

РОЗДІЛ 5

ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ РОЗРАХУНКОВИХ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ ПРОЦЕСІВ РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЇ ВІДСІКІВ ЛА

Дослідження газодинамічних процесів під час розгерметизації ГК, виконання розрахунків з визначення зміни тиску повітря в ізольованих відсіках, визначення тисків газу на перегородки відсіків для оцінювання цілісності конструкції є невід'ємною частиною процесу проектування ЛА [58].

5.1. Методика проведення газодинамічних розрахунків відсіків за умови раптової розгерметизації відсіків ЛА

Для встановлення відповідності вимогам пункту 25.365 (e), (f), (g) та 25.571 (e) АП-25 [58] у разі раптового зменшення тиску через отвір у будь-якому відсіку ЛА на будь-якій висоті польоту було розроблено методику проведення газодинамічних розрахунків відсіків, яка включає такі основні етапи робіт:

1. Визначення початкових даних для проведення газодинамічного розрахунку відсіків відповідно до умов експлуатації ЛА.
2. Розробка структурної схеми відсіків ЛА.
3. Визначення початкових даних, розрахункових випадків і умов, вимог, які висувають до досліджуваних об'єктів для оцінювання цілісності конструкції відсіку і його складових компонентів.
4. Вибір способів для оцінювання цілісності конструкції відсіку і його складових компонентів.
5. Проведення газодинамічного розрахунку відсіків літака для розрахункових випадків;
6. Проведення аналізу результатів газодинамічного розрахунку, зіставлення результатів розрахунку параметрів газу у відсіках і на досліджуваних пристроях з необхідними параметрами, визначення граничної дії газу на досліджувані об'єкти.

7. Визначення максимальних неузгодженостей між результатами розрахунку параметрів газу на досліджуваних об'єктах і необхідними параметрами, на підставі яких проводять розрахунок додаткової (потрібної) несучої здатності досліджуваних об'єктів, додаткові площі для перетікання повітря між відсіками.

8. Проведення газодинамічного розрахунку відсіків літака з урахуванням отриманих додаткових несучих здібностей досліджуваних об'єктів, додаткових площ для перетікання повітря між відсіками, які забезпечують цілісність об'єкта.

Обґрунтування. Розглянемо етапи робіт на прикладі РПЛ. Об'єктом розгляду є відсіки літака (рис. 5.1) і їх конструктивні елементи, руйнування яких може завадити безпечному продовженню польоту і посадці у разі раптової розгерметизації будь-якого відсіку герметичної частини фюзеляжу на будь-якій робочій висоті польоту. На підставі технічного завдання (ТЗ) щодо розроблюваного ЛА визначаємо загальні вимоги до відсіків, кількість відсіків і умови їх експлуатації на землі і в польоті. На ЛА виділяють герметичну і негерметичну кабіни і їх відсіки. Відповідно до ТЗ на ЛА і до нормативних документів (наприклад, АП-25) формують початкові дані для проведення досліджень з розробки ЛА і його відсіків відповідно до вимог ТЗ. Для скорочення обсягів досліджень і підвищення рівня розробок ЛА проводять комплексні дослідження щодо забезпечення безпеки людей і цілісності конструкції відсіків, багажно-вантажних відсіків, ніш шасі за експлуатаційних умов, аварійної розгерметизації, екстреного зниження, раптової розгерметизації, вибуху пневматичної шини, пошкодження конструкції нелокалізованими уламками двигуна. Для РПЛ проведемо газодинамічний розрахунок відсіків за умови раптової розгерметизації відсіку. Максимальна сертифікована висота польоту становить $H = 11600$ м. Тиск і температура атмосферного повітря визначалися відповідно до [280]. Коефіцієнт тиску на обшивці фюзеляжу в районі отвору становить $-7845,3$ Па. Максимальну площу отвору (нормований отвір) у будь-якому відсіку герметичної кабіни визначено відповідно до АП-25 п. 25.365 (е) [58], вона дорівнює $H_0 = 0,345$ м². У разі виривання лобового скла в кабіні екіпажу площа отвору становить $0,507$ м². Під час дослідження параметрів газу в ніші шасі визначають «Модель пошкодження колеса і шини» [270].

