації наростають нелінійно.

Дослідження газодинамічних процесів витікання газу з відсіку через отвір подано в працях [6–8]. Вивчено різні випадки плинності газу з відсіку й отримано математичні моделі зміни параметрів газу всередині відсіку. Витікання газу з відсіку супроводжується аероакустичними процесами.

У праці [9] вперше отримано теоретичну модель визначення швидкості хвилі залежно від параметрів рухомого потоку під час витікання газу з відсіку, проведено теоретичні дослідження деяких видів плинності газу з урахуванням аероакустичних процесів.

Основні методи вимірювання, обробки, запису вібрації і коливальних процесів подано в праці [10]. Особливу увагу приділено фізичним основам методів вимірювання, можливостям нових приладів і пристроїв акустичних вимірювань, методам моделювання при акустичних вимірюваннях.

Для обробки експериментальних даних використовують різні спектральні й кореляційні методи. Особливості застосування таких методів до розв'язання різних завдань відображено в праці [11]. Розглядаються методи фільтрації сигналів під час обробки спектрів випадкових процесів, викладаються способи оцінювання частотних характеристик практичних завдань у різних галузях науки і техніки. Широко аналізуються методи оцінювання спектрів, функцій когерентності і фазових характеристик, що дозволяє підвищити рівень виділення корисних сигналів під час аналізу складних процесів.

Актуальність проблеми

Підставою для проведення досліджень з вивчення процесів плинності газу в разі раптової розгерметизації стали вимоги АП-25, FAR-25 і підвищення вимог до конструкції цивільного літака, що піддається впливу потоку за раптової зміни параметрів газу.

Дослідження процесів аеродинаміки й утворення аеродинамічного шуму – одне зі складних і важливих завдань створення й експлуатації цивільних літаків.

Мета цієї роботи – визначення закономірностей утворення і поширення аеродинамічного шуму в разі раптової зміни параметрів газу у відсіку.

Для досягнення мети потрібно:

- розробити стенд для дослідження аероакустичних процесів втікання і витікання газу з відсіку в разі раптової зміни параметрів газу;
- за експериментальними даними вимірювання параметрів газу у відсіках визначити швидкість поширення хвиль, утворених через раптову зміну параметрів газу;
- виконати аналіз впливу параметрів відсіку на аероакустичні процеси.

Об'єкт, предмет і методика проведення досліджень

Об'єктом дослідження є посудина з надлишковим тиском газу, до якої підводиться чи відводиться газ у разі раптової зміни параметрів газу. Посудина може містити кілька відсіків. У суміжних відсіках є прохідні площі для перетікання газу між відсіками. Між суміжними відсіками можуть бути встановлені перегородки, виконані у вигляді пружної мембрани. З досягненням деякого перепаду тиску між відсіками пружна мембрана може зруйнуватися, що призведе до раптової зміни параметрів газу у відсіках. Руйнування мембрани спричиняється тільки різницею тисків газу між відсіками.

Предмет дослідження – аеродинамічні й акустичні процеси, зумовлені раптовою розгерметизацією посудини (відсіку).

Для вивчення процесів утворення і поширення аеродинамічного шуму в Національному авіаційному університеті розроблено стенд (рис. 1).

Повітря з атмосфери надходить у компресор 17, стискується до необхідних параметрів і подається через кран 10 у відсік 1 довжиною L_1 . Із двох боків відсіку 1 встановлено мембрани (вузли 2, 6). Вузли 2, 6, 8 мають типову схему виконання. Відмінність цих вузлів полягає в тому, що мембрана 19 у вузлах 6 і 8 не руйнується, а у вузлі 2 за заданого надлишкового тиску повітря у відсіку 1 – руйнується.

Причому руйнується вона тільки за рахунок перепаду тиску повітря на мембрані без підведення додаткової енергії зовні. У разі руйнування мембрани 19 тиск повітря у відсіках 1 і 2 (довжина L_2) вирівнюється.

У вихідному стані тиск повітря у відсіках 1, 2 (довжина L_2) дорівнює атмосферному тиску в ревербераційній камері 12. Крізь мембрану 19 у вузлах 6 і 8 повітря не проникає у всьому діапазоні досліджуваних тисків повітря. У вузлі 2 мембрана 19 також непроникна аж до моменту руйнування.

