

## МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛОНЖЕРОНІВ КРИЛА, ДЕФОРМОВАНОГО ПІД ДІЄЮ ВЛАСНОЇ ВАГИ

Незенко А.Й., к.т.н.<sup>1</sup>

Козлов С.О., аспірант<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Державне підприємство «АНТОНОВ» (м. Київ, Україна)

<sup>2</sup>Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» (Україна)

*Анотація* - у статті запропоновано методику визначення фактичних геометричних параметрів лонжеронів крила, як складової цифрового двійника літака. Застосування концепції цифрового двійника вважається одним з найбільш перспективних напрямків вдосконалення процесів розроблення та виготовлення авіаційної техніки в найближчому майбутньому. Важливою задачею при створенні цифрового двійника готового виробу є визначення його фактичних параметрів. Врахування цих параметрів дозволяє відтворити фактичний стан виробу з урахуванням впливу усіх факторів та фізичних процесів, які виникають при виготовленні літака та при його експлуатації. Значна частина фактичних параметрів, необхідних для створення цифрового двійника, є унікальною і притаманною лише певному типу виробів, тому створення цифрового двійника є складним унікальним процесом та потребує систематизації параметрів та розробки відповідних методів та підходів їх визначення.

Актуальність зазначеного питання обумовлена необхідністю постійного підвищення якості продукції, скорочення строків виводу її на ринки, вдосконалення процесів розроблення, виготовлення та експлуатації складних технічних виробів в умовах жорсткої конкуренції. Окреслені в статті питання становлять інтерес для подальших досліджень та є перспективними для підвищення якості складних технічних виробів.

**Ключові слова** - цифровий двійник, літак, геометричні параметри, вузлові точки, лонжерон крила.

---

<sup>2</sup> Науковий керівник Ванін В.В., д.т.н., професор

**Постановка проблеми.** Створення цифрового двійника літака потребує великої кількості вхідних параметрів. Ці параметри можуть бути як розрахунковими, так і отримані дослідним шляхом. Використання лише розрахункових параметрів не є достатнім, так як в даному випадку не завжди можна спрогнозувати вплив усіх факторів, що виникають у процесах виготовлення та експлуатації кожної одиниці виробу та суттєво впливають на його фактичні характеристики. Отримання фактичних параметрів дослідним шляхом є довготривалим та витратним. Тому існує необхідність у розробці методів та підходів, які дозволять мінімізувати витрати часу на дослідження параметрів виготовленої продукції за рахунок автоматизації процесів визначення її фактичних параметрів.

**Аналіз останніх досліджень.** Історія виникнення та формування концепції цифрового двійника, а також класифікація типів цифрових двійників детально описані в [1, 2]. В 2014 році М. Грівс в [3] запропонував детальний опис цифрового двійника і дана концепція була прийнята до використання багатьма сучасними науковими та промисловими компаніями. В [4] наведено приклади реалізації концепції цифрового двійника в різних галузях діяльності. Перспективи застосування цифрового двійника готового виробу в різних сферах виробництва викладено в [5]. Основні принципи та приклади визначення геометричних параметрів готового виробу на прикладі літака розглянуто у [6, 7].

**Мета дослідження.** Визначення закономірності зміни геометричних параметрів крила під дією власної ваги після встановлення на літак.

**Основна частина.** Запропонований спосіб визначення фактичних геометричних параметрів крила, деформованого під дією власної ваги після встановлення його на літак, базується на попередньому дослідженні змін геометричних параметрів дослідних зразків даного типу крила та виявленні закономірностей його деформацій при різних умовах навантаження. В подальшому виявлені закономірності застосовуються при формуванні фактичних моделей наступних (серійних) виготовлених одиниць крила. В такому разі для визначення фактичних геометричних параметрів серійних виробів необхідно виконати лише заміри координат ключових точок (наприклад реперних) та на їх основі розраховувати решту параметрів агрегату.