У процесі проектування ЛА розробляють схему компоновання об'ємів, відсіків (рис. 5.1), яку можуть змінювати і уточнювати. Використовувати таку схему для проведення газодинамічних розрахунків утруднено. Ця схема має безліч елементів, які відображають конструктивні особливості відсіків. Такі особливості не впливають на результати газодинамічних розрахунків відсіків ЛА. Тому для проведення таких розрахунків розробляють спрощену модель відсіків, яку подають у вигляді структурної схеми відсіків. На підставі цієї схеми розробляють структурну схему відсіків фюзеляжу літака (рис. 5.2). Додатково до відсіків фюзеляжу показано відсіки кіля. Розробку структурної схеми відсіку(ів) виконують відповідно до методу встановлення функціональної залежності між параметрами газодинамічного процесу у відсіку з урахуванням моделі за апріорною інформацією. Для проведення газодинамічних розрахунків досліджувані відсіки представляють у вигляді структурної схеми, яка відображає основні параметри досліджуваних газодинамічних процесів і пропоновані вимоги нормативних документів до цих процесів [58].

Для проведення газодинамічного розрахунку визначають конструктивні особливості відсіків і вихідні дані. Для РПЛ такими даними є об'єми відсіків і площі для перетікання газу між відсіками. Параметри подаваного повітря від СКП і параметри повітря (тиск, температура, вологість) у відсіках літака РПЛ (відсіки № 1–5) у початковий момент раптової розгерметизації відповідають КЛЕ [352]. Параметри газу у відсіку мають інтегральне значення за об'ємом відсіку. Це обумовлено тією обставиною, що багато параметрів відсіків під час проектування задають у вигляді вимог відповідно до нормативних документів. Під час проектування ці вимоги уточнюють. Після виготовлення ЛА і остаточного визначення цих параметрів проводять перевірку прийнятого допущення. Якщо інтегральне значення параметрів газу не адекватно описує процеси у відсіку, то визначають локальне значення параметрів газу у відсіку. Задають так само несучі здатності таких елементів конструкції фюзеляжу: перегородки по шпангоуту № 7, перегородки по шпангоуту № 39, підлоги в кабіні екіпажу, підлоги в транспортній

