

сних коливань. Як недолік цього способу можна відзначити те, що під час практичної реалізації способу виникають складнощі щодо забезпечення необхідної витрати повітря в продувній магістралі. Тому зниження пульсацій газу проведені на основі комплексного методу з урахуванням газодинамічних, аероакустичних процесів і функціональних особливостей двигуна, СКП. Для реалізації цього способу було розроблено ефективні пристрої [326, 327, 328].

3.5. Дослідження аероакустичних характеристик ШПП випускного клапана САРТ ВТЛ

У процесі проведення заводських і Державних випробувань ВТЛ було зазначено, що шум у кабінах в багатьох випадках має шкідливий вплив на членів екіпажу і пасажирів. Одним із джерел аеродинамічного шуму є випускний клапан САРТ. Відповідно до робіт [37, 60, 68, 72, 176, 208, 228, 229, 230, 231, 232, 329], радикальним засобом боротьби з шумом є зниження шуму в джерелі його утворення. Оскільки для багатьох реальних випадків зниження шуму в джерелі утворення і зміна конструкції готових виробів неможливі, було проведено теоретичні, конструкторські та експериментальні аероакустичні дослідження щодо визначення ефективного ШПП на вході і виході з випускного клапана (ВК) (додаток Е). Незважаючи на досягнуті певні успіхи у дослідженні процесів утворення та поширення аеродинамічного шуму під час обтікання твердого тіла, виникає необхідність продовжити дослідження з вивчення аероакустичних процесів реальних об'єктів і розробки пристроїв для зниження шуму у відсіку літака. Проведено комплекс дослідницьких робіт з вибору конструкції ШПП для ВК [330, 331, 332, 333], яка задовольняє вимогам, що пред'являються до розроблюваної СКП відповідно до [58].. Визначення аероакустичних характеристик ШПП було проведено на стенді і на ВТЛ. Стендові випробування проведено в термобарокамері. Акустичні характеристики було визначено відповідно до [335] з використанням апаратури фірм «Брюль і К'єр» і «RFT» в октавних смугах частот у діапазоні (250 ... 8000) Гц [336], в точках, розташованих не ближче 0,7 м від навколишніх поверхонь.

Випробування пристроїв було проведено за перепадів тисків у діапазоні $\Delta P = (0,084 \dots 0,389) \times 10^5$ Па. Акустичні характеристики визначено за характерних експлуатаційних витрат повітря 2800 кг/год і 3500 кг/год, які мають місце на ВТЛ.

Рівень звукової потужності з встановленим ВК без ШПП за умови витрати повітря $G = 3500$ кг/год на заданих перепадах тисків становив $L_A = (103 \dots 110)$ дБА. Установка ШПП на вході ВК за умови витрат повітря $G = (2800; 3500)$ кг/год дає змогу знизити шум на величину від 5 до 24 дБ у діапазоні октавних смуг частот $(1000 \dots 8000)$ Гц. Зміна шуму на вході до ВК для деяких режимів течії газу наведено на рис. Е.4. Аналіз спектрів свідчить, що ефективність ШПП знижується зі зменшенням частоти і в області частот нижче 250 Гц оцінити ефективність ШПП у стендових умовах неможливо. Установлення ШПП [333] на виході ВК призводить до пониження РЗТ до 5 дБ в області високих частот на виході з пристрою.

У результаті досліджень встановлено гідравлічний опір збірок: ВК становить $\Delta P = 1059$ Па; ВК з ШПП на вході – $\Delta P = 1118$ Па; ВК з ШПП на вході і виході – $\Delta P = 1167$ Па. Таким чином, гідравлічний опір ВК з ШПП відповідає технічним умовам (ТУ). За номінальної витрати повітря $G = 2800$ кг/год через ВК з ШПП на вході октавні РЗТ в стендових умовах відповідають вимогам граничного спектра (ПС-85) [337].

За результатами стендових випробувань доцільним є уточнення і встановлення ШПП на вході у ВК. Вхідну ділянку ШПП було зменшено на 120 мм, замість ЗПМ ВТ-4С встановлено базальтове волокно, між ЗПМ і облицюванням встановлено сітку 1,2x0,32 ГОСТ 3826-82, змінено вузли кріплення пристрою. У зоні установки ШПП на літаку піднято вгору етажерку на 100 мм і змінено її структуру. Розроблене ШПП було встановлено на ВК в технічному відсіку на літаку Ан-124.

