

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**Доник Василь Дмитрович**

УДК 532.5.013.12

**ГАЗОДИНАМІЧНІ ЗАКОНОМІРНОСТІ ПРОЦЕСІВ РАПТОВОЇ  
РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЇ ВІДСІКІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА**

Спеціальність: 05.07.01 – аеродинаміка та газодинаміка  
літальних апаратів

Автореферат  
дисертації на здобуття наукового ступеня  
доктора технічних наук



Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному авіаційному університеті, м. Київ.

Науковий консультант: доктор технічних наук, професор,  
**Запорожець Олександр Іванович**,  
Національний авіаційний університет,  
директор Навчально-наукового інституту Екологічної  
безпеки (м. Київ).

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор,  
академік НАН України,  
**Халатов Артем Артемович**,  
Інститут технічної теплофізики  
Національної академії наук України,  
завідуючий відділом високотемпературної  
термогазодинаміки (м. Київ);

доктор технічних наук, професор,  
**Крашаниця Юрій Олександрович**,  
Національний аерокосмічний університет  
ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний  
інститут» (м. Харків);

доктор технічних наук, професор,  
**Сохацький Анатолій Валентинович**,  
Університет митної справи та фінансів МОН України,  
завідувач кафедри транспортних систем та технологій  
(м. Дніпро).

Захист відбудеться « 22 » травня 2018 р. о 15 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.062.05 при Національному авіаційному університеті МОН України за адресою: 03680, м. Київ, пр. Космонавта Комарова 1, ауд. 9-207.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Національного авіаційного університету МОН України за адресою: 03680, м. Київ, пр. Космонавта Комарова 1.

Автореферат розісланий «\_\_\_»\_\_\_\_\_ 2018 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради Д 26.062.05

К.В. Дорошенко



## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** В авіації та космонавтиці одним із головних завдань є забезпечення необхідних параметрів газу (повітря) в кабіні (відсіку) літального апарата (ЛА). Було розроблено математичні моделі стаціонарних, докритичних, закритичних режимів течії газу, розгерметизації кабіни. Встановлено основні закономірності впливу ударної зміни тиску повітря на організм людини. Незважаючи на досягнуті результати теоретичних і експериментальних досліджень, світовий досвід експлуатації ЛА показує, що є випадки раптової розгерметизації відсіку(ів), які часто призводять до руйнування конструкції відсіку й до людських жертв. Газодинамічні процеси відсіків недостатньо вивчені. Тому встановлення газодинамічних закономірностей процесів раптової розгерметизації відсіків ЛА являє собою важливу наукову проблему, яка є актуальною і затребуваною на практиці.

Опис процесів газу в відсіку наведено в роботах М. Є. Жуковського, С. О. Чаплигіна, М. О. Лаврентьева, Я. Б. Зельдовича, Г. М. Абрамовича, М. П. Вукаловича, Л. Д. Ландау, Л. І. Сєдова, І. А. Чарного, М. Ю. Дейча, С. С. Кутателадзе, Л. Г. Лойцяньського, Д. І. Блохінцева, М. А. Мамонтова, А. М. Гершковича, Л. Т. Бикова, В. С. Івлентієва, І. Є. Ідельчика, Р. Зауера та ін. В опублікованих роботах не наведено математичні моделі і не проведено розрахунки процесів раптової розгерметизації реальних відсіків ЛА.

Актуальність проблеми в теоретичному плані обумовлена тим, що проведені експериментальні та розрахункові дослідження для ізотермічного, адіабатичного й політропного процесів зі змінним показником політропи не дають змоги описати процеси раптової розгерметизації кабіни (відсіку) ЛА. Тому встановлення нових закономірностей газодинамічних процесів у відсіку(ах) та побудова на їх основі функціональних залежностей між параметрами реальних процесів дають підстави провести газодинамічні розрахунки кабіни ЛА. Проведення розрахунків на основі реальних процесів дозволить підвищити точність розрахунків і розширити клас розв'язуваних задач, що є істотним внеском у розвиток сучасної науки з вивчення раптового розширення і стиснення газу.

Актуальність вирішення наукової проблеми в практичному плані обумовлена недостатністю теоретичних досліджень для опису процесів усередині кабіни ЛА. На підставі встановлених залежностей зміни параметрів газу у відсіках вважаємо за можливе проводити розрахунки параметрів газу процесів раптової розгерметизації відсіків для встановлення відповідності ЛА в Україні вимогам Авіаційних правил (АП), «Нормам летной годности самолетов транспортной категории» (АП-25), європейським вимогам (JAR-25, CS-25) та вимогам у США (FAR-25).

На підприємствах авіаційної промисловості багатьох країн уперше було запроваджено вимоги АП-25, JAR-25, CS-25, FAR-25, відповідно до яких кожна конструкція ЛА, а також її складові компоненти та частини, що знаходяться всередині або ззовні відсіку, повинні на будь-якій висоті витримувати вплив раптового зменшення тиску газу через отвір у будь-якому відсіку внаслідок пошкодження відсіку уламками маршових двигунів, появи отвору площею до максимальної величини або в інших випадках розгерметизації відсіку. З

запровадженням АП проведення газодинамічних розрахунків параметрів газу у відсіку(ах) за умови раптової розгерметизації відсіку для оцінювання цілісності конструкції стали неодмінною умовою сертифікації ЛА. Дослідження в дисертації спрямовано, зокрема, й на виконання цих вимог.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Результати дисертаційної роботи отримано за тематичними планами науково-дослідних робіт (НДР): НДР НАУ № 990-ДБ15 «Розроблення засобів еколого-економічної оптимізації багатокритеріальної оцінки збалансованого розвитку авіаційної діяльності в Україні» (2015-2017 рр.), номер державної реєстрації 0115U002463, в частині регулювання чинників безпеки польотів та техногенної безпеки цивільної авіації; НДР НАУ «Дослідження акустичних звукопоглинаючих конструкцій і теплоізолюючих матеріалів на інтерферометрі і в звукомірній камері» за договором НАУ № 122 хоз/Д-56, 2004, замовник АНТК ім. О.К. Антонова; НДР «Обобщение экспериментальных данных акустических характеристик агрегатов СКВ», договір про НТС № Л-36-с-81 між КМЗ і КІЩА від 10.07.81 р.; план науково-технічного прогресу виробництва на 1987 рік за темою «Разработка и внедрение стенда устройств для снижения аэродинамического шума в элементах и агрегатах КСКВ изделия 400», номер державної реєстрації У38790; план науково-технічного прогресу виробництва на 1990 рік за темою «Разработка и внедрение шумоглушающих устройств для улучшения условий труда в кабинах экипажа и сопровождающих изделия 400», номер державної реєстрації Г21221; наказ № 164 від 14.03.1994 р. по АНТК ім. О.К. Антонова про введення АП-25; наказ № 908 від 29 грудня 1999 р. по АНТК ім. О.К. Антонова щодо проведення робіт з раптової розгерметизації відсіків літаків; наказ № 122 від 18.02.2005 р. по Державному підприємству (ДП) «АНТОНОВ» про сертифікацію літака Ан-148-100 моделі Ан-148-100А, Ан-148-100В, Ан-148-100Е.

**Мета і завдання дослідження.** Метою роботи є розрахункове та експериментальне дослідження газодинамічних закономірностей процесів раптової розгерметизації відсіків літального апарата. Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі основні завдання:

1. Провести аналіз стану проблеми газодинамічних закономірностей процесів розгерметизації відсіку;
2. Розробити основні положення встановлення функціональної залежності між параметрами процесу раптової розгерметизації відсіків ЛА;
3. Провести стендові дослідження зі встановлення газодинамічних і аероакустичних закономірностей процесів розгерметизації на моделях і натурних відсіках ЛА в наземних і льотних умовах;
4. Встановити функціональну залежність між параметрами газодинамічного процесу для визначення параметрів рухомого повітря і в загальмованому потоці відсіку, швидкості й витрати повітря;
5. Встановити закономірності газодинамічних і аероакустичних процесів усередині відсіку за умови його раптової розгерметизації;
6. Встановити функціональну залежність між параметрами газодинамічного процесу для визначення силового впливу рухомого повітря на конструкцію відсіку;

7. Розробити методику проведення газодинамічних розрахунків відсіків за умови раптової розгерметизації відсіків ЛА;

8. Запровадити в практику результати розрахункових та експериментальних досліджень газодинамічних процесів модельних та натурних відсіків ЛА.

**Об'єкт дослідження** – процеси розгерметизації відсіків ЛА.

**Предмет дослідження** – закономірності процесів апткової розгерметизації відсіків ЛА.

**Методи дослідження.** Для досягнення поставленої мети в роботі застосовано методи математичного та функціонального аналізу. Отримано розв'язання розроблених диференційних рівнянь першого та другого порядків відповідно до методів математичного аналізу. Розробку критеріїв для підтримання постійного тиску й температури газу у відсіку здійснено відповідно до теорії розмірності і подібності. За умови проведення експериментальних досліджень і визначення адекватності встановлених функціональних залежностей між параметрами газу в відсіку використано методи планування та обробки результатів експерименту. Представлення результатів експерименту й числового розв'язання диференційних рівнянь здійснено методами комп'ютерної технології.

**Обґрунтованість і достовірність наукових положень, результатів та висновків** базується на використанні основних законів, положень газодинаміки й аероакустики стосовно розглядуваного процесу у відсіку ЛА. Для встановлення закономірностей процесів було проведено дослідження на моделі, натурному відсіку в наземних і льотних умовах. Вимірювання тиску, температури повітря, рівнів звукового тиску на стенді й літаку було проведено за єдиною методикою, яка забезпечувала якісне визначення параметрів повітря. У процесі випробувань було використано обладнання й методи обробки результатів вимірювання, які пройшли метрологічну експертизу. Для визначення витрати повітря через досліджувані пристрої було застосовано таровані звужуючі пристрої. Якісного визначення витрати повітря було досягнуто шляхом порівняння витрат, отриманих за еталонним пристроєм. Точність і достовірність результатів розрахунку відповідно до розроблених рівнянь перевірено за результатами зіставлення з експериментом або отриманими рішеннями на основі строгих математичних перетворень. Достовірність отриманих наукових результатів та висновків підтверджується практикою експлуатації герметичних кабін ЛА.

**Наукова новизна** отриманих результатів полягає в установленні газодинамічних закономірностей процесів раптової розгерметизації відсіків ЛА на підставі використання досягнутих результатів і розвитку розрахункових та експериментальних методів досліджень газодинамічних і аероакустичних процесів реальних відсіків. Сформульовано основні положення встановлення функціональної залежності між параметрами газодинамічних процесів з урахуванням пульсацій газу у відсіку за умови його раптової розгерметизації, встановлено закономірності газодинамічних і аероакустичних процесів у відсіку за умови раптової зміни параметрів газу і витікання газу з відсіку всередину суміжного відсіку і в необмежений об'єм. Шляхом висування і перевірки гіпотез за результатами досліджень на моделях і натурних відсіках ЛА в наземних і льотних умовах у роботі отримано такі наукові результати.

*Вперше досліджено і встановлено:*

1. Проведено комплексні стендові, льотні, функціональні, розрахунково-експериментальні газодинамічні та аероакустичні дослідження у відсіках важкого транспортного літака (ВТЛ), надважкого транспортного літака (НТЛ), легкого транспортного літака (ЛТЛ), регіонального реактивного літака (РРЛ), турбогвинтового регіонального вантажно-пасажирського літака (ТРВПЛ), регіонального пасажирського літака (РПЛ), що дало змогу встановити вплив факторів (наприклад, тиск, об'єм, форма отвору, постійна і змінна прохідна площа отвору, за наявності витоків) на процеси розгерметизації відсіку. За параметрами загальмованого потоку, які вимірюються стандартним устаткуванням на стенді і ЛА, визначено основні положення встановлення функціональної залежності між параметрами процесу раптової розгерметизації відсіку;

2. Встановлено закономірності газодинамічних процесів за умови раптової розгерметизації відсіку всередину суміжного відсіку. У відсіках утворюються перехідні процеси за проміжок часу  $\tau = (0,0066 \dots 0,0216)$  с і затухаючі в протифазі коливальні процеси з логарифмічним декрементом затухання  $\Delta = (0,01 \dots 0,11)$ . На підставі досягнутих результатів розрахунку відсіків і встановленої закономірності запропоновано метод визначення параметрів повітря в кабіні ЛА за умови розгерметизації відсіку (метод відсіку). Метод ґрунтується на описі процесів у відсіку, представлених у вигляді закритої (відкритої) термодинамічної системи (ТДС) за умови підведення (відведення) газу (енергії) у відсік і змішування (розділення) газів;

3. Проведено дослідження натурних герметичних кабін ЛА і встановлено експоненціальний характер витоків в часі через нещільності фюзеляжу, що дозволило розробити числовий метод визначення витоків з герметичної кабіни (ГК) за експериментальними даними. Отримано функціональні залежності витоків із кабіни ЛА від об'єму, компонування кабіни і умов експлуатації ЛА (за відсутності обладнання, за встановлення обладнання на землі після викочування літака зі складального цеху, за встановлення обладнання на землі після льотної експлуатації);

4. 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, що призвело до розробки метода встановлення функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу у відсіку з урахуванням моделі за апріорною інформацією. Проведено розрахунки газодинамічних процесів витікання газу через отвір змінної прохідної площі. Підтверджено гіпотезу про встановлення функціональної залежності між параметрами повітря у відсіку щодо тиску повітря і часу аварійної розгерметизації за зміни параметрів повітря в ГК за політропою з постійним показником політропи в діапазоні  $0,2 \leq n \leq 15,6$  з максимальною похибкою 3,1%;

5. Проведено дослідження і встановлено вплив факторів (наприклад, показник політропи, підведена(відведена) енергія, підведене(відведене) повітря, початкова площа отвору, змінне значення правої частини політропи, початкове значення похідної тиску повітря за часом) на зміну параметрів газу в відсіку на підставі встановленої функціональної залежності між параметрами газодинамічного політропного процесу раптової розгерметизації відсіку з постійним показником



політропи з урахуванням пульсацій газу. Підтверджено гіпотези про встановлення функціональної залежності між параметрами політропного процесу з постійним показником політропи та виконання умови квазістаціонарності;

6. Встановлено газодинамічні і аероакустичні закономірності процесів у відсіку за умови його розгерметизації (включаючи раптову розгерметизацію) і витікання газу з відсіку через дросельні або шумопоглинаючі (ШПП) пристрої, отвір (круглий, «рваний», щілину, утворений за ефектом «корок», постійної і змінної прохідної площі) в суміжний відсік або необмежений об'єм, які ґрунтуються на результатах досліджень параметрів газу у відсіках на стендах і в кабінах ЛА. Здобуті результати дозволили визначити витрати газу, встановити закономірності зміни параметрів газу у відсіку, «великому» відсіку, суміжних відсіках з постійним і змінним тисками газу, герметичних кабінах ЛА за наявності витоку і підтвердити висунуті гіпотези про встановлення функціональної залежності між параметрами політропного процесу з постійним показником політропи за умови аварійного покидання літака і раптової розгерметизації відсіку;

7. Встановлено газодинамічні і аероакустичні закономірності процесів у відсіку і на виході газу з відсіку на екран, що дало змогу встановити функціональну залежність між параметрами знакозмінного і силового впливу газу на екран (відсік).

8. Встановлено залежність між параметрами газу у відсіку за умови розриву, зламу, перегину рівняння політропи, що дало підстави для отримання рівняння і критерію для виконання залежності між тиском і густиною газу у відсіку відповідно до рівняння політропи за змінного значення правої частини рівняння політропи;

9. Встановлено газодинамічні закономірності процесів у відсіках ЛА за умови раптової розгерметизації відсіку в залежності від об'єму, параметрів газу у відсіку (тиск, температура), висоти, площі отвору, відсіку, в якому утворюється раптова розгерметизація, параметрів зовнішнього повітря на поверхні фюзеляжу в місці отвору на підставі розробленої методики проведення газодинамічних розрахунків відсіків.

**Практична цінність дисертаційної роботи** полягає в тому, що на підставі проведених розрахункових та експериментальних досліджень газодинамічних процесів у відсіку за умови розгерметизації відсіків ЛА і встановлених нових закономірностей газу у відсіку вперше отримано такі результати:

1. Проведено розрахунки параметрів газу в відсіках ЛА за умови раптової розгерметизації відсіку (багажно-вантажного відсіку (БВВ), вибуху пневматичної шини шасі) з урахуванням витоку з ГК, за відмови системи автоматичного регулювання тиску (САРТ), системи кондиціонування повітря (СКП), пошкодження фюзеляжу уламками маршових двигунів, несанкціонованого відкриття дверей і люків, виривання лобового скла в кабіні екіпажу, пошкоджувальної дії вибуху пневматичної шини на конструкцію відсіку шасі; аварійного покидання ЛА, що дало змогу забезпечити виконання вимог авіаційних правил (АП-25);

2. На підставі проведених досліджень пульсацій тиску повітря в пілоні двигуна і кабінах ВТЛ встановлено експоненціальний характер зміни напружень в деталях рухомого корпусу реверсивного пристрою (РП) двигуна. Розроблено ефективні способи і засоби зменшення пульсацій тиску повітря в джерелі їх утворення, що дозволило знизити напруження в РП з  $\sigma = \pm 5,4 \times 10^7$  Па до

$\sigma = \pm 0,6 \times 10^7$  Па, а установка ШПП на вході випускного клапана САРТ привела до зменшення рівня звукового тиску (РЗТ) в польоті в кабіні відпочинку та технічному відсіку до (7 ... 11) дБ в октавних смугах частот вище 500 Гц. Максимальна похибка розрахунків пульсацій газу в області РП ставить 10,1%;

3. Результати, отримані в дисертаційній роботі, впроваджено на Державному підприємстві «АНТОНОВ» при сертифікації літаків Ан-70, Ан-140, Ан-74ТК-100, Ан-74ТК-200, Ан-74ТК-300, Ан-148-100, Ан-158, Ан-178, Ан-124, Ан-225, Ан-26 і їх модифікацій.