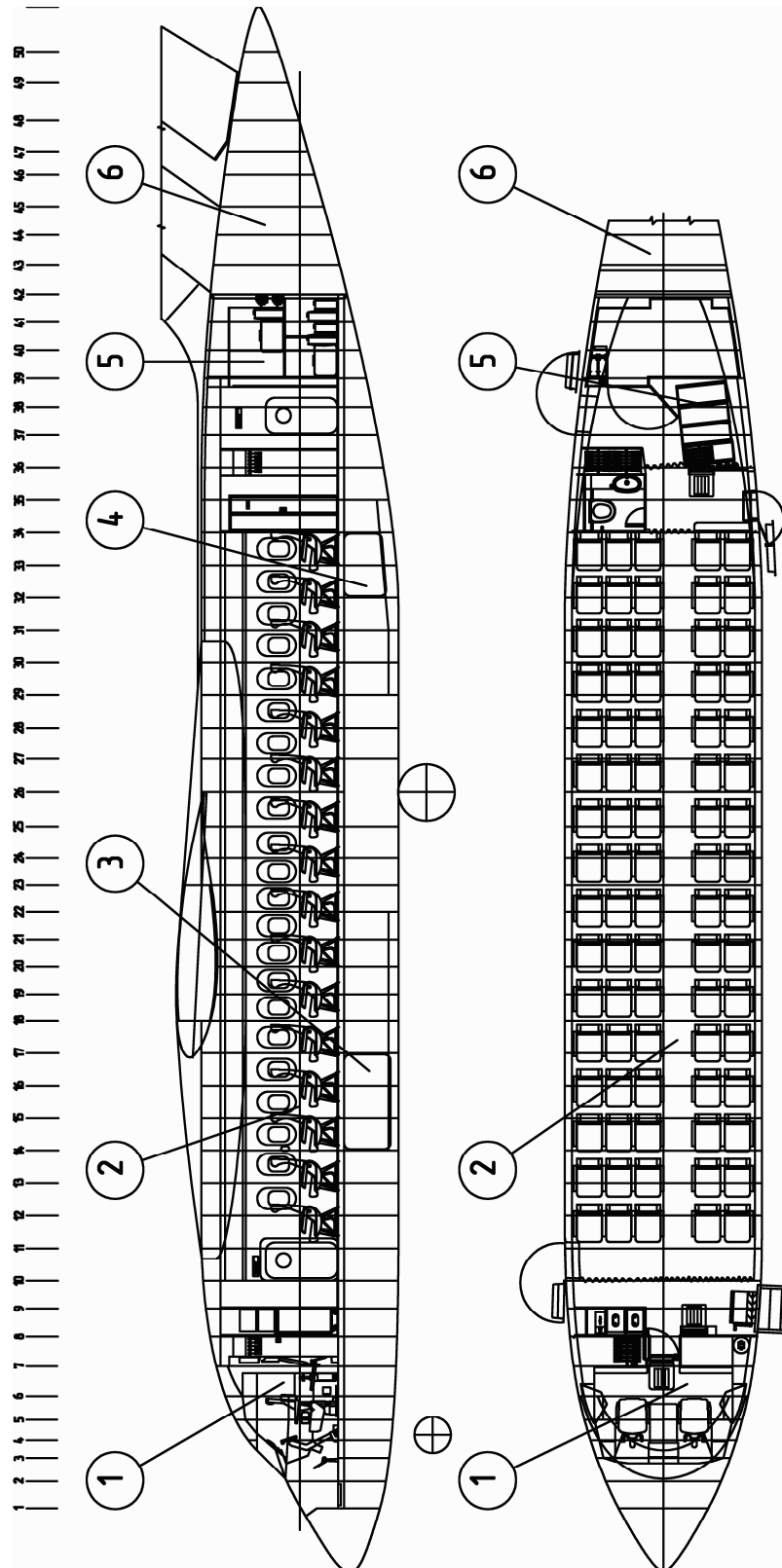


Рисунок 5.1. Схема компоновання об'ємів фюзеляжу РПЛ:
1–6 – номер відсіку

кабіні (шпангоути (шп-ти) № 7–39), підлогу в транспортній кабіні (шпангоути № 10–22, над переднім багажником), підлогу в транспортній кабіні (шпангоути № 29–35, над заднім багажником), шпангоут № 45, оболонку (шпангоути № 42–45), люк (шпангоути № 43–44 площею $0,2646 \text{ м}^2$ відчиняється назовні за умови перепаду тиску $0,25 \times 10^5 \text{ Па}$).

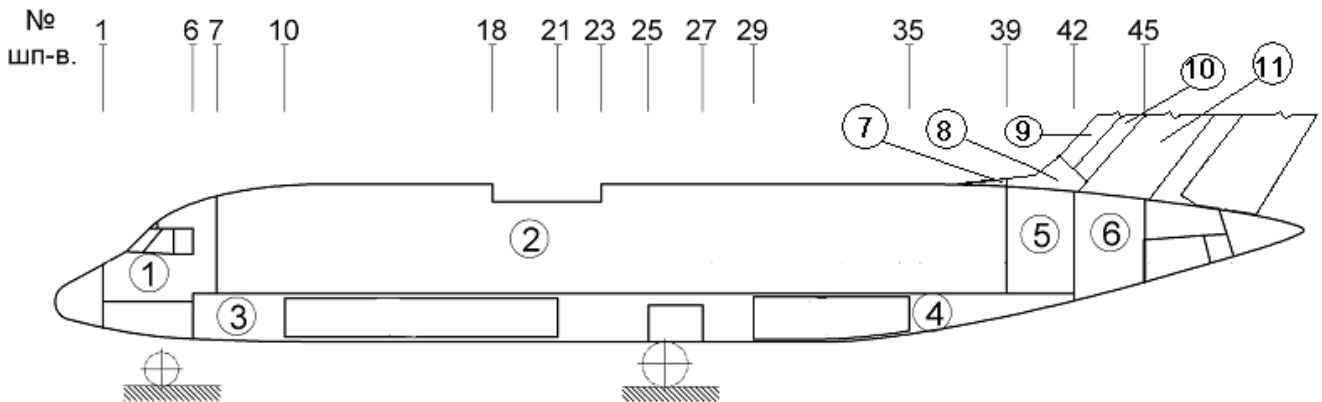


Рисунок 5.2. Структурна схема замкнутих об'ємів фюзеляжу і кіля РПЛ: 1 – кабіна екіпажу; 2 – транспортна кабіна; 3 – передній відсік під підлогою; 4 – задній відсік під підлогою; 5 – задній багажно-вантажний відсік; 6 – відсік кріплення оперення (хвостовий відсік); 7–11 – відсіки кіля

Відповідно до початкових даних проведення газодинамічних розрахунків реальних відсіків утруднено через те, що для розгляду конкретних умов експлуатації відсіків необхідно враховувати поєднання вихідних даних, виконання і режими роботи відсіків. Тому було встановлено розрахункові випадки і розрахункові умови. Під розрахунковим випадком мають на увазі поєднання конструктивних, технологічних, інших параметрів літака і параметрів повітря у відсіках, навколишньому просторі, які визначають індивідуальні особливості протікання газодинамічного процесу у разі раптової розгерметизації.

