

**I. В. ПРОХОРЕНКО**

кандидат технічних наук, доцент,  
доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту  
Національний авіаційний університет  
ORCID: 0000-0002-3397-662X

**Н. А. ТИМОШЕНКО**

кандидат технічних наук, доцент,  
доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту  
Національний авіаційний університет  
ORCID: 0000-0002-9713-7876

**Н. П. СОКОЛОВА**

кандидат технічних наук,  
доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту  
Національний авіаційний університет  
ORCID: 0000-0001-5190-2934

**Т. А. МАЗУР**

кандидат технічних наук,  
доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту  
Національний авіаційний університет  
ORCID: 0000-0001-8378-6763

## САМОВІДНОВЛЕННЯ КЕРУВАЛЬНОСТІ ЛІТАКА, ЩО ОТРИМАЛО ПОШКОДЖЕННЯ ЗОВНІШНІХ ОБВОДІВ У ПОЛЬОТІ НА ОСНОВІ ІНФОРМАЦІЇ ПРО ЇХ ТЕМПЕРАТУРНИЙ СТАН

*У роботі розглядається завдання, побудови системи керування польотом літака, що реконфігурується та забезпечує відновлення його керованості в умовах пошкодження зовнішніх обводів за рахунок використання інформації про нев'язку температурних полів пошкодженої і неушкодженої частини обшивки повітряного судна (ПС). Сучасна авіаційна транспортна система (АТС) активно нарощує свою частку у внутрішньому та міжнародному пасажиро-товарообігу. Цьому сприяє бурхливий розвиток нано-біо-інформаційно-когнітивних технологій (NBIC), підвищення попиту на авіаційні транспортні перевезення, швидкість та надійність доставки вантажів та пасажирів у райони недоступні іншим видам транспорту. Однак, поряд з цим авіаційні транспортні засоби схильні до впливу випадкових подій, що викликають особливі ситуації (ОС) в польоті. Однією з таких подій є випадкові зіткнення ПС з механічними, біологічними або електричними формуваннями. Ці зіткнення із зовнішніми обводами частин ПС призводять до миттєвої зміни аеродинамічної рівноваги літака в повітрі. При виникненні зазначених подій екіпажу (командирів) ПС потрібне миттєве ухвалення рішення про дії з паруванням їх наслідків.*

*Відомо, що інтелектуальний рівень людини слабо корелюється з обсягом його мозку. Нейрофізіологічними дослідженнями, проведеними Джоном Піланом Хейнсом, доведено, що активність мозку, наприклад, при контролі дій пальців, виявляється ще до того, як їхній власник збирається ними поворушити. Проміжок часу такого попередження може досягати від 300 мілісекунд до 10 секунд [8]. Це означає, що вибір та дію командира повітряного судна (КПС) обумовлені не розумом (самосвідомістю та інтелектом), а мозком (біологічною масою). Звідси можна припустити, що модель дії КПС, що має великий попередній досвід і практичні навички, формується в мозку заздалегідь, а в критичній ситуації в умовах крайнього дефіциту часу, випереджаючи розум, змушує його діяти по моделі, що заздалегідь склалася, така модель не завжди відповідає реально сформованій у польоті ситуації. Враховуючи крайню високу швидкоплинність (1,5-2 секунди) розвитку аварійної ситуації та переходу її в катастрофічну можна стверджувати, що прийняти усвідомлене рішення в такій ситуації КПС не встигає. З наведених факторів випливає, що в у разі отримання у повітрі раптових ушкоджень зовнішніх обводів частин літака внаслідок зіткнення з механічними, біологічними чи електричними формуваннями, які призводять до миттєвим змінам рівноваги зусиль і моментів, тобто, до втрати стійкості і керованості, їх відновлення можливе тільки за рахунок системи автоматичного управління (САУ), що реконфігурується, що володіє незрівнянно меншим запізненням. Під реконфігурацією управління літаком розумітимемо: параметричну реконфігурацію, структурну реконфігурацію, реконфігурацію аеродинамічних рухомих поверхонь, реконфігурацію завдання на політ.*

**Ключові слова:** повітряне судно, авіаційна транспортна система, пошкодження обшивки літака, зовнішні обводи літака, реконфігурація.

I. V. PROKHORENKO

Candidate of Technical Sciences, Associate Professor,  
Associate Professor at the Department of Automation and Energy Management  
National Aviation University  
ORCID: 0000-0002-3397-662X

N. A. TYMOSHENKO

Candidate of Technical Sciences, Associate Professor,  
Associate Professor at the Department of Automation and Energy Management  
National Aviation University  
ORCID: 0000-0002-9713-7876

N. P. SOKOLOVA

Candidate of Technical Sciences,  
Associate Professor at the Department of Automation and Energy Management  
National Aviation University  
ORCID: 0000-0001-5190-2934

T. A. MASURIA

Candidate of Technical Sciences,  
Associate Professor at the Department of Automation and Energy Management  
National Aviation University  
ORCID: 0000-0001-8378-6763