У відсіках 3 (довжиною L_3) і 4 (довжиною L_4) і відповідних вузлах 1, 3 встановлено датчики тиску 7, 11, датчики температури 4, 5, мікрофон 18. Як датчик температури використовували термопару. Відсіки 3, 4 герметичні з тиском атмосферного повітря. Для приєднання датчиків тиску 7, 11, у вузлах 1 і 3 були виконані отвори 21 діаметром 3 мм. Пружна мембрана 19 у вузлах 6, 8 забезпечує герметичність відсіків 3, 4. Виконання мембрани у вигляді пружного елемента створює умови для проникнення звукових хвиль і захищає мікрофон і датчик тиску у відсіках 3 і 4 від руйнування у разі раптової зміни тиску повітря у відсіках 1, 2.

Перед випробуванням перевірялися відсіки 1, 2, 3, 4 на герметичність. У відсіках підтримувався надлишковий тиск повітря 50 6625 Па практично постійно понад 5 хв.

Працездатність датчиків тиску 7, 11, перевіряли підвищуючи тиск повітря у відсіках 1 і 2 до максимального значення, а потім створювали щільну між фланцями у вузлі 2, для перетікання повітря та зменшення його тиску у відсіках 1, 2 до атмосферного.

Під час зменшення тиску повітря у відсіках записували рівень звукового тиску (РЗТ) і тиску повітря у відсіках 3, 4 за допомогою мікрофона і датчика тиску. Ступінь показань РЗТ і тиску повітря у відсіках 3 і 4 визначали за допомогою функції когерентності відповідно до праці [7].

Температуру повітря у відсіках 3, 4 вимірювали за допомогою датчиків температури 4,5, знявши мембрану 19 у вузлах 6, 8.

Для запобігання поломці манометра 9 перед руйнуванням мембрани 19 у вузлі 2 вимірювальний канал перекривали за допомогою крана 13.

У вузлах установки датчиків температури, мікрофона, отвору 21 для приєднання датчика тиску встановлено гумові ущільнювачі, що дозволяють забезпечити герметичність відсіків 3 і 4.

У процесі випробувань максимальний тиск повітря у відсіках становив: 506625 Па, температура – 298 К.