Як розрахункові умові виступають параметри, що є загальними для досліджуваних розрахункових випадків. Така класифікація дає змогу чіткіше формулювати загальні вихідні дані для розв'язання даного класу задач з вивчення газодинамічних процесів під час раптової розгерметизації відсіків літака.

Розрахункові випадки визначено відповідно до вимог АП-25 п.25.365 (e), (f), (g) та 25.571 (e)) [58]. Розрахунковий випадок включає параметри (тиск і температуру) повітря всередині і зовні відсіку(ів), об'єм відсіку, площу отвору між відсіками для перетікання повітря, витрату повітря від СКП, величину нормованого отвору, висоту польоту. Тиск повітря зовні відсіку визначали за формулою $P = P_{\text{атм}} + P_{y0}^p$, де $P_{\text{атм}}$ – атмосферний тиск повітря; P_{y0}^p – максимальний розрахунковий надлишковий тиск повітря на поверхні фюзеляжу (визначається за експериментальними даними).

Для оцінювання цілісності конструкції відсіків існують способи, в основі яких лежать методи оптимізації параметрів газу у відсіку і геометричних розмірів ЛА [40, 41]. Цей шлях виявився важким і не має широкого практичного застосування. Тому за умови раптової розгерметизації відсіків відповідно до вимог пунктів 25.365 (e), (f), (g) та 25.571 (e) АП-25 [58] і заданих перепадів тиску (несучих здатностей) на перегородках для оцінювання цілісності конструкції відсіків з урахуванням газодинамічних процесів було розроблено і набули практичного застосування такі основні способи:

1. Визначають потрібні (додатково до заданих несучих здатностей перегородок) несучі здатності перегородок між відсіками, які забезпечують цілісність досліджуваних елементів конструкції відсіків;
2. Визначають додаткові площі для перетікання повітря між відсіками, які забезпечують цілісність досліджуваних елементів конструкції відсіків;
3. Поєднання першого і другого способів.

В основу цих способів покладено визначення граничних (мінімальних, максимальних) значень параметрів газу у відсіку(ах) або дію газу на досліджувану конструкцію. Вибір способу для оцінювання цілісності конструкції проводять залежно від конструктивних особливостей компонування відсіків, можливості реалізації результатів розрахунку на реальному об'єкті, економічності доцільності впровадження результатів розрахунку. Порівняльне оцінювання способів на конкретному прикладі наведено в додатку М.

Для кожного розрахункового випадку проводять газодинамічний розрахунок зміни тиску повітря у відсіках фюзеляжу за умови раптового зменшення тиску повітря в кожному відсіку через площу отвору в обшивці фюзеляжу до максимальної величини (нормованого отвору). Раптове зменшення тиску повітря проводять у всіх відсіках. Наприклад, у відсіку 5 проводять за наявності отвору, аж до нормованого отвору між відсіком 5 і атмосферою, відсіками 5 і 6. У процесі витікання газу з відсіків проводять аналіз зміни тиску, температури, густини газу в загальмованому потоці у відсіках у часі, визначають максимальні перепади тиску на перегородках (досліджуваних елементах конструкції), які порівнюють з несучими здатностями цих перегородок. У разі перевищення максимальних перепадів над несучими здатностями перегородок визначають додаткові площі отворів, які необхідно внести в конструкцію для забезпечення необхідної міцності конструкції. Проводять газодинамічний розрахунок зміни параметрів повітря у відсіках для всіх розрахункових випадків. Визначають усі додаткові площі перетікання повітря між відсіками, які задовольняють вимоги міцності конструкції.

Якщо встановити додаткові площі отворів для перетікання повітря неможливо, то визначають необхідні несучі здатності досліджуваних конструкцій, які перевищують максимальні перепади тиску на цих конструкціях для всіх розрахункових випадків. Газодинамічний розрахунок можна також проводити для визначення як додаткової площі отворів для перетікання повітря між відсіками, так і необхідної несучої здатності досліджуваних конструкцій.