### SELF-UPGRADING OF LITAK'S KERUVALITY, WHICH REMOVED THE DEFENSE OF THE EXTERNAL CIRCULATIONS OF POLYOTI BASED ON INFORMATION ABOUT THEIR TEMPERATURE STATION

*The robot looks at the problem, prompting the keratin system to be reconfigured and ensure the renewal of keratinity in the minds of the damaged outer circuits for the exchange of vicoristan information about the inconsistency of temperature fields of damaged and unkempt parts of the skin of a wind-damaged ship. The current aviation transport system (ATS) is actively increasing its share of domestic and international passenger and goods traffic. Which benefits from the rapid development of nano-bio-information-cognitive technologies (NBIC), advances in air transport, the speed and reliability of delivery of goods and passengers to areas otherwise inaccessible in transport. However, in some cases, aviation transport means are slow to the influx of rainfall conditions, which lead to special situations in the field. One of these approaches is the drop-in process of wind vessels with mechanical, biological or electrical moldings. These connections from the outer contours of the PS parts lead to a miter change of the aerodynamic level of the airfoil in the wind. In case of guilty assignments to the crew (commander) of the PS, a meeting is required to praise the decision about the actions of the steamers of their heirs.*

*It appears that the intellectual fervor of a person is weakly correlated with the function of his brain. Neurophysiological studies conducted by John Plann Haynes have shown that brain activity, for example, when controlling the actions of the fingers, is detected even before its owner is about to destroy them. The hour of such advance can range from 300 milliseconds to 10 seconds [8]. This means that the choice of the commander of a military ship (KPS) is not determined by the mind (self-knowledge and intelligence), but by the brain (biological mass). It can be assumed that the model of the KPS, which has great advanced knowledge and practical skills, is formed in the brain behind, and in a critical situation in the minds of extreme shortage of time, anticipating the mind, it is Based on the model that was formed a long time ago, such a model will not indicates the actual formation of the situation. In the event of a high speed (1.5-2 seconds), the development of an emergency situation and its transition to a catastrophic situation can be confirmed so that an informed decision in such a situation is not faced by the CPS. From the influence of these factors, it is clear that the outer contours of the parts of the flytak are at times cut off from the surface of the rapt ears, which are subsequently connected to mechanical, biological and electrical moldings, which lead to mitigation We change the same forces and moments, so that, until the durability and hardness are lost, their updates are possible. for the automatic control system (ACS), which is reconfigured, resulting in significantly less damage. When reconfiguring the flight control, it is understandable: parametric reconfiguration, structural reconfiguration, reconfiguration of aerodynamic surfaces, reconfiguration of the flight instructions.*

**Key words:** *damaged ship, aviation transport system, damage to the aircraft skin, external contours of the aircraft, reconfiguration.*

### Постановка проблеми

Розглядається можливість створення САУ, здатної діагностувати стан зовнішніх обводів частин літака за температурними полями пошкоджених та неушкоджених ділянок обшивки. Різниця температур цих ділянок містить інформацію про момент, місце, ступінь та форму пошкодження і є сигналом для реконфігурації управління літаком, адаптуючи таким чином САУ до ОС, що склалася в польоті. У той же час недостатньо дослідженими є питання безперервного моніторингу стану зовнішніх обводів літака, питання адаптації управління польотом літака до раптово виниклої польотної ситуації, а також дій у таких ситуаціях його екіпажу.

### Аналіз останніх досліджень і публікацій

Аналіз стану безпеки польотів (БП) за останні десять років потребує автоматизації процесів запобіжного діагностування можливих раптових ушкоджень зовнішніх обводів ПС, подальшого їх розвитку та переростання аварійної ситуації в польоті в катастрофічну. Цього можна досягти введенням в автоматичне керування польотом адаптації до ситуації, що склалася в польоті, на основі використання результатів діагностування стану обводів літака. Робота [1] присвячена розробці концепції системи управління польотом, що самовідновлюється, в якій після пошкодження виконавчого пристрою або керма відбувається реконфігурація закону управління для відновлення стійкості і керованості ПС. У патенті [2] запропоновано, сконструйовано та випробувано датчик різниці температур пошкодженої та неушкодженої частин обшивки літака, що дозволяє виявляти момент, місце, ступінь та форму пошкодження. Монографія [3] присвячена розробці системних методів відновлення живучості літальних апаратів у ОС у польоті. Дано аналіз факторів, що викликають втрату живучості ПС у польоті. Запропоновано методи та алгоритми оцінювання та ідентифікації стану ПС та його систем. У роботі [4] розглядається можливість придушення флатера крил ЛА за рахунок застосування адаптивного регулятора, синтезованого при невимірюваних збуреннях і немодельованих динаміках. Обґрунтовано умови забезпечення відстеження виходом об'єкта вищого порядку виходу моделі. У [5] роботі розглядається завдання побудови системи управління польотом (СУП) літака, що самовідновлюється, що забезпечує задану ефективність виконання завдання польоту в умовах відмови органів управління. Робота [6] присвячена розробці та льотним випробуванням стратегії зміни конфігурації ЛА, що забезпечує живучість літака за рахунок своєчасної ізоляції несправності або пошкодження у повітрі. У роботі [7] досліджується питання можливості парирування наслідків раптових зіткнень літака із сторонніми об'єктами в польоті за рахунок застосування методів адаптації управління до раптово виниклої ОС. У матеріалах [8] наводяться результати нейрофізіологічних досліджень, проведених університеті Каліфорнії (США). Встановлено, що активність мозку, наприклад, при контролі дій пальців, виявляється ще до того, як їхній власник збирається ними поворухнути.

