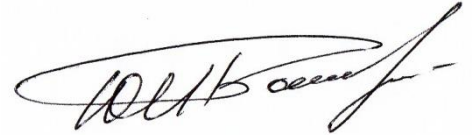


МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

**Бондар Юрій Іванович**



УДК 531.383

**РОЗРАХУНКОВО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИЙ МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ  
ЗОВНІШНІХ НАВАНТАЖЕНЬ НА КРИЛО ЛІТАКА З УРАХУВАННЯМ  
СТАТИЧНОЇ АЕРОПРУЖНОСТІ**

Спеціальність 05.07.02 - проектування, виробництво та випробування літальних  
апаратів

**Автореферат**  
дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

КИЇВ - 2015

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі приладів та систем керування факультету авіаційних та космічних систем в Національному технічному університеті України “Київський політехнічний інститут”, Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор  
**Сухов Віталій Вікторович**,  
Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”, професор кафедри приладів та систем керування літальними апаратами.

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор  
**Карпов Яков Семенович**,  
Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», завідувач кафедри авіаційного матеріалознавства

кандидат технічних наук,  
**Семенець Олександр Іванович**,  
Державне підприємство «Антонов», м. Київ, Головний конструктор з міцності.

Захист відбудеться 4 червня 2015 р. о 17<sup>00</sup> годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д26.062.06 Національного авіаційного університету Міністерства освіти та науки України за адресою: 03680, м. Київ, проспект Комарова, 1, корп.11, ауд. 220.

З дисертацією можна ознайомитись в бібліотеці Національного авіаційного університету за адресою: 03680, м.Київ, проспект Космонавта Комарова,1.

Автореферат розісланий “ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2015 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради Д26.062.06,  
кандидат технічних наук, с.н.с.



О.Ю.Корчук

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** Створення сучасних зразків авіаційної техніки неможливе без підвищення ефективності проектно-конструкторських робіт на основі застосування сучасних розрахункових та експериментальних методів з використанням інформаційних технологій. При проектуванні літаків важливе місце займає процес визначення зовнішніх навантажень, які регламентовані нормами льотної придатності АП-25 та є вхідними даними для розрахунку на міцність, проведення аналізу пружно-деформованого стану конструкції, прогнозування її ресурсу та вагової ефективності. Під навантаженням крило деформується та змінюються самі навантаження в наслідок перерозподілу аеродинамічних сил, що обумовлено ефектами аеропружності. Особливо гостро це стосується стріловидних крил, які мають подовження  $\lambda$  більше 8, де зміни сягають до 60% в окремих перерізах по розмаху крила у порівнянні з навантаженнями жорсткого крила.

Визначення навантажень пов'язане з необхідністю проведення чисельних теоретичних та експериментальних досліджень, які є інформаційною і доказовою базою проектно-конструкторських робіт. В умовах проектно невизначеності та часової лімітації циклів проектування, коли експериментальні дані доступні тільки по аналогах об'єкта проектування, на перше місце виходять чисельні методи визначення параметрів зовнішнього навантаження. Ці методи вимагають створення математичної моделі об'єкта проектування, яка має свої спрощення, похибки та потребує налаштування таким чином, щоб отриманий результат розрахунків гарантовано збігався з результатами експериментів, які будуть проведені у майбутньому. Науково-технічне та інформаційне забезпечення цього процесу має визначальний вплив на достовірність результатів, швидкість і трудомісткість їх обробки.

Враховуючи вищесказане, актуальною науково-технічною задачею є створення методу визначення зовнішнього навантаження на крило літака транспортної категорії, з врахуванням ефектів статичної аеропружності, яке відповідає реальному навантаженню в межах точності проведення льотного експерименту.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Дослідження, узагальнені в дисертації, виконувались відповідно до: «Державної комплексної програми розвитку авіаційної промисловості України до 2010 року» (Постанова КМ України від 12.12.2001 року № 1665-25) та відповідно до наказу НТУУ «КПІ» № 2-4 від 22.01.2013р., (тема № 2660п) «Розробка методів та методик проектування оптимального безпілотного авіаційного комплексу для задач промислово-екологічного моніторингу навколишнього середовища, № держреєстрації 0113U000718. Здобувачем розроблено метод і алгоритм визначення навантажень на пружні несучі поверхні літального апарату.

**Мета і завдання дослідження.** Метою роботи є розробка методу визначення зовнішніх навантажень на крило великого подовження ( $\lambda \geq 8$ ) дозвукового літака транспортної категорії, з врахуванням статичної аеропружності, на основі розрахункових та експериментальних досліджень з використанням інформаційних технологій. Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити наступні завдання:

1. Розробити математичну модель крила, що дозволяє отримати навантаження з врахуванням ефектів статичної аеропружності в умовах тривимірного навантаження.

2. Виявити і дослідити фактори які негативно впливають на збіг результатів теоретичного розрахунку і аеродинамічного експерименту з метою мінімізації їх розбіжності, синтезувати алгоритм самоналагодження математичних моделей та самозабезпечення теоретичних розрахунків вхідними даними в умовах дефіциту інформації на основі статистичних даних.

3. Розробити алгоритм обробки вторинних результатів дренажних досліджень в аеродинамічній трубі для умов автоматичної або напівавтоматичної корекції та реєстрації контрольованих величин в режимі реального часу проведення експериментальних досліджень.

4. Довести метод до інженерного використання та розробити комплекс програм, який забезпечить адаптивне керування дослідженнями зовнішніх навантажень на крило великого подовження в режимі реального часу.

5. Провести апробацію методу при вирішенні конкретних проектних завдань.

**Об'єктом дослідження** є зовнішні навантаження, що діють на крило великого подовження дозвукового літака транспортної категорії.

**Предметом дослідження** є математичні моделі крила та зовнішніх навантажень, які дозволяють визначити діючі навантаження з урахуванням ефектів статичної аеропружності в умовах проектно невизначеності.

**Методи дослідження.** У роботі використані: аналітичні методи аеродинаміки та теорії пружності; чисельний панельний метод збуреного потенціалу; методи системного аналізу та математичної статистики; методи побудови комп'ютерних систем та інформатики.

**Наукова новизна отриманих результатів.**

1. Вперше запропонована математична модель для визначення розподілених та інтегральних зовнішніх навантажень на крило, яка має функцію самоналаштування на основі мінімізації похибок між розрахунковими та експериментальними даними літака-аналога, що в свою чергу мінімізує розбіжність результатів розрахункових і експериментальних досліджень крила що проектується.

2. Отримала розвиток тривимірна модель крила для розрахунку зовнішнього навантаження з урахуванням ефектів статичної аеропружності, що забезпечує даними об'ємного навантаження скінчено елементну модель для розрахунків на міцність крила і його елементів.

3. Новим результатом є технологія виявлення та бракування імовірних помилок вторинних даних дренажного аеродинамічного експерименту, на основі властивостей безперервності функції форми профілю та побудові довірчого інтервалу похідних функції розподілу тиску по хорді дренажного перерізу, що вирішує проблему автоматизації процесу обробки експериментальних даних та його скорочення в часі біль ніж у 6 разів.

4. Вперше на основі комп'ютерно-інтегрованої технології системно комплексовані аеродинамічна, масова і пружна математичні моделі крила великого подовження, що дозволяє забезпечити в автоматичному режимі вхідними даними процес визначення пружно-деформованого стану крила та веде до скорочення у часі циклів проектування до 20% у порівнянні з існуючими технологіями.

**Практична цінність і реалізація результатів роботи.** Проведений комплекс досліджень доведено до практичного застосування, що дозволило:

- отримати сукупність процедурних моделей для підтримки проведення розрахункових та експериментальних досліджень навантаження крила літака в умовах неповних або невизначених даних з урахуванням ефектів статичної аеропружності;
- розробити алгоритми, що вдосконалюють технологію розрахункового дослідження зовнішнього навантаження;
- розв'язати задачу оперативного контролю та аналізу даних експериментальних досліджень в режимі реального часу їх проведення;
- розробити прикладне програмне забезпечення, що розширює функціональність розрахункових та експериментальних досліджень, яке забезпечує вирішення спеціалізованих завдань дослідження міцності.

Результати роботи впроваджені на ДП «Антонов» і були застосовані для визначення зовнішніх навантажень на крило при проектуванні літаків Ан-74, Ан-71, Ан-70, Ан-124, Ан-225, Ан-140 («Акт про впровадження результатів дисертаційної роботи», ДП«АНТОНОВ», від 9.11.2012г.).

Основні положення дисертаційної роботи використовуються в навчальному процесі НТУУ "КПІ" на кафедрі приладів і систем керування літальними апаратами факультету авіаційних і космічних систем у вигляді методичних вказівок. (Рішення методичної ради ФАКС від 26.03.2012р. Протокол № 8).

**Особистий внесок здобувача.** Отримані в роботі теоретичні та практичні результати належать здобувачу особисто. В роботах [3], [4], [7], що опубліковані спільно з науковим керівником аналітичне та числове розв'язання конкретних задач належить здобувачу. В роботах [1], [9], [10], написаних у співавторстві з іншими авторами, здобувачу належать постановка задачі, розробка математичних моделей та реалізація розроблених числових алгоритмів, їх розв'язання.

**Апробація результатів роботи.** Основні результати досліджень, що включені в дисертацію, доповідалися та обговорювалися на:

- VII Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання рухомих об'єктів» (Київ, 2009р. НТУУ «КПІ»);
- IX Міжнародній науково-технічній конференції «Приладобудування 2010, стан та перспективи» (Київ, 2010, НТУУ "КПІ");
- VIII Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання рухомих об'єктів» (Київ, 2010р. НТУУ «КПІ»);
- науково-практичній конференції «Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки», (Київ, 2011р. МОУ, ДНДІА, НАУ);
- наукових семінарах кафедри приладів і систем керування літальними апаратами факультету авіаційних і космічних систем Національного технічного університету України «КПІ» (Київ, 2010р., 2012р., 2013р. ФАКС НТУУ «КПІ»);
- у повному обсязі робота доповідалась на розширеному засіданні кафедри приладів та систем керування літальними апаратами Національного технічного університету України «КПІ» (Київ, 19.11.2014р. ФАКС НТУУ «КПІ»);
- в цілому робота доповідалась на розширеному засіданні кафедри механіки Національного авіаційного університету (Київ, 2015р. НАУ);

**Публікації.** За результатами досліджень опубліковано 12 наукових праць: з них 7 статей у наукових фахових виданнях, що входять до переліку ДАК МОН України, 1 робота у періодичному виданні, що входить до міжнародної бази даних, 4 - тези доповідей конференцій.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертаційна робота складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, переліку використаних джерел та додатків. Загальний обсяг дисертації становить 165 сторінок, включаючи: 84 рисунки, 3 додатки та список використаних джерел з 116 найменувань.

## ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** приведена загальна характеристика роботи, обґрунтована актуальність дисертації, сформульовано мету і завдання досліджень, наукову новизну і практичну значимість отриманих результатів. Наведені дані про впровадження результатів роботи, її апробації та публікаціях.

**Перший розділ** присвячений аналізу тенденцій та напрямків сучасного авіаційного проектування, розкриттю сучасного стану проблеми визначення зовнішніх навантажень. Розглянуті існуючі статистичні, експериментальні та аналітичні методи визначення навантаження на крило літака, наведена їх характеристика, виявлені недоліки, які пов'язані з спрощеннями схем навантаження до однієї сили  $Q_y$  і моментів  $M_x$ ,  $M_z$ , що зменшує загальну точність визначення навантаження та впливає на довговічність конструкції. Відомо, що тангенс нахилу кривої Веллера для алюмінієвих сплавів дорівнює  $\sim 4$ . Це значить, що довговічність залежить від напружень у 4-му ступені. Тому помилка розрахунку навантажень на  $\pm 5\%$  веде до втрати або збільшення ресурсу на 20%. Як наслідок завищені напруження ведуть до росту тріщин в конструкції або занижені напруження ведуть до втрати вагової ефективності та завищенню експлуатаційних витрат.

З ростом економічних вимог до літаків показник паливної ефективності має вирішальне значення. Відповідно, у виразі розрахунку дальності польоту  $L$  середнє значення питомої витрати пального двигунами за політ  $c_p$  визначає якість проекту:

$$L = 1020 \frac{KM_{\text{крейс}}}{c_p} \frac{\bar{m}_n}{\sqrt{1-\bar{m}_n}}, \quad (1)$$

де  $K$  - аеродинамічна якість літака;  $M_{\text{крейс}}$  - крейсерське число  $M$ ;  $\bar{m}_n$  - відносна маса палива.

Особливої актуальності у виразі (1) набув параметр аеродинамічної дальності  $KM_{\text{крейс}}$  та його підвищення за рахунок  $K$ . Підвищити  $K$  стало можливим завдяки застосуванню суперкритичних профілів, що дозволяє збільшити подовження крила на  $\Delta\lambda = 2,5 \div 3,0$  або зменшити його стрілоподібність  $\chi$  на  $\Delta\chi = 5^\circ \div 10^\circ$  при значення  $M_{\text{крейс}} = M_{\text{кр}}$ . Збільшення подовження крила призводить до зростання впливу ефектів аеропружності на характер перерозподілу повітряного навантаження по розмаху крила. Особливістю використання суперкритичного крила є завищений коефіцієнт тангажа  $m_{z0}$  на пікіруванні при нульовій підйомній силі. Зменшити  $m_{z0}$  можливо за рахунок використання від'ємної кривки крила. Розрахунок кутів кривки пов'язаний з розрахунком навантажень на крило, як правило, в умовах проектно невизначеності.

Проблематичність даного підходу полягає у складності експериментального визначення параметрів навантаження, тому виникає необхідність розроблення математичних моделей на основі аналізу фізичних явищ, які зумовлюють дію зовнішніх навантажень на крило, та використовують статистичний матеріал літаків-аналогів в умовах дефіциту інформації по об'єкту, особливо на початкових етапах проектування.

Аналіз наведених матеріалів дозволив сформулювати задачі, вирішення яких веде до досягнення мети дисертаційного дослідження і описано у наступних розділах.

У другому розділі розглядається питання обґрунтування та розробки методу розрахунку зовнішніх навантажень на крило великого подовження ( $\lambda \geq 8$ ) дозвукового літака транспортної категорії з урахуванням ефектів статичної аеропружності.

Метод заснований на взаємодії аеродинамічної (АМ), масової (ММ) і пружною (ПМ) моделей літака, які інтегровані в єдиний алгоритм, який забезпечує комплексну автоматизацію процесу визначення зовнішніх навантажень на крило, підвищує точність розрахунків та скорочують термін циклів проектування на  $\sim 20\%$ .

Метод представлено як вирішення  $m$  параметричних задач  $T_{i=1}^m$ , які виконуються на структурних компонентах математичних моделей. Кожна параметрична задача складається з  $n$  підзадач  $P_{j=1}^n$  за умови існування області проектних параметрів  $U_{j=1}^n$ , відповідно, параметрична задача  $T_{i=1}^m$ , ( $i > 1$ ) виконується після завершення підзадач  $P_{j=1}^n$ . Алгоритми вирішення  $T_{i=1}^m$  збудовано, як алгоритм мінімізації  $P_{j=1}^n$  в умовах проектних обмежень:

$$\min(T) = \sum_{i=1}^m \min\{\sum_{j=1}^n U_{ij} P_{ij}\} \quad (2)$$

Відповідно (2) цільова функція визначення навантажень має вигляд:

$$\min F(T_{i=1}^m) = \begin{cases} \text{АМ}[\sum_{i=1}^m \min\{\sum_{j=1}^n U_{ij}^{AM} P_{ij}^{AM}\}] \\ \text{ММ}[\sum_{i=1}^m \min\{\sum_{j=1}^n U_{ij}^{MM} P_{ij}^{MM}\}] \\ \text{ПМ}[\sum_{i=1}^m \min\{\sum_{j=1}^n U_{ij}^{PM} P_{ij}^{PM}\}] \end{cases} = \min f \begin{cases} Q_x; Q_y; Q_z \\ M_x; M_y; M_z \end{cases} \quad (3)$$

Схема взаємодії моделей методу та перелік задач, які вирішуються, представлено у вигляді трикутника (рис.1). Пружна, масова та аеродинамічна моделі розташовані на вершинах трикутника. Кожна задача розташована на діаграмі згідно з своїми зв'язками з вершинами трикутника:

А- визначення навантажень на пружне крило; В- деформації крила під навантаженням та вибір геометричної крутки крила; С- перерозподіл аеродинамічного навантаження по розмаху крила; F- деформації крила під дією аеродинамічного навантаження; G- деформації крила під навантаженням від масових сил; Н- визначення навантажень на жорстке крило. Споріднені задачі: D- ефективність органів керування; Е- вплив аеропружності на статичну стійкість.

Вхідними даними для роботи цих моделей є майстер-геометрія крила, обмежена кількість первинних аеродинамічних досліджень та статистика по літакам-аналогам, зведені в проблемно орієнтовану базу даних (БД). На рис.2 наведена логічна схема розрахунку зовнішніх навантажень.

**Аеродинамічна модель.** Завданням аеродинамічної моделі є отримання аеродинамічних навантажень та визначення їх розподілу по поверхні моделі ЛА на основі теоретичного розрахунку і даних дренажних досліджень.

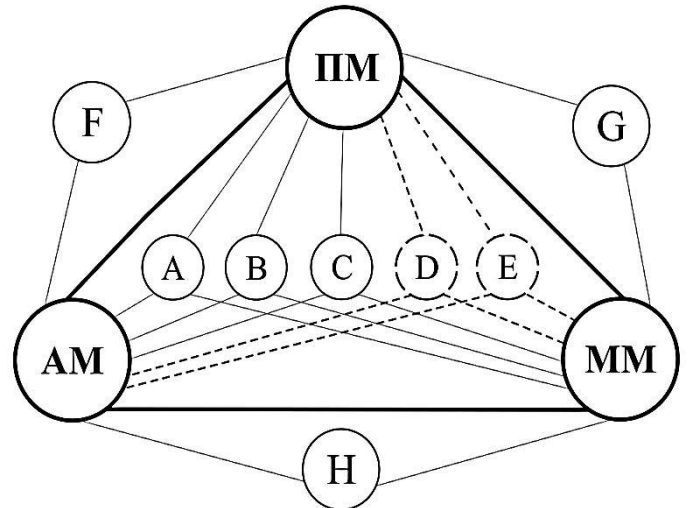


Рис.1. Схема взаємодії моделей методу.

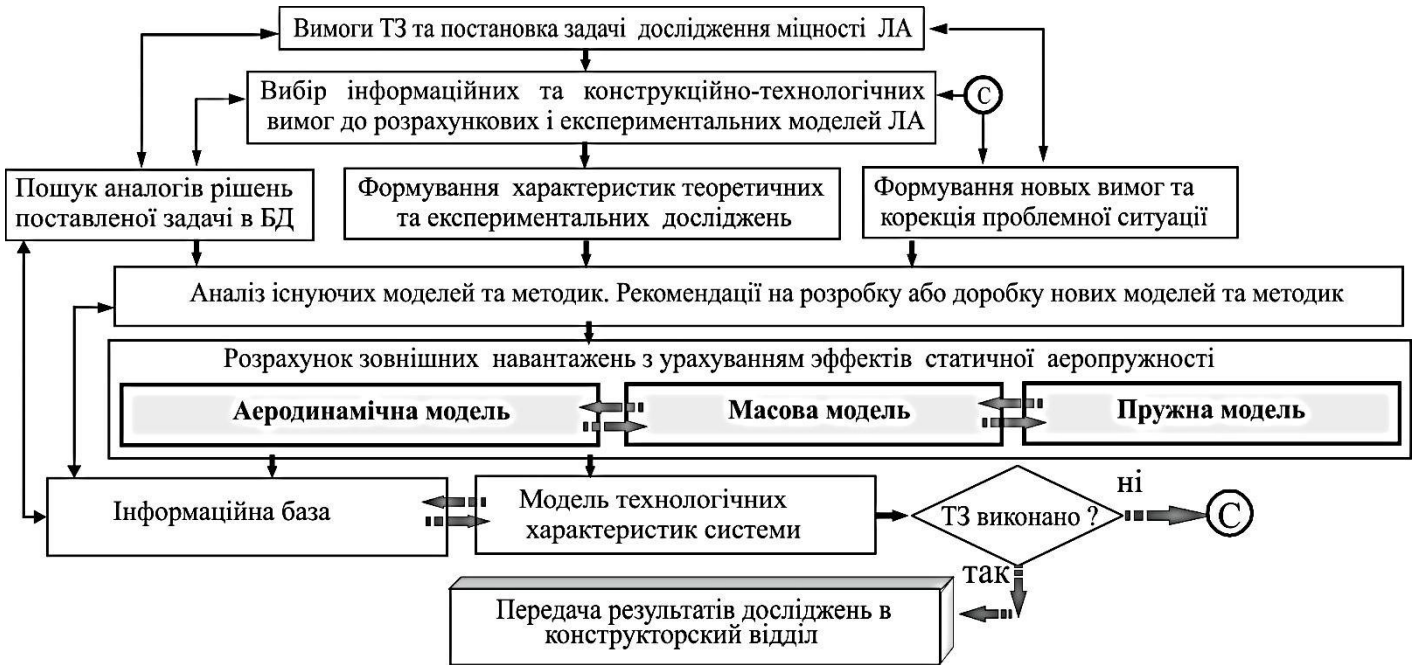


Рис.2. Логічна схема розрахунку зовнішніх навантажень на крило.

