

Аналіз проведених досліджень свідчить, що на підставі встановленої залежності вперше проведено порівняння результатів розрахунку і експерименту зміни тиску повітря в кабінах екіпажу і супроводжуючих НТЛ за результатами перевірки герметичності відсіків у польоті. Встановлені залежності витоку через нещільності фюзеляжу з постійним показником політропи відображають газодинамічні закономірності досліджуваного процесу і адекватно описують зміну параметрів повітря у кабінах з похибкою до 5,4 % (рис. 5.24).

На підставі розробленого числового методу отримано функціональні залежності між параметрами повітря в кабінах НТЛ. Проведено числові дослідження встановленої залежності зміни параметрів газу в кабінах. Встановлені залежності в кабінах відображають характер зміни параметрів газу і є безперервними в досліджуваному діапазоні. Малій зміні тиску газу в кабіні відповідає мала зміна часу, що відповідає виконанню умови безперервності рівняння.

Проведені газодинамічні розрахунки і експериментальні виміри зміни тиску газу в кабінах літака показали, що вперше підтверджено гіпотезу про розробку адекватної функціональної залежності між параметрами за зміни параметрів повітря в ГК за політропою з постійним показником політропи за результатами перевірки герметичності НТЛ в польоті на висотах  $H = 7100$  м,  $H = 5000$  м та на землі.

## **5.12. Висновки до розділу 5**

1. Вперше розроблено та обґрунтовано методику проведення газодинамічних розрахунків відсіків за умови раптової розгерметизації відсіків ЛА, що дало підстави провести розрахунок відсіків з урахуванням витоку, за відмови САРТ або СКП, пошкодження фюзеляжу уламками маршових двигунів, несанкціонованого відкриття дверей та люків, виривання лобового скла в кабіні екіпажу, пошкоджувальної дії вибуху пневматичної шини на конструкцію відсіку шасі; аварійного покидання та екстреного зниження ЛА.

2. Вперше проведено статистичний аналіз експериментальних даних витікання повітря через нещільності реальних герметичних кабін ЛА. Встановлено нову

залежність питомої витрати повітря через нещільності від часу, яку описано рівнянням експоненти. Встановлено функціональні залежності між параметрами витоків із кабіни за відсутності обладнання, за встановлення обладнання на землі після викочування літака зі складального цеху, за встановлення обладнання на землі після льотної експлуатації.

3. На підставі проведених числових досліджень багатооб'ємних кабін ЛА уточнено залежності між параметрами процесів усередині кабіни за наявності обладнання, втікання й витікання газу, що дало змогу зменшити похибку встановленої залежності між параметрами газу до 9 %.

4. На підставі встановлених залежностей проведено числові дослідження багатооб'ємних кабін за умови раптової розгерметизації відсіку для оцінювання силової дії газу на перегородки між відсіками. Визначено граничні значення перепадів тиску газу, за яких перегородка між суміжними відсіками піддається максимальній дії газу. Вперше встановлено, що перегородки між відсіками герметичної кабіни ЛА піддаються максимальній дії газу на висотах  $H = (5000 \dots 8500)$  м.

5. Вперше проведено числові газодинамічні та аероакустичні дослідження в нішах основного та переднього шасі за пошкоджувальної дії вибуху пневматичної шини на конструкцію відсіку шасі ЛА. Для оцінювання силової дії газу на конструкцію відсіку встановлено нові залежності зміни тиску газу в ніші шасі в часі від зарядного тиску газу в пневматику, температури газу в пневматику, висоти польоту літака, об'єму шини, об'єму ніші шасі, площі отвору в шині, ступеня герметичності стулок, несучої здатності стулки, пружних властивостей пневматика.

6. Вперше встановлено закономірності зміни параметрів повітря у відсіку за умови аварійного покидання та скидання дверей у герметичній кабіні РПЛ на висоті польоту  $H \approx 4087$  м. Встановлено нові режими течії газу: початкове відкриття дверей і зменшення тиску газу в герметичній кабіні зі швидкістю не більше  $\sim 3,8 \text{ кПа/с}$  протягом  $\tau \approx 0,19 \text{ с}$ ; при відділенні дверей від фюзеляжу та зменшенні тиску газу в герметичній кабіні зі швидкістю  $\sim (218,9 \dots 13,2) \text{ кПа/с}$  протягом  $\tau \approx 0,31 \text{ с}$ ; за

відсутності дверей і зменшення тиску газу в герметичній кабіні з середньою швидкістю  $\sim 490 \text{ Па/с}$  протягом  $\tau \approx 2 \text{ с}$ .

7. За умови аварійного покидання РПЛ підтверджено гіпотезу про розробку адекватної встановленої залежності щодо тиску повітря і часу аварійної розгерметизації за зміни параметрів повітря в герметичній кабіні за політропою з постійним показником політропи в діапазоні  $0,2 \leq n \leq 15,6$ . Встановлено, що встановлена залежність з постійним показником політропи  $n = 0,49$  адекватно описує зміну параметрів повітря у відсіку з максимальною похибкою 3,1 %.

8. На підставі встановленої функціональної залежності між параметрами з постійним показником політропи ( $n = 0,49$ ) здійснено числові дослідження аварійної розгерметизації РПЛ. Встановлено, що на висотах польоту  $H \leq 9230 \text{ м}$  за умови відкриття клапана аварійного зменшення та падіння тиску повітря в герметичній кабіні від початкового тиску до перепаду тиску  $0,02 \text{ мПа}$  між герметичною кабіною та атмосферою час аварійної розгерметизації задовольняє нормативним вимогам – не більше 15 с.

9. Вперше підтверджено гіпотезу про встановлення адекватної функціональної залежності між параметрами за зміни параметрів повітря в герметичній кабіні за політропою з постійним показником політропи за результатами перевірки герметичності НТЛ в польоті на висотах  $H = 7100 \text{ м}$ ,  $H = 5000 \text{ м}$  та на землі. Максимальна похибка встановленої залежності становить 5,4 % для кабіни екіпажу з показником політропи  $n = 1,47$ , а для кабіни супроводжуваних –  $n = 1,54$ .

10. На підставі розроблених методів, встановлених нових закономірностей зміни параметрів газу у відсіках вперше за умови раптової розгерметизації відсіку сертифіковано літаки Ан-70, Ан-140, Ан-74ТК-100, Ан-74ТК-200, Ан-74ТК-300, Ан-48-100, Ан-158, Ан-178, Ан-124, Ан-225, Ан-26 та їх модифікації відповідно до вимог АП-25. Літак Ан-26 вперше пройшов валідацію в Європейському Союзі відповідно до вимог FAR-25.

Матеріали цього розділу відображено в роботах [258, 270, 271, 314, 316, 318, 353].