### Формулювання мети дослідження

При розробці реконфігурованої СУПС, здатної відновлювати стійкість і керованість ПС в умовах раптового пошкодження зовнішніх обводів частин його планера, критеріїв збереження необхідних пілотажних властивостей стосовно можливих конструктивних пошкоджень і вирішення інших завдань динаміки польоту в умовах, що склалися, потрібен новий метод. У цій роботі пропонується один із можливих варіантів вирішення цього питання. Таким чином, метою дослідження є розробка на основі теплової інформаційної системи, про стан зовнішніх обводів частин планера, що реконфігурується, здатної відновлювати стійкість і керованість ПС в ОС у польоті.

Для досягнення поставленої мети потрібно з'ясувати такі питання:

- обґрунтувати та побудувати системну структурну модель взаємопов'язаних подій, що формують ОС у польоті та алгоритм його нейтралізації або запобігання переходу аварійної ситуації в катастрофічну;
- дослідити можливість реєстрації моменту, місця, ступеня, форми ушкодження різницею температурних полів пошкодженої і непошкодженої частин конструкції та придатної цієї інформації для реконфігурації управління польотом;
- розробити математичну модель руху ПС за умов раптового пошкодження його зовнішніх обводів;
- розробити структурну схему реконфігурованого управління польотом ПС в спеціальних ситуаціях.

### Викладення основного матеріалу дослідження

Одним із найважливіших факторів конкурентноздатного розвитку авіаційних перевезень є безпека польотів (БП). Аналіз [1,3,4,5,8] публікацій та результатів розслідувань авіаційних подій, що відбулися за останні десять років, вказують на гостру необхідність перегляду концепції забезпечення БП, що враховує досягнення в останні роки науки і техніки (NBIC–технології), зростаючу інтенсивність польотів та щільність розподілу ПС на маршрутах польоту, зниження рівня підготовки пілотів та завищений рівень ілюзій польоту. Очевидно, для цього необхідно системно зв'язати і замкнути всі процеси, що розвивають у повітрі в єдиний замкнений контур, тобто, провести агрегацію всіх процесів, що супроводжують розвиток ОС. Для цього в запропонованій роботі обґрунтовано та розроблено наступну концептуальну модель управління агрегованою системою «ПС–екіпаж–АРСУ–зовнішнє середовище–особлива ситуація».

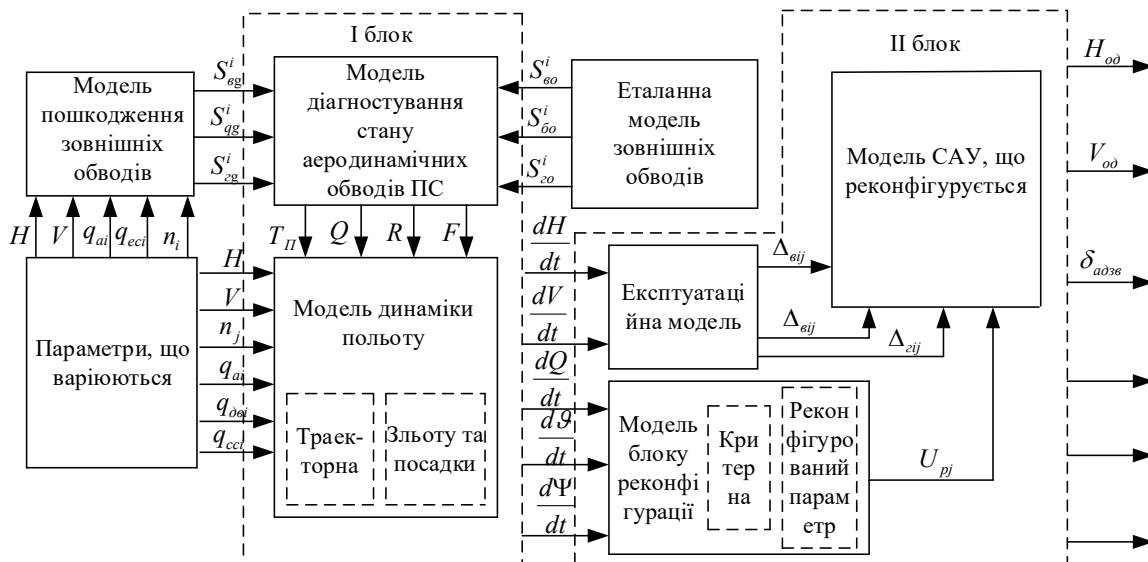
Запропонована концепція відновлення збереження стійкості керованості АС у ситуації, що склалася в польоті передбачає:

- застосування інноваційних технологій при розробці теорії, принципів і методів адаптації управління до ОС, що раптово виникла в польоті;
- розвиток інтелектуальних методів діагностики стану аеродинамічних обводів елементів планера та керуючих поверхонь;
- пошук шляхів реконфігурації управління польотом ПС, здатної відновити (зберегти) його стійкість та керованість в умовах раптового пошкодження (руйнування) аеродинамічної поверхні планера та органів управління;
- цілеспрямоване осмислення процесів, що відбуваються в аварійних ситуаціях у польоті.