*Розрахункові аеродинамічні дослідження.* При проведенні розрахункових досліджень використано чисельний панельний метод. Задача розрахунку обтікання тіла потоком в'язкого турбулентного потоку зводиться до рішення еквівалентної нев'язкої задачі, яка визначається системою рівнянь Ейлера з умовами на межі обтікаємого тіла:

$$\begin{cases} v_{iw} = \frac{1}{\rho_{iw}} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw} \delta^*) \\ \frac{\theta}{ds} + \frac{\theta}{u_{iw}} \frac{du_{iw}}{ds} - \frac{1}{2} (\bar{u}' + \bar{v}' \mu) \approx 0 \\ u_{iw} - u_w \approx k_w u_{iw} (\theta + \delta^*) \end{cases} \quad (4)$$

де:  $s$  – довжина дуги контуру  $i$ ;  $n$  – нормаль;  $k_w$  - кривизна поверхні  $w$ ;  $\rho$  - щільність;  $u, v$  - тангенціальна та нормальна складова швидкості;  $p$  - тиск;  $\bar{u}', \bar{v}'$  - пульсаційні складові швидкості;  $\mu$  - коефіцієнт в'язкості,  $\theta$  - втрата імпульсу у приграничному шарі.

Перше рівняння (4) є граничною умовою, що пов'язує величину нормальної швидкості на поверхні тіла і товщину витиснення приграничного шару. На поверхні контура розташовані витоки, інтенсивність яких така, що лінії току витісняються на відстань  $\delta^*$ . Друге рівняння (4) відображає закон збереження імпульсу в приграничному шарі в повздовжньому напрямі і аналогічно рівнянню Кармана для граничного шару. Після визначення швидкостей в еквівалентному нев'язкому потоці третє рівняння (4) дозволяє отримати рішення в реальному в'язкому потоці:  $u_i(n) = u_e + \theta(s)$ , де  $u_e$  - значення тангенціальної швидкості на зовнішній границі приграничного шару ( $n=\delta$ ), відповідно, змінні мають вигляд:  $\delta^* \approx \int_0^\delta \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dn$ ;  $\theta \approx \int_0^\delta \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dn$ , де  $\delta^*$  - аналогічно товщині витиснення приграничного шару.

Відрив потоку досліджено при умові, що приграничний шар має двошарову структуру: шар з логарифмічним законом розподілу швидкостей і найбільш товстий шар змішання, а саме слідова частина шару, де профіль швидкості визначається згідно



способу Вільямсона та Кросса. Для визначення положення ламінарно-турбулентного переходу використано метод Галкіна.

При використанні чисельного методу, кількість та форма панелей зумовлюють результат теоретичних аеродинамічних розрахунків. Запропоновано проводити налаштування математичної моделі літака, що проектується, введенням поправок, отриманих на основі математичної моделі літака-аналога для якого відомі результати теоретичних та експериментальних досліджень. Мінімізація різниці між розрахунком та експериментом пов'язана з особливостями формування панельної сітки, яка визначає інтенсивність вихрової системи, що є основою для формування функції збіжності  $\nabla(i, z, x, \dots, n)$ . Послідовність формування  $\nabla(i, z, x, \dots, n)$  вздовж розмаху крила як функція кута атаки  $\alpha^0$  та коефіцієнту підйомної сили  $c_y$ , на основі розподілу розрахункових та експериментальних значень відносних тисків  $\bar{p}$  по хорді механізованого крила при положенні закриттів  $\delta_{закр} = 0^0$ , а також порівняння залежності коефіцієнтів  $c_y$  та моменту  $m_z$  від  $\alpha^0$ , приведені на рис.3. Характеристикою розподілу аеродинамічного навантаження є відносна циркуляція  $\bar{\Gamma}(z) = \frac{c_n(z)b(z)}{C_{n_{кр}}B_{ср}}$ . За

умови  $\bar{\Gamma}_{не}(z) = \bar{\Gamma}_{нр}(z) = \frac{\int_0^1 \bar{p}_p(z, \bar{x}) d\bar{x}}{\int_0^1 \bar{p}_e(z, \bar{x}) d\bar{x}} = \frac{\int_0^1 \nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n) \bar{p}_p(z, \bar{x}) d\bar{x}}{\int_0^1 \bar{p}_e(z, \bar{x}) d\bar{x}} = 1$ , де  $c_{n_e}(z)$  – значення коефіцієнта нормальної підйомної сили в перерізі  $z$ ,  $b(z)$ - хорда крила в перерізі  $z$ ;  $C_{n_{кр}}$ - сумарне значення коефіцієнта нормальної підйомної сили;  $B_{ср}$ - середня хорда крила;  $\bar{p}_e(z, \bar{x})$  та  $\bar{p}_p(z, \bar{x})$  - функції розподілу відносного тиску по хорді, отримані експериментально та теоретично;  $\nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n)$ - функція збіжності результатів експериментальних і розрахункових досліджень:  $\nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n) = \text{tg}(Fip(z, \bar{x}, \dots, i, n)) / \text{tg}(Fie(z, \bar{x}, \dots, i, n))$ .

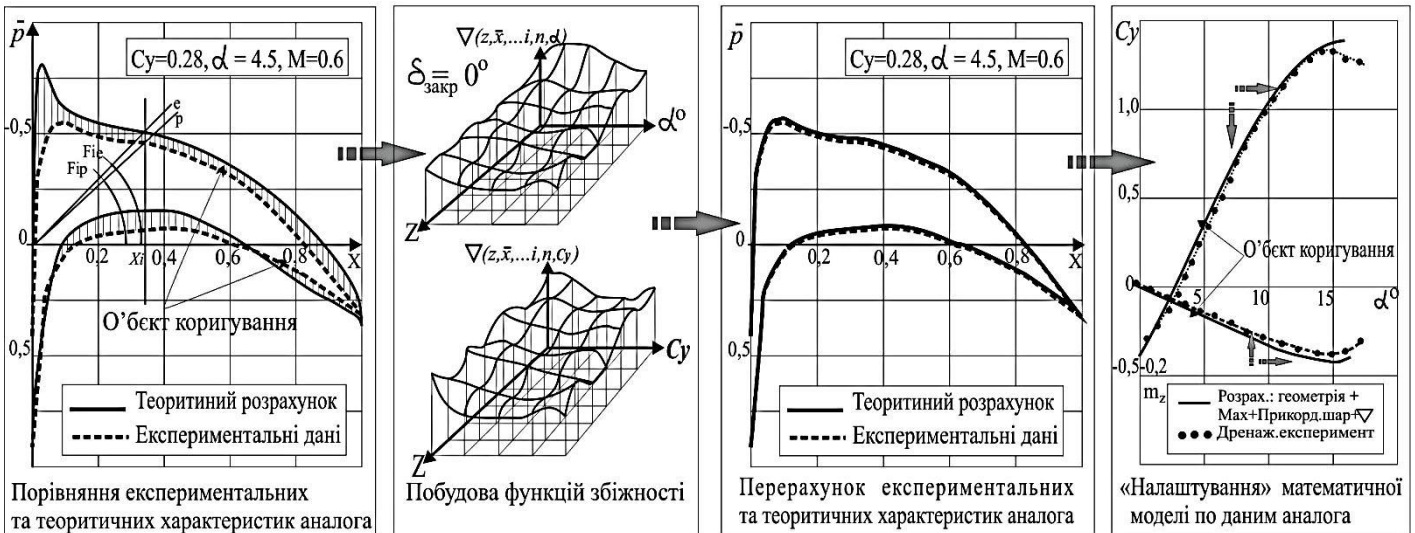


Рис.3. Послідовність формування функцій збіжності  $\nabla(i, z, x, \dots, n)$  та налаштування математичної моделі по даним аналога.

Відповідно, значення  $\bar{p}_p(z, \bar{x})$  відрізняються від експериментальних значень  $\bar{p}_e(z, \bar{x})$  тому, що у чисельному методі обтікання крила моделюється безвідривним не стисненим потоком, обтікання якого пов'язано виключно з геометрією крила. Послідовність виконання розрахунку за запропонованим способом зображена на рис.4.

*Експериментальні аеродинамічні дренажні дослідження.* Запропоновано алгоритм обробки вторинних експериментальних даних, який дозволяє на кожному етапі досліджень забезпечити можливість: контролю, редагування і апроксимації отриманих

тисків; визначення похідних функцій розподілу аеродинамічних характеристик; візуалізації та документування результатів вторинної обробки відповідно до вимог на оформлення.

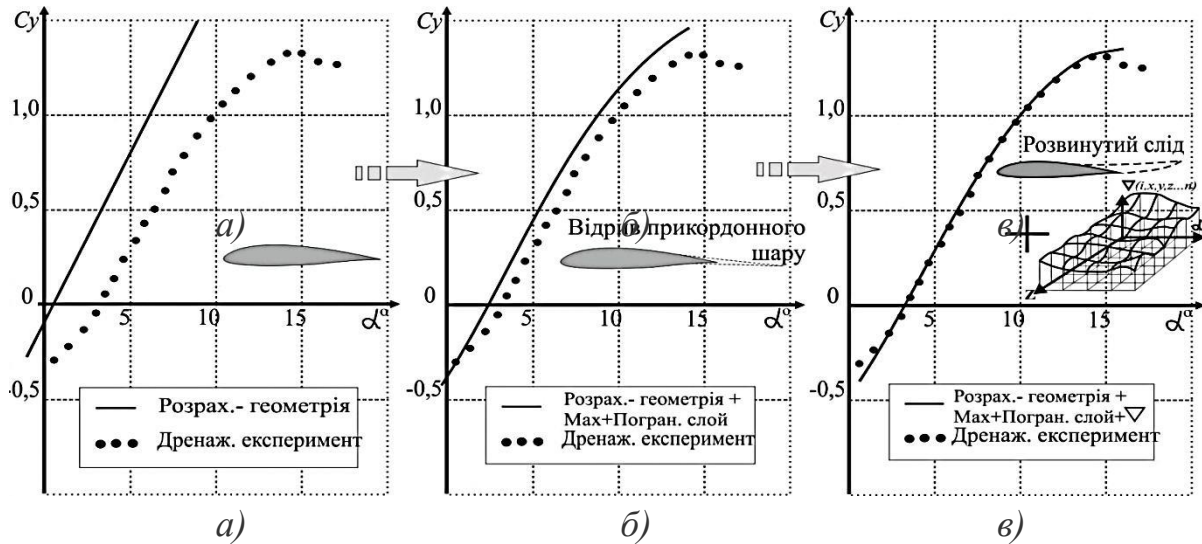


Рис.4. Послідовність розрахунку: а- безвідривне обтікання; б- з урахуванням в'язкості і стисливості; в- з урахуванням розвинутою пелени і функції збіжності.