**Особистий внесок автора.** Усі винесені на захист наукові положення і практичні результати роботи отримані особисто автором. У роботах, виконаних разом зі співавторами, автору належать: ідеї, теоретичні розробки, рівняння, обчислювальні алгоритми, обробка експериментальних даних; аналіз отриманих результатів, методи й засоби, встановлені основні залежності. Стендові й натурні дослідження відсіків проведено спільно з виконавцями кафедри безпеки життєдіяльності Інституту екологічної безпеки Національного авіаційного університету, Державного підприємства «АНТОНОВ», Запорізького машинобудівного конструкторського бюро (ЗМКБ) «Прогресс» (м. Запоріжжя), Науково-виробничого об'єднання (НПО) «Наука» (м. Москва, РФ),

**Апробація результатів дисертації.** Результати дисертаційної роботи доповідалися на IV, V міжнародних науково-технічних конференціях «АВІА» (м. Київ, 2002, 2003 рр.), Міжнародній конференції з моделювання й стійкості динамічних систем (DSMSI) (м. Київ, 2003, 2005, 2007, 2009, 2013, 2015 рр.), 10, 11, 13, 14 Міжнародних наукових конференціях імені академіка М. Кравчука (м. Київ, 2004, 2006, 2010, 2012 р.), Міжнародній науково-технічній конференції «Промышленная гидравлика и пневматика», присвяченій 100-річчю від дня народження професора Т. М. Башти (м. Київ, 2004 р.), VII, VIII, IX, X, XI Міжнародних науково-технічних конференціях АС ПГП «Промышленная гидравлика и пневматика» (м. Вінниця, 2006 р., м. Мелітополь, 2007 р., м. Кременчук, 2008 р., м. Львів, 2009 р., м. Мелітополь, 2010 р), VII Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки» (м. Київ, 2009 р.), II, III, IV, VI, VII, VIII Міжнародних наукових школах-конференціях «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики» (м. Алушта, 2004, 2005, 2006, 2008, 2009, 2010 рр.), V, VI, VII, VIII, IX, X Міжнародних конференціях «Прогрессивная техника и технология» (м. Севастополь, 2004, 2005, 2006, 2007, 2008, 2009 рр.), XXIV щорічній науково-технічній конференції (м. Київ, ПІМЕ НАН України, 2005 р.), Ювілейній науково-технічній конференції, присвяченій 60-річчю з дня утворення відділень аеродинаміки літальних апаратів і міцності авіаційних конструкцій СибНДІ (РФ, м. Новосибірськ, 2004 р.).

**Публікації.** Результати дисертаційної роботи опубліковані в 54 наукових статтях, зокрема: 24 статтях в журналах, що належать до переліку фахових видань України (18 – написана особисто здобувачем і 6 – у співавторстві); 4 статтях у іноземних спеціалізованих виданнях; 5 винаходів (5 – представлено у співавторстві), на які отримано 2 авторських свідоцтва, 1 патент України, 3 патенти Російської

Федерації; у тезах 20 міжнародних конференціях (16 представлено без співавторів і 4 – у співавторстві).

**Обсяг і структура роботи.** Дисертаційна робота складається з титульного аркуша, анотації, змісту, переліку умовних позначень, вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних джерел і додатків. Основну частину дисертації викладено на 307 сторінках, вона включає 86 рисунків і 3 таблиці. Кількість окремих сторінок з рисунками – 5. Список використаних джерел (365 назв) викладено на 34 сторінках. 15 додатків оформлено на 82 сторінках. Загальний обсяг дисертації становить 455 сторінок.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

**Вступ.** Обґрунтовано актуальність роботи, поставлено мету та завдання дослідження, сформульовано наукову новизну й практичну цінність отриманих результатів, наведено дані про їх апробацію та впровадження результатів досліджень.

**У першому розділі** здійснено аналіз сучасного стану проблеми встановлення газодинамічних закономірностей процесів раптової розгерметизації відсіків ЛА за випадків зміни параметрів газу у відсіку(ах), які зустрічаються на практиці.

На підставі проведених досліджень процесів розгерметизації кабін було сформульовано основні нормативні вимоги до проектування й експлуатації кабін ЛА. Уперше запроваджені вимоги АП-25 і норми льотної придатності Європи (JAR-25, CS-25), США (FAR-25) спричинили потребу проведення розрахунків за умови раптової розгерметизації відсіку ЛА.

На формування мети й завдань дослідження вплинули праці вчених України О. К. Антонова, Г. Г. Онгірського, В. І. Гончаренка, М. М. Кутелева, В. О. Касьянова, В. І. Токарева, А. І. Запорожця, О. М. Гузя, А. А. Долінського, А. А. Халатова, Е. Я. Епик, В. Я. Кондращенко, С. Д. Винничука, Ю. М. Мацевитого, О. Г. Гребеннікова, З. Л. Фінкельштейна, І. Б. Струтинського, О. М. Яхна, С. Г. Радченка та багатьох інших. В опублікованих роботах процеси раптової розгерметизації відсіків ЛА недостатньо досліджені й потребують подальшого вивчення.

Незважаючи на досягнуті результати в галузі газодинамічних і аероакустичних процесів, не було сформульовано основні положення щодо вивчення процесів газу у відсіку. Тому необхідно продовжити дослідження зі встановлення закономірностей процесів у відсіку за параметрами загальмованого газу і силової дії газу на екран, що виходить з відсіку.

Проведений аналіз газодинамічних та аероакустичних процесів засвідчив, що «якщо газ ударно стиснути, то його обернене розширення відбувається не за ударною адіабатою, а за адіабатою Пуассона». Якщо внаслідок ударного стиснення утворюється ударна хвиля і процес має незворотний характер, то внаслідок ударного розширення неможливо отримати скачок розрідження. З огляду на різний характер зміни параметрів газу внаслідок його ударного стиснення, розширення й суперечливість теоретичного опису цих явищ, необхідно продовжити дослідження і встановити закономірності газодинамічних та аероакустичних процесів у відсіку(ах) внаслідок раптового розширення й стиснення газу.

Проведений аналіз методів Лагранжа й Ейлера стосовно опису процесів у відсіку дав можливість встановити їх переваги та недоліки. Для опису процесів у кабіні ЛА запропоновано на підставі набутого досвіду в авіації і космонавтиці встановити основні положення й закономірності рухомого газу, виходячи із загальних уявлень про відсік(и).

Проведено аналіз фізичного та математичного моделювання газодинамічних та аероакустичних процесів у відсіках ЛА за умови підведення, відведення, перетікання газу з одного відсіку в інший, витікання газу з відсіку на екран, силової дії газу на екран, за змінної площі вихідного отвору. Розроблені математичні моделі переважно описують стаціонарні режими течії газу у відсіку. Аналіз сфери використання таких моделей під час розв'язання практичних задач вказує на те, що необхідно встановити функціональну залежність між параметрами газодинамічного процесу раптової розгерметизації відсіку ЛА за параметрами загальмованого газу з урахуванням моделі за апріорною інформацією унаслідок зміни параметрів газу за політропою.

Аналіз реальних процесів у відсіках ЛА показує, що розгерметизація відсіків ЛА – це складне фізичне явище. На підставі розроблених теоретичних моделей не є можливим описати газодинамічні та аероакустичні процеси з достатньою для практики точністю. Тому встановлення функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу раптової розгерметизації відсіку ЛА з урахуванням витікання має теоретичне й практичне значення.

Проведений аналіз опублікованих робіт дав підставу сформулювати мету і завдання дослідження.

**У другому розділі** описано методологію проведення досліджень для встановлення газодинамічних закономірностей процесів розгерметизації відсіків ЛА. Встановлення газодинамічних закономірностей проводиться на основі розрахункових і експериментальних досліджень. Розроблено та обґрунтовано основні етапи проведення досліджень. Для проведення розрахунків вирішується завдання з опису процесів і встановлення функціональної залежності між параметрами реального процесу. Повітря в відсіку розглядається у вигляді ідеального газу зі зміною параметрів за політропою. Записуються основні рівняння газодинаміки і аероакустики відповідно до законів збереження енергії, маси, кількості руху, проходження, відбиття і розсіювання хвиль. Для встановлення функціональних залежностей параметрів газу у відсіку в наземних і льотних умовах розроблено стенди й використано натурні відсіки ЛА. Запропоновано метод визначення параметрів повітря в кабіні за умови розгерметизації відсіку ЛА (метод відсіку). Сформульовано основні положення встановлення функціональних залежностей процесів раптової розгерметизації відсіку ЛА. Запропоновано метод встановлення функціональних залежностей газодинамічних процесів у відсіку з урахуванням моделі за апріорною інформацією. За зміни параметрів газу за політропою в області розриву або перегину запропоновано визначати параметри газу за змінного значення правої частини рівняння політропи. Під час опису процесів відсік розглянуто у вигляді закритої (відкритої) ТДС. До відсіку вводиться (відводиться) енергія і маса газу. У середині відсіку газ здійснює внутрішню й зовнішню роботи. У процесі досліджень висунуто гіпотези про встановлення

адекватної функціональної залежності між параметрами газу унаслідок зміни параметрів газу за політропою з постійним показником політропи для визначення газодинамічних параметрів і пульсацій газу у відсіку, витрати газу без коефіцієнта витрати, про виконання умови квазістаціонарності.

Газодинамічний розрахунок kabіни (відсіку) ЛА за умови розгерметизації включає встановлення функціональної залежності між параметрами газу, визначення початкових умов і розрахункових випадків, умов розгерметизації відсіку (ів) (за вимогами АП-25), розрахунок параметрів газу в часі у відсіку(ах), визначення максимального перепаду повного тиску на перегородці між відсіками або максимального значення параметрів загальмованого газу на конструкції ЛА.

При зміні параметрів газу за політропою ( $n$ ) і за виконання умови змінного значення правої частини рівняння політропи розроблено рівняння для визначення витрати газу ( $G$ ) з 1-го відсіку з тиском ( $P_1, P_{01}$ ), температурою ( $T_1, T_{01}$ ), густиною ( $\rho_1, \rho_{01}$ ) рухомого й загальмованого газу відповідно у 2-й відсік з параметрами  $P_2, P_{02}, T_2, T_{02}, \rho_2, \rho_{02}$ :

$$G = F \frac{P_{01}}{RT_{01}} D^{\frac{1}{n}} \left( \frac{P_2}{P_{01}} \right)^{\frac{1}{n}} \sqrt{w_1^2 + \frac{2Rn}{n-1} (T_{02} - T_{01}) - 2C_p \left[ T_{01} D^{\frac{1}{n}} \left( \frac{P_2}{P_{01}} \right)^{\frac{n-1}{n}} - T_{02} D^{\frac{1}{n}} \left( \frac{P_1}{P_{02}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}, \quad (1)$$

де  $F$  – площа отвору;  $D = A_1 / A_2$ ;  $A_1, A_2$  – параметри змінного значення правої частини рівняння політропи;  $w_1$  – швидкість газу у відсіку 1;  $R$  – газова стала;  $C_p$  – питома теплоємність газу за постійного тиску.

За умови підведення (відведення) енергії ( $q$ ) і здійснення зовнішньої роботи ( $l$ ) витрата газу визначається за рівнянням:

$$G_2 = F \frac{P_{01}}{RT_{01}} D^{\frac{1}{n}} \left( \frac{P_2}{P_{01}} \right)^{\frac{1}{n}} w_2, \quad w_2 = \sqrt{2 \left\{ q - l + C_p T_{01} \left[ 1 - D^{\frac{1}{n}} \left( \frac{P_2}{P_{01}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] \right\}}. \quad (2)$$

Встановлено залежність між параметрами газу при зміні витрати газу ( $dG_2$ ) з 1-го ( $P'_{01}, T'_{01}, w_1$ ) в 2-й ( $P'_{02}, T'_{02}, w_2$ ) відсік з урахуванням пульсацій газу ( $P'_e, T'_e, \rho'_e$ ) і виконанням умов  $P'_{01} = \text{var}$ ,  $T'_{01} = \text{var}$ ,  $P'_e = \text{var}$ :

$$dG_2 = w_2 F_2 d\rho_2 + \rho_2 F_2 dw_2 + \rho_2 w_2 dF_2. \quad d\rho_2 = D^{\frac{1}{n}} \frac{1}{RT_{01}^2} \left( \frac{P_2}{P_{01}} \right)^{\frac{1}{n}} \left\{ T_{01} \left[ \frac{n-1}{n} dP_{01} + \frac{1}{n} \frac{P_{01}}{P_2} dP_2 \right] - P_{01} dT_{01} \right\},$$

$$dw_2 = \frac{1}{w_2} \left\langle q - l + C_p \left[ 1 - D^{\frac{1}{n}} \left( \frac{S_2}{S_1} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right] d(S_3) - CC \right\rangle, \quad S_1 = P'_{01} + P'_e, \quad S_2 = P'_2 + P'_{e2}, \quad S_3 = T'_{01} + T'_e,$$

$$S_4 = \frac{1}{n} \frac{S_1}{S_2} d(S_2) - S_1 d(S_3), \quad CC = D^{\frac{1}{n}} \frac{n-1}{n} S_3 \left( \frac{S_2}{S_1} \right)^{-\frac{1}{n}} \left( \frac{1}{S_1} \right)^2 [S_1 d(S_2) - S_2 d(S_1)].$$

Залежність між тиском і температурою газу у відсіку в загальмованому газі визначено відповідно до рівнянь стану, політропи, законів збереження енергії та маси:

$$\frac{dP_0}{d\tau} = \frac{RT_0}{V}(G_1 - G_2) - \frac{P_0}{V} \frac{dV}{d\tau} + \frac{P_0}{C_p T_0} \left( \frac{dq}{d\tau} - \frac{dl}{d\tau} \right), \quad \frac{dT_0}{d\tau} = \frac{n-1}{n} \frac{T_0}{P_0} \frac{dP_0}{d\tau}, \quad (3)$$

де  $V$  – об'єм відсіку;  $G_1, G_2$  – витрата підведеного й відведеного газу;  $\tau$  – час.

На підставі рівнянь (3) і стану газу в загальмованому потоці розв'язано задачу з визначення  $P_0, T_0$  і густини газу ( $\rho_0$ ) в часі унаслідок зміни параметрів газу за політропою. При розрахунку тиску у відсіку начальною умовою є початковий тиск, об'єм, питома енергія (підведена, відведена). Зміну об'єму і підведеної (відведеної) енергії записують у вигляді функції від тиску газу. При розрахунку температури начальною умовою є початкова температура. За заданих початкових умов і вихідних даних параметрів газу у відсіку й навколишньому просторі визначено параметри газу у відсіку в процесі підведення, відведення й перетікання газу з одного відсіку в інший для однооб'ємної та багатооб'ємної kabini ЛА.

Встановлено залежності впливу коефіцієнта витрати й показника політропи на результати розрахунку витрати відповідно до встановленої залежності між параметрами газу і часто застосовуваної моделі П. В. Тарасова в порівнянні з типовою методикою. Проведено стендові й числові дослідження за докритичного й закритичного відношення тисків газу на шайбі в діапазоні  $P_0/P_{\text{атм}}=(1,52\dots 2,94)$  (рис. 1). Розроблене рівняння мало мінімальні похибки витрати газу (4,2 ... 5,3) % за значення коефіцієнта витрати  $\mu = 1$ ,  $n = 1,185$  та (1,5 ... 3,5) % за  $\mu = \text{var}$ ,  $n = 1,2837$  для заданого коефіцієнта витрати отвору з гострою кромкою. Підтверджено гіпотезу про розробку рівняння для визначення витрати газу з постійним показником політропи, яке описує зміну параметрів з достатньою для практики точністю.

Для встановлення залежності зміни параметрів газу в реальному відсіку розроблено та обґрунтовано числовий метод визначення витрати повітря (витоку) з ГК за експериментальними даними вимірювання параметрів повітря в кабіні за умови перевірки герметичності kabini ЛА в наземних і льотних умовах. Ефективність числового методу підтверджено співставленням результатів розрахунку та експериментальних даних параметрів газу в герметичній кабіні РРЛ (рис. 2).

Вперше встановлено та досліджено узагальнену залежність витікання повітря з відсіку через отвір змінної площі з використанням рівняння політропи зі змінною правою частиною. Розглянуто окремі випадки витікання газу з відсіку унаслідок зміни газу за політропою. Описано процеси витікання повітря з відсіку через аварійний люк у докритичній і закритичній областях течії повітря. Отримано частинний розв'язок задачі витікання газу з відсіку у вигляді диференціального бінома з раціональним показником степеня, який виражаються через елементарні функції (рис. 3). Максимальна похибка розрахунку становила 11,2 %. На підставі отриманих аналітичних залежностей можливо здійснювати перевірку точності результатів розрахунку і збіжності числових методів за умови витікання газу через отвір змінної площі.