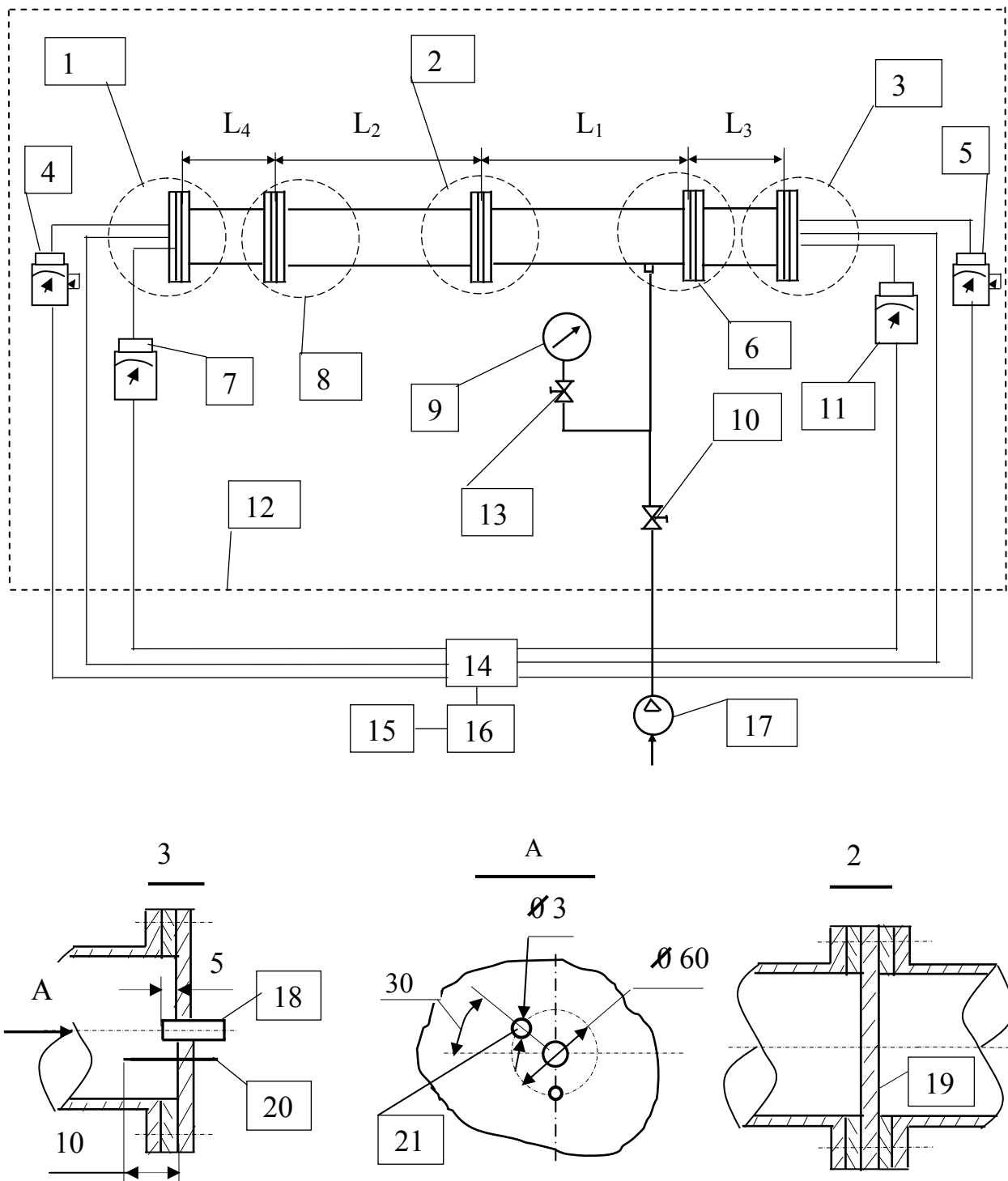


Рис. 1. Структурна схема стенда для дослідження аероакустичних процесів у разі раптової зміни параметрів середовища:

1, 2, 3, 6, 8 – вузол; 4, 5, 20 – датчик температури; 7, 11 – датчик тиску; 9 – манометр; 10, 13 – перекривний кран; 12 – ревербераційна камера; 14 – підсилювач; 15 – персональний комп'ютер; 16 – аналогово-цифровий перетворювач; 17 – компресор; 18 – мікрофон; 19 – мембрана; 21 – отвір

За допомогою компресора 17 повітря подається у відсік 1 з надлишковим тиском P і масовою витратою G . З досягненням заданого надлишкового тиску газу у відсіку 1 мембрана 19 у вузлі 2 розривається і повітря перетікає з відсіку 1 у відсік 2. Під час перетікання повітря проводиться запис параметрів газу у відсіках 3 і 4 за допомогою датчиків тиску 11, 7, мікрофона 18, підсилювача 14, аналого-цифрового перетворювача (АЦП), персонального комп'ютера (ПК). За різницею проходження сигналів через датчики у відсіках 3 і 4 визначаємо швидкість поширення хвиль збурення потоку у разі раптової розгерметизації відсіку. Причому швидкість хвилі визначаємо незалежно від часу запізнення сигналів у каналах датчиків тиску й мікрофонів.

Проведення аероакустичних досліджень

Перед випробуваннями перевірили герметичність відсіків. Перевіряючи герметичність відсіків 3 і 4, перевірили також показання датчиків тиску 11 і 7. Функція когерентності цих датчиків у всьому діапазоні тисків повітря наближалась до одиниці, оцінки показань тисків не мали зсуву за фазою. Перевіряючи герметичність відсіків 1 і 2, перевірили і роботу датчиків тиску й мікрофонів у відсіках 3 і 4. Оцінки показань по каналах датчиків тиску і мікрофонів мали функцію когерентності близько одиниці. Датчики тиску в діапазоні розглянутих тисків повітря мали лінійну вольт-амперну характеристику, що дозволяло виміряти пульсацію тиску.