Перевірка достовірності експериментальних даних починається формуванням матриці з елементами  $p_{jit}$  значень тиску в точці  $t$  при  $i$ -му повторі дослід (кратному досліді) в передбачуваному діапазоні функцій відгуку для  $j$ -й серії дослідів. Для кожної серії повторних дослідів визначається середнє арифметичне значення функції відгуку - тиску:  $\bar{p}_{jt} = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k p_{ijt}$  ( $j = 1, 2, \dots, N$ ;  $t = 1, 2, \dots, M$ ), де  $k$  - кількість повторних дослідів, проведених за однакових умов,  $2 \leq k \leq 9$ ,  $p_{ijt}$  - значень тиску в точці  $t$  при  $i$ -му повторі для  $j$ -й серії дослідів;  $j$ -номер серії дослідів;  $t$ -номер точки. Проводиться оцінка дисперсії  $s_{jt}^2$  для кожної серії повторних дослідів в точці  $t$ . Відтворюваність показань тисків в точках  $t$  проведена за критерієм Кохрена  $G_{qt}$ , що відповідає довірчій ймовірності  $P=0,95$  та порівнюється з табличним значенням критеріїв  $G$ . За умови  $G_q < G$ , досліді вважаються відтворюваними, а оцінки дисперсій однорідними. Для кожної з цих оцінок, при числі ступенів свободи  $f_{jt} = k_{jt} - 1$ , розрахована середньозважена оцінка дисперсії  $s_{ct}^2$ . Ввівши позначення  $f_t = \sum_{j=1}^N f_{jt}$  і допоміжний коефіцієнт  $C_t = 1 + \frac{1}{3(N-1)} \left( \sum_{j=1}^N \frac{1}{f_{jt}} - f_t \right)$ , обчислено значення критерію Бартлетта:  $B_t = \frac{2.3026}{C_t} (f_t \lg s_{ct}^2 - \sum_{j=1}^N f_{jt} \lg s_{jt}^2)$  та перевірена умова  $B_t \leq C_t^2$  для рівня значущості  $P$  і числа ступеня свободи  $f_t = N - 1$ . Якщо умова виконується, то відтворюваність показань точки приймається і точка допускається до роботи.

Запропоновано проводити виявлення бракованих точок двома способами. Спосіб *перший* використовує  $t$ -статистику Стюдента  $t = \frac{p_{min}^{max} - \bar{p}_j}{s}$ , де  $p_{min}^{max}$  - мінімальне або максимальне значення відносного тиску в групі повтору, які перевіряються на «брак»;  $s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^k (p_{ji} - \bar{p}_j)^2}{f}}$  - стандарт (середньоквадратичне відхилення) у  $j$ -й точці при  $i$ -му повторі, що має розмірність тиску при заданому ступені свободи  $f$ .

У другому способі бракування точки запропоновано проводити з використанням властивості безперервності функції обтічної поверхні: якщо розриву функції немає, то похідна існує; похідна функції розподілу відносного тиску в околиці бракованої точки змінює свій знак на протилежний кілька разів; похідна функції розподілу тиску виходить за межі довірчого інтервалу похідних  $H$ . Якщо ці властивості характерні для дренажної точки, то можна говорити про її бракування на рівні значущості  $\alpha = 0,05$ .

Для побудови довірчого інтервалу (рис.5) визначається дисперсія коефіцієнта регресії похідних функції розподілу тиску по хорді:  $s_{\{b'_{jt}\}}^2 = \frac{s_{y'_t}^2}{N}$ , де  $s_{y'_t}^2$  - дисперсія похідних функції розподілу тиску по хорді дренажного перерізу. Інтервал задається верхнім  $b'_{jt} + \Delta b'_{jt}$  та нижнім  $b'_{jt} - \Delta b'_{jt}$  кордоном і визначається як:

$$H_{jt} = b'_{jt} \pm \Delta b'_{jt}, \quad (5)$$

де  $b'_{jt}$  - базова функція похідних розподілу тиску по хорді дренажного перерізу;

$\Delta b'_{jt} = Et \left| \sqrt{s_{\{b'_{jt}\}}^2} \right|$ ;  $E$  - параметр регулювання діапазону при;  $t$  - табличне значення критерію Стюдента при числі ступенів свободи з якими визначена  $s_{\{b'_{jt}\}}^2$  на рівні

значущості  $\alpha=0.05$ ;  $\left| \sqrt{s_{\{b'_{jt}\}}^2} \right|$  - модуль квадратичної помилки коефіцієнта регресії.

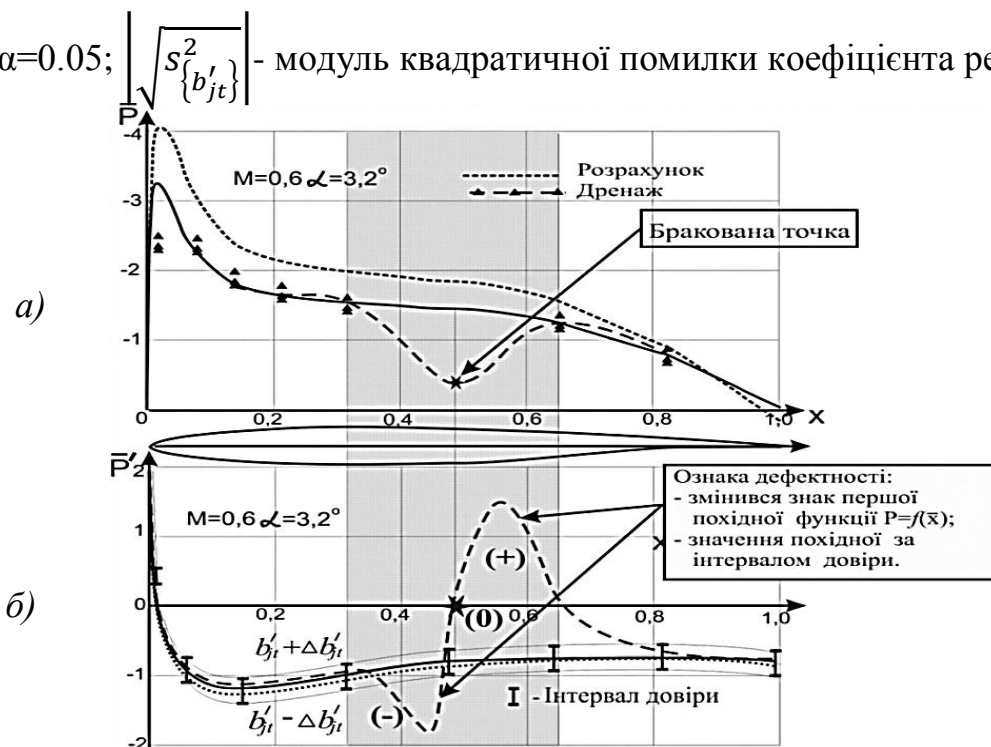


Рис.5. Вибракування дренажу і побудова довірчого інтервалу для верхньої поверхні перерізу при  $M = 0,6$ ,  $\alpha = 3,2^\circ$ , а- розподіл розрахункового та експериментального значення відносного тиску по верхній поверхні профілю; б- розподіл похідної відносного тиску по хорді.

Довірчий інтервал задається верхнім та нижнім кордоном  $b'_{jt} + \Delta b'_{jt}$  и  $b'_{jt} - \Delta b'_{jt}$ , де  $b'_{jt}$  - базова функція похідних розподілу тиску по хорді дренажного перерізу.

**Масова модель.** Масова модель визначає значення навантаження від погонних та зосереджених мас конструкції крила і паливної системи в загальній системі навантажування крила. В умовах обмеженої інформативності, на етапах ескізного проектування розподіл відносної погонної маси крила запропоновано проводити як:

$q_{mi} = \frac{m_{кр}}{L} \Lambda_i$ , де  $\int_0^{0.5} \Lambda d\bar{z} = \int_0^{0.5} \frac{\rho_i b_i^2}{\rho_{ср} b_{ср}^2} d\bar{z} = 1$ ;  $\rho_i$  - щільність  $i$ -го перерізу;  $\rho_{ср}$  - середня щільність крила;  $b_i^2$  - квадрат хорди  $i$ -го перерізу;  $b_{ср}^2$  - квадрат середньої хорди крила.  $m_{кр} = \varphi m_{кр}^T + \mu$  - дійсне значення маси конструкції крила,  $m_{кр}^T$  - теоретичне значення маси конструкції крила,  $\varphi$  - коефіцієнт повної маси крила;  $\mu$  - постійний регресивний коефіцієнт. Проведено дослідження можливості використання модифікованої формули Шенлі у вигляді:

$$m_{кр}^T = 0,00468 k_{дм} k_{\eta} k_{дв} k_{ш} [k_{изг} n_{кр}^p (m^p - 0,8 m_{кр1})]^{0,55} \frac{(L_{кр}^p)^{1,675}}{\bar{c}_o^{0,45} (\cos \chi_{0,5})^{1,325}} + m_{мех}, \quad (6)$$

де  $k_{дм}$ ;  $k_{\eta}$  - коефіцієнти, які враховують масу додаткового матеріалу та звуження крила в плані:  $k_{дм} = 1 + \frac{1,38}{\sqrt{L_{кр}^p}}$ ;  $k_{\eta} = (1 + \frac{1}{\eta})^{0,4}$ ;  $L_{кр}^p = L_{кр} / \cos \chi_{0,5}$ ;  $k_{изг} = 1 - \bar{z}_{под}^2$  -

коефіцієнт, враховуючий вплив підкосу крила, для вільно несучих крил  $\bar{z}_{под}^2 = 0$ .