Математичне моделювання польоту ПС в умовах ОС. Математичне моделювання із застосуванням NBIC-технологій набуло широкого розвитку на практиці вирішення наукових завдань. Воно, залежно від дослідницьких завдань, що полягають, вимагає побудови математичної моделі (ММ) різного ступеня повноти, складності та універсальності. Математичне моделювання поведінки ПС, який отримав різні пошкодження аеродинамічних обводів його частин, дозволяє досліджувати екстремальні ситуації, які не можуть бути реалізовані в льотних випробуваннях за умов безпеки та збереження авіаційної техніки або через вкрай різку їх повторюваність у природних умовах.

У запропонованих дослідженнях воно дозволило імітувати будь-які можливі ушкодження аеродинамічних обводів, спричинених різною природою раптовими зовнішніми впливами в польоті, а також помилки пілотування.

Для цього була побудована ММ (Рис. 1) адекватність якої реальному стану зовнішніх обводів ПС і польотної ситуації, викликаній їх пошкодженнями визначається повнотою обліку аеродинамічних індивідуальних особливостей, тягові характеристики силової установки, режимів роботи автоматизованої системи управління, що реконфігурується, чіткого і точного моніторингу аеродинамічних властивостей.



**Рис. 1. Математична модель особливої ситуації у польоті:  $H, V$  – вагово-швидкісні параметри;  $\sigma_{ij}$  – відхилення аеродинамічної системи стабілізації, двигунів органів управління відповідних тому пошкодженню;  $n_j$  – ушкодження  $j$ -того характеру;  $T_{II}, Q, R, F$  – момент, місце, ступінь, характер пошкодження**

Робота зі створення та впровадження у практику досліджень ММ є необхідною умовою прискорення вирішення питань розробки методів та методик безперервного моніторингу стану зовнішніх обводів у польоті, побудови на цій основі діагностичних комплексів, здатних реєструвати момент, місце, ступінь та форму пошкоджень та передачі цієї інформації пілотам (на СОУ), а також в САУ, що реконфігурується, для миттєвої адаптації до польотної ситуації, що склалася, розробки АРСУ, що відповідають вимогам ІСАО і НЛГО.

Стрімкий розвиток ІТ-технологій дозволив вирішувати динамічні завдання у сфері твердотільного моделювання. Серед програмних пакетів, що використовуються для моделювання об'єктів, системи процесів можуть бути використані для чисельного вирішення задач зіткнення двох різних тіл, можна виділити Ansys, Solidworks, PAM-CRASH, Abacus, LS-DYNA та ін. Час симуляції залежить від потужності ЕОМ. Тому чим складніше ММ, тим більше часу потрібно для отримання результатів моделювання ситуації, що склалася в польоті. Знання підходів до моделювання та моделей об'єктів та пошкоджень їх аеродинамічних обводів дозволить вибрати для проведення досліджень оптимальний метод та повноту ММ виходячи з вище наведених умов або розробити нову модель, виходячи з вимог, початкових та граничних умов.

### Модель діагностування стану аеродинамічних обводів ПС

Одним із основних напрямків у запобіганні авіаційних подій, викликаних зіткненням з механічними, біологічними або електричними утвореннями є створення адаптивних САУ, здатних парировати наслідки цих зіткнень. Забезпечення необхідного рівня адаптації управління є важливою проблемою як при проектуванні систем управління, що реконфігуруються, і при їх льотній експлуатації. Проектування реконфігурованих СУ польотом ПС в екстремальних умовах вимагає в першу чергу вирішення завдань діагностування стану аеродинамічних обводів його частин.

Діяльність досліджувалися основні методи реєстрації пошкоджень аеродинамічних обводів літака.

1. Методи розрахункових сіток (метод Лагранжа – Ейлера). Усі фізичні величини для контрольованої точки обводів можуть бути виражені як функції початкових координат [12]:  $X = x(x_0, y_0, z_0, t); Y = y(x_0, y_0, z_0, t); Z = z$ .

Недоліки методу Лагранжа:

- значна деформація осередків сітки може спричинити зменшення часових проміжків та збільшення помилок обчислення фізичних величин;
- ускладнення обліку ковзної взаємодії твердих тіл.

$$X = x(x, y, z, t); Y = y(x, y, z, t); Z = z(x, y, z, t).$$

Недоліки методу Ейлера:

- складність відстеження еволюції фізичних процесів;
- великі витрати часу на обчислення за цикл;
- складність точного визначення меж об'єкта.