Швидкість поширення хвилі у відсіках визначимо за часом запізнення сигналів у каналах вимірювання датчиків тиску й мікрофонів. За відомим часом і довжинами відсіків визначаємо швидкість хвилі. Надлишковий тиск повітря P установимо $0,15 \cdot 10^5$ Па у відсіку 1. У разі розриву мембрани 18 у вузлі 15 повітря перетікатиме з відсіку 1 у відсік 2.

У процесі перетікання повітря виміряємо параметри повітря у відсіках 3 і 4. Випробування повторимо за таких значень тиску повітря у відсіку 1:

$$P = 0,5 \cdot 10^5 \text{ Па}; P = 0,9 \cdot 10^5 \text{ Па}; P = 3,0 \cdot 10^5 \text{ Па}.$$

З урахуванням довжини відсіків 1, 2, 3, 4 розрахункове значення швидкості хвилі змінюється від $W = 370,4$ м/с до $W = 392,2$ м/с. Причому мінімальне розрахункове значення швидкості отримано за максимального надлишкового тиску газу.

Швидкість звуку в нерухомому середовищі становить $a = 346,1$ м/с. Порівняння результатів розрахунку швидкості хвиль показує, що швидкість хвилі, що утвориться в разі розриву мембрани, перевищує на 7–13,3 % швидкість звуку в нерухомому середовищі.

Збільшення швидкості хвилі під час розриву мембрани можна пояснити тим, що в розрахунку швидкості враховувалися довжини відсіків 3 і 4, що майже не брали участь у вирівнюванні тисків повітря у відсіках 1 і 2. Якщо розглядати тільки відсіки 1 і 2 без урахування довжин відсіків 3 і 4, швидкість хвилі буде змінюватися від $W = 333,3$ м/с до $W = 314,8$ м/с. Порівняно зі швидкістю звуку в нерухомому середовищі зменшення швидкості хвилі буде становитиме 3,7 і 9,1% відповідно. На результати вимірювання параметрів хвилі і розрахунку швидкості хвилі впливала мембрана 19 у вузлах 6 і 8. Оскільки мембрани забезпечували роботу мікрофонів, то виключити вплив цього фактора на результати розрахунку неможливо.

Для уточнення швидкості поширення хвиль скористаємося рівнянням [9]:

$$W_1 = \sqrt{\frac{dP}{d\rho} + \frac{d\left(\frac{\rho W^2}{2}\right)}{d\rho} - \frac{dP_0}{d\rho}}, \quad (1)$$

де W_1 – швидкість хвилі у відсіку 1 чи 2;

$\frac{dP}{d\rho} = a^2$; a – швидкість звуку в нерухомому середовищі;

ρ – щільність повітря, кг/м³; W – швидкість потоку, що рухається; P_0 – повний тиск, Па.

Аналіз рівняння (1) і результатів експерименту показує, що після розриву мембрани 19 (вузол 2) у відсіку 1 відбувається падіння тиску, а у відсіку 2 – підвищення тиску повітря. Зміна тиску газу у відсіках супроводжується утворенням хвилі, що поширюється убік відсіків 3 і 4. У відсіку 1 хвиля гальмується потоком, а у відсіку 2 швидкість хвилі буде збільшуватися за рахунок рухомого потоку.

Процес перетворення параметрів газу у відсіку 1 супроводжується відповідними змінами параметрів у відсіку 2.

Для розглянутої замкненої посудини зміна кінетичної енергії за щільністю у відсіку 1 буде дорівнювати за абсолютним значенням зміні кінетичної енергії у відсіку 2. Тому з рівняння (1) випливає, що для розглянутого випадку вимірювання параметрів газу у відсіках розрахункове значення швидкості хвилі у відсіках буде дорівнювати швидкості звуку в нерухомому середовищі. Це справедливо, якщо не відбувається енергетичного обміну з довкіллям ($P_0 = 0$ чи $P_0 = \text{const}$) і якщо однакові за абсолютними значеннями у двох відсіках складові зміни кінетичної енергії потоку за щільністю.