Аналіз результатів газодинамічного розрахунку Ан-148-100 дав можливість визначити площі для перетікання повітря між відсіками, які забезпечують несучі здатності досліджуваних елементів конструкції фюзеляжу. Для забезпечення несучих властивостей перегородок під час раптової розгерметизації для розглянутих розрахункових випадків визначають площі перетікання повітря між відсіками. Після визначення додаткових площ для перетікання повітря отримані параметри тиску повітря в часі під час раптової розгерметизації відсіків № 1–6. Максимальна зміна тиску газу на перегородках між відсіками спостерігається протягом до 0,13 с між відсіками № 2 і 1, 3. Понад 0,13 с спостерігається зменшення дії газу на

перегородки. Зміна тиску повітря у відсіку залежить від висоти польоту і площі нормованого отвору (рис. 5.3). За умови виривання лобового скла в кабіні екіпажу швидкість зміни тиску повітря становить $dP/d\tau \approx 120565$ Па/с. Тим часом на висоті $H = 11600$ м за наявності нормованого отвору у відсіку № 1 максимальна швидкість

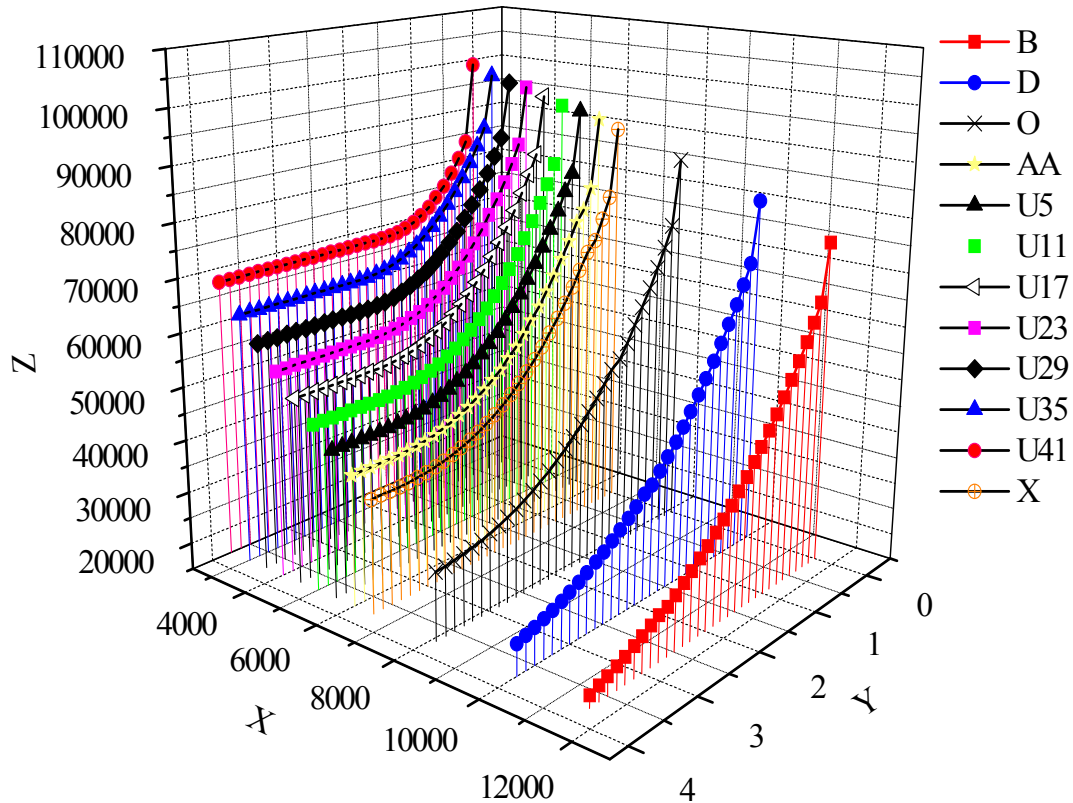


Рисунок 5.3. Зміна тиску газу у відсіку 1 (Z , Па) в часі (Y , с) залежно від висоти польоту (X , м) у разі раптової розгерметизації відсіку 1 (кабіна екіпажу) РПЛ:

$X > 2440$ м – нормований отвір у кабіні екіпажу становить $0,345$ м²;

$X = 2440$ м – виривання лобового скла в кабіні екіпажу площею $0,507$ м²

зміни тиску повітря у відсіку № 1 становить $dP/d\tau \approx 26892$ Па/с і за умови зменшення висоти польоту тиск повітря у відсіку безперервно збільшується. Незважаючи на це, перепад тиску повітря на перегородки між відсіками у разі раптової розгерметизації істотно залежить від висоти польоту і площі нормованого отвору.