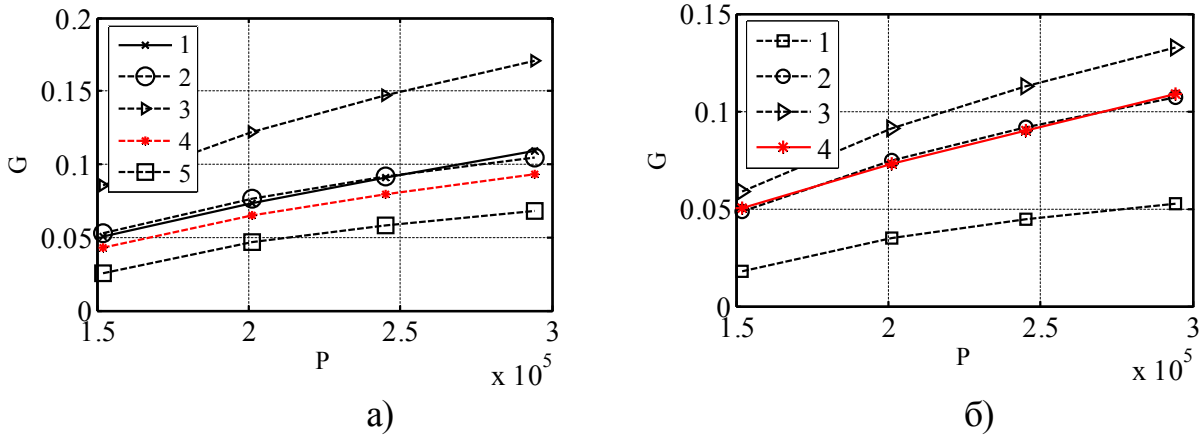


Рис. 1. Залежність тиску газу ( $P$ , Па) перед шайбою від витрати ( $G$ , кг / с):  
 а –  $\mu=1$ , 1 – за типовою методикою; 2 – за формулою (1),  $n = 1,185$ ; 3 – за формулою (1),  $n = 1,4$ ; 4 – за П. В. Тарасовим; 5 – за формулою (1),  $n = 1,1$ ;  
 б –  $\mu = \text{var}$ , 1 – за формулою (1),  $n = 1,1$ ; 2 – за формулою (1),  $n = 1,2837$ ; 3 – за формулою (1),  $n = 1,4$ ; 4 – за типовою методикою

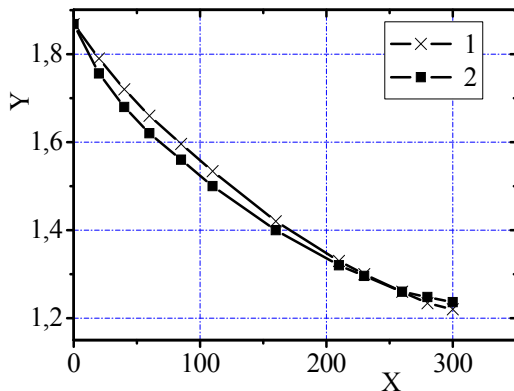


Рис. 2. Залежність відносного тиску повітря ГК ( $Y$ ) від часу ( $X$ , с) за відімкненого джерела надходження повітря: 1 – експеримент; 2 – розрахунок

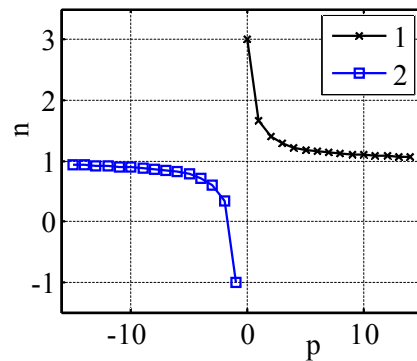


Рис. 3. Для першого випадку залежність показника степеня  $p$  від  $n$ , при якій інтеграл від диференціального бінома виражається через елементарні функції: 1 –  $p \geq 0$ ; 2 –  $p \leq -1$

У порівнянні з роботами Л. Т. Бикова та В. С. Івлентієва запропоновано рівняння на підставі тіла змінної маси для багатооб'ємної kabini за наявності підведення (відведення) енергії з урахуванням маси обладнання та  $n = \text{const}$ . Для  $i$ -го відсіку зміна тиску ( $P_i$ ), температури газу ( $T_i$ ) і поверхні обладнання ( $T_{обji}$ ), зовнішньої підведеної (відведеної) енергії ( $Q_i$ ) від часу ( $\tau$ ) в залежності від об'єму ( $V_i$ ), підведеного газу з витратою ( $G_{1ji}$ ) і температурою ( $T_{1ji}$ ), відведеного газу з витратою ( $G_{2ji}$ ) і температурою ( $T_{2mi}$ ), тепловиділення однієї людини ( $q_{ji}$ ),

електричної потужності, споживаної обладнанням ( $W_{ji}$ ), коефіцієнта корисної дії (ККД) обладнання ( $\eta_{ji}$ ), коефіцієнта тепловіддачі поверхні обладнання ( $\alpha_{ji}$ ), площі поверхні обладнання, яка віддає тепло ( $S_{ji}$ ), коефіцієнта теплопередачі ( $K_{ji}$ ), площі теплопередавальної поверхні ( $F_{ji}$ ), температури зовнішнього повітря ( $T_u$ ), теплоємності обладнання ( $C_{o\sigma ji}$ ), маси устаткування ( $M_{ji}$ ) визначається відповідно до системи рівнянь:

$$\frac{dP_i}{d\tau} = \frac{R}{C_g V_i} \left( \frac{dQ_i}{d\tau} + \sum_{j=1}^n C_p G_{1ji} T_{1ji} - \sum_{m=1}^s C_p G_{2mi} T_{2mi} \right), \quad (4)$$

$$\frac{dQ_i}{d\tau} = \sum_{j=1}^r q_{ji} + \sum_{j=1}^m W_{ji} (1 - \eta_{ji}) + \sum_{j=1}^k C_{o\sigma ji} M_{ji} \frac{dT_{o\sigma ji}}{d\tau} + \sum_{j=1}^c K_{ji} F_{ji} (T_{ni} - T_i), \quad (5)$$

$$\frac{dT_i}{d\tau} = \frac{1}{L} \left( \frac{H}{C_v \rho V_i} - MM \right), \quad L = 1 + \frac{1}{C_v \rho V_i} \sum_{j=1}^k C_{o\sigma ji} M_{ji}, \quad C_{o\sigma ji} M_{ji} \frac{dT_{o\sigma ji}}{d\tau} = \alpha_{ji} S_{ji} (T_i - T_{o\sigma ji}), \quad j = 1, \dots, k,$$

$$H = \sum_{j=1}^r q_{ji} + \sum_{j=1}^m W_{ji} (1 - \eta_{ji}) + \sum_{j=1}^c K_{ji} F_{ji} (T_{ni} - T_i), \quad MM = \frac{T_i}{\rho_i} \frac{\sum_{j=1}^n G_{1ji} - \sum_{m=1}^s G_{2mi}}{V_i}, \quad (6)$$

де  $n, s$  – кількість джерел підведеного й відведеного газу відповідно;  $r$  – кількість людей;  $m$  – кількість радіоелектронних блоків;  $k$  – кількість обладнання;  $c$  – кількість джерел тепла, що проникають всередину об'єму.

Відповідно до встановленої залежності між параметрами газу в відсіку проведено дослідження зміни параметрів газу в багатооб'ємній кабіні літака, отримано частинні розв'язки. Встановлено критерій для підтримання постійного тиску й температури газу у відсіку при підведенні (відведенні) енергії і маси газу:

$$\frac{\frac{dQ}{d\tau} + C_p G_1 T_1}{C_p G_2 T} = const. \quad (7)$$

Здійснено перевірку виконання критерію для підтримання постійної температури в ГК ЛТЛ. Похибка розрахунку температури відповідно до критерію в порівнянні з експериментом становила не більше 7,4 %.

Встановлена залежність між параметрами газу для визначення газодинамічних процесів у відсіку унаслідок зміни параметрів газу за політропою в процесі підведення (відведення) енергії, здійснення зовнішньої роботи, зміни об'єму відсіку. Отримано критерії підтримання постійного тиску й температури газу у відсіку, які підтверджено дослідженнями параметрів газу у відсіках на ВТЛ.

Проведено дослідження і встановлено залежності зміни питомих параметрів газу в загальмованому потоці для «великого» відсіку. Встановлено закономірності та досліджено умови витікання газу з «великого» відсіку:  $P_0 = P$ ,  $T_0 = T$ ,  $\rho_0 = \rho$ ,  $W = 0$ . Здійснено числові дослідження встановленої залежності, що дало змогу встановити вплив швидкості на зміну тиску газу у відсіку. За швидкості течії газу до  $W = 45$  м/с різниця між повним і статичним тиском не перевищує 1,2 % від статичного тиску. Розроблено критерії та визначено умови підтримання постійного



тиску ( $P_0 = const$ ) і температури ( $T_0 = const$ ) газу у «великому» відсіку. Шляхом зіставлення результатів розрахунку й експерименту для натурального відсіку здійснено перевірку виконання умов «великого» відсіку. Похибка розрахунку зміни тиску повітря у відсіку не перевищувала 7 %.

Наведено функціональну залежність між параметрами газу у вигляді системи диференціальних рівнянь, яка описує зміну тиску й температури газу у відсіку в загальмованому потоці унаслідок зміни параметрів підведеного (відведеного) газу у відсіку. Розроблені рівняння додатково враховують складові зміни підведеного (відведеного) тиску газу, зміну об'єму й маси підведеного (відведеного) газу, зміну температури газу у відсіку, зміну підведеної (відведеної) температури газу. Достовірність рівнянь підтверджено співставленням результатів числових досліджень і експериментальних даних.

Встановлена функціональна залежність між параметрами газу для визначення тиску й температури газу у відсіку в загальмованому потоці внаслідок зміни параметрів газу за політропою. Встановлено залежності процесів перетворення енергії, стиснення, розширення газу у відсіку з урахуванням його пружних властивостей. Розглянуто процеси за умови перевірки відсіку на герметичність. На підставі розроблених рівнянь проведено числові дослідження з оцінювання впливу деформації відсіку на зміну тиску газу у відсіку. Отримані залежності дають підстави визначити граничні випадки зміни параметрів газу і умови, коли конструкція відсіку піддається знакозмінному навантаженню.

У **третьому розділі** досліджено газодинамічні та аероакустичні процеси за умови витікання газу з відсіку з урахування пульсацій газу. Здійснено дослідження газодинамічних та аероакустичних процесів рухомого газу за умови витікання газу з відсіку через зазор. Встановлено залежність силової дії газу на екран ( $\bar{R}$ ) від підведеного газу з витратою ( $G_1^{(1)}, G_2^{(1)}$ ) і швидкістю ( $W_1^{(1)}, W_2^{(1)}$ ) у початковий і кінцевий моменти часу, відведеного газу з параметрами ( $G_1^{(2)}, G_2^{(2)}, W_1^{(2)}, W_2^{(2)}$ ), газу у відсіку ( $G_1 \bar{W}_1, G_2 \bar{W}_2$ ):

$$\begin{aligned} \bar{R} = G_1^{(1)} \bar{W}_1^{(1)} - G_2^{(1)} \bar{W}_2^{(1)} + G_1 \bar{W}_1 - G_2 \bar{W}_2 + G_1^{(2)} \bar{W}_1^{(2)} - G_2^{(2)} \bar{W}_2^{(2)} + \\ + \bar{P}_1 S_1 + \bar{P}_2 S_2 + \bar{F}_k + \bar{M} + \bar{F}_1, \end{aligned} \quad (8)$$

де  $\bar{F}_n = \bar{P}_1 S_1 + \bar{P}_2 S_2$  – головний вектор нормальних сил, прикладених до досліджуваних площин  $S_1, S_2$  з тисками ( $\bar{P}_1, \bar{P}_2$ ) відповідно;  $\bar{F}_k$  – головний вектор дотичних сил, прикладених до площин  $S_1$  і  $S_2$ ;  $\bar{M}$  – головний вектор масових сил;  $\bar{F}_1$  – вектор зовнішніх сил, що діють на тверде тіло.

Досліджено і встановлено газодинамічні (рис. 4) та аероакустичні закономірності (рис. 5 – рис. 7) процесів течії газу через зазор і знакозмінного впливу газу на екран. З початковим тиском повітря на вході  $P_{над} = (4,903 \dots 19,61) \times 10^4$  Па встановлено залежності впливу передньої кромки отвору, геометричних розмірів отвору, звужувального пристрою, щілини, зазору між відсіком і екраном, показника політропи на результати розрахунку витрати повітря з відсіку. На підставі проведених досліджень підтверджено гіпотезу про можливість

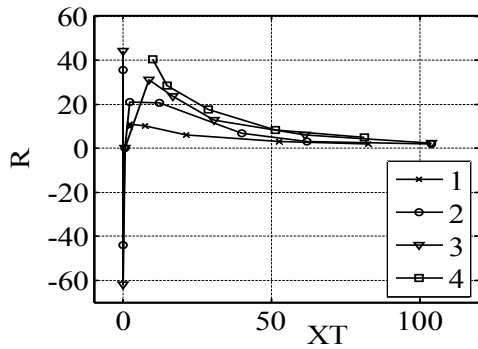


Рис. 4. Залежність сили ( $\vec{R}$ , Н) від відносної відстані (ХТ): 1 –  $P_1=0,5 \times 10^5$  Па; 2 –  $P_1=1,0 \times 10^5$  Па; 3 –  $P_1=1,5 \times 10^5$  Па; 4 –  $P_1=2,0 \times 10^5$  Па

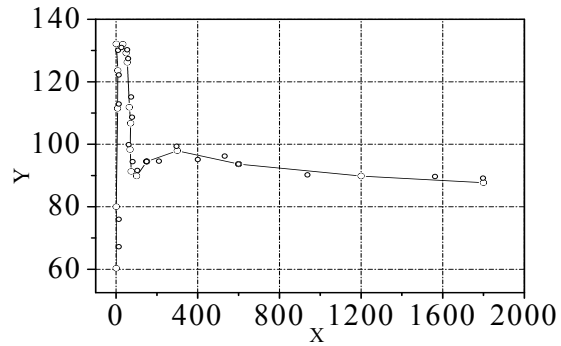


Рис. 5. Залежність СРЗТ уздовж вісі відсіку (Y, дБ) від відносної відстані між відсіком та екраном (X) за  $P_1=0,15 \times 10^5$  Па

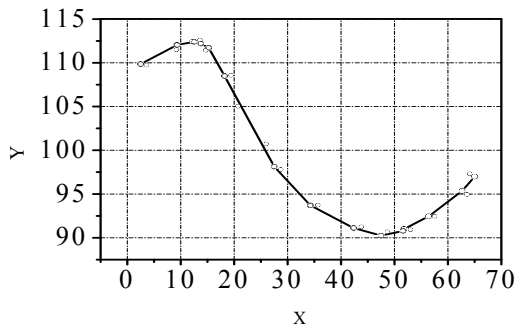


Рис. 6. Залежність СРЗТ у зазорі (Y, дБ) від відносного радіусу струменю газу в зазорі (X) за  $P_1=4,4 \times 10^5$  Па

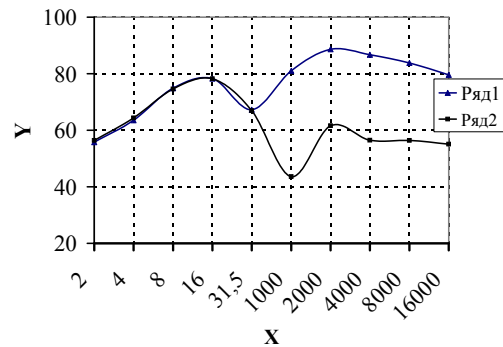


Рис. 7. Залежність РЗТ (Y, дБ) від частоти (X, Гц) та стану диску: Ряд 1 – диск нерухомий; Ряд 2 – диск обертається

встановлення функціональної залежності між параметрами газу для визначення витрати газу через дросельний пристрій з постійним показником політропи.

Досліджено в стендових і льотних умовах газодинамічні та аероакустичні процеси в продувній магістралі теплообмінника СПП у пілоні двигуна ВТЛ (рис. 8). Встановлено вплив частоти обертання ротора високого тиску і параметрів повітря, що відбирається з вентиляторного контуру в продувну магістраль теплообмінника СПП, на напруги в деталях рухомого корпусу РП двигуна. Проведено зіставлення розрахункових значень пульсацій тиску газу в ділянці РП з експериментальними даними (рис. 9). За результатами проведених досліджень запропоновано ефективні способи зменшення пульсацій тиску повітря в джерелі утворення, що дало змогу зменшити напруження в деталях рухомого корпусу РП.

Наведено результати стендових, льотних газодинамічних та аероакустичних досліджень щодо визначення джерел пульсацій тиску газу в кабінах ВТЛ. Виділення таких джерел на літаку є складним науково-прикладним завданням. Показано, що найефективнішим методом зменшення пульсацій газу в кабінах є комплексний

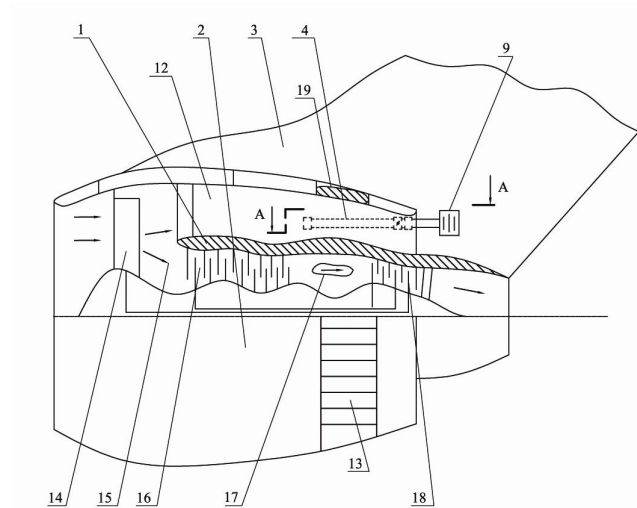


Рис. 8. Структурна схема компонування продувної магістралі теплообмінника СПП в пілоні двигуна ВТЛ: 1 – двигун; 2 – гондола двигуна; 3 – пілон; 4 – продувна магістраль; 9 – вхідний патрубок; 12 – вентиляторний контур; 13 – реверсивний пристрій; 14 – вентилятор; 15 – внутрішній контур; 16 – компресор; 17 – камера згоряння; 18 – турбіна; 19 – стулка

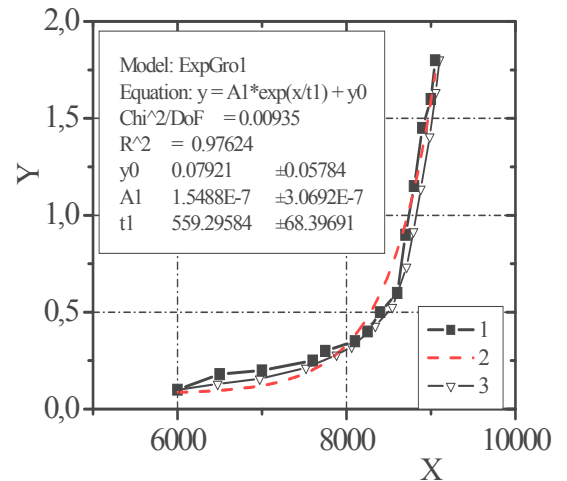


Рис. 9. Залежність максимальної динамічної напруги в окантовці корпусу РП ( $Y \times 10^7$ , Па) від кутової швидкості ротора високого тиску ( $X$ , об/хв) з системою відбору повітря з вентиляторного контуру на частоті 370 Гц: 1 – експеримент; 2 – модель ExpGro1; 3 – розрахунок відповідно до рівняння (9)

метод, який включає особливості кабін, експлуатаційні режими польоту літака, режими роботи двигуна, систем (наприклад, СКП, САРТ), пристроїв. Для зменшення пульсацій газу в кабінах було розроблено ШПП на вході до ВК САРТ. Ефективність ШПП підтверджено результатами стендових і льотних досліджень в октавних смугах частот понад 500 Гц.