Відхилення розрахункового значення швидкості хвилі в разі розриву мембрани порівняно зі швидкістю звуку в нерухомому середовищі можна пояснити похибкою використовуваного методу вимірювання.

Незважаючи на це, отримана похибка розрахунку швидкості поширення коливань у відсіках 1 і 2 прийнятна для інженерних розрахунків. Потрібно відзначити, що швидкість поширення коливань визначено в разі раптового розриву мембрани та відносного поширення коливань у двох суміжних відсіках, у яких відбувається вирівнювання тисків газу.

Розрахункове значення швидкості хвилі отримано окремо за показаннями вимірювань тисків у каналах установлення мікрофонів і датчиків тиску. Результати розрахунків мали близькі значення. Розрахунок швидкості хвилі за показаннями датчиків тиску був утруднений. Для виділення корисних сигналів було потрібно застосувати завадостійкі методи, що ускладнювало результати розрахунку.

Для визначення ступеня впливу відсіків на рівень шуму в ревербераційній камері 17 схема вимірювання параметрів і сам стенд на рис. 1 був змінений. У вузлі 6 знято мембрану 19, мікрофон 18 у вузлі 3, торцевий фланець у вузлі 1, штуцер у місці установлення мікрофона заглушений. У разі розриву мембрани газ з відсіку 1 перетікає у відсіки 2, 3 і ревербераційну камеру 12. Рівень звукового тиску записувався за допомогою мікрофона, встановленого у ревербераційній камері. На виході з мембрани (по ходу руху повітря) змінювали довжину відсіку. У разі розриву мембрани і витікання газу з відсіку 1 у відкритий простір сумарний РЗТ збільшується з 112,2 дБ за тиску у відсіку $P_{\text{над}} = 0,25 \cdot 10^5$ Па до 127 дБ за тиску у відсіку $P_{\text{над}} = 3,0 \cdot 10^5$ Па (рис. 2).

Установлення на виході з мембрани відсіку з відкритим торцем приводить до збільшення РЗТ. Установлення відсіку довжиною 3,7 м на виході з мембрани порівняно з витіканням газу з мембрани у відкритий простір збільшує сумарний РЗТ на 3,7 дБ

$$P_{\text{над}} = 0,6 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

і на 7,9 дБ

$$P_{\text{над}} = 3,0 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

за відносно рівних умов параметрів газу у відсіку 1. Збільшення перепаду тиску газу між відсіками з докритичного до надкритичного зумовлює збільшення сумарного РЗТ незалежно від довжини відсіку на виході з мембрани.

Відсік на виході з мембрани впливає на процеси утворення і концентрації енергії звукових хвиль.

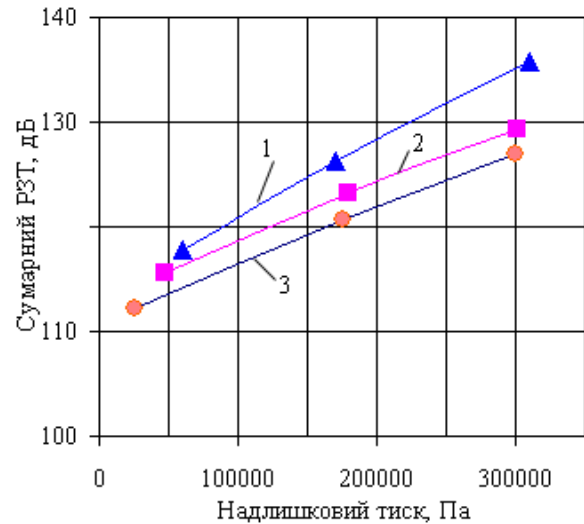


Рис. 2. Залежність сумарного РЗТ від виконання посудини:

1 – на виході з мембрани немає відсіку; 2 – на виході з мембрани встановлено відсік довжиною 1,7 м з відкритим торцем; 3 – на виході з мембрани встановлено відсік довжиною 3,7 м з відкритим торцем

Збільшення довжини відсіку сприяє підвищенню рівнів перетворення звукової енергії.