Недоліки методу мимовільних моделей Лагранжа-Ейлера:

- необхідність ставити констант руху сітки;
- значна деформація осередків сітки може спричинити виродження сітки та зростання числових помилок моделювання;
- малі осередки вимагають зниження тимчасового кроку при обчисленні.

2. Метод діагностування на основі реєстрації змін аеродинамічних сил та моментів. Суть методу полягає в тому, що пошкодження аеродинамічних обводів ПС викликають зміну розподілених аеродинамічних сил і моментів, і, як наслідок, до порушення центрування ПС (9). З наведеного аналізу найбільш поширених методів діагностування стану аеродинамічних обводів ПС у польоті встановлено, що вони мають істотні недоліки. Крім того, методи діагностування на основі зміни аеродинамічних сил і моментів оптико-електронної та емісійної слабо піддаються удосконаленню до апаратної реалізації. Тому виникає потреба у розробці нових методів, або адаптації існуючих методів, придатних для використання безпосередньо в польоті. Таким методом може стати метод реєстрації температурної різниці між пошкодженими та неушкодженими ділянками зовнішніх обводів. Проведемо більш детальний аналіз фізичних процесів, що супроводжують нагрівання аеродинамічних обводів у польоті. Аеродинамічний нагрівання виникає в результаті тертя, а також через адіабатичний стиск повітря. Між поверхнею зовнішніх обводів та прикордонним шаром відбувається вимушений конвективний теплообмін, що супроводжується теплопровідністю:

- для теплообміну, що встановився:

$$T = f(x, y, z, \tau) = f(x, y, z, 0) \quad (1)$$

$$\frac{d^2T}{dx^2} + \frac{d^2T}{dy^2} + \frac{d^2T}{dz^2} = 0, \quad (2)$$

- для теплообміну, що не встановився:

$$T = f(x', y', z', \tau) = f(x', y', z'); : (x', y', z') \in F; \quad (3)$$

$$\frac{dT}{d\tau} = \alpha \left( \frac{d^2T}{dx^2} + \frac{d^2T}{dy^2} + \frac{d^2T}{dz^2} \right), \quad (4)$$

де:  $x, y, z$  – декартові координатні осі;  $T$  – температура повітря на зовнішній межі прикордонного шару;  $t, \tau$  – час.

Розподіл температур у прикордонному шарі безпосередньо поблизу зовнішніх обводів є нерівномірними. Так, найбільш висока температура встановлюється на передніх до потоку, що набігає  $q = \rho v^2 / 2$  ділянках аеродинамічних обводів, де цей потік схильний до найбільшого стиснення, тобто. на передніх кромках крила та хвостового оперення, а також обтічниках ПС.

Для визначення температурного поля потоку, що набігає, скористаємося системою рівнянь:

- рівняння руху газу в декартових координатах (рівняння Новье-Стокса):

$$\rho \frac{D\omega_x}{D\tau} = \frac{-d\rho}{dx} + \mu \left( \frac{d^2\omega_y}{dx^2} + \frac{d^2\omega_y}{dy^2} + \frac{d^2\omega_y}{dz^2} \right) + \rho q_x; \quad \rho \frac{D\omega_y}{D\tau} = \frac{-d\rho}{dy} + \mu \left( \frac{d^2\omega_x}{dx^2} + \frac{d^2\omega_x}{dy^2} + \frac{d^2\omega_x}{dz^2} \right) + \rho q_y;$$

$$\rho \frac{D\omega_z}{D\tau} = \frac{-d\rho}{dz} + \mu \left( \frac{d^2\omega_z}{dx^2} + \frac{d^2\omega_z}{dy^2} + \frac{d^2\omega_z}{dz^2} \right) + \rho q_z, \quad (5)$$

– рівняння енергії:

$$\rho C_p \frac{DT}{D\tau} = \frac{d}{dx} \left( \gamma \frac{dy}{dx} \right) + \frac{d}{dy} \left( \gamma \frac{dT}{dy} \right) + \frac{d}{dz} \left( \gamma \frac{dT}{dz} \right) - \rho(\nabla\omega) + \mu\Phi_\omega \quad (6)$$

– рівняння нерозривності:

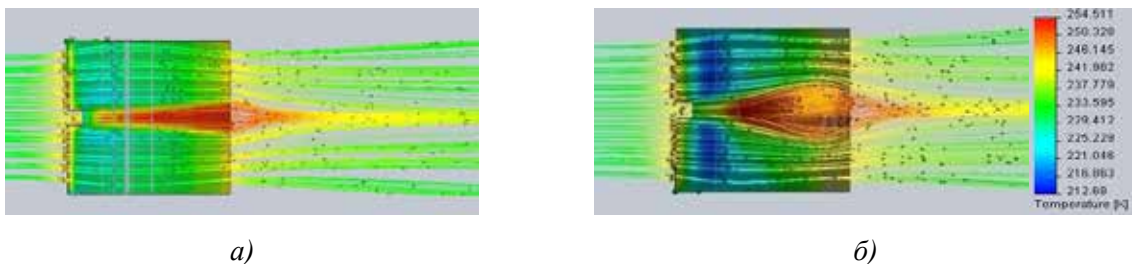
$$\frac{d\rho}{d\tau} + \text{div}(\rho\vartheta) = 0$$