У четвертому розділі проведено теоретичні та експериментальні дослідження зі встановлення закономірностей і функціональної залежності між параметрами газу процесів раптової розгерметизації відсіку. На стенді відповідно до рис. 10 проведено газодинамічні та аероакустичні дослідження в ревербераційній камері Національного авіаційного університету. Проведено стендові експериментальні дослідження щодо встановлення швидкості поширення пульсацій тиску газу в двох суміжних відсіках за умови раптового розриву мембрани й перетікання повітря між відсіками. Наведено результати вимірювань і розрахунку швидкості поширення пульсацій газу за тиску повітря у відсіку  $P_{\text{над}} = (0,15 \dots 3,0) \times 10^5$  Па. Похибка розрахунку поширення пульсацій газу у відсіках становила 3,8 %.

Наведено результати досліджень газодинамічних процесів у відсіку (рис. 11-13) за умови його раптової розгерметизації всередину суміжного відсіку і в необмежений об'єм. Відповідно до розробленого методу відсіку встановлено закономірності зміни параметрів повітря в суміжних відсіках за умови раптової

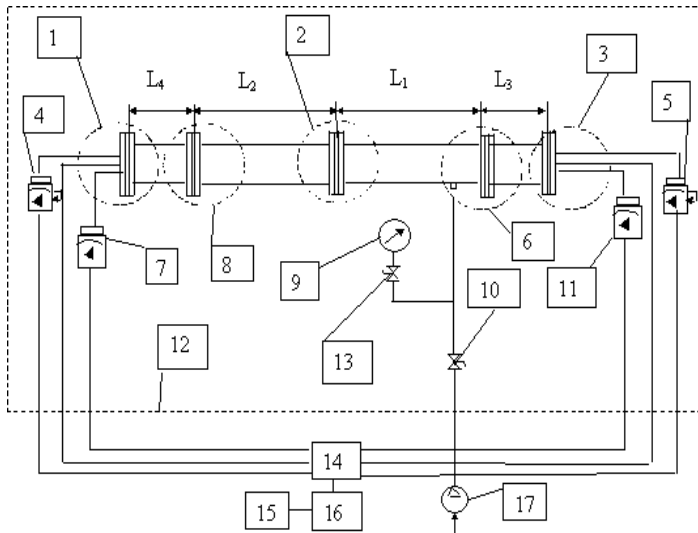


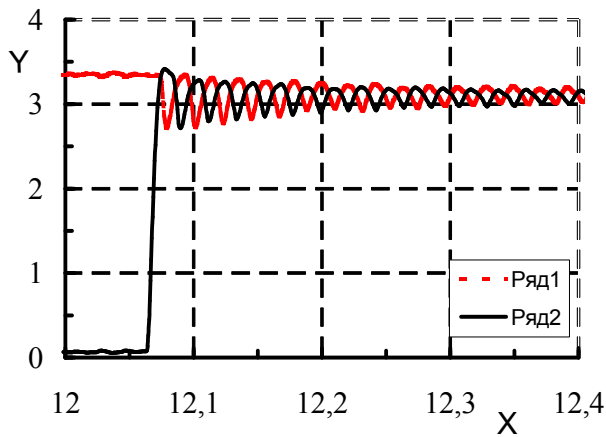
Рис. 10. Схема стенду: 1, 2, 3, 6, 8 – вузол; 4 – датчик температури № 2; 5 – датчик температури № 1; 7 – датчик тиску № 2; 9 – манометр; 10, 13 – перекривний кран; 11 – датчик тиску № 1; 12 – ревербераційна камера; 14 – підсилювач; 15 – персональний комп'ютер; 16 – аналогово-цифровий перетворювач; 17 – компресор;  $L_1, L_2, L_3, L_4$  – довжина відсіку

розгерметизації одного з відсіків для відносних об'ємів відсіків  $V_{\text{від}} = (0,081 \dots 11,3)$  (рис. 11). Визначено затухання коливаль у залежності від відносного об'єму відсіку (рис. 12). Отримано газодинамічні та аероакустичні характеристики процесів за умови раптової розгерметизації відсіку в необмежений простір. Встановлено вплив каналу на виході з відсіку на зміну СУЗД (рис. 13).

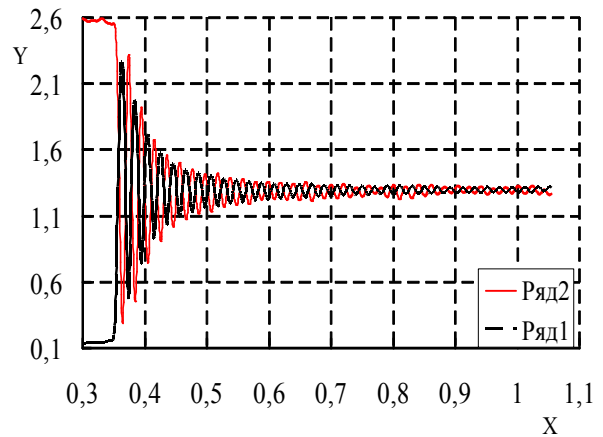
Встановлено залежності зміни газодинамічних та аероакустичних процесів у відсіку за умови його раптової розгерметизації (рис. 14–15) через отвори різної конфігурації: круглий отвір, щілину, отвір, який утворено за ефектом «корок», «рваний» отвір. Встановлено швидкість зміни тиску газу за умови раптової розгерметизації відсіку через досліджувані отвори. Здійснений порівняльний аналіз спектрів пульсацій тиску газу в докритичній та закритичній областях течії газу дав змогу визначити переважний внесок пульсацій у загальний рівень шуму за умови витікання газу через досліджувані отвори. Унаслідок порівняння спектрів РЗТ для круглого та «рваного» отворів визначено області перетину спектрів РЗТ, що дає змогу встановити переважаче джерело шуму.

Для обробки спектра пульсацій тиску газу в досліджуваному відсіку за умови його раптової розгерметизації було досліджено цифрові фільтри, а саме Баттерворта, Чебишева й Бесселя. Запропоновано використовувати цифровий фільтр Бесселя з пропускнуою здатністю  $f = (0 \dots 400)$  Гц.

На підставі проведених теоретичних і експериментальних досліджень у попередніх розділах встановлено функціональну залежність між параметрами газодинамічного процесу з урахуванням пульсацій газу за умови раптової розгерметизації відсіку. Встановлено залежність зміни параметрів газу в часі ( $\tau$ ) між тиском ( $P_{01}', P_{02}'$ ), температурою ( $T_{01}', T_{02}'$ ) в загальмованому потоці у відсіках 1 і 2 відповідно, пульсаціями тиску ( $P_e$ ) і температури ( $T_e$ ) в 1 відсіку, витратою підведеного ( $G_1$ ) і відведеного ( $G_2$ ) газу, зміною витрати ( $dG_1, dG_2$ ), об'ємом відсіку ( $V$ ), зміною об'єму ( $dV, d^2V$ ), підведеною ( $q$ ) і відведеною ( $l$ ) питомою енергією, зміною питомої енергії ( $dq, dl, d^2q, d^2l$ ), статичним тиском газу в 2 відсі-



а)



б)

Рис. 11. Залежність надлишкового тиску газу у відсіках низького та високого тисків ( $Y \times 10^5$ , Па) від часу ( $X$ , с) за умови раптової розгерметизації відсіку високого тиску: а –  $V_{\text{від}}=11,3$ ; б –  $V_{\text{від}}=1$

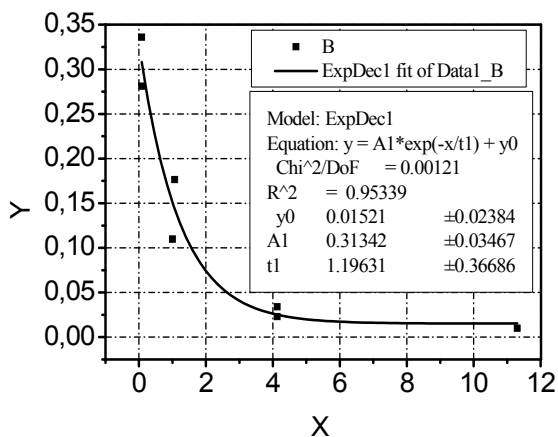


Рис. 12. Залежність логарифмічного декременту затухання ( $Y$ ) від відносного об'єму відсіку ( $X$ )

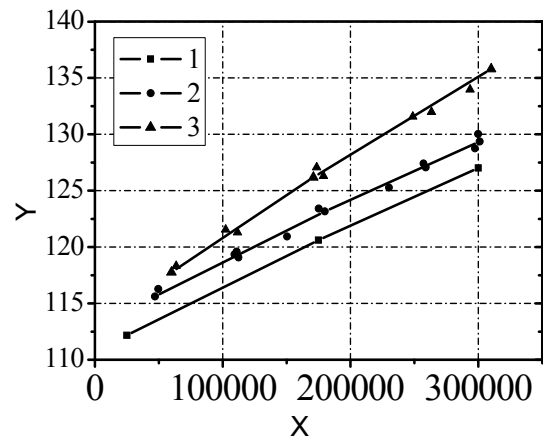


Рис. 13. Залежність СРЗТ ( $Y$ , дБ) від надлишкового тиску газу у відсіку ( $X$ , Па) та довжини каналу: 1 – відсутній канал; 2 – довжина каналу 1,7 м; 3 – довжина каналу 3,7 м

ку ( $P'_2$ ), швидкістю газу в 1 ( $w_1$ ) і в 2 ( $w_2$ ) відсіках, пульсаціями тиску ( $P_{e2}$ ) і температури ( $T_{e2}$ ) газу в 2 відсіку, швидкістю хвилі в початковий момент розгерметизації відсіку ( $w_e$ ), показником політропи ( $n$ ). Функціональна залежність між параметрами газу в відсіку записується в такому вигляді:

$$\frac{d^2 P'_{01}}{d\tau^2} = n(A - B + C) - \frac{d^2 P_e}{d\tau^2}, \quad (9)$$

де

$$A = R \left\{ V \left( \frac{dT'_{01}}{d\tau} + \frac{dT_e}{d\tau} \right) - (T'_{01} + T_e) \frac{dV}{d\tau} \right\} \frac{G_1 - G_2}{V^2} + \frac{T'_{01} + T_e}{V} \left( \frac{dG_1}{d\tau} - \frac{dG_2}{d\tau} \right) \}; G_1 = \sum_{i=1}^z G_i;$$

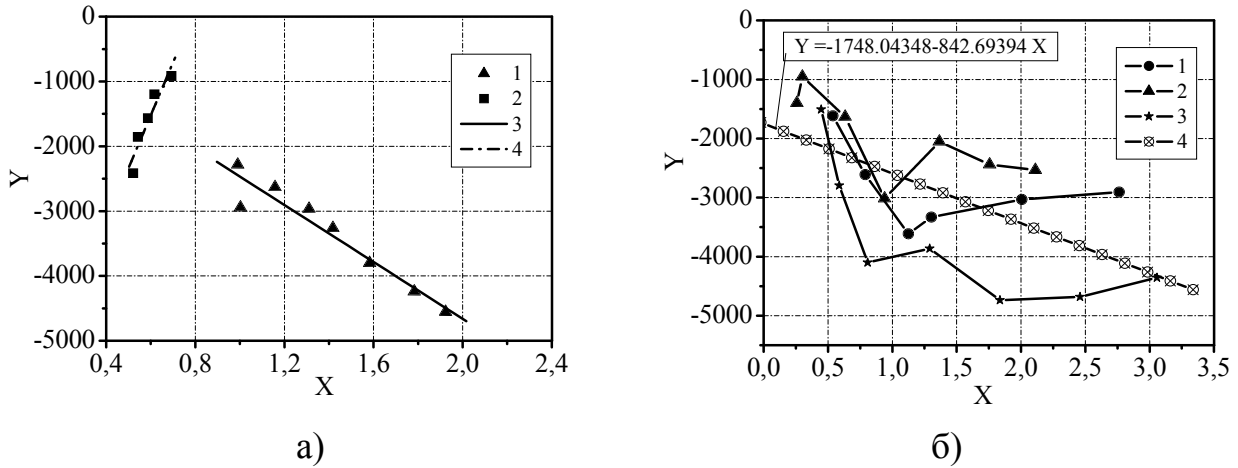


Рис. 14. Залежність початкової швидкості зміни тиску газу у відсіку ( $Y \times 10^4$ , Па/с) від початкового надлишкового тиску ( $X \times 10^5$ , Па):

а) щілина, «корок», 1 –  $F_{\text{від}} = 0,0365$ , щілина; 2 –  $F_{\text{від}} = 0,036$ , «корок»; 3 – щілина,  $Y = -270,68437 - 2195,89061 X$ ; 4 – «корок»,  $Y = -6417,22203 + 8159,98625 X$ ;

б) «рваний» отвір: 1 –  $F_{\text{над}} = 0,036$ ; 2 –  $F_{\text{від}} = 0,0948$ ; 3 –  $F_{\text{від}} = 0,486$ ; 4 – рівняння,  $Y = -1748,04348 - 842,69394 X$

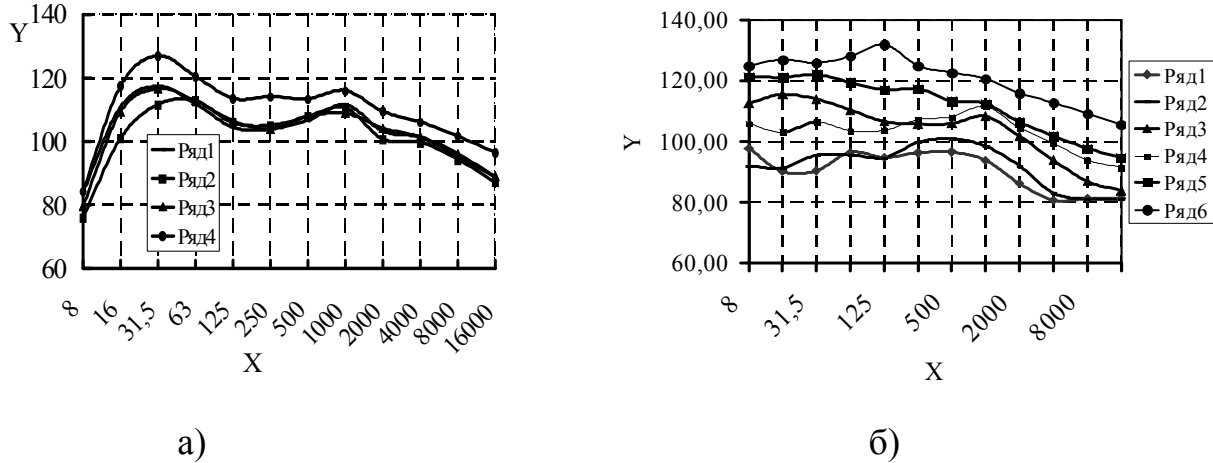


Рис. 15. Рівні звукового тиску ( $Y$ , дБ) в октавних смугах частот ( $X$ , Гц):

а) щілина,  $F_{\text{від}} = 0,037$ : Ряд 1 –  $P_{\text{над}} = 0,93 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 120,48$  дБ; Ряд 2 –  $P_{\text{над}} = 1,02 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 117,95$  дБ; Ряд 3 –  $P_{\text{над}} = 1,16 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 120$  дБ; Ряд 4 –  $P_{\text{над}} = 1,9 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 129,03$  дБ;

б) «рваний» отвір,  $F_{\text{від}} = 0,486$ : Ряд 1 –  $P_{\text{над}} = 0,22 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 104,79$  дБ; Ряд 2 –  $P_{\text{над}} = 0,4 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 106,83$  дБ; Ряд 3 –  $P_{\text{над}} = 0,77 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 120,59$  дБ; Ряд 4 –  $P_{\text{над}} = 1,26 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 117,2$  дБ; Ряд 5 –  $P_{\text{над}} = 1,85 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 128,54$  дБ; Ряд 6 –  $P_{\text{над}} = 3,01 \times 10^5$  Па,  $L_{\text{сум}} = 136,12$  дБ

$$B = \left[ V \left( \frac{dP'_{01}}{d\tau} + \frac{dP'_e}{d\tau} \right) - (P'_{01} + P'_e) \frac{dV}{d\tau} \right] \frac{1}{V^2} \frac{dV}{d\tau} + \frac{P'_{01} + P'_e}{V} \frac{d^2V}{d\tau^2} ;$$

$$C = \left[ (T'_{01} + T'_e) \left( \frac{dP'_{01}}{d\tau} + \frac{dP'_e}{d\tau} \right) - (P'_{01} + P'_e) \left( \frac{dT'_{01}}{d\tau} + \frac{dT'_e}{d\tau} \right) \right] \frac{1}{R(T'_{01} + T'_e)^2} \left( \frac{dq}{d\tau} - \frac{dl}{d\tau} \right) + CC ;$$

$$CC = \frac{P'_{01} + P'_e}{R(T'_{01} + T'_e)} \left( \frac{d^2q}{d\tau^2} - \frac{d^2l}{d\tau^2} \right) ; G_j = F_2^{(j)} \frac{P'_{01} + P'_e}{RT'_{01}} \left( \frac{A_1}{A_2} \right)^n \left( \frac{P_2 + P_{e2}}{P'_{01} + P'_e} \right)^{\frac{1}{n}} w_2 ; G_1 = \sum_{i=1}^z G_i ; G_2 = \sum_{j=1}^m G_j ;$$

$$w_2 = \sqrt{(w_1 + w_e)^2 + GG_2 - 2C_p \left[ (T'_{01} + T'_e) \left( \frac{A_2}{A_1} \right)^{\frac{1}{m}} \left( \frac{P_2 + P_{e2}}{P'_{01} + P'_e} \right)^{\frac{n-1}{n}} - (T'_{02} + T_{e2}) \left( \frac{A_1}{A_2} \right)^{\frac{1}{n}} \left( \frac{P'_1 + P'_e}{P'_{02} + P_{e2}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]} ;$$

$$GG_2 = \frac{2Rn}{n-1} [T'_{02} + T_{e2} - (T'_{01} + T'_e)] ; \frac{dT'_{01}}{d\tau} = -\frac{dT'_e}{d\tau} + \frac{n-1}{n} \left( \frac{dP'_{01}}{d\tau} + \frac{dP'_e}{d\tau} \right) \frac{T'_{01} + T'_e}{P'_{01} + P'_e} ,$$

де  $z$  – кількість джерел підведеного газу;  $m$  – кількість джерел відведеного газу; витрата підведеного газу ( $G_1$ ) визначається аналогічно  $G_2$ .