На підставі проведених досліджень теоретично не виділено механізму перетворення енергії звукових хвиль, що потребує проведення наступних випробувань.

Висновок

У Національному авіаційному університеті вперше розроблено стенд для проведення експериментальних досліджень з вивчення аероакустичних процесів у разі раптової розгерметизації посудини з надлишковим тиском газу.

На підставі проведених досліджень витікання газу з відсіку, що трапляється під час експлуатації цивільних літаків, отримано такі результати:

- уперше визначено швидкість поширення коливань тиску газу в двох суміжних відсіках у разі раптового розриву мембрани, спричиненого надлишковим тиском газу в одному з відсіків;
- розрахункове значення швидкості поширення коливань у двох відсіках відрізняється від швидкості поширення звуку в нерухомому середовищі не більше ніж на 3,7–13,3 %;
- за раптового витікання газу з відсіку через мембрану у відсік з відкритим торцем сумарний РЗТ збільшується порівняно з витіканням газу у відкритий простір на 3,7–7,9 дБ при надлишковому тиску у відсіку

$$P_{\text{над}} = 0,6 \cdot 10^5 \dots 3,0 \cdot 10^5 \text{ Па.}$$

Необхідно продовжити дослідження з установленням залежностей параметрів газу в суміжних відсіках у разі раптової розгерметизації одного з відсіків, розглянути витікання газу у відкритий і закритий відсіки, визначити зміну параметрів газу у відсіках у докритичному і надкритичному перепадах тиску газу.

Література

1. *Квитка В.Е., Мельников Б.Н., Токарев В.И.* Нормирование и снижение шума самолетов и вертолетов. – К.: Вища шк. Голов. вид-во, 1980. – 208 с.
2. *Токарев В.И., Запорожец А.И., Страхолес В.А.* Снижение шума при эксплуатации пассажирских самолетов. – К.: Техніка, 1990. – 127 с.
3. *Аэрогидродинамический шум в технике: Пер. с англ./ Под ред. Р. Хиклинга.* – М.: Мир, 1980. – 336 с.
4. *Экспериментальная установка для исследования колебаний и акустического излучения цилиндрических оболочек и панелей в поле турбулентных пульсаций давления / А.А. Андреев, Б.М. Ефимцов, В.А. Панков и др. // Тр. ЦАГИ.* – 1988. – Вып. 2355. – С. 28–33.
5. *Аникьев И.И., Михайлова М.И., Сущенко Е.А.* Деформирование пластины с разрезом при действии ударной волны // *Материалы Междунар. конф. по моделированию и устойчивости динамических систем DSMSI-2005: Тез. докл., 23–25 мая.* – К., 2005. – С. 241.
6. *Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И.* Высотное оборудование пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. – 332 с.
7. *Доник В.Д.* Математическая модель истечения воздуха из объема // *Сб. науч. тр. ИПМЭ НАН Украины.* – К., 2001. – Вып. 12. – С. 38–49.
8. *Доник В.Д.* Математична модель визначення витрат повітря для політропного процесу при розгерметизації відсіку літака // *Вісн. НАУ.* – 2002. – № 3(14). – С. 23–26.
9. *Доник В.Д.* Основні проблеми, методи моделювання і акустичні процеси при витіканні повітря з відсіку // *Вісн. НАУ.* – 2003. – №1(16). – С. 114–117.
10. *Клюкин И.И., Колесников А.Е.* Акустические измерения в судостроении. – Л.: Судостроение, 1982. – 256 с.
11. *Бендат Дж., Пирсол А.* Применение корреляционного и спектрального анализа: Пер. с англ. – М.: Мир, 1983. – 312 с.

Стаття надійшла до редакції 21.03.06.

Разработан стенд для проведения аэроакустических процессов при внезапной разгерметизации сосуда. Определена скорость распространения колебаний давления газа в двух смежных отсеках при внезапном изменении давления газа в одном из отсеков. Приведены результаты измерений шума в зависимости от длины отсека на выходе из мембраны.

Gas pressure oscillation distribution velocity in the two adjacent compartments during an unexpected gas pressure change in one of the compartments. Noise measurement results were given depending on the compartment length downstream membrane.