Зробивши припущення, що аеродинамічна поверхня ПС теплоізольована, у внутрішніх джерелах тепло відсутня, тобто  $q_{\text{вн}} = 0$  запишемо повну систему диференціальних рівнянь двовимірного прикордонного шару в газі, що спалюється.

$$\rho u \frac{du}{dx} + \rho\vartheta \frac{dy}{dy} = \frac{-d\rho}{dx} + \frac{d}{dy} \left( \mu \frac{du}{dy} \right); \quad \frac{d(\rho u)}{dx} + \frac{d(\rho u)}{dy} = 0; \quad \rho u C_p \frac{dT}{dx} + \rho\vartheta_p \frac{dT}{dy} = \frac{d}{dy} \left( \gamma \frac{dy}{dx} \right) + U \frac{d\rho}{dx} + \mu \left( \frac{du}{dy} \right) \quad (8)$$

У виразах (5-8) прийнято такі позначення:  $U, x, \omega$  – проекції вектора швидкості на координатні осі;  $q_i$  – проекції вектора вільного падіння;  $C_p, \rho, \gamma, \mu$  – відповідно теплопровідність, щільність, тиск, в'язкість.

Більшість складнощів із сторонніми об'єктами у польоті відбувається на етапах зльоту та посадки, тобто, у щільних шарах атмосфери. Характер пошкоджень аеродинамічної поверхні ПС залежить від маси стороннього об'єкта, швидкості зустрічі в момент зіткнення та кути зустрічі з перешкодою. У зв'язку з цим доцільно розглянути нестационарний режим теплопередачі між прикордонним шаром та обшивкою зовнішніх обводів (Рис. 2).



**Рис. 2. Вплив характеристик пошкодження на температурний і градієнт верхньої, нижньої та поперечної перерізів ділянок обводів**

Загальна кількість теплоти  $Q_\Sigma$ , витраченого на нагрівання зовнішніх обводів є сумою кількості теплоти  $dQ_T$  від прикордонного шару, що виникає в результаті турбулізації кількості теплоти  $Q_{y\delta}$ , що виділяється внаслідок безпосередньо удару:

$$dQ_\Sigma = dQ_T + dQ_{y\delta} / t' \neq 0 \quad (9)$$

Зіткнення ПС із сторонніми об'єктами в польоті супроводжується перетворенням певної частини кінетичної енергії руху на теплову, тобто, разовим виділенням деякої кількості теплоти на момент удару. Частина виділеного тепла розсіюється і витрачається підвищення температур прикордонного шару, інша частина – підвищення температури аеродинамічних обводів:

$$E_{ac} = \frac{m_{ac} V^2}{2}; \quad E_{y\delta} = \frac{m_{co} V_{co}^2}{2}; \quad E_{ac} + E_{co} = E_\Sigma + Q_{y\delta} \quad (10)$$

де:  $m_{ac}, m_{co}$  – відповідно маси ПС та стороннього об'єкта (формування);  $V_{ac}, V_{co}$  – відповідно повні вектори швидкості ПС та стороннього об'єкта (формування);  $E_{ac}, E_{co}$  – відповідно кінетична енергія та удару;  $Q_{y\delta}$  – кількість теплоти, в яку перетворилася частина кінетичної енергії в результаті удару. Отже, використовуючи співвідношення (10) можна визначити кількість теплоти, що виділяється в результаті удару:

$$Q_{y\delta} = \frac{m_{ac} m_{co}}{2(m_{ac} + m_{co})} (V_{ac} - V_{co}). \tag{11}$$

Залежність кількості теплоти, яку перейшла кінетична енергія удару, витрачена на нагрівання, від температури утворюється за час  $t_{y\delta}$  виразимо так:

$$\frac{dQ_{y\delta}}{dt_{y\delta}} = C_{co} m_{co} \frac{dT_{y\delta}}{dt}, \tag{12}$$

де  $C_{co}$  – питома теплоємність стороннього об'єкта (предмета).

Отже зміна температури аеродинамічних об'єктів внаслідок зіткнення за час  $t_{y\delta}$

$$\frac{dQ_{y\delta}}{dt_{y\delta}} = \frac{m_{ac}}{2C_{co}}. \tag{13}$$

Крім того, ушкодження найчастіше викликають зміну геометричної форми аеродинамічних обводів ПС (Рис. 3) в результаті чого відбувається формування нового прикордонного шару, відмінного від прикордонного шару при обтіканні неушкоджених зовнішніх обводів.