Методика визначення ефективності ШПП в льотних умовах включала аероакустичні і функціональні дослідження. Оцінювання ефективності ШПП було здійснено шляхом порівняння вимірюваних РЗТ в кабінах з установленим ШПП і без нього за умов, максимально наближених одна до одної. Мікрофон для вимірювання шуму було встановлено в кабінах на рівні голови сидячої людини. Вимірювання шуму від досліджуваного пристрою було проведено в діапазоні частот від 31,5 до

16000 Гц із записом на мікрофон. Спектральний аналіз магнітограми виконували в лабораторних умовах. Під час проведення випробувань було використано апаратуру фірми «Брюль і К'єр»: мікрофон типу 4134, вимірювальний підсилювач типу 2636, магнітофон типу 7003, аналізатор спектру типу 2131, пістонфон типу 4220. На початку і наприкінці вимірювань РЗТ було проведено акустичне та електричне калібрування вимірювальних трактів. Апаратура задовольняла вимогам ГОСТ 20296-81 [337]. У процесі проведення робіт зі зниження шуму в кабінах було визначено працездатність САРТ. Додатково було проведено роботи з оцінювання безпосереднього внеску ВК в загальний рівень шуму. Для цього повністю закривали прохідний перетин ВК, а тиск у кабіні підтримували шляхом ручного управління подаваної витрати повітря. Проведено також випробування з закритим ВК і з виключеною СКП.

Під час виконання льотних випробувань керувалися такими документами: технічне завдання (ТЗ) на проведення льотних випробувань, керівництво з льотної експлуатації (КЛЕ) ВТЛ [322], інструкція з експлуатації двигуна, керівництво з випробувань авіаційної техніки.

Проведені випробування ШПП у складі ВТЛ і порівняння вимірюваних РЗТ до і після установки ШПП засвідчили, що на ешелоні польоту 3000 м в технічному відсіку (рис. Е.5) отримано зниження РЗТ до 11 дБ в октавних смугах частот понад 500 Гц. У кабіні відпочинку спостерігалось зниження шуму до 7 дБ. Ефективність ШПП залежить від надлишкового тиску в кабіні. Спектр РЗТ в технічному відсіку на ешелоні польоту 9000 м наведено на рис. 3.4. Зниження РЗТ $\Delta L = (4,5 \dots 6,5)$ дБ має місце тільки в області частот (1000 ... 8000) Гц. Під час льотних випробувань було отримано деяке збільшення РЗТ на низьких частотах. Причиною цього може бути зміна умов порівнюваних процесів, заміна двигунів тощо. Крім того, проведені стендові випробування ШПП і ВК засвідчили, що ШПП забезпечує ефективне зниження шуму на частотах понад 500 Гц, а в області низьких частот ШПП не має помітного впливу. Отже, деяке збільшення шуму в області низьких частот у процесі льотних випробувань не може бути викликане установкою ШПП.