Параметри газу у відсіку визначаються за постійних значень показника політропи ( $n$ ) й питомої теплоємності ( $C_p$ ). Початковими умовами для рівняння (9) є:  $\tau = 0$ ,  $P'_{01(\tau=0)} = P_{ноч}$ ,  $(dP'_{01}/d\tau)_{(\tau=0)} = (dP'_{01}/d\tau)_{ноч}$ ,  $T'_{01(\tau=0)} = T_{ноч}$ ,  $G_{1(\tau=0)} = G_{1ноч}$ ,  $G_{2(\tau=0)} = G_{2ноч}$ ,  $V_{(\tau=0)} = V_{ноч}$ ,  $(dV/d\tau)_{(\tau=0)} = (dV/d\tau)_{ноч}$ ,  $q_{(\tau=0)} = q_{ноч}$ ,  $(dq/d\tau)_{(\tau=0)} = (dq/d\tau)_{ноч}$ ,  $l_{(\tau=0)} = l_{ноч}$ ,  $(dl/d\tau)_{(\tau=0)} = (dl/d\tau)_{ноч}$ ,  $P_{e(\tau=0)} = P_{ноч}$ ,  $(dP'_e/d\tau)_{(\tau=0)} = (dP'_e/d\tau)_{ноч}$ ,  $T_{e(\tau=0)} = T_{ноч}$ . Наведено результати досліджень рівняння (9). Встановлена функціональна залежність між параметрами газодинамічного процесу в відсіку описує широкий клас розв'язуваних задач за зміни параметрів у відповідності до політропного процесу з постійним показником політропи. Частинним розв'язком рівняння (9) є рівняння адиабати Гюгонію і Пуассона, що підтверджено результатами досліджень на рис. 16. Відповідно до рівнянь (9) визначено інтегральні значення тиску газу за об'ємом відсіку. Локальне значення параметрів газу досягається шляхом поділу відсіку на підвідсіки відповідно до розробленого алгоритму. На підставі рівняння (9) встановлено закономірності зміни параметрів газу у відсіку в залежності від параметрів політропного процесу, наприклад, показника політропи, підведеної (відведеної) енергії, об'єму відсіку, початкової площі отвору (рис. 17).

Для перевірки ефективності розроблених методів та отриманих рівнянь здійснено порівняння результатів розрахунку відповідно з рівнянням (9) і експериментальними даними. Адекватність встановленої функціональної залежності підтверджено за закритичного й докритичного режимів течії газу (рис. 18). Ефективність рівняння (9) показано в порівнянні з роботами Л. Т. Бикова, В. С. Івлентієва. За постійного значення показника політропи ( $n = 1,4$ ) розроблене рівняння адекватно описує пульсації газу з достатньою для практики точністю (рис. 19). При відносному тиску у відсіку  $P_{від} = (1,1 \dots 4,3)$  максимальна похибка дорівнює 10,2%. У процесі зіставлення результатів розрахунку й експерименту підтверджено гіпотези про встановлення функціональної залежності з постійним показником політропи й виконання умови квазістаціонарності процесів у відсіку.

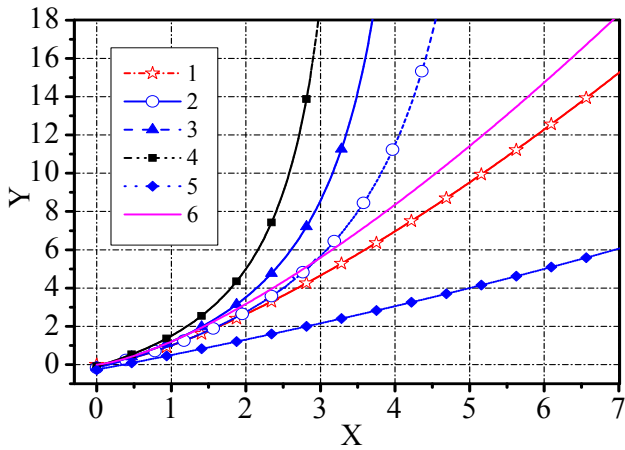
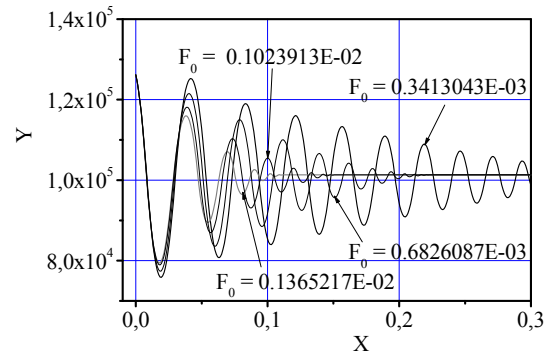
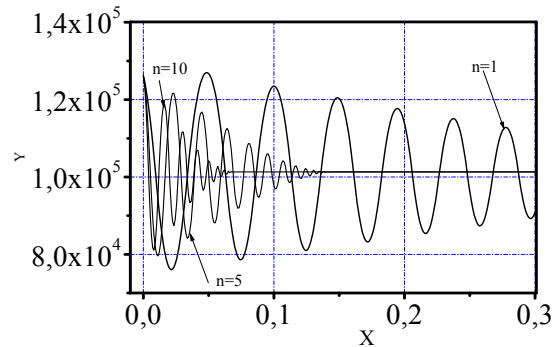


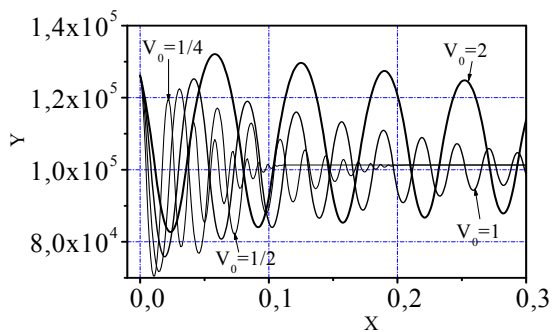
Рис. 16. Залежність відносного тиску повітря у відсіку ( $Y, P_2/P_1$ ) від відносної густини повітря ( $X, \rho_2/\rho_1$ ) за рівнянням (9): 1 – рівняння Пуассона; 2 – адіабата Гюгонію; 3 –  $D=1,2$ ; 4 –  $D=1,5$ ; 5 –  $D=0,5$ ; 6 – адіабата,  $D=1,2$



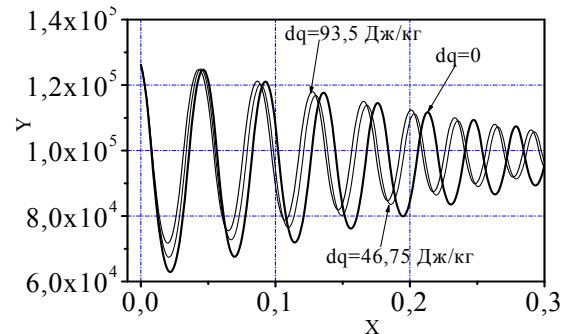
а)



б)



в)



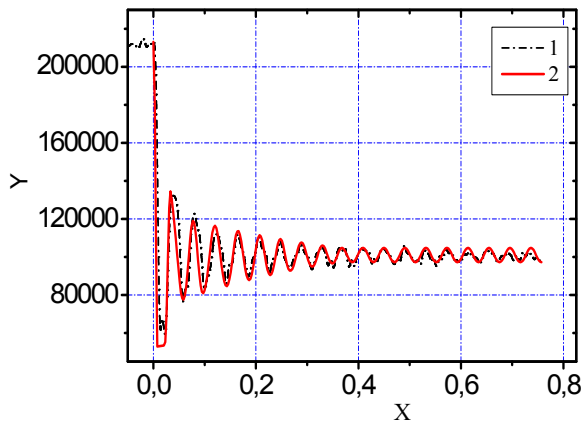
г)

Рис. 17. Залежність тиску повітря у відсіку ( $Y, \text{Па}$ ) від часу ( $X, \text{с}$ ): а – відносної початкової площі отвору ( $F_0$ ); б – показника політропи ( $n$ ); в – відносного об'єму відсіку ( $V_0$ ); г – підведеної енергії ( $dq$ )

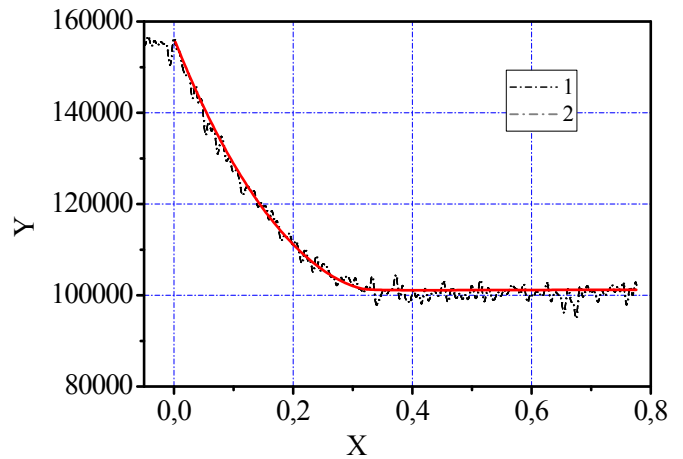
У п'ятому розділі наведено результати практичної перевірки і реалізації встановлених залежностей, методів і алгоритмів. Запропоновано методику проведення газодинамічних розрахунків відсіків за раптової розгерметизації відсіків ЛА. Це дало змогу вперше розв'язати задачі газодинаміки процесів раптової розгерметизації відсіків, багажно-вантажних відсіків, вибуху пневматичної шини у відповідності з вимогами АП-25: Обґрунтування розробленої методики здійснено на прикладі газодинамічних розрахунків відсіків РПЛ.

Розроблено способи проведення газодинамічних розрахунків, які доведені на прикладі дослідження газодинамічних процесів у відсіках РПЛ (рис. 20 – рис. 23). За

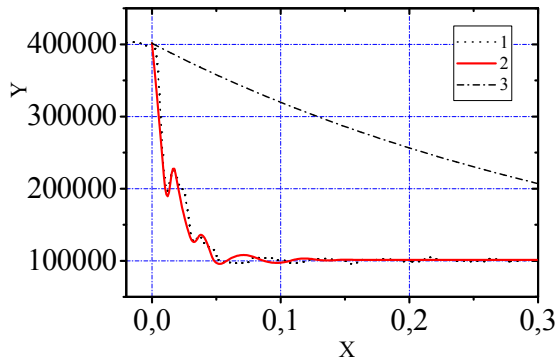




а)



б)



в)

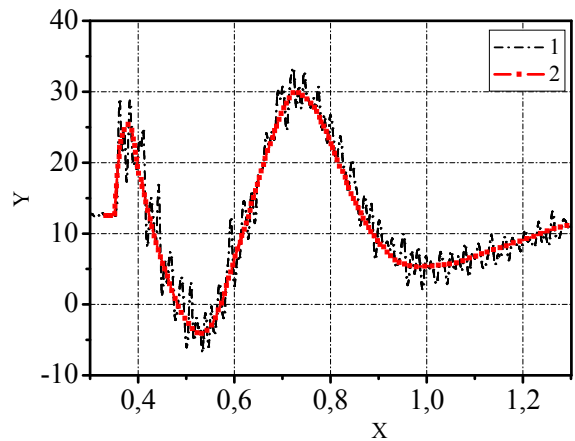


Рис. 18. Залежність тиску повітря у відсіку ( $Y$ , Па) від часу ( $X$ , с):  
 а) круглий отвір,  $F_{\text{від}}=1$ ; 1 – експеримент; 2 – розрахунок, рівняння (9);  
 б) отвір, утворений за ефектом «корок»,  $F_{\text{від}}=0,04$ ; 1 – експеримент; 2 – розрахунок, рівняння (9);  
 в) «рваний» отвір,  $F_{\text{від}}=0,49$ ; 1 – експеримент; 2 – розрахунок, рівняння (9); 3 – розрахунок, Биков Л.Т.

Рис. 19 Залежність пульсацій тиску повітря ( $Y$ , Па) від поточного часу ( $X$ , с):  
 1 – експеримент;  
 2 – розрахунок, рівняння (9)

умови раптової розгерметизації відсіків літака здійснено дослідження параметрів повітря у відсіках ГК відповідно до рівняння (9) для оцінювання впливу параметрів газу у відсіку на потрібні перепади повного тиску газу перегородок між відсіками (додатково до заданих перепадів повного тиску газу) й додаткові площі для перетікання повітря між відсіками (відносно початкової площі). Визначено граничні (максимальні, мінімальні) значення параметрів газу у відсіку, за яких перегородки між суміжними відсіками піддаються силовій дії газу. Здійснено дослідження дії газу на перегородки між суміжними відсіками в залежності: від висоти польоту; від

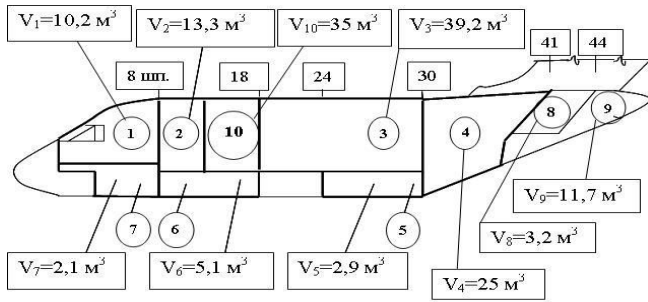


Рис. 20. Структурна схема замкнених об'ємів фюзеляжу літака: 1 – кабіна екіпажу; 2 – побутовий відсік; 3 – салон осіб, які супроводжують; 4 – багажний відсік; 5 – задній підпільний відсік; 6 – передній підпільний відсік; 7 – підпільний відсік; 8, 9, 10 – відсік

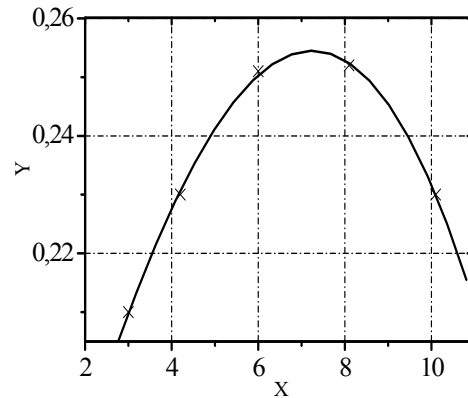


Рис. 21. Залежність площі отвору ( $Y, \text{ м}^2$ ) між відсіками 2 та 10 від відсіку ( $X$ ) за умови раптової розгерметизації відсіку № 10 для  $H = 10100 \text{ м}$

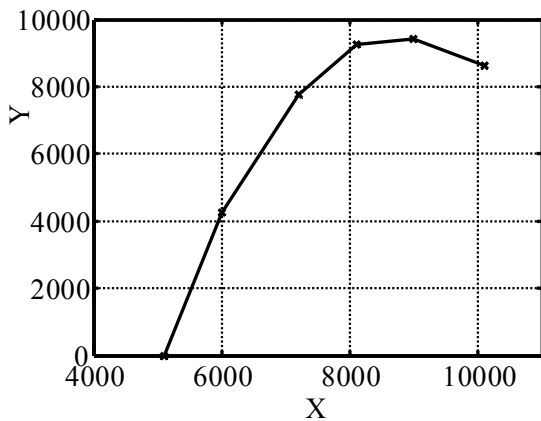


Рис. 22. Зміна потрібної несучої здатності перегородки між відсіками № 10 і 2 ( $Y, \text{ Па}$ ) в залежності від висоти польоту ( $X, \text{ м}$ ) за умови раптової розгерметизації відсіку № 1

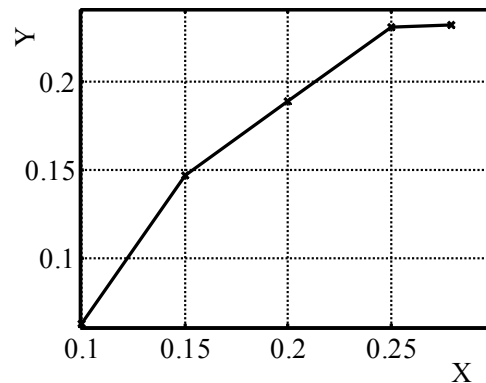


Рис. 23. Зміна додаткової площі отвору між відсіками № 2 та 10 ( $Y, \text{ м}^2$ ) в залежності від площі нормованого отвору ( $X, \text{ м}^2$ ) за умови раптової розгерметизації відсіку № 10 на висоті польоту  $H = 6000 \text{ м}$

відсіку, в якому відбувається раптова розгерметизація; від площі нормованого отвору. Для ~85% перегородок максимальні перепади повного тиску виявлено на висотах  $H \approx (6 \dots 9) \text{ км}$ , а для 25% – на максимальній висоті польоту.