Максимальні перепади тиску повітря між відсіками отримано за максимальної площі нормованого отвору. Максимальну дія газу на перегородки отримано на

висоті $H = 6000$ м ($\Delta P \approx 8879$ Па) і на висоті $H = 2400$ м ($\Delta P = 10545$ Па). Характер зміни функції залежності перепаду тиску від часу показує, що в ділянці критичних режимів течії газу отримано стрибкоподібні зміни перепадів тиску. Максимальні перепади тиску на перегородках отримано в початковий момент розгерметизації відсіку до 0,13 с.

Проводять аналіз газодинамічних розрахунків дії тиску газу на конструкцію у разі раптової розгерметизації відсіків фюзеляжу для всіх розрахункових випадків. За результатами такого аналізу визначають максимальні перепади тиску на досліджуваних елементах конструкції (таблиця 5.1). Якщо отримані перепади тиску

Таблиця 5.1

Результати газодинамічного розрахунку максимальних перепадів тиску газу на елементах конструкції фюзеляжу

№ з/п	Назва елемента конструкції фюзеляжу	Максимальний перепад тиску газу, Па
1	Перегородка по шпангоуту (шп.). 7	10545
2	Перегородка по шп. 39	4451
3	Підлога в кабіні екіпажу	55055
4	Підлога в транспортній кабіні, шп. 7–39 (не над багажниками)	3354
5	Підлога в транспортній кабіні, шп. 10–22 (над переднім багажником)	781
6	Підлога в транспортній кабіні, шп. 29–35 (над заднім багажником)	3667
7	Шпангоут № 45	24495
8	Оболонка, шп. 42–45	24495
9	Люк, шп. 43–44, площею $0,2646 \text{ м}^2$ відчиняється назовні	24495

не перевищують несучу здатність конструкції, то елементи конструкції не будуть зруйновані або відірвані у разі раптового зменшення тиску. В іншому разі необхідно змінити площу отворів для перетікання повітря між відсіками або підвищити міцність конструкції.

Відповідно до АП-25 [58] допускається руйнування конструкції, якщо досліджувана конструкція в процесі руйнування не чинить дію на людей. Визначення додаткової площі для перетікання повітря між відсіками проводять числовим методом за досягнення виконання умов: $\Delta P_p < \Delta P_3$ (ΔP_p – розрахункове значення перепаду повного тиску на перегородці, ΔP_3 – заданий перепад повного тиску на перегородці (несуча здатність)) за $\Delta P_3 > 0$ або $\Delta P_p > \Delta P_3$ за $\Delta P_3 < 0$. Як критерій під час вибору площі отвору або несучої здатності перегородки використовують вираз $\delta = \min(\text{ABS}(\Delta P_p - \Delta P_3))$, де δ задано виходячи з конструктивних особливостей відсіку, конструкції.

Взаємний вплив газодинамічних процесів у відсіках фюзеляжу і кіля під час раптової розгерметизації між відсіками № 8 і 5 наведено на рис. 5.4. Максимальна швидкість збільшення тиску з $P = 20545,1$ Па до $P = 73500,1$ Па протягом 0,088 с отримано у відсіку № 8. У всіх відсіках кіля, за винятком відсіку № 7, спостерігається підвищення тиску газу до максимального значення $P = (45253,5 \dots 37303,2)$ Па протягом (0,125 ... 1) с. У відсіку № 7 тиск газу не змінюється через те, що відсік відносно інших відсіків є ізольованим; практично відсутній отвір для перетікання повітря.

У відсіку фюзеляжу № 6 відбувається плавне збільшення тиску повітря з $P = 20545,1$ Па до $P = 32675$ Па протягом 6,5 с, а потім плавне зменшення тиску до тиску повітря на обшивці фюзеляжу. В інших відсіках фюзеляжу (відсіки № 1–5) відбувається плавне зменшення тиску повітря від початкового тиску $P = 75626$ Па. Порівняльний аналіз зміни тиску повітря у відсіках відповідно до рис. 5.4 свідчить, що істотний вплив на зміну параметрів газу у відсіку має місце розташування нормованого отвору. Так, за наявності нормованого отвору між відсіками фюзеляжу і кіля (відсіки № 5 і 8), у відсіках фюзеляжу відбувається відносно повільна зміна тиску повітря в порівнянні з наявністю нормованого отвору у відсіку № 1. Дія газу