$k_{ш}$  - коефіцієнти, враховуючий вплив розташування шасі,  $k_{ш} = 1,0$ , як що шасі змонтоване на крилі;  $k_{ш} = 0,95$  - у випадку коли шасі на крилі відсутнє;  $m^p$  - розрахункове значення маси літака (без палива у консольній частині крила);

$m_{кр1}$  - маса крила, знайдена по формулам першого приближення;  $k_{дв} = 0,98 \div 1,05$  - значення коефіцієнта враховуючого тип, число и положення двигунів;  $\bar{c}_o$  - максимальна відносна товщина крила для хорди по потоку;  $\chi_{0,5}$  - кут стрілоподібності по 1/2 хорд  $\text{tg} \chi_{0,5} = \text{tg} \chi_{0,25} - \frac{\eta - 1}{\lambda(\eta + 1)}$ . Маса механізації крила  $m_{мех} = m_{закр} + m_{пр}$ , визначається по Торенбіку або по формулам Паттерсона, як сума маси закрилків  $m_{закр}$  та передкрилків  $m_{пр}$  різних типів.

Використовуючи статистичні дані про маси крил літаків транспортної категорії у діапазоні зльотної маси  $m_o = 46 \div 320$  тонн, на основі регресивного аналізу визначено значення коефіцієнта повної маси крила  $\varphi = 1,13427$  та постійний регресивний коефіцієнт  $\mu = 0,298 \times 10^4$ . Залежність дійсної маси крила від теоретичної (6), для проєктованого крила:  $m_{кр} = 1,13427 \cdot m_{кр}^T + 0,298 \times 10^4$  (кг).

Аналіз показує, що значення відношення  $\frac{m_{кр}^T}{m_{кр}}$  знаходиться в межах  $0,67 \div 0,84$ , це означає, що розрахунок  $m_{кр}^T$  дає занижені значення маси крила відносно  $m_{кр}$  и подальші розрахунки навантажень будуть вестись с запасом міцності. Дослідження запасу свідчить, що розрахунковий відносний масовий згинальний момент  $\bar{M}_{хм}$  в перерізі по бортовій нервюрі крила важкого літака транспортної категорії буде збільшений в межах від 1.5% до 2.2% (рис.6).

Створено математичну модель паливної системи яка генерує розподіл ваги палива по баках пропорційної відношенню квадратів міжлонжеронної частини хорди крила, де встановлені баки і визначається рішенням системи рівнянь:

$$\begin{cases} \frac{H_i}{H_{i+1}} = \frac{b_i^2}{b_{i+1}^2} \\ \left( \frac{H_i + H_{i+1}}{2} \right) * (z_{i+1} - z_i) = G_{Tn} \end{cases}, \quad (7)$$

де  $H_i$  та  $H_{i+1}$  - значення погонного навантаження палива на початку і наприкінці бака;  $z_i$  і  $z_{i+1}$  - координати початку і кінця бака;  $b_i^2$  і  $b_{i+1}^2$  - квадрати хорд міжлонжеронної частини крила;  $G_{Tn}$  - вага палива в баку n. Первісне завищення маси збільшує ефект розвантаження від власної маси і, в кінцевому підсумку, частково знижує величину

розрахункової маси і навпаки - первісне заниження маси крила зменшує згадане розвантаження і робить важчою його конструкцію.

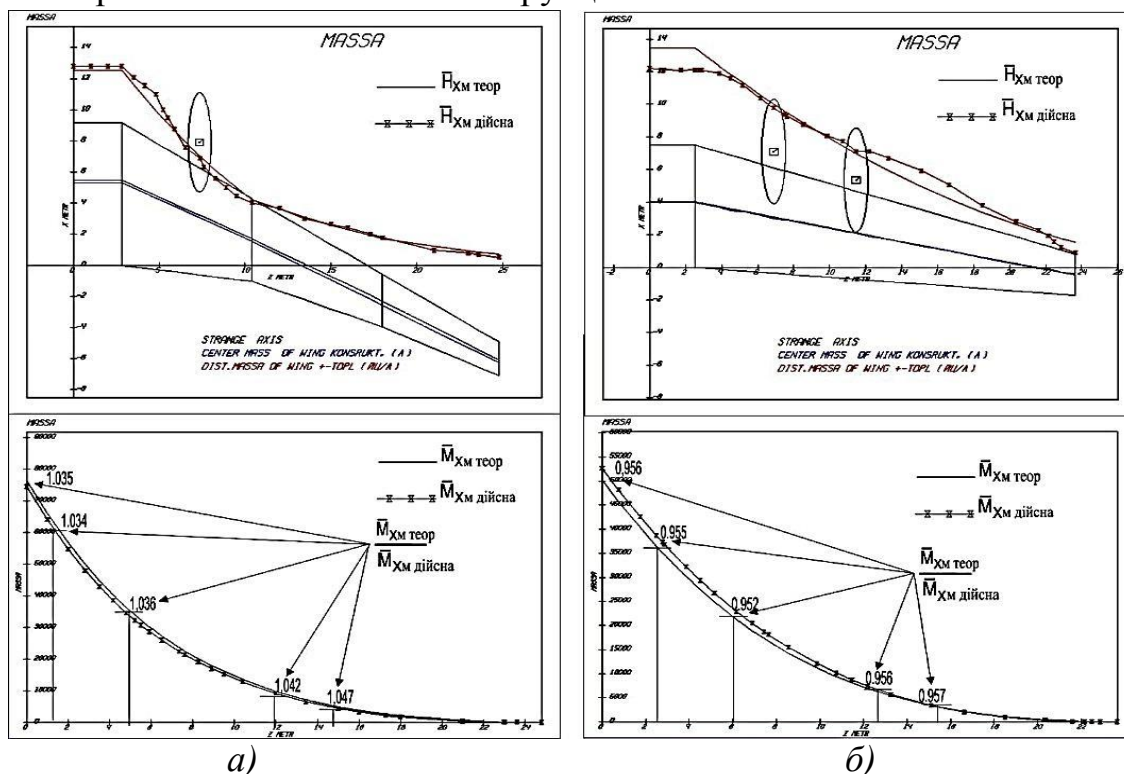


Рис.6. Порівняння розрахункової та дійсної розподіленої ваги крила  $q_z$  мас кр та масового згинального моменту  $\bar{M}_{XМ}$  для літаків: а- Airbus A320; б- середній транспортний літак (аналог Ан-70).

**Пружна модель.** Досліджено вплив статичної аеропружності (СА) на зовнішні навантаження крила. Розрахункова схема крила представлена балкою, яка працює на згин та кручення при навантаженні розподіленими та зосередженими зовнішніми силами. Методика обліку ефектів СА заснована на припущеннях: значення похідної  $c_y^\alpha$  змінні за розмахом крила та визначаються по функції  $c_y = f(\alpha, M)$  на заданому куті атаки  $\alpha$  для відповідного перерізу крила; розглядаються зміни положення відносних центрів тиску  $\bar{x}_d$  в залежності від зміни місцевих кутів атаки; поворот перерізів крила відбувається в перпендикулярній площині навколо осі жорсткості  $OZ_j$ ; вигин крила відбувається у вертикальній площині і проходить через вісь жорсткості  $OZ_j$ ; крило розглядається як консольна балка з жорсткою закладенням по бортовий нервюрі; при крученні і вигині хорда профілів крила не деформуються і їх аеродинамічні характеристики відповідають перерізам, паралельним вектору швидкості польоту  $V$ ; розподілене навантаження постійне в межах ширині одного перерізу.

Досліджено вплив деформацій на зміни аеродинамічних характеристики за допомогою аеродинамічних похідних  $c_n^\alpha$  і  $m_z^\alpha$ . Зміни навантажень уздовж розмаху крила пов'язані з приростами місцевих кутів атаки та визначається в загальному випадку як:  $\Delta\alpha = \Delta\alpha_{кр} + \Delta\alpha_{згин} = \varphi \cos\chi_{ож} - \frac{dy}{dz_{ож}} \sin\chi_{ож}$ . При позитивному перевантаженні деформації вигину збільшують кут поперечного  $v$ , що веде в польоті до підвищеної поперечної стійкості в порівнянні з трубними випробуваннями:  $\mu_{сеч} = \frac{dy}{dz_{ож}} \cos\chi_{ож}$  (рис.7). Для заданих жорсткостей на вигин та кручення існує кут

стрілоподібності крила при якому приріст місцевих поточних кутів атаки прагне до мінімального значення, що мінімізує зміни аеродинамічних характеристик крила в наслідок деформації його конструкції під навантаженням.

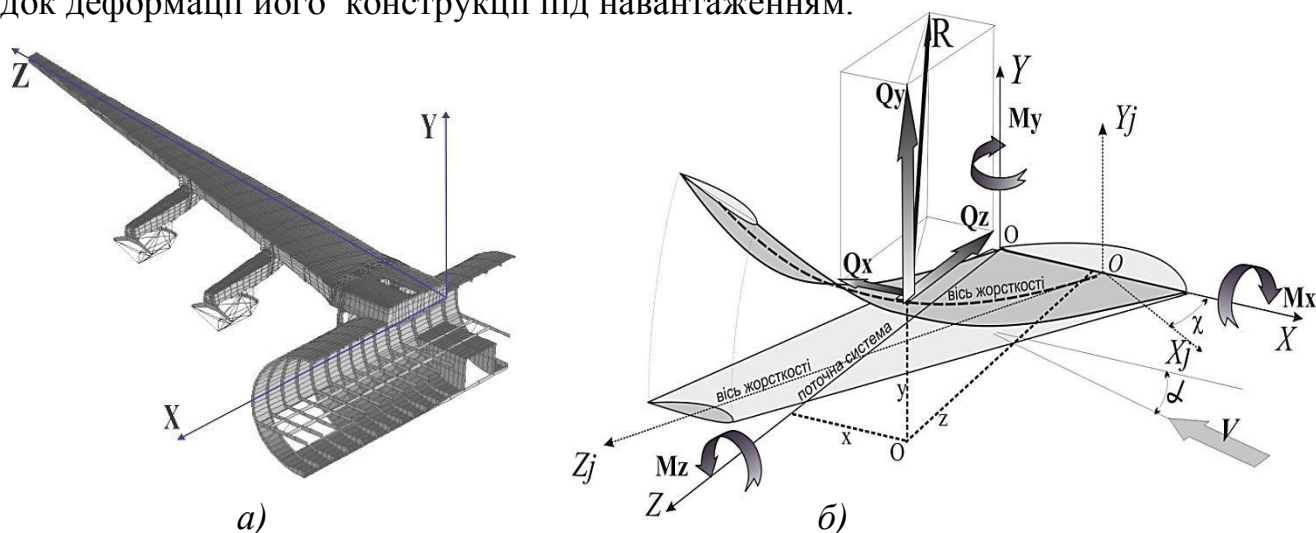


Рис.7. Побудова схеми навантаження та деформації стрілоподібного крила:  
а- конструкційно-силова схема; б- розрахункова модель пружного крила та діючі навантаження:  $Q_x$ ,  $Q_y$ ,  $Q_z$ ,  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ .

Порівнюючи результати розподілу по розмаху крила відносної циркуляції  $\bar{\Gamma}_z = f(\bar{z})$  для заданого режиму польоту та розрахунків відносних згинального  $\bar{M}_{xj} = \iint_1^z \bar{\Gamma}_z d\bar{z}$  та крутного  $\bar{M}_{zj} = \int_1^z \bar{\Gamma}_z \bar{x}_d d\bar{z}$  моментів жорсткого та пружного крила, показано (рис.8), що врахування ефектів статичної аеропружності веде до зменшення зовнішнього навантаження в деяких перерізах за розмахом крила до 14%.

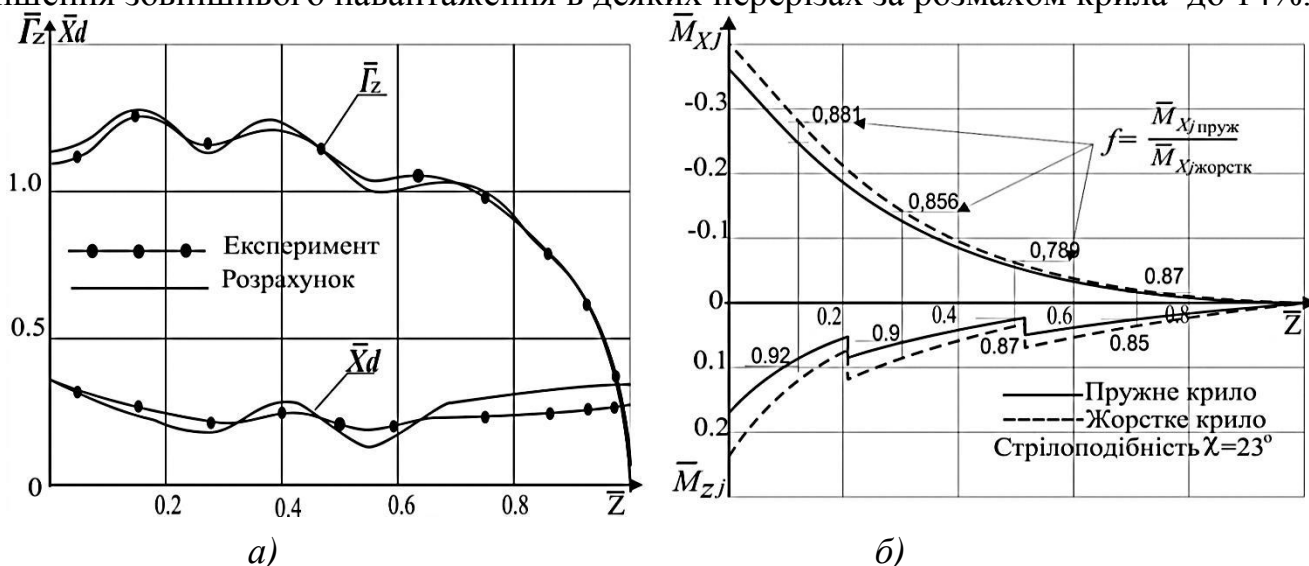


Рис. 8. а- Розподіл відносної циркуляції  $\bar{\Gamma}_z = f(z)$  центрів тиску  $\bar{x}_d = f(z)$  по розмаху крила; б- порівняння розподілу відносного згинального  $\bar{M}_{xj}$  та крутного  $\bar{M}_{zj}$  моментів за розмахом жорсткого та пружного крила.

**Третій розділ** присвячений розробці інформаційного забезпечення та інтеграції структурних моделей методу (рис.9). Кожна структурна модель має методичне та програмне забезпечення, яке визначає уніфіковані форми подання вхідної та вихідної інформації і є спільною областю для всіх оточуючих структурних моделей.

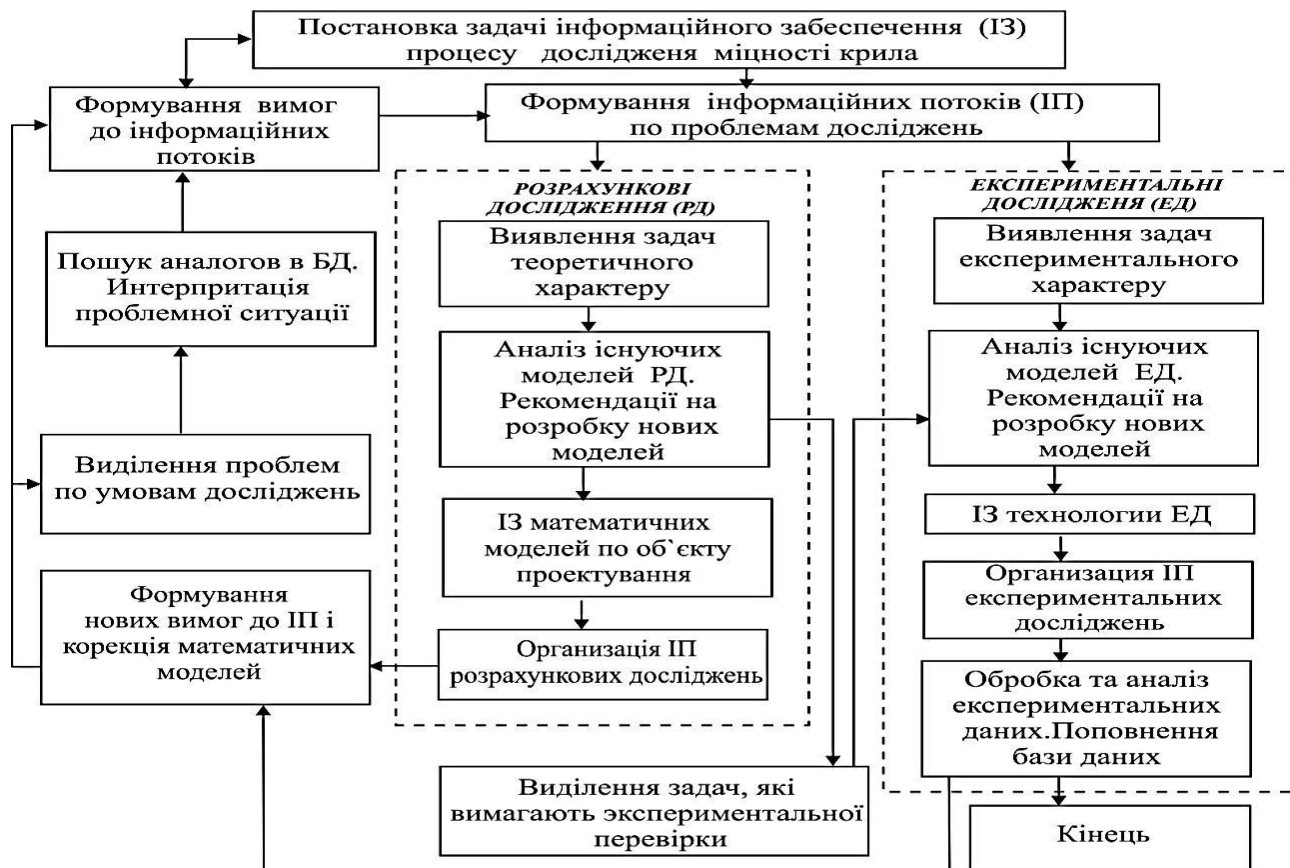


Рис.9. Алгоритм інформаційного забезпечення структурних моделей методу.

Розподіл баз даних (БД) по мережі визначається видом інформації що в них зберігається: локальні БД (ЕД і РД) розміщені на робочих місцях (РМ) інженерів що ведуть розрахунки або експерименти, а загальнодоступні (експериментальна інформація, вихідні документи) - на сервері. Схема взаємодії інформаційних підсистем проектних досліджень показана на рис.10.



Рис.10. Схема взаємодії інформаційних підсистем проектних досліджень.

Факторами економічної ефективності є скорочення часу пошуку і доступу до експериментальної інформації, а також збільшення інформативності процесу.

У четвертому розділі наведено результати роботи методу на прикладі проектних розрахунків середнього, важкого та надважкого транспортних літаків. Для важкого транспортного літака, проведено порівняння результатів розрахунку з результатами трубних випробувань (рис.11÷12).

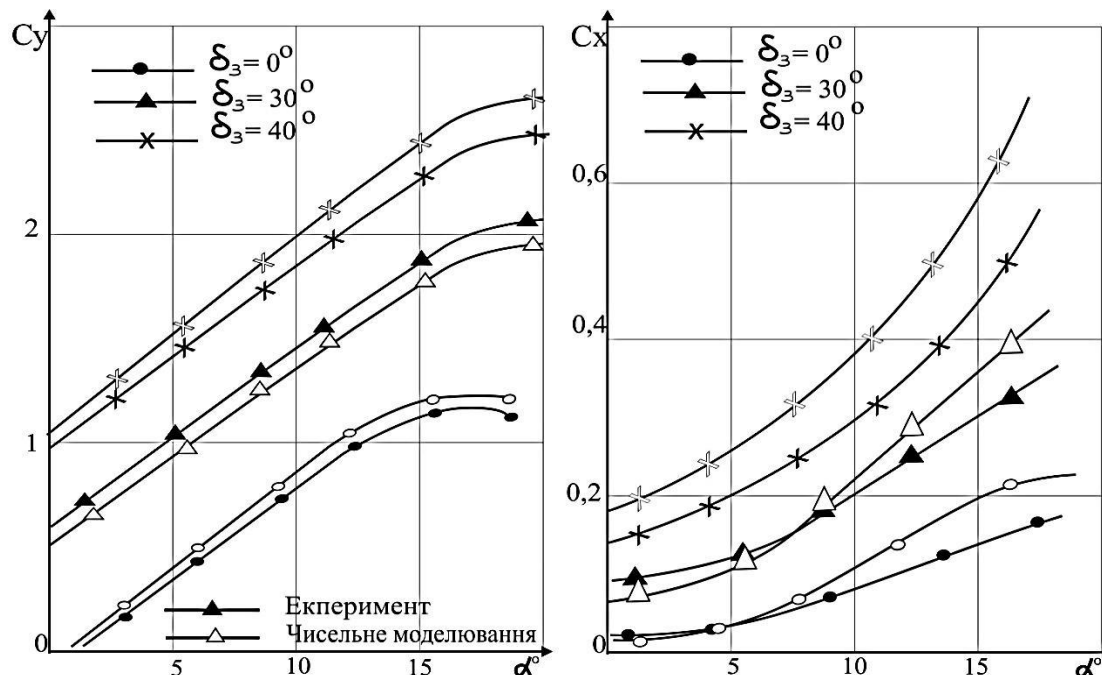


Рис. 11. Порівняння коефіцієнтів підйомної сили  $c_y$  та опору  $c_x$ , отриманих чисельним методом та експериментально, в залежності від кута атаки  $\alpha$  для польотної, злітної і посадочної конфігурацій крила ( $\delta_{закр} = 0^\circ; 30^\circ; 40^\circ$ ).