Проведено аналіз і наведено результати статистичного аналізу експериментальних даних витоків з герметичної кабіни ЛА (рис. 24). У порівнянні з теоретичною моделлю відсіку, для якої відсутній витік, реальний відсік ЛА має витіки через нещільності фюзеляжу. Отримано рівняння питомого витоків ( $G/V$ ) в

часі (x) за відсутності обладнання:

$$G/V = A1 * \exp(-x/t1) + y0, \quad (10)$$

де  $A1 = 0,00141$ ;  $t1 = 985,62941$ ;  $y0 = 0,00006$ .

У разі установки обладнання всередині фюзеляжу рівняння питомого витoku відповідає рівнянню (10) з коефіцієнтами:  $A1 = 0,00147$ ,  $t1 = 678,90709$ ,  $y0 = 0,00012$ . З установленим обладнанням усередині фюзеляжу після льотної експлуатації рівняння питомого витoku відповідає рівнянню (10) з коефіцієнтами:  $A1 = 0,00137$ ,  $t1 = 753,41816$ ,  $y0 = 0,00009$ . Аналіз експериментальних даних показує, що питомий виток визначається експоненціальну залежністю. На підставі здобутих результатів вважаємо за можливе виконувати розрахунок питомих витоків повітря і враховувати їх під час визначення параметрів повітря у відсіках для випадків розгерметизації відсіків ЛА.

Наведено результати числових досліджень газодинамічних процесів у кабіні РПЛ за умови несанкціонованого відкриття дверей і люків. Визначено залежності зміни тиску газу в кабіні від площі щілини у вхідних дверях і висоти польоту в наземних і льотних умовах (рис. 25). Встановлено площі щілини, за яких люди, які перебувають у ГК літака, піддаються максимальному впливу зміни тиску повітря. Проведено зіставлення результату розрахунку й експерименту. Підтверджено ефективність встановленої функціональної залежності між параметрами газу в відсіку.

Уперше розглянуто випадки руйнування пневматика й конструкції в нішах основного й переднього шасі літака. Здійснено аналіз пошкодження колеса й шини, конструкції ніші шасі. Визначено модель руйнування пневматика. Дослідження параметрів газу в ніші шасі здійснено відповідно до встановленої функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу у відсіку за зміни параметрів

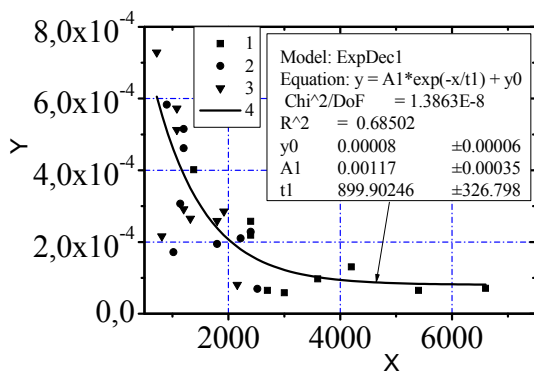


Рис. 24. Залежність питомого витoku (Y) від часу (X, с) для турбогвинтового широкофюзеляжного транспортного літака (ТШТЛ), Іл-86, Іл-62М, ВТЛ, ТЛ, Ту-134, РПЛ: 1 – без обладнання; 2 – з обладнанням; 3 – з обладнанням після льотної експлуатації; 4 – модель ExpDec1

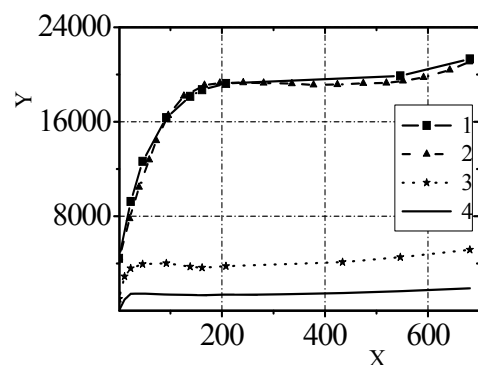


Рис. 25. Залежність надлишкового тиску повітря в ГК (Y, Па) в часі (X, с) за умови злету з вертикальною швидкістю 16 м/с для прохідної площі щілини (F) у вхідних дверях: 1 – експеримент; 2 – розрахунок,  $F=70 \text{ см}^2$ ; 3 – розрахунок,  $F=150 \text{ см}^2$ ; 4 – розрахунок,  $F=250 \text{ см}^2$

повітря за політропою з постійним показником політропи з урахуванням пульсацій газу за умови раптової розгерметизації відсіку. За результатами здійснених досліджень впливу місцевої хвилі й надлишкового тиску на конструкцію встановлено функціональні залежності між параметрами газу для проведення оцінювання пошкодженої дії вибуху пневматичної шини на обладнання шкідливого впливу газу унаслідок вибуху пневматика в ніші шасі. Встановлена залежність включає модель руйнування пневматика та рівняння газодинамічного політропного процесу з урахуванням пульсацій газу, яке враховує статичні та динамічні параметри рухомого газу.

У результаті виконаних числових досліджень за умови розриву пневматичної шини встановлено закономірності зміни тиску газу в ніші шасі в часі від зарядного тиску газу в пневматику (рис. 26), 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. Встановлені нові закономірності зміни параметрів газу у відсіках ніш шасі внаслідок розриву пневматика дали змогу вперше сертифікувати відповідно до вимог АП-25 і FAR-25 цивільний транспортний літак (ЦТЛ), РПЛ, РРЛ.

Наведено розв'язання задачі з виконання газодинамічного розрахунку БГВ для оцінювання цілісності конструкції РПЛ. Визначено розрахункові умови й розрахункові випадки. Наведено результати перевірки БГВ на герметичність. Визначено параметри газу в БГВ за умови набору висоти, зниження з висоти крейсерського польоту, екстреного зниження з висоти крейсерського польоту. Унаслідок проведених числових досліджень газодинамічних процесів за умови раптової розгерметизації БГВ на різних висотах польоту отримано максимальні площі для перетікання газу між відсіками на висоті  $H \approx 6000$  м.

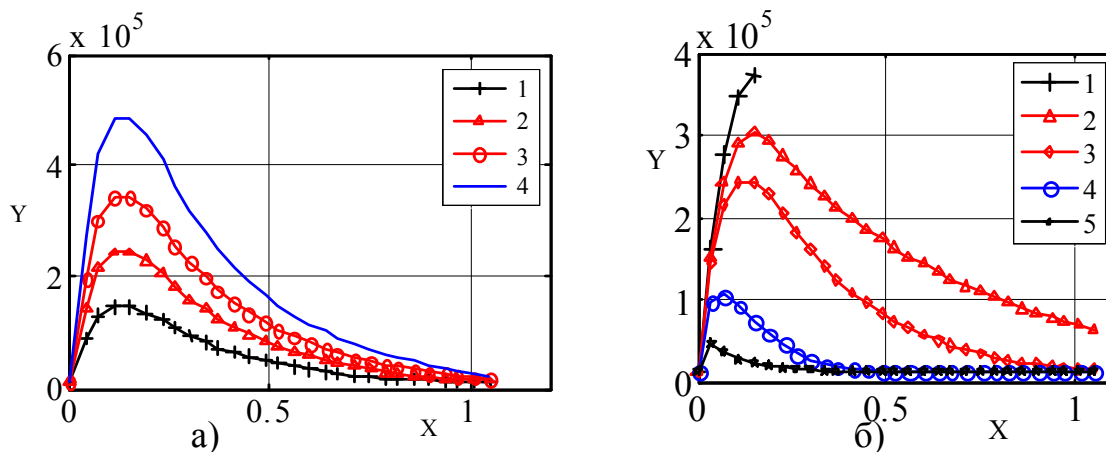


Рис. 26. Зміна тиску газу ( $P_0$ ) в ніші шасі в часі ( $X$ , с) в залежності:

а – від зарядного тиску газу в пневматику ( $P_3$ ): 1 –  $P_3 = 506528$  Па; 2 –  $P_3 = 861263$  Па; 3 –  $P_3 = 1215900$  Па; 4 –  $P_3 = 1722525$  Па

б – від ступеня герметичності стулок ( $S$ ): 1 –  $S = 0$ ; 2 –  $S = 0,0032$  м<sup>2</sup>; 3 –  $S = 0,0064$  м<sup>2</sup>; 4 –  $S = 0,028$  м<sup>2</sup>; 5 –  $S = 0,08$  м<sup>2</sup>

Розглянуто задачу встановлення функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу у відсіку за зміни параметрів повітря за політропою з постійним показником політропи витоку з ГК СТЛ на землі за результатами перевірки герметичності в польоті (рис. 27). Виконано порівняльний аналіз впливу показника політропи на результати розрахунку процесів у кабіні екіпажу (рис. 28). Для перевірки ефективності розробленого числового методу визначення витоку здійснено співставлення результатів розрахунку та експерименту в кабіні екіпажу (рис. 29) та кабіні супроводжуючих (рис. 30). Одержані результати досліджень перевірки герметичності кабіни літака підтвердили гіпотезу про розробку адекватної встановленої функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу

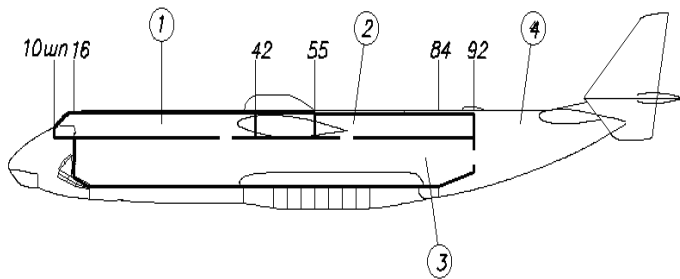


Рис. 27. Спрощена розрахункова схема кабін СТЛ: 1 – 4 – кабіна (відсік)

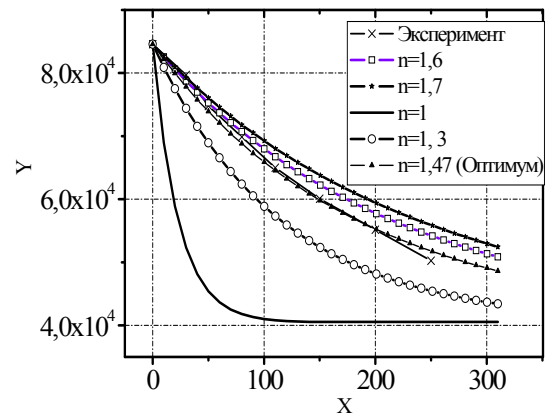


Рис. 28. Залежність тиску повітря в кабіні екіпажу ( $Y$ , Па) в часі ( $X$ , с) від показника політропи ( $n$ ) на  $H=7100$  м

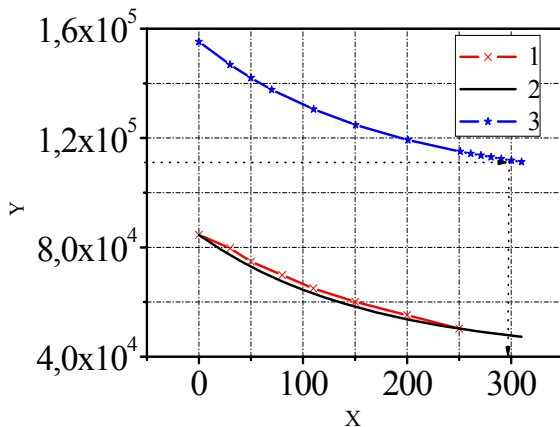


Рис. 29. Залежність тиску повітря в кабіні екіпажу ( $Y$ , Па) від часу ( $X$ , с): 1 – експеримент,  $H = 7100$  м; 2 – розрахунок,  $H = 7100$  м; 3 – розрахунок,  $H = 0$

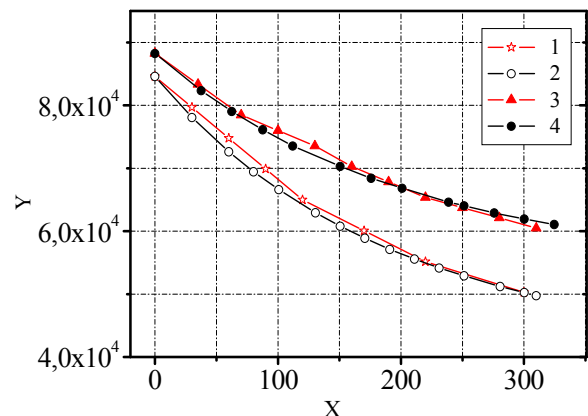


Рис. 30. Залежність тиску повітря в кабіні супроводжуючих ( $Y$ , Па) від часу ( $X$ , с): 1 – експеримент,  $H = 7100$  м; 2 – розрахунок,  $H = 7100$  м; 3 – експеримент,  $H = 5000$  м; 4 – розрахунок,  $H = 5000$  м

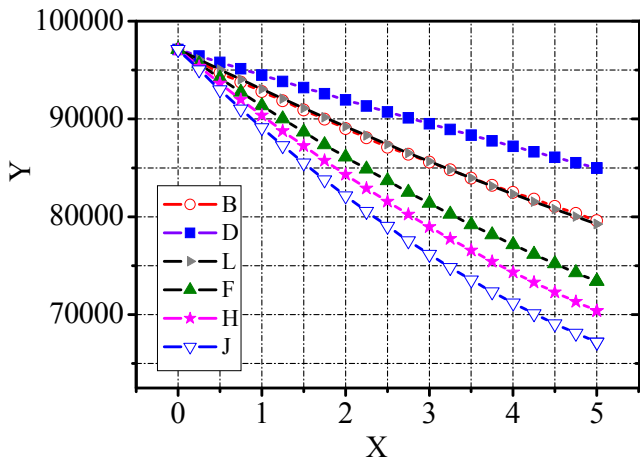


Рис. 31. Залежність тиску в ГК ( $Y$ , Па) від часу ( $X$ , с) за умови аварійної розгерметизації літака:

$B$  – експеримент;  $D$  – розрахунок,  $n=0,2$ ;  $L$  –  $n=0,4875$ ;  $F$  –  $n=1$ ;  $H$  –  $n=1,4$ ;  $J$  –  $n=2$

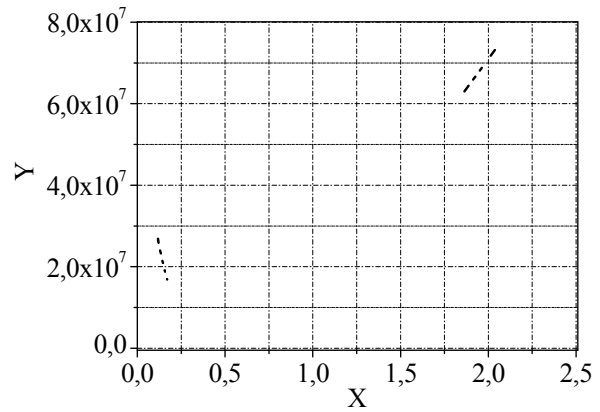


Рис. 32. Залежність дисперсії розрахункового тиску повітря в ГК ( $Y$ ,  $\text{Па}^2$ ) від показника політропи ( $X$ ) за умови відкриття клапана аварійного скидання на висоті  $H=4087$  м

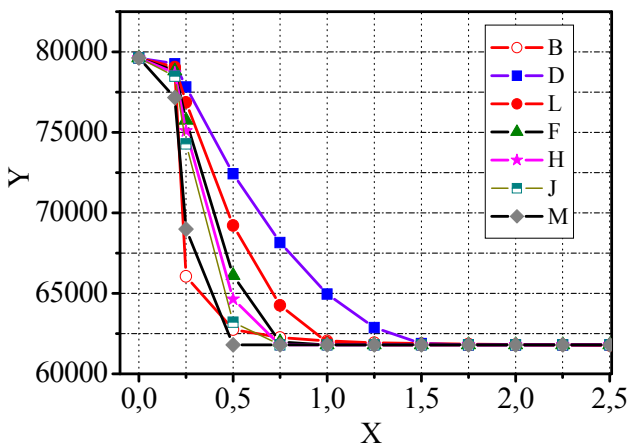


Рис. 33. Залежність тиску повітря в ГК ( $Y$ , Па) від часу ( $X$ , с) за умови скидання дверей у ГК на висоті  $H=4087$  м:  $B$  – експеримент;  $D$  –  $n=0,2$ ;  $L$  –  $n=0,4875$ ;  $F$  –  $n=1$ ;  $H$  –  $n=1,4$ ;  $J$  –  $n=2$ ;  $M$  –  $n=10$

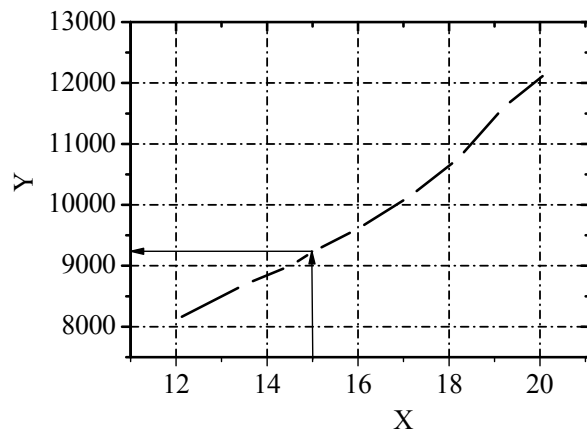


Рис. 34. Залежність часу аварійної розгерметизації ГК ( $X$ , с) від висоти польоту ( $Y$ , м) за умови відкриття клапана аварійного скидання дверей

в ГК за політропою з постійним показником політропи (рис. 31 – рис. 34).