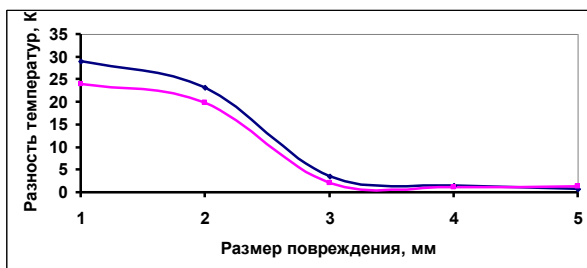


**Рис. 3. Повреждения внешних обводов самолетов инородными формированиями: а) – обрыв; б) – пробій; в), г) – вм'ятина з розривом**

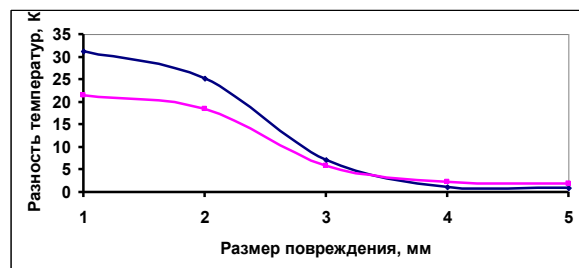
Таким чином, на підставі рівняння енергії (6) та рівняння температури аеродинамічних обводів внаслідок зіткнення за час  $t_{y\delta}$  (13) а також припускаючи, що матеріал обшивки прогрівається без запізнення, побудована математична модель теплопередачі:

$$\alpha \left[ \gamma \left( \frac{d^2 T}{dx^2} + \frac{d^2 T}{dy^2} + \frac{d^2 T}{dz^2} \right) - \rho (\nabla \cdot V) + \mu \Phi' \right] + \frac{m_{ac} m_{co}}{2(m_{ac} + m_{co})} \cdot \frac{(V_{ac} - V_{co})}{dt_{y\delta}} = C_{pоб} \rho_{об} C_{об} \frac{dT_{об}}{dt_{об}} \tag{14}$$

Аналіз моделі (14) дозволяє зробити висновок: зміна кількості теплоти виділеної при зіткненні обшивки ПС з сторонніми предметами (формуваннями) залежить в першу чергу, від прискорення удару та кута зустрічі обшивки ПС з стороннім предметом, а також від питомої теплоємності  $C_{pоб}$ , товщини та об'єму матеріалу зовнішніх обводів елементів ПС.



**Рис. 4. Залежність локальної різниці температур між пошкодженою та неушкодженою ділянкою профілю від розміру пошкодження по верхній площині профілю на 1/3 та 2/3 хорди**



**Рис. 5. Залежність локальної різниці температур між пошкодженою та неушкодженою ділянкою профілю від розміру пошкодження по нижній площині профілю на 1/3 та 2/3 хорд**

Проведені математичне та напівнатурне моделювання фрагмента моделі крила Ан-148 без пошкоджень та з пошкодженнями (Рис. 4, 5) підтвердили можливість діагностування стану аеродинамічних поверхонь ПС у польоті.

#### Висновки

У роботі запропоновано математичну модель руху ПС за умов раптового пошкодження його зовнішніх обводів, яка слугує необхідною умовою прискорення вирішення питань розробки методів та методик безперервного моніторингу стану зовнішніх обводів у польоті, побудови на цій основі діагностичних комплексів, здатних реєструвати момент, місце, ступінь та форму пошкоджень та передачі цієї інформації пілотам, а також в САУ, що реконфігурується, для миттєвої адаптації до польотної ситуації, що склалася. Авторами роботи розроблено метод та прилад для діагностування стану зовнішніх обводів у польоті [8]. Отже, розробивши метод і засіб вимірювання різниці температур пошкодженої і непошкодженої ділянки обшивки ПС в польоті можна своєчасно сповістити екіпаж про зіткнення ПС з сторонніми предметами і одночасно передати інформацію в систему автоматизованого управління, що реконфігурується, для адаптації польоту ПС до виниклої особливої ситуації.