При дослідженні деформацій крила під дією власної ваги важливою складовою є визначення геометричних параметрів ізольованого (не встановленого на літак) агрегату у недеформованому, під дією власної ваги, стані. Остаточо складений, ізольований агрегат має свої геометричні особливості, відмінні від проектних, що необхідно врахувати при моделюванні вже деформованого після встановлення на літак агрегату. Визначення фактичних геометричних параметрів крила пропонується виконувати шляхом замірів координат точок, які розташовані на перетині площин нервюр та лонжеронів з зовнішньою поверхнею крила.

В даній статті розглянемо повздовжню деформацію консолі крила як результат деформації основних повздовжніх конструктивних елементів – лонжеронів.

Етапи дослідження:

1 Визначення координат  $Y_{Нді}$  вузлових точок каркасу недеформованої консолі (до стикування з фюзеляжем).

Вузловою точкою вважатимемо точку перетину трьох елементів: площини нервюри крила, площини лонжерону крила та зовнішньої поверхні крила. В площині кожної нервюри маємо по чотири вузлові точки (рис.1)

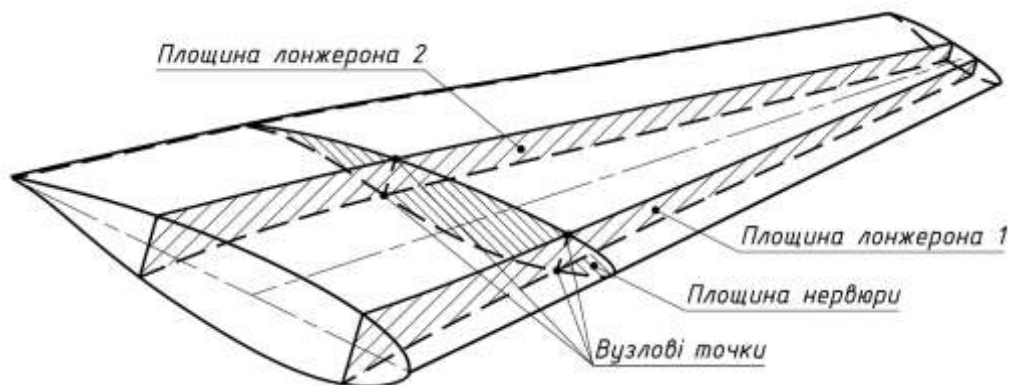


Рис.1 Вузлові точки крила

Координату  $Y_{Нді}$  вузлової точки визначаємо за формулою:

$$Y_{Нді} = Y_{Ті} + \Delta Y_{Ві}, \quad (1)$$

де  $Y_{Ті}$  – теоретичне значення координати (за моделлю майстер-геометрії),  $\Delta Y_{Ві}$  – відхилення фактичного значення координати від теоретичного (даний параметр визначається при обмірах виготовленої, недеформованої під дією власної ваги, консолі – рис.2)



Рис.2 Розташування фактичних вузлових точок виготовленого ізольованого крила у недеформованому стані

2 Визначення координат  $Y_{ді}$  вузлових точок каркасу деформованої консолі (після стикування з фюзеляжем).

Дані параметри визначаються шляхом обміру деформованої під дією власної ваги консолі крила після встановлення її на літак.

3 Визначення зміщень вузлових точок консолі по координаті «Y» під дією власної ваги.

На рис.3 показано зміщення вузлових точок по верхньому та нижньому контурах крила від деформації.

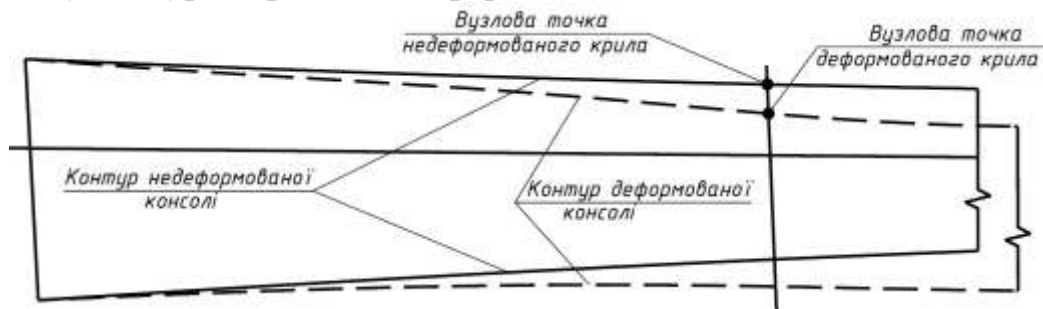


Рис.3 Розташування фактичних вузлових точок крила, встановленого на літак, у деформованому стані