Для забезпечення вимог АП-25 проведено дослідження газодинамічних процесів у відсіках літака і встановлені закономірності зміни параметрів газу в відсіках ЛА для таких випадків розгерметизації відсіку: припинення подачі повітря від двох підсистем СКП через негерметичність трубопроводів, відмова двох БКВ і припинення подачі повітря від СКП, пошкодження фюзеляжу уламками маршових двигунів. За результатами числових досліджень газодинамічних процесів у ГК

визначено максимальні площі негерметичності фюзеляжу, які задовольняють вимоги АП-25 у разі зниженні РПЛ з висоти 12200 м до висоти 4200 м.

Наведено результати натурних та числових досліджень газодинамічних процесів у ГК за умови аварійного покидання літака. Визначено нові режими течії газу в залежності від швидкості зміни тиску газу в часі. Показано методологію визначення адекватності встановлених рівнянь у разі змінення параметрів газу за політропою. Для підвищення достовірності щодо досліджуваних процесів здійснено порівняльне оцінювання датчиків тиску в ГК, що використовуються в літаку. Здійснені дослідження підтвердили ефективність розробленої системи аварійного покидання літака членів екіпажу в повітрі. Розглянуто питання співставлення результатів розрахунку й експерименту. Здійснені дослідження дали підстави підтвердити гіпотезу про встановлення функціональної залежності між параметрами газу щодо тиску повітря та часу аварійної розгерметизації відсіку за умови зміни параметрів повітря в ГК за політропою з постійним показником політропи.

## **ВИСНОВКИ**

У дисертаційній роботі розв'язано важливу науково-прикладну проблему з установлення газодинамічних закономірностей процесів раптової розгерметизації відсіків ЛА. Зроблено внесок у розвиток наукового напрямку з підвищення ефективності ЛА. У процесі досягнення поставленої мети здобуто такі основні наукові результати:

1. На підставі аналізу проблеми в установленні газодинамічних закономірностей процесів раптової розгерметизації відсіків ЛА вперше узагальнено та розроблено основні етапи проведення досліджень газодинамічних та аероакустичних процесів у відсіках. За результатами проведених теоретичних і розрахунково-експериментальних досліджень на моделях і натурних відсіках ЛА вперше обґрунтовано та запропоновано: метод визначення параметрів повітря в кабіні ЛА за умови розгерметизації відсіку, основні положення встановлення функціональної залежності між параметрами процесу раптової розгерметизації відсіку, метод встановлення функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу у відсіку з урахуванням моделі за апіорною інформацією, методику проведення газодинамічних розрахунків відсіків за умови раптової розгерметизації відсіків ЛА;

2. Вперше встановлено функціональні залежності між параметрами політропного процесу з постійним показником політропи за параметрами загальмованого потоку у відсіку. Отримано частинні розв'язки для витoku газу через отвір змінної площі. Запропоновано рівняння для витoku газу з «великого» відсіку, з урахуванням пружних властивостей відсіку, на основі тіла змінної маси, за умови підведення (відведення) газу (енергії), для багатооб'ємної кабіни, для визначення витрати газу, швидкості поширення пульсацій газу. Встановлено критерії для підтримання постійного тиску, температури газу у відсіку й за змінного значення правої частини рівняння політропи. Встановлено функціональні залежності між параметрами політропного процесу з постійним показником політропи, які адекватно описують реальний процес у відсіку з максимальною похибкою 10,1 %;

3. Вперше встановлено газодинамічні та аероакустичні закономірності процесів на виході з відсіку в залежності від параметрів дросельного пристрою, отвору, зазору між відсіком і екраном, показника політропи. Вперше розроблено функціональну залежність між параметрами з постійним показником політропи для визначення силової дії газу на екран за знакозмінної сили. Встановлено, що течія газу в зазорі між відсіком і екраном характеризується за відносного зазору  $X_T > 1,2$  відштовхуванням екрану,  $0,013 < X_T < 0,4$  притягуванням,  $X_T \approx 0,013$  і  $X_T \approx 0,4$  утриманням,  $X_T < 0,013$  відштовхуванням;

4. Вперше розроблено числовий метод визначення витоку з ГК за експериментальними даними, отриманими за умови випробувань натурального фюзеляжу ЛА. Проведено перевірку герметичності СТЛ у польоті та підтверджено гіпотезу про розробку адекватної функціональної залежності між параметрами повітря за зміни параметрів повітря в кабіні за політропою з постійним показником політропи. Вперше здійснено статистичний аналіз витоку реальних ГК і отримано їх рівняння в залежності від компонування кабіни та умов експлуатації ЛА;

5. Вперше встановлено закономірності газодинамічних, аероакустичних процесів у відсіку з початковим надлишковим тиском  $P_{\text{над}} = (0,26 \dots 3,06) \times 10^5$  Па за умови його раптової розгерметизації через круглий і рваний отвори, щілину, отвір, який утворено за ефектом «корок», з відносною площею отвору  $F_{\text{від}} = (0,036 \dots 1)$ . Тиск газу в початковий момент розгерметизації протягом  $\tau = (0,00055 \dots 0,044)$  с змінюється зі швидкістю  $dP/d\tau = -(38,12 \dots 5044,64) 10^4$  Па / с. На виході з відсіку СУЗТ становить  $L_{\text{сум}} = (95,8 \dots 136,1)$  дБ;

6. Вперше встановлено функціональну залежність між параметрами процесу раптової розгерметизації відсіку з урахуванням пульсацій тиску газу, яка адекватно описує зміну параметрів газу у відсіку за політропою з постійним показником політропи  $n = (1,15 \dots 1,64)$  і початковим відносним тиском повітря у відсіку  $P_0/P_{\text{атм}} = (1,1 \dots 4,3)$  з максимальною похибкою 10,8 %. Підтверджено гіпотези про встановлення функціональної залежності між параметрами газу з постійним показником політропи та виконання умови квазістаціонарності. На підставі встановленої залежності вперше встановлено закономірності зміни параметрів газу у відсіку в залежності від параметрів політропного процесу;

7. Вперше проведено комплексні стендові, льотні, функціональні, розрахунково-експериментальні газодинамічні та аероакустичні дослідження пульсацій тиску повітря у відсіках, що дало змогу на ВТЛ встановити вплив пульсацій газу на РЗТ в кабінах і на РП двигуна. Зменшення пульсацій тиску повітря в джерелі утворення дало змогу знизити напругу в деталях рухомого корпусу РП двигуна з  $\sigma = \pm 5,4 \times 10^7$  Па до  $\sigma = \pm 0,6 \times 10^7$  Па. Установка ШПП на вході випускного клапана САРТ спричинила зменшення РЗТ в польоті у кабіні відпочинку та технічному відсіку до (7 ... 11) дБ в октавних смугах частот понад 500 Гц;

8. Вперше встановлено закономірності газодинамічних процесів за умови раптової розгерметизації відсіку всередину суміжного відсіку і в необмежений об'єм. За умови раптової розгерметизації всередину суміжного відсіку для відносних об'ємів відсіків  $V_{\text{від}} = (0,081 \dots 11,3)$  у відсіках утворюються перехідні процеси за проміжок часу  $\tau = (0,0066 \dots 0,0216)$  с і затухаючі в протифазі коливальні процеси з логарифмічним декрементом затухання  $\Delta = (0,01 \dots 0,11)$ . Коливання тиску



газу в суміжних відсіках відбуваються у протифазі незалежно від відносного об'єму. Амплітуда затухаючих коливань тиску повітря у відсіках зменшується за законом геометричної прогресії;

9. Вперше встановлено закономірності зміни параметрів повітря у відсіку за умови аварійного покидання ГК РПЛ. Підтверджено гіпотезу про встановлення функціональної залежності між параметрами повітря щодо тиску повітря та часу аварійної розгерметизації за зміни параметрів повітря в ГК за політропою з постійним показником політропи  $n = 0,49$ . Встановлена функціональна залежність між параметрами повітря адекватно описує зміну параметрів повітря у відсіку з максимальною похибкою 3,1 %;

10. Вперше проведено газодинамічні розрахунки відсіків за умови раптової розгерметизації відсіків, багажно-вантажних відсіків за: урахування витоку з ГК; відмови САРТ, СКП; пошкодження фюзеляжу уламками маршових двигунів; несанкціонованого відкриття дверей і люків; виривання лобового скла в кабіні екіпажу; вибуху пневматичної шини;

11. На підставі встановлених газодинамічних закономірностей процесів розгерметизації відсіків, розрахункових та експериментальних досліджень уперше за умови раптової розгерметизації відсіку сертифіковано літаки Ан-70, Ан-140, Ан-74ТК-100, Ан-74ТК-200, Ан-74ТК-300, Ан-148-100, Ан-158, Ан-178, Ан-124, Ан-225, Ан-26 та їх модифікації відповідно до вимог АП-25. Літак Ан-26 уперше пройшов валідацію в Європейському Союзі відповідно до вимог FAR-25.

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ РОБІТ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

### У фахових виданнях:

1. Доник В.Д. Математическая модель истечения воздуха из объема / В.Д. Доник // Институт проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАН України: зб. наук. пр. – К., 2001. – Вип. 12. – С. 38–49.

2. Доник В.Д. Математична модель визначення витрат повітря для політропного процесу при розгерметизації відсіка літака / В.Д. Доник // Вісник Національного авіаційного університету. – 2002. – № 3(14). – С. 23–26.

3. Доник В.Д. Узагальнена математична модель витікання повітря з відсіку / В.Д. Доник // Вісник національного авіаційного університету. – 2003. – № 3–4(18). – С. 98–101.

4. Доник В.Д. Основні проблеми, методи моделювання і акустичні процеси при витіканні повітря з відсіку / В.Д. Доник // Вісник національного авіаційного університету. – 2003. – № 1(16). – С. 114–117.

5. Доник В.Д. Истечение газа из отсека через отверстие переменного сечения / В.Д. Доник // Институт проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАН України: зб. наук. пр. – К., 2003. – Вип. 23. – С. 3–8.

6. Donik V.D. Provision of the airplane safety with the account of air flowing between compartments / V.D. Donik // Proceedings of the National Aviation University. – 2003. – № 2(17). – С. 80–84.

7. Доник В.Д. Истечение газа из отсека большого объема / В.Д. Доник //

Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2003. – Вып. 20. – С. 31–37.

8. Доник В.Д. Истечение газа из отсека через отверстие переменного сечения / В.Д. Доник // Вестник Национального технического университета Украины «КПИ». Машиностроение: сб. науч. тр. – К.: НТУУ «КПИ», 2003. – Вып. 44. – С. 224–228.

9. Кутелев М.М. Моделирование повреждающего воздействия взрыва пневматической шины на конструкцию самолета / М.М. Кутелев, В.Д. Доник // Вестник Национального технического университета Украины «КПИ». Машиностроение: сб. науч. тр. – К.: НТУУ «КПИ», 2003. – Вып. 45. – С. 20–22. *Здобувачем запропоновано функціональну залежність між параметрами газодинамічних і аероакустичних процесів з урахуванням хвильових процесів за умови вибуху пневматика.*

10. Доник В.Д. Метод определения расхода воздуха при истечении воздуха из отсека / В.Д. Доник // Прикладная гидромеханика. – 2004. – Том 6(78), № 2. – С. 71–74.

11. Доник В.Д. Математична модель нестационарного процесу витікання повітря з відсіку / В.Д. Доник // Вісник національного авіаційного університету. – 2005. – № 1(23). – С. 77–81.

12. Доник В.Д. Метод определения расхода воздуха из отсека через зазор / В.Д. Доник // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2005. – Вып. 27. – С. 133–138.

13. Доник В.Д. Нестационарный процесс истечения газа из отсека / В.Д. Доник // Промислова гідраліка і пневматика. – 2005. – № 1(7). – С. 20–23.

14. Кутелев М.М. Исследование газодинамических процессов в отсеке при разрыве пневматической шины / М.М. Кутелев, В.Д. Доник // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2005. – Вып. 28. – С. 85–95. *Здобувачем запропоновано і досліджено функціональну залежність між параметрами газодинамічних процесів за умови розриву пневматика.*

15. Доник В.Д. Аероакустичні процеси витікання газу з відсіку через зазор / В.Д. Доник // Вісник національного авіаційного університету. – 2005. – № 3(25). – С. 140–143.

16. Доник В.Д. Численные исследования модели процессов истечения газа из отсека / В.Д. Доник // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2005. – Вып. 29. – С. 27–34.

17. Доник В.Д. Исследование газодинамических процессов при внезапной разгерметизации отсека / В.Д. Доник, А.З. Двейрин // Вестник Национального технического университета Украины «КПИ». Машиностроение: сб. науч. тр. – К.: НТУУ «КПИ», 2005. – Вып. 46. – С.133–137. *Здобувачем встановлено і досліджено основні закономірності зміни параметрів повітря у відсіку за умови його раптової розгерметизації.*

18. Доник В.Д. Аероакустичні процеси в разі раптової розгерметизації посудини з надлишковим тиском газу / В.Д. Доник, О.І. Запорожець // Вісник національного авіаційного університету. – 2006. – № 1(27). – С. 70–75. *Здобувачем*

*запропоновано основні положення проведення аэроакустичних досліджень за умови розгерметизації відсіку і встановлено залежність визначення швидкості поширення збурювань у відсіку.*

19. Доник В.Д. Аэродинамичні процеси при витіканні газу із посудини через зазор // Вісник національного авіаційного університету. – 2006. – № 2(28). – С. 105–110.

20. Доник В.Д. Внезапная разгерметизация отсека внутри фюзеляжа / В.Д. Доник, А.З. Двейрин, С.А. Воропаев // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2007. – Вып. 34. – С. 29–35. *Здобувачем встановлено основні залежності зміни параметрів повітря у двох відсіках за умови раптової розгерметизації і перетікання повітря з одного відсіку в інший.*

21. Доник В.Д. Исследование газодинамических процессов в гермокабине при аварийной разгерметизации самолета / В.Д. Доник // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2009. – Вып. 43. – С. 65–75.

22. Доник В.Д. Моделирование газодинамических и аэроакустических процессов при внезапной разгерметизации отсеков летательного аппарата / В.Д. Доник, А.З. Двейрин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2014. – Вып. 63. – С. 134–151. *Здобувачем розроблено основні положення розрахунку газодинамічних і аэроакустичних процесів, проведено числові дослідження впливу показника політропи і площі отвору.*

23. Доник В.Д. Внезапная разгерметизация отсека через «рваное» отверстие / В.Д. Доник // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Национ. аэрокосмич. ун-та «ХАИ». – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2014. – Вып. 65. – С. 112–129.

24. Доник В.Д.. Внезапная разгерметизация отсека через «рваное» отверстие продувочной магистрали силовой установки / В.Д. Доник // Вестник Национального технического университета Украины «КПИ». Машиностроение: сб. науч. тр. – К.: НТУУ «КПИ», 2014. – Вып. 72. – С. 48–58.

#### **У іноземних спеціалізованих виданнях:**

25. Donik V.D. Modelling processes under sudden depressurisation of compartment in flying machine / V.D. Donik // Actual problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment. – Kazan, Daytona Beach. – 2015. – № 1(40). – V. 20. – P. 54-68. (PІНЦ)

26. Доник В.Д. Разработка математической модели газодинамических процессов в отсеке летательного аппарата с учетом априорной информации / В.Д. Доник // East European Scientific Journal. – Warsaw. – 2016. – № 1(5). – V. 3. – P. 26–35. (PІНЦ, ResearchBib, ISI, SlideShare, COSMOS IMPACT FACTOR)

27. Доник В.Д. Установление закономерностей изменение параметров воздуха в соответствии с моделью внезапной разгерметизации / В.Д. Доник // East European Scientific Journal. – Warsaw. – 2016. – № 3(7). – V. 2. – P. 14–20. (PІНЦ, ResearchBib, ISI, SlideShare, COSMOS IMPACT FACTOR)

28. Доник В.Д. Метод определения параметров воздуха в кабине при разгерметизации отсека летательного аппарата / В.Д. Доник // East European Scientific Journal. – Warsaw. – 2017. – № 12(28). – V. 2. – P. 4–12. (PІНЦ, ResearchBib, ISI, SlideShare, COSMOS IMPACT FACTOR)

#### **Авторські свідоцтва та патенти:**

29. Глушитель аэродинамического шума: А. с. №1396670 СССР, МКИ F 01 N 1/10 / В.Д. Доник, Э.С. Беленький – № 4125482/25-06; заявл. 30.09.1986; опубл. 15.05.1988, Бюл. № 18. – 4 с. *Здобувачем теоретично обґрунтовано ефективність шумоглушіння і запропоновано виконати введення повітря у вигляді завитка.*

30. Глушитель шума: А. с. №1469967 СССР, МКИ F 01 N 1/00, G 01 K 11/16 / В.Д. Доник, П.А. Малышко. – № 4258280/25-06; заявл. 08.06.1987. опубл. 30.03.1989. Бюл. № 12. – 3 с. *Здобувачем теоретично обґрунтовано можливість зниження пульсацій повітря на виході з випускного клапана і запропоновано конструкцію пристрою.*

31. Пат. 2031813 Российская Федерация, МКИ В 24 D 27/00. Силовая установка летательного аппарата / Доник В.Д., Матвеев А.Л., Горобиенко А.И. – № 4921995/23; заявл. 25.03.1991; опубл. 27.03.1995, Бюл. № 9. – 5 с. *Здобувачем теоретично обґрунтовано і запропоновано пристрій для зменшення пульсації тиску повітря в реверсивному пристрої двигуна і продувному каналі.*

32. Пат. 18335 Україна, МКИ В 24 D 27/00. Силовая установка лётального аппарата / Доник В.Д., Матвеев А.Л., Горобиенко А.И. – № 4921995/SU; заявл. 25.03.1991; опубл. 25.12.1997, Бюл. № 6. – 5 с. *Здобувачем теоретично обґрунтовано і запропоновано пристрій для зменшення пульсації тиску повітря в реверсивному пристрої двигуна і продувному каналі.*

33. Пат. 2051278 Российская Федерация, МКИ F 01 N 1/00,1/08. Глушитель шума / Доник В.Д., Савченко П.С., Эрастов Е.В., Николаев А.С. – № 5039787/06; заявл. 24.04.1992; опубл. 27.12.1995, Бюл. № 36. – 5 с. *Здобувачем запропоновано зменшити пульсації тиску повітря з застосуванням пружних панелей і конфігурацію отвору.*

34. Пат. 2052732 Российская Федерация, МКИ F 24 F 13/06. Устройство для распределения воздуха / Доник В.Д., Чернов В.Д. – № 5044819/06; заявл. 1.06.1992; опубл. 20.01.1996, Бюл. № 2. – 4 с. *Здобувачем запропоновано використовувати на вході повітря у відсік регульований екран.*

#### **Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:**

35. Доник В.Д. Математическая модель определения расхода воздуха при разгерметизации отсека самолета / В.Д. Доник // АВИА-2002: IV міжнародна науково-технічна конференція, 23–25 квітня 2002 р. – К.: НАУ, 2002. – Т. 3. – С. 32.19–32.21.