#### Список використаної літератури

1. Казак В.М. Діагностичне забезпечення екіпажу повітряного судна інформацією стан його зовнішніх обводів у польоті./ В.Н. Казак, А.Е. Бабенко, І.С. Жарін // Вісник інженерної академії України. Теоретичний та науково-практичний журнал інженерної академії України № 4, 2015р. Київ. С. 33-39.
2. Патент України на корисну модель інформаційної системи діагностування пошкоджень зовнішніх обводів літального апарату у польоті- № 78381 заявл. 14.09.12; опубл. 10.03.2013 № 5, 4. С. / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, А.Є Бабенко.
3. Казак В.М. Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті. / В.М. Казак. К.: Вид-во Нац.авіац.ун-ту «НАУ-друк», 2010. 284с.
4. Adaptive controller for wing flutter with immeasurable excitations and unmodelled dynamics / R. Livneh, G. Slater. *International Journal of Control*, Volume 53, 1991. P.293–309.
5. Fault detection for reconfigurable if light control system. Mayhew, Ellen R. Gleason Daniel AIAA/IEEE 8<sup>th</sup>. Dig, Avionics Syst.Conf., Son Jose, Calif., 1988. Coldct.Tech.Pap. Pt.1, “Washington,D.C., 1988, 48–55.
6. Flight-testing of the self-repairing flight control system using the F-15 highly integrated digital electronic control flight research facility. Stewart J.F., Shuck T.I., “AIAA”, 1990, № 321. P.1–13.
7. Патент України на корисну модель: система автоматичного діагностування аеродинамічного стану зовнішнього обводу літального апарату у польоті. № 62925; заявл. 28.01.11; опубл. 26.09.2011; бюл. № 18–4с. / В.М. Казак, Д.О. Шевчук, А.Є. Бабенко, Р.В. Остафійчук.
8. Stuart A. Gilder, Michael Wack, Leon Kaub, Sophie C. Roud, Nikolai Petersen, Helmut Heinsen, Peter Hillenbrand, Stefan Milz, and Christoph Schmitz/ Distribution of magnetic remanence carriers in the human brain // *Scientific Reports* Volyme, 11363 (2018).
9. Патент України на корисну модель спосіб діагностики зовнішнього обводу літального апарата на основі температурного поля площини літального апарата в польоті. № 73709; заявл. 14.02.12; опубл. 10.10.2012; бюл. № 19. 4 с. / Казак В.Н., Шевчук Д.О., Бабенко А.Е.

#### References

1. Kazak V.M. (2015) Diagnostychnе zabezpechennja ekipazhu povitrjanogho sudna informacijeu stan jogho zovnishnikh obvodiv u poljoti [Visnyk inzhenernoji akademiji Ukrajinjy]. Teoretychnyj ta naukovo-praktychnyj zhurnal inzhenernoji akademiji Ukrajinjy, vol. 4. pp. 33-39.
2. Kazak V.M., Shevchuk D.O., Babenko A.E. (2013) Patent Ukrajinjy na korysnu modelj informacijnoji systemy diagnostuvannja poshkodzhenj zovnishnikh obvodiv litalnogho aparatu u poljoti [Ukrainian patent for a useful model of an information system for diagnosing damage to the external circuits of an aircraft in flight]. Patent #78381 zajavl. 14.09.12; opubl. 10.03.2013, bjul. 5.
3. Kazak V.M. (2015) *Systemni metody vidnovlennja zhyvuchosti litaljnykh aparativ v osoblyvykh sytuacijakh u poljoti* [System methods of restoring the survivability of aircraft in special situations in flight]. Kyjiv: Nacionaljnij aviacijnyj univertsytet «NAU-druk» (in Ukrainian).
4. Livneh R., Slater G. L. (1991). Adaptive controller for wing flutter with immeasurable excitations and unmodelled dynamics. *International Journal of Control*, vol. 53, no. 2, pp. 293–309. <https://doi.org/10.1080/00207179108953620>
5. Ellen R. Mayhew, Daniel Gleason. (1988). Fault detection and isolation for reconfigurable flight control systems. Proceedings of the Digital Avionics Systems Conference (San Jose, CA, U.S.A., October 17-20, 1988), Coldct.Tech.Pap. Pt.1, “Washington, D.C.”, pp. 48–55. <https://doi.org/10.2514/6.1988-3860>
6. Stewart J., Shuck T. (1990) Flight-testing of the self-repairing flight control system using the F-15 highly integrated digital electronic control flight research facility. Proceedings of the AIAA/SFTE/DGLR/SETP 5th Biannual Flight Test



Conference (Ontario, California, May 21-24, 1990). Edwards, Calif. : National Aeronautics and Space Administration, Ames Research Center, Dryden Flight Research Facility; Springfield, Va.: For sale by the National Technical Information Service, pp. 1-13.

7. Kazak V.M., Shevchuk D.O., Babenko A.Je., Ostafijchuk R.V. (2011) Patent Ukrainy na korysnu modelj: systema avtomatychnogho diagnostuvannja aerodynamichnogho stanu zovnishnjogho obvodu litaljnogho aparatu u poljoti [Patent of Ukraine for a utility model: a system of automatic diagnosis of the aerodynamic condition of the external contour of an aircraft in flight] Patent #62925 zajavl. 28.01.11; opubl. 26.09.2011, bjul. 18.

8. Gilder S. A., Wack, M., Kaub, L. et al. (2018). Distribution of magnetic remanence carriers in the human brain. Scientific Reports, 8(1), Article number: 11363 (2018). <https://doi.org/10.1038/s41598-018-29766-z>

9. Kazak V.M., Babenko A.Je., Kazak V.A. (2012) Patent Ukrainy na korysnu modelj sposib diagnostyky zovnishnjogho obvodu litaljnogho aparata na osnovi temperaturnogho polja ploshhyny litaljnogho aparata v poljoti [Patent of Ukraine for utility model method diagnostics external circuit aircraft on based on temperature fields of the plane aircraft in flight]. Patent #73709 Ukrainina, Zajavl. 14.02.12; Opubl. 10.10.2012, Bjul. 19.