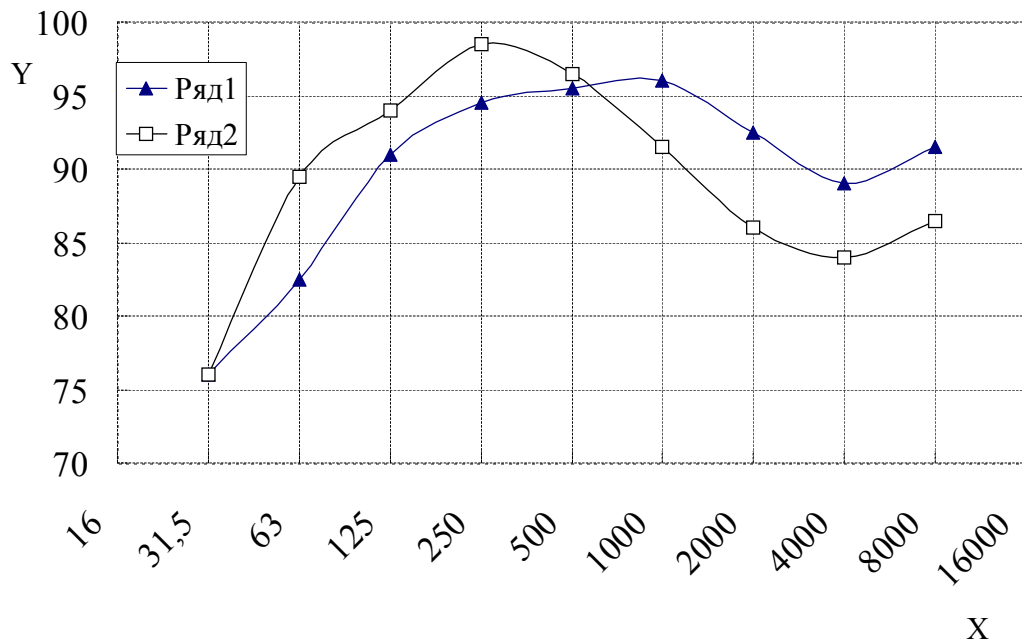


Рисунок 3.4. РЗТ(Y, дБ) в октавних смугах частот (X, Гц) за $G = 3500$ кг/год, перепаду тиску в технічному відсіку $\Delta P = 0,5 \times 10^5$ Па на висоті польоту $H = 9000$ м для варіантів збірки: Ряд1 – САРТ без ШПП; Ряд 2 – САРТ з ШПП на вході

На висоті $H = 9000$ м і $H = 10000$ м на місці лівого льотчика простежується дискретна складова в спектрі шуму на частоті 1000 Гц, яка на ~ 10 дБ перевищувала рівень у сусідніх октавах і фактично визначала рівень звуку на цьому робочому місці. Причину появи цієї складової досліджено за різних режимів роботи СКП в умовах набору висоти і горизонтального польоту. Проведено тонкий аналіз досліджуваних спектрів. З аналізу отриманих даних можна зробити припущення про наявність у кабіні екіпажу негерметичності фюзеляжу.

Для проведення подальших досліджень з оцінювання вкладу САРТ у загальний рівень шуму було встановлено заглушку на ВК. У верхній передній кабіні підтримували надлишковий тиск $0,26 \times 10^5$ Па шляхом подачі повітря від СКП. Визначити внесок ВК в загальний рівень шуму не представляється можливим. Результати льотних випробувань мали суперечливий характер, що пояснюється недостатньою точністю установки порівнюваних умов проведення випробувань і вимірювань РЗТ в кабінах. Аналогічні результати отримані на ешелоні польоту

11000 м при виключенні СКП. Умови та режими функціонування систем (наприклад, СКП) в порівнюваних умовах істотно відрізняються, що призводить до необхідності уточнювати методику оцінки вкладу пристроїв в загальний рівень шуму на літаку при порівнянні режимів роботи пристроїв.

Аналіз проведених досліджень показав, що одним із головних завдань в кабіні ЛА є пошук джерел пульсацій газу і аеродинамічного шуму. Виділення таких джерел на літаку є складною науково-прикладною задачею. Проведені стендові і льотні дослідження зміни параметрів повітря в кабінах з урахуванням розроблених ШПП показують, що виділення джерел шуму і визначення їх внеску в загальний рівень шуму є актуальним завданням і затребуваною на практиці. Найбільш ефективним методом зменшення пульсацій газу в кабінах є комплексний метод, який включає особливості кабін, експлуатаційні режими польоту літака, режими роботи двигуна і систем (наприклад, СКП, САРТ), пристроїв. Оцінку ефективності розроблених пристроїв необхідно проводити як в стендових, так і в льотних умовах. За результатами проведених досліджень і встановлених закономірностей зміни пульсацій газу в кабінах був розроблений ефективний ШПП, який дозволив забезпечити режими роботи САРТ на висотах польоту до 11000 м і знизити РЗТ в кабіні відпочинку та технічному відсіку до (7 ... 11) дБ в октавних смугах частот понад 500 Гц.

Проведений порівняльний аналіз ефективності розробленого ШПП в стендових і льотних умовах вказує на наявність в кабіні ЛА додаткових джерел шуму. Одним з таких джерел є примежовий шар на обшивці фюзеляжу. Виділення цього джерела в загальному рівні шуму в кабіні і його зниження являє собою складну наукову задачу. Незважаючи на це, установка ШПП на вході в ВК САРТ привела до зниження шуму в кабіні екіпажу. Таким чином, зменшено внесок ВК в загальний рівень шуму. Проведені дослідження показали з одного боку, що установка ШПП на вході в ВК привела до зниження шуму в кабіні екіпажу, а з іншого боку - ефективним методом зниження пульсацій і шуму в кабіні є комплексний метод з урахуванням розгляду впливу всіх джерел в загальний рівень шуму в кабіні ЛА.