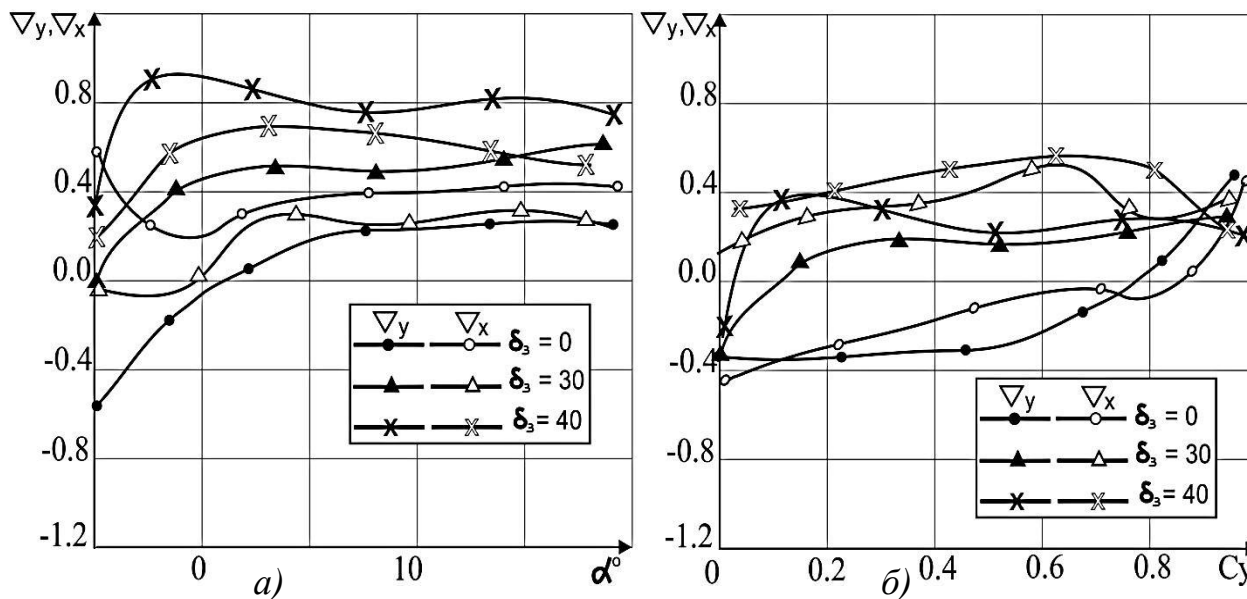


Рис.12. Характер розподілу функцій збіжності для підйомної сили і лобового опору по бортовому перерізу крила важкого транспортного літака при положенні механізації  $\delta_{закр} = 0^\circ, 30^\circ$  і  $40^\circ$ : а- залежність від кута атаки  $\alpha$ ; б- залежність від коефіцієнту підйомної сили  $c_y$ .



На рис.13 показано порівняння розрахункових згинальних моментів  $\bar{M}_{xj}$  і розшифрування осцилографічних записів згинальних моментів в бортовому перерізі крила важкого транспортного літака в 17 контрольних точках профілю польоту при виконанні типового рулювання, розбігу, польоту, приземлення і пробігу, в циклі «земля-повітря-земля», в процесі спеціального льотного експерименту.

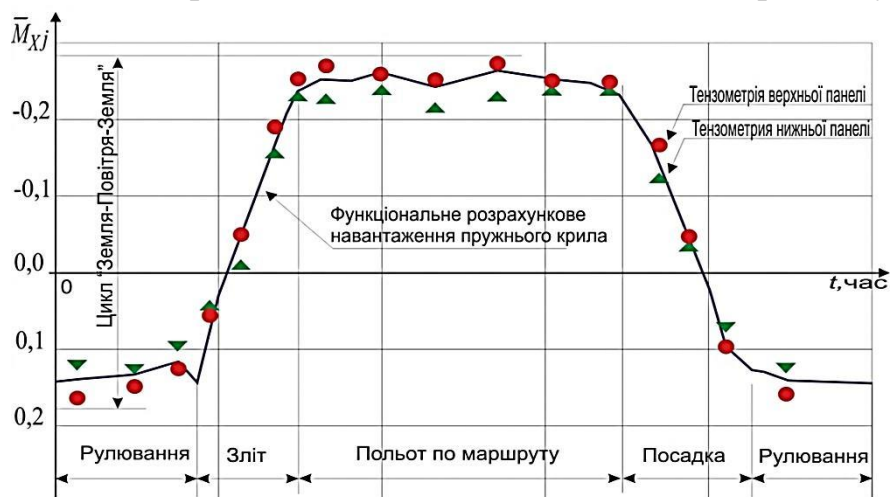


Рис.13. Порівняння розрахункового відносного моменту  $\bar{M}_{xj}$  в бортовому перерізі пружного крила з даними осцилографічних записів згинального моменту отриманих в ході льотного експерименту.

На рис.14 показано порівняння розрахункових відносних згинальних моментів  $\bar{M}_{xj}$  і розшифровки осцилографічних записів згинальних моментів, у чотирьох перерізах крила  $z$ , для певного сполучення маси навантаження і маси палива в крилі при випробуванні з перевантаженням  $n_y = 2,0$  та  $-1,0$  з максимальною швидкістю  $V_D$ , виміряних при виконанні трьох маневрів. Рішення про збіжність результатів ЛЕ, РД та ЕД приймаються на підставі даних обробки записів бортових самописців по осередненим даними для великої кількості польотів даного типу літака з використанням методів математичної статистики, які відповідають довірчій ймовірності  $P = 0,95$ .

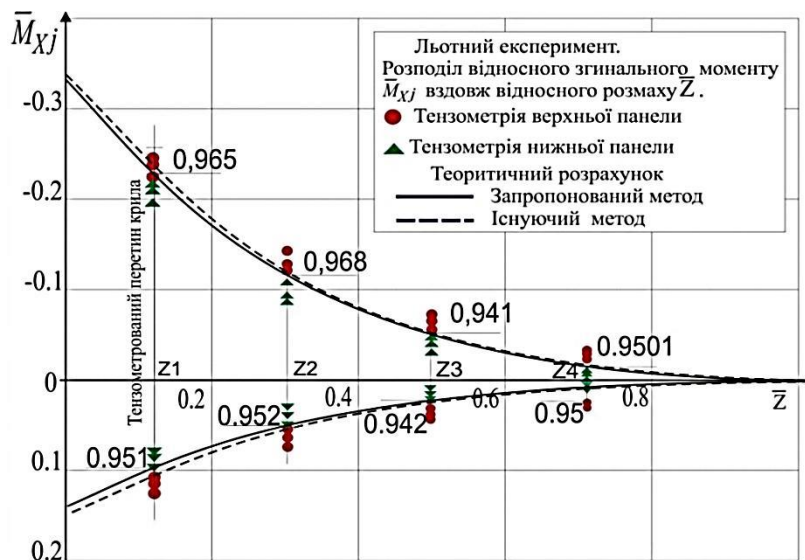


Рис.14. Порівняння відносного моменту  $\bar{M}_{xj}$  за даними тензометрії та порівняльного розрахунку запропонованого і існуючого методів.

Велике значення має точність проведення льотного експерименту. Тут є певні особливості, але прийнято вважати, що це останній критерій в оцінці правильності вибору зовнішніх навантажень що діють на поверхні проектного виробу.

## ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі, яка присвячена визначенню зовнішніх навантажень на пружне крило дозвукового транспортного літака в умовах тривимірного навантаження з урахуванням статичної аеропружності отримані наступні результати:

1. Розроблено метод визначення зовнішнього навантаження на крило літака транспортної категорії, який в умовах проектно невизначеності та часової лімітації циклів проектування забезпечує підвищення точності розрахунків до 4,5% у порівнянні з існуючими методами, що дає більше співпадіння з навантаженнями, отриманими в ході льотного експерименту.

2. Розроблена комплексна математична модель навантаження крила великого подовження на основі комп'ютерно-інтегрованої технології дозволяє забезпечити визначення пружно-деформованого стану крила в автоматичному режимі що веде до скорочення у часі циклів проектування на ~20%.

3. Запропоновано алгоритм побудови аеродинамічної моделі крила на основі чисельних методів з постійним моніторингом результатів обчислень та їх корегуванням за допомогою функцій збіжності, отриманих по даним літака-аналога або по обмеженим результатам аеродинамічних експериментів, що дозволило підвищити достовірність чисельних досліджень та розширити область їх використання у проектних роботах і, як наслідок, скоротити програму дренажних досліджень в АДТ до 30%.

4. Розроблена тривимірна пружна модель крила для розрахунку шестикомпонентного зовнішнього навантаження (сили  $Q_x$ ,  $Q_y$ ,  $Q_z$  і моменти  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ ), що забезпечує об'ємним навантаженням скінчено елементну модель для розрахунків на міцність крила і його елементів та є більш адекватною моделлю у порівнянні з існуючою трьохкомпонентною моделлю навантаження (сила  $Q_y$  і моменти  $M_x$ ,  $M_z$ ).

5. Запропонована автоматизована технологія обробки вторинних даних дренажних досліджень з функціями виконання технологічних операцій формування, обробки і аналізу експериментальних даних в режимі реального часу проведення експерименту, що підвищує ефективність цього виду аеродинамічних досліджень і знижує трудомісткість обробки експериментальних даних біль ніж у 6 разів.