36. Доник В.Д. Истечение газа из отсека большого объема / В.Д. Доник // АВИА-2003: V міжнародна науково-технічна конференція, 23–25 квітня 2003 р. – К.: НАУ, 2003. – Т. 1. – С. 14.207–14.210.

37. Доник В.Д. Моделирование процессов истечения воздуха из отсека / В.Д. Доник // DSMSI-2003: Международная конференция по моделированию и устойчивости динамических систем: тезисы доклада. – К.: Изд-во КНУ им. Т. Шевченка, 2003. – С. 169.

38. Доник В.Д. Нестационарность процесса при внезапном изменении параметров газа в отсеке / В.Д. Доник // X Международная научная конференция им. ак. М. Кравчука: тезисы доклада. – К.: НТУУ «КПИ», 2004. – С. 99.

39. Доник В.Д. Нестационарность процесса взаимодействия струи воздуха с экраном / В.Д. Доник // II научная школа-конференция «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики»: тезисы доклада. – Алушта: Изд-во НПВК Триакон, 2004. – С. 10–11.

40. Кутелев М.М. Повреждающее воздействие взрыва пневматической шины на конструкцию отсека шасси самолета / М.М. Кутелев, В.Д. Доник // II научная школа-конференция «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики»: тезисы доклада. – Алушта: Изд-во НПВК Триакон, 2004. – С. 19–21. *Здобувачем проведено числові дослідження впливу параметрів газу за умови вибуху пневматичної шини на конструкцію відсіку шасі, встановлено основні залежності параметрів газу у відсіку.*

41. Доник В.Д. Математическая модель истечения газа из отсека с учетом вектора скорости / В.Д. Доник // DSMSI–2005: Международная конференция по моделированию и устойчивости динамических систем: тезисы доклада. – К.: Изд-во КНУ им. Т. Шевченка, 2005. – С. 276.

42. Доник В.Д. Исследование воздействия газа на конструкцию при внезапной разгерметизации отсека / В.Д. Доник, А.З. Двейрин // III научная школа-конференция «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики»: тезисы доклада. – Алушта: Изд-во НПВК Триакон, 2005. – С. 11–12. *Здобувачем проведено числові дослідження силової дії повітря на конструкцію відсіку за умови раптової розгерметизації, проаналізовано результати розрахунку та експерименту.*

43. Доник В.Д. Внезапная разгерметизация отсека внутри и наружу сосуда / В.Д. Доник, А.З. Двейрин // IV научная школа-конференция «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики»: тезисы доклада. – Алушта: Изд-во НПВК Триакон, 2006. – С. 11–12. *Здобувачем проведено порівняльний аналіз і встановлено основні залежності параметрів повітря за умови раптової розгерметизації відсіку всередину і назовні посудини.*

44. Доник В.Д. Решение системы дифференциальных уравнений при внезапном изменении параметров газа в отсеке / В.Д. Доник // XI Международная научная конференция им. ак. М. Кравчука: тезисы доклада. – К.: НТУУ «КПИ», 2006. – С. 92.

45. Доник В.Д. Исследование математической модели истечения газа из отсека при внезапной разгерметизации / В.Д. Доник // DSMSI-2007: Международная конференция по моделированию и устойчивости динамических систем: тезисы доклада. – К.: Изд-во КНУ им. Т. Шевченка, 2007. – С. 189.

46. Доник В.Д. Исследование аэроакустических характеристик отсека с боковым ответвлением / В.Д. Доник, А.З. Двейрин // VI научная школа-конференция «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики»: тезисы доклада. – Алушта: Изд-во НПВК Триакон, 2008. – С. 11–12. *Здобувачем встановлено основні залежності параметрів повітря у відсіку з бічним відгалуженням за умови раптової розгерметизації.*

47. Доник В.Д. Исследование аэроакустических процессов при вращении потока на выходе воздуха из отсека / В.Д. Доник // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. Специальный выпуск по материалам VII научной конференции. – Алушта: Изд-во НПВК Триакон, 2009. – № 1. – С. 83–84.

48. Доник В.Д. Исследование волновых процессов в отсеке / В.Д. Доник // DSMSI–2009: Международная конференция по моделированию и устойчивости динамических систем: тезисы доклада. – К.: Изд-во КНУ им. Т. Шевченка, 2009. – С. 136.

49. Доник В.Д. Численные исследования математической модели для политропного процесса / В.Д. Доник // Сборник докладов VII Международной научно-технической конференции “Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки”, 23–24 апреля 2009 г. – К., 2009. – Ч. II. – С. 12–18.

50. Доник В.Д. Исследование газодинамических процессов в гермокабине при аварийной разгерметизации самолета / В.Д. Доник // X международная научно-техническая конференция “Прогресивна техніка та технологія – 2009”: тезисы доклада. – Киев-Севастополь. – 2009. – С. 10.

51. Доник В.Д. Разработка и исследование дифференциального уравнения, которое описывает изменение параметров газа в отсеке / В.Д. Доник // XIII Международная научная конференция им. ак. М. Кравчука. – К.: НТУУ «КПИ», 2010. – С. 144.

52. Доник В.Д. Исследование параметров воздуха в отсеке при переменном значении уравнения политропы / В.Д. Доник // XIV Международная научная конференция им. ак. М. Кравчука: тезисы доклада – К.: НТУУ «КПИ», 2012. – С. 169.

53. Доник В.Д. Исследование влияния параметров газа на процессы внутри отсека / В.Д. Доник // DSMSI-2013: Международная конференция по моделированию и устойчивости динамических систем: тезисы доклада. – К.: Изд-во КНУ им. Т. Шевченка, 2013. – С. 191.

54. Доник В.Д. Моделирование и исследование процессов в отсеке при внезапной разгерметизации через отверстие типа «пробка» или «щель» / В.Д. Доник // DSMSI-2015: Международная конференция по моделированию и устойчивости динамических систем: тезисы доклада. – К.: Изд-во КНУ им. Т. Шевченка, 2015. – С. 101.

## АНОТАЦІЯ

Доник В. Д. Газодинамічні закономірності процесів раптової розгерметизації відсіків літального апарата. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.07.01 – аеродинаміка та газодинаміка літальних апаратів. – Національний авіаційний університет, м. Київ, 2018.

У дисертації наведено розрахункові та експериментальні дослідження газодинамічних закономірностей процесів раптової розгерметизації відсіків

літального апарата (ЛА). У роботі висунуто гіпотези про встановлення функціональної залежності між параметрами політропного процесу з постійним показником політропи для визначення газодинамічних процесів і пульсацій газу у відсіку, витрати газу без коефіцієнта витрати, за виконання умови квазістаціонарності. Гіпотези доведено й підтверджено результатами числових і експериментальних досліджень у стендових, наземних, льотних умовах на моделях і натурних відсіках.

Уперше узагальнено й розроблено основні етапи проведення досліджень газодинамічних і аероакустичних процесів у відсіках. Розроблено стенди для дослідження газодинамічних і аероакустичних процесів витоку газу з відсіку, течії газу в зазорі й силової дії газу на екран. За результатами проведених теоретичних, розрахунково-експериментальних, стендових досліджень на моделях і натурних відсіках ЛА вперше обґрунтовано й запропоновано: метод визначення параметрів повітря в кабіні ЛА за умови розгерметизації відсіку, основні положення встановлення функціональної залежності між параметрами процесу раптової розгерметизації відсіку, метод встановлення функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу у відсіку з урахуванням моделі за апріорною інформацією, методику проведення газодинамічних розрахунків відсіків за умови раптової розгерметизації відсіків ЛА.

Уперше встановлено закономірності газодинамічних, аероакустичних процесів у відсіку за умови його раптової розгерметизації усередину суміжного відсіку і в необмежений об'єм і витікання газу через круглий і «рваний» отвори, щілину, отвір, утворений за ефектом «корок».

Уперше встановлено функціональні залежності між параметрами політропного процесу з постійним показником політропи за параметрами загальмованого потоку у відсіку з урахуванням пульсацій газу. Отримано рівняння і частинні розв'язки силової дії газу на екран за знакозмінної сили, під час витікання газу через отвір змінної площі. Проведено дослідження і встановлено закономірності процесів у відсіку за умови витікання газу з «великого» відсіку, з урахуванням пружних властивостей відсіку, на основі тіла змінної маси, під час підведення (відведення) газу (енергії), для багатооб'ємної кабіни, для визначення витрати газу, швидкості поширення пульсацій газу, критеріїв підтримання постійного тиску й температури газу, пошкоджувального впливу газу унаслідок вибуху пневматика в ніші шасі ЛА.

Уперше розроблено числовий метод визначення витоку з герметичної кабіни за експериментальними даними, отриманими під час випробувань натурального фюзеляжу ЛА. На підставі проведеної перевірки герметичності кабіни в польоті встановлено функціональні залежності між параметрами газодинамічних процесів у відсіку за зміни параметрів повітря за політропою з постійним показником політропи. Уперше проведено статистичний аналіз витоку реальних герметичних кабін і отримано їх рівняння в залежності від об'єму, компонування кабіни й умов експлуатації ЛА.

У результаті проведених стендових і льотних досліджень розроблено ефективні способи й засоби щодо зменшення пульсацій газу у продувній магістралі

теплообмінника системи підготовки повітря в пілоні двигуна ЛА і на вході у випускний клапан системи автоматичного регулювання тиску.

На підставі здобутих науково-прикладних результатів уперше було сертифіковано літаки за раптовою розгерметизацією відсіків і вибухом пневматика в ніші шасі відповідно до вимог АП-25, FAR-25, CS-25.

**Ключові слова:** літальний апарат, фізична модель, функціональна залежність, адекватність, раптова розгерметизація, метод, газодинаміка, аероакустика, політропа, процес, термодинамічна система, відсік, герметична кабіна, витік.

## SUMMARY

Donik V.D. Gas-dynamic regularities for processes during aircraft compartment sudden depressurization. – Manuscript.

Doctoral Thesis in Engineering Science in 05.07.01 speciality – Aircraft Aerodynamics and Gas Dynamics. – National Aviation University, Kyiv, 2018.

The Thesis presents the results of numerical and experimental researches of gas-dynamic regularities for processes during aircraft compartment sudden depressurization. The hypothesis about definition of functional dependency between parameters of polytropic process with constant polytropic exponent ratio to define the gas-dynamic processes and gas pulsation in the compartment, for gas flow without flow ratio and for fulfilment of quasi-stationary condition were suggested in the present work. The hypothesis were proven and justified by the results of numerical and experimental researches conducted at the test rigs, on-ground and in-flight conditions on the models and actual full-scale compartments.

For the first time were summarized and developed the research major stages for gas-dynamic and aeroacoustic processes in the compartments. For the first time the test rigs were developed to research: the gas-dynamic and aeroacoustic processes of gas outflow from the compartment, the gas flow in the gap and gas flow load impacted on the shield. Basing on the results of the theoretical, computation-and-experimental and test rig researches performed on the models and aircraft full-scale compartments the following has been backgrounded and proposed: the method of aircraft cabin air parameters definition during compartment depressurization, the conceptual principles of functional dependency definition for gas-dynamic process parameters at compartment sudden depressurization, the method of functional dependency definition for gas-dynamic process parameters in the compartment with taking into account the model by an a priori information, engineering procedure of compartments gas-dynamic calculations at aircraft compartment sudden depressurization.

For the first time were defined the regularities of gas-dynamic and aero-acoustic processes inside the compartment during its sudden depressurisation into the mating compartment and into unlimited volume, during gas outflow via various holes like “round hole”, “lacerated hole”, “slot” and hole based on “plug” effect.

For the first time were defined the functional dependencies for parameters of polytropic process with constant polytropic exponent ratio for stagnated flow parameters in the compartment during gas outflow with taking into account the gas pulsation. The equations and partial solutions were obtained for gas flow load impacted on



the shield with alternating force and for gas outflow via the variable area hole. The researches were conducted and compartment parameters dependencies were defined for gas outflow from “big” compartment with taking into account an elastic properties of compartment, basing on variable mass body, with gas (energy) input (output), for multiple volume cabin, for definition of gas flow and gas pulsation spreading velocity, for gas constant pressure support criteria and constant temperature support criteria, gas damaging impact during pneumatic tyre burst in the aircraft wheel bay.

To define a leakage from pressurized cabin the numerical method based on the experimental data obtained during the tests of aircraft actual compartment was developed for the first time. Basing on aircraft in-flight check of cabin hermeticity the functional dependencies were defined for parameters of gas-dynamic processes in the compartment at air parameters polytrophic variation in the cabin with constant polytrophic exponent ratio. For the first time the statistics analysis were made for actual pressurized cabins leakages, and also their equitations were obtained depending on cabin volume, cabin layout and aircraft operation conditions.

Basing on the test rig and flight test research results the effective procedures and means to reduce the gas pulsation in the heat exchanger cooling line of bleed air system at the aircraft engine pylon and in the input to outflow valve of aircraft cabin pressure control system were developed.

Basing on the obtained scientific and practical results, for the first time the airplanes were certified upon requirements for compartment sudden depressurization and pneumatic tyre burst in the wheel bay in accordance with АП-25, FAR-25 and CS-25 aviation regulations.

Keywords: aircraft, physical model, functional dependency, adequacy, sudden depressurization, method, gas-dynamics, aero acoustics, polytrophic, process, thermodynamic system, compartment, pressurized cabin, leak.

## **АННОТАЦИЯ**

Доник В.Д. Газодинамические закономерности процессов внезапной разгерметизации отсеков летательного аппарата. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук по специальности 05.07.01 – аэродинамика и газодинамика летательных аппаратов. – Национальный авиационный университет, г. Киев, 2018.

В диссертации представлены результаты расчетных и экспериментальных исследований газодинамических закономерностей процессов внезапной разгерметизации отсеков летательного аппарата (ЛА). В работе выдвинуты гипотезы об установлении функциональной зависимости между параметрами политропного процесса с постоянным показателем политропы для определения газодинамических процессов и пульсаций газа в отсеке, расхода газа без коэффициента расхода, о выполнении условия квазистационарности. Гипотезы доказаны и подтверждены результатами численных и экспериментальных исследований в стендовых, наземных, летных условиях на моделях и натурных отсеках.

Впервые обобщены и разработаны основные этапы проведения исследований газодинамических и аэроакустических процессов в отсеках. Разработаны стенды для

исследования газодинамических и аэроакустических процессов истечения газа из отсека, течения газа в зазоре и силового воздействия газа на экран. По результатам проведенных теоретических, расчетно-экспериментальных, стендовых исследований на моделях и натуральных отсеках ЛА впервые обоснованы и предложены: метод определения параметров воздуха в кабине ЛА при разгерметизации отсека, основные положения установления функциональной зависимости между параметрами процесса внезапной разгерметизации отсека, метод установления функциональной зависимости между параметрами газодинамического процесса в отсеке с учетом модели по априорной информации, методика проведения газодинамических расчетов отсеков при внезапной разгерметизации отсеков ЛА.

Впервые установлены закономерности газодинамических, аэроакустических процессов в отсеке при его внезапной разгерметизации внутрь смежного отсека и в неограниченный объем, и истечении газа через круглое и «рваное» отверстия, щель, отверстие, которое образовано по эффекту «пробка».

Впервые установлены функциональные зависимости между параметрами политропного процесса с постоянным показателем политропы по параметрам заторможенного потока в отсеке с учетом пульсаций газа. Получены уравнения и частные решения силового воздействия газа на экран при знакопеременной силе, при истечении газа через отверстие переменной площади. Проведены исследования и установлены закономерности процессов в отсеке при истечении газа из «большого» отсека, с учетом упругих свойств отсека, на основе тела переменной массы, при подводе(отводе) газа(энергии), для многообъемной кабины, для определения расхода газа, скорости распространения пульсаций газа, критериев поддержания постоянного давления и температуры газа, повреждающего воздействия газа при взрыве пневматика в нише шасси ЛА.

Впервые разработан численный метод определения утечки из герметической кабины по экспериментальным данным, полученным при испытаниях натурального фюзеляжа ЛА. На основании проведенной проверки герметичности кабины в полете установлены функциональные зависимости между параметрами газодинамических процессов в отсеке при изменении параметров воздуха по политропе с постоянным показателем политропы. Впервые проведен статистический анализ утечки реальных герметических кабин и получены их уравнения в зависимости от объема, компоновки кабины и условий эксплуатации ЛА.

В результате проведенных стендовых и летных исследований разработаны эффективные способы и средства по уменьшению пульсаций газа в продувочной магистрали теплообменника системы подготовки воздуха в пилоне двигателя ЛА и на входе в выпускной клапан системы автоматического регулирования давления.

На основании полученных научно-прикладных результатов впервые были сертифицированы самолеты по внезапной разгерметизации отсеков и взрыве пневматика в нише шасси в соответствии с требованиями АП-25, FAR-25, CS-25.

**Ключевые слова:** летательный аппарат, физическая модель, функциональная зависимость, адекватность, внезапная разгерметизация, метод, газодинамика, аэроакустика, политропа, процесс, термодинамическая система, отсек, герметическая кабина, утечка.