6. Розроблено методичне та програмне забезпечення для автоматичної обробки вторинних даних дренажних трубних досліджень з можливістю графічної діагностики та документування експериментальних даних, що розширює функціональні можливості аеродинамічних досліджень і підвищує на 60% швидкість доступу до вихідних даних, які використовуються у розрахунках зовнішніх навантажень.

7. Запропонований метод забезпечено алгоритмами, які доведені до інженерного використання і за допомогою яких створено програмний комплекс та отримані зовнішні навантаження при проектуванні крил літаків Ан-74, Ан-71, Ан-70, Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрія», Ан-140.

8. Результати дисертаційної роботи впроваджені на ДП «Антонов», що підтверджено відповідним Актом.

## СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЙНОЇ РОБОТИ

1. Бондарь Ю.И. Расчет интенсивности вихревой системы самолета АН-2 для оптимизации расположения навесного оборудования для проведения сельскохозяйственной химобработки / С.А.Евдокимов, Ю.И.Бондарь, С.Л.Приходько // Сб. науч. трудов МАП, ГОСНИИГА.-Вып. 268. -М.,1987.-С. 60-72.
2. Бондарь Ю.И. Средства и методы расчета нагрузок на несущие поверхности летательного аппарата с учетом эффектов статической аэроупругости на дозвуковых скоростях полета / Ю.И.Бондарь, В.П. Зинченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 44. -Х., 2009. -С. 13-20.
3. Бондарь Ю.И. Технології розрахунків зовнішніх навантажень на несучі поверхні літака / В.В.Сухов, Ю.И.Бондарь // Механіка гіроскопічних систем: Науково-технічн.збірн. НТУУ "КПІ".- Вып. 21.- К., 2010. -С. 141-150.
4. Бондарь Ю.И., Сухов В.В. Концевые аэродинамические поверхности / Ю.И.Бондарь, В.В.Сухов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 49. -Х., 2011. -С. 5-13.
5. Бондарь Ю.И. Математическая модель крыла упругого самолета и влияние ее параметров на внешние нагрузки, полученные с учетом эффектов статической аэроупругости / Ю.И. Бондарь // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ".- Вып. 53.-Х., 2012. -С. 144-151.
6. Бондарь Ю.И. Вторичная обработка результатов аэродинамических дренажных испытаний / Ю.И. Бондарь // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 55.-Х., 2012. -С. 118-126.
7. Бондарь Ю.И. Прогнозирование массовых характеристик крыла самолета транспортной категории в условиях проектной неопределенности / Ю.И. Бондарь, В.В.Сухов // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічн.збірн НТУУ "КПІ". - Вып. 28, - К., 2014. -С. 27-32.
8. Бондарь Ю.И. Метод приведения расчетных аэродинамических характеристик к результатам дренажных испытаний модели самолета транспортной категории / Ю.И. Бондарь // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королёва. - Вып.1. -Самара, 2014. -С. 19-27.
9. Бондарь Ю.И. Комплекс программ расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом эффектов статической аэроупругости / Бондарь Ю.И., Зинченко В.П.// Гіротехнології, навігація, керування рухом: VII Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ". Тези допов. - К., 2009. -С. 132-138.
10. Бондарь Ю.И. Прилади та інженерні технології визначення зовнішніх навантажень на несучі поверхні літака./ Бондарь Ю.И.,Зинченко В.П. // Приладобудування 2010, стан та перспективи: IX Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ".- К., 2010. -С. 112.
11. Бондарь Ю.И. Влияние эффектов статической аэроупругости на перераспределение аэродинамической нагрузки по стреловидному крылу упругого самолета / Ю.И.

Бондарь // Гіротехнології, навігація, керування рухом: VIII Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ". Тези доповідей. - К., 2011. -С. 96-104.

12. Бондарь Ю.И. Методика проведения аэродинамических дренажных испытаний с использованием численных методов расчета и обработки результатов / Ю.И. Бондарь / Акутальні проблеми розвитку авіа.техніки: наук-практ . конф. МОУ, ДНДІА, НАУ. Тези доповідей. - К., 2011. -С. 19.

### АНОТАЦІЯ

Бондар Ю.І. «Розрахунково-експериментальний метод визначення зовнішніх навантажень на крило літака транспортної категорії з урахуванням статичної аеропружності» - Рукопис.

Дисертації на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.02 - проектування, конструкція і виробництво літальних апаратів. - Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут". - Київ, 2014.

Дисертація присвячена питанню розробки методу розрахунку зовнішнього навантаження на крило великого подовження ( $\lambda \geq 8$ ) літака транспортної категорії з урахуванням статичної аеропружності на основі розрахункових та експериментальних досліджень.

Розроблено структурні моделі проектуемого виробу, методи формування вхідних даних для розрахунків навантажень на основі статистики, чисельних методів розрахунку і результатів експерименту. Розроблено процедури верифікації одержаної інформації. Розроблено алгоритм та засоби автоматичної обробки вторинних даних дренажних досліджень в АДТ у режимі реального часу проведення експериментальних досліджень. Отримав подальший розвиток спосіб визначення впливу статичної аеропружності на розподіл зовнішніх навантажень по крилу.

При реалізації технологічних рішень використані принципи проектування інформаційних технологій.

**Ключові слова:** зовнішні завантаження, статична аеропружність, чисельні методи, дренажні аеродинамічні дослідження, комп'ютерна мережа, методичне, програмне, технічне забезпечення, інформаційні технології.

### АННОТАЦИЯ

Бондарь Ю.И. «Расчетно-экспериментальный метод определения внешних нагрузок на крыло самолета транспортной категории с учетом статической аэроупругости» - Рукопись.

Диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 - проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов. - Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт". - Киев, 2014.

Диссертация посвящена вопросу разработки метода расчета внешней нагрузки на крыло большого удлинения ( $\lambda \geq 8$ ) самолета транспортной категории с учетом статической аэроупругости на основе расчетных и экспериментальных исследований. Разработаны структурные модели проектируемого изделия (аэродинамическая, массовая, упругая), методы формирования исходных данных для расчетов нагруженности на основе статистики, численных методов расчета и результатов

эксперимента. Разработаны алгоритмы и средства автоматической обработки вторичных данных дренажных исследований в АДТ в режиме реального времени проведения экспериментальных исследований. При реализации технологических решений использованы принципы проектирования информационных технологий.

**Ключевые слова:** внешние загрузки, аэроупругость, численные методы, дренажные аэродинамические исследования, компьютерная сеть, методическое, программное, техническое обеспечение, информационные технологии.

### ABSTRACT

Bondar Y. "Cash-experimental method for determining external loads on the wing transport category based on static aeroprzhnosti" - Manuscript.

Dissertation for the degree of candidate of technical sciences, specialty 05.07.02 - design, construction and production of aircraft. - National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute". - Kyiv, 2014.

Dissertation is devoted to developing a method of calculating the external load on the wing of a large extension ( $\lambda \geq 8$ ) transport category aircraft based on static aero elasticity based on theoretical and experimental studies using information technology to achieve this goal it is necessary to solve the following problem:

1. To develop a mathematical model of the wing, allowing a load from the effect of static aero elasticity in terms of three-dimensional loads.

2. Identify and investigate factors affecting the coincidence of theoretical calculations and experimental aerodynamic to minimize their differences synthesizing algorithm of mathematical models and theoretical calculations of self-reliance input a shortage of information on the basis of statistics.

3. Develop algorithm secondary drainage research results in the wind tunnel conditions for automatic or semi-automatic correction controlled variables in real time experimental studies.

4. Bring method to use and develop the engineering of programs that provide adaptive control studies of external loads on the wing of a large extension in real time.

5. Perform testing method in solving specific design problems.

Object is external loads acting on the wing of a large extension subsonic transport category aircraft.

The subject of research is mathematical models wings and external pressures for determining the load of the effect of static aero elasticity in terms of project uncertainty.

Scientific results:

1. First the mathematical model to determine the distributed and integrated external loads on the wing that offers a self-tuning based on error minimization between the calculated and experimental data plane counterpart, which in turn minimizes the discrepancy between the results calculated and experimental research wing projected.

2. Have developed a three-dimensional model for calculating wing external load considering the effects of static aero elasticity that provides three-dimensional finite element stress model for the calculation of the strength of the wing and its elements.

3. New technology is the result of the detection and rejection of possible errors drainage secondary data aerodynamic experiment based on the properties of continuity of form and profile building confidence interval derivative of pressure distribution on the chord drained section that solves the problem of automating the process of experimental data and a decrease in time, by timing, more than 6 times.

4. For the first time on the basis of computer-integrated technology system aerodynamic, elastic mass and mathematical models of large wing extension that allows for automatically input to the process of determining the elastic-strain state of the wing and leads to a reduction in design cycle time to 20% compared to existing technologies.

Results:

1. The method of determining the outer wing load transport category aircraft, which is in the design uncertainty and temporal delimitation cycles design provides increased precision calculations of 4.5% compared with the existing methods, giving more resemblance to the loads generated during the flight experiment.

2. An integrated mathematical model for large wing extension based computer-integrated technology allows for determination of elastic-strain state of the wings automatically leading to reduced design cycle time by ~ 20%.

3. The algorithm for constructing aerodynamic wing model based on numerical methods with constant monitoring of results and calculation of correction functions using convergence obtained by this aircraft analogue or limited results aerodynamic experiments, thus improving the reliability of numerical studies and to expand their use in project work and, consequently, reduce drainage research program in ADT to 30%.

4. Developed three-dimensional elastic wing model to calculate the six-component external load (force  $Q_x$ ,  $Q_y$ ,  $Q_z$  and moments  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ ), which provides three-dimensional finite element stress model for the calculation of the strength of the wing and its elements and is a more appropriate model compared to the existing three-component model of load (force  $Q_y$  and moments  $M_x$ ,  $M_z$ ).

5. The proposed automated processing technology secondary data research on drainage function of technological operations forming, processing and analysis of experimental data in real time of the experiment, which increases the efficiency of this type of aerodynamic research and reduces the complexity of experimental data pain than 6 times.

6. Methodical and software for automatic processing of secondary data drainage tube studies graphics with the ability to diagnose and document the experimental data that extends the functionality of aerodynamic research and increases by 60% the speed of access to the source data used in the calculation of external loads.

7. The proposed method provided algorithms that are brought to the use of engineering and through which a software package and received external load in the design of the wings of AN-74, AN-71, AN-70, AN-124 "Ruslan", AN-225 "Mria", AN-140.

**Keywords:** external load, static aero elasticity, numerical methods, drainage aerodynamic research, computer network, methodical, software, technical support, information technologies.