Зміщення вузлових точок визначаємо за формулою:

$$\Delta Y_i = Y_{ндi} - Y_{дi}, \quad (2)$$

де  $Y_{ндi}$  – координата «Y» недеформованої консолі,  $Y_{дi}$  – координата «Y» деформованої консолі.

4 Визначення коефіцієнта повздовжньої деформації лонжерона.

У зв'язку з тим, що жорсткість конструкції крила в повздовжньому напрямку зменшується не лінійно, для визначення коефіцієнтів відносної повздовжньої деформації  $K$  для кожної вузлової точки пропонується використовувати наступну формулу:

$$K = \Delta Y_i / \Delta Y_{max}, \quad (3)$$

де  $\Delta Y_{max}$  – максимальне значення зміщення вузлової точки (найбільш віддаленої від площини симетрії літака)

Коефіцієнти повздовжньої деформації в кожній вузловій точці використовується при подальшому дослідженні зміни геометричних параметрів крила літака і дозволяють розраховувати повздовжню деформацію крила лише на основі замірів реперних точок при нівелюванні літака.

5 У зв'язку з тим, що вузлові точки розташовані на поверхні крила вздовж лонжеронів не з рівномірним кроком, визначимо залежність повздовжньої деформації консолі від віддаленості вузлової точки крила від площини симетрії літака. Для цього введемо коефіцієнт деформації вздовж розмаху крила  $k$ . Як варіант, пропонується використовувати коефіцієнт деформації на кожний метр вздовж розмаху, який визначаємо за формулою:

$$k = (\Delta Y_i * 1000) / Z_i, \quad (4)$$

де  $Z_i$  – відстань вздовж осі жорсткості від початку осі до площини, яка перпендикулярна осі жорсткості та проходить через відповідну вузлову точку. (рис 4)

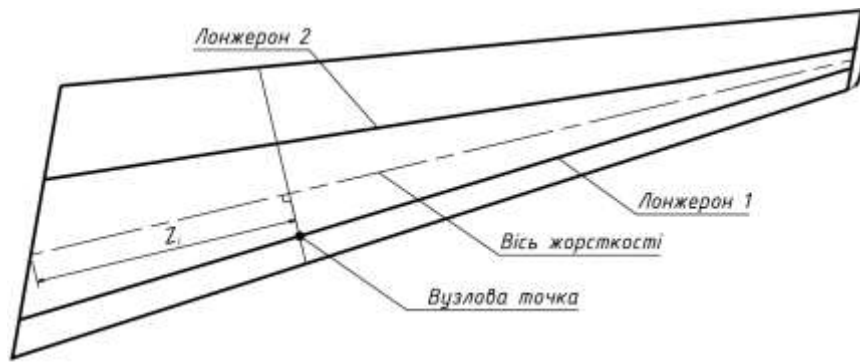


Рис.4 Розташування вузлових точок вздовж осі жорсткості крила

**Висновки.** Описаний в даній статті підхід є складовою загальної методики визначення геометричних параметрів літака, як після виготовлення, так і впродовж його експлуатації та дозволяє отримати актуальну інформацію про фактичний стан геометрії крила в різних умовах навантаження (стоянкова, польотна конфігурації з різним об'ємом завантаження) дослідно-розрахунковим шляхом та значно зменшує об'єми та терміни досліджень, необхідних для створення цифрового двійника.

### Література

- 1 *Grieves M., Vickers J.* Digital Twin: Mitigating Unpredictable, Undesirable Emergent Behavior in Complex Systems: Transdisciplinary Perspectives on Complex Systems. Cham: Springer, 2017. P. 85-113.
- 2 *Царев М.В., Андреев Ю.С.* Цифровые двойники в промышленности: история развития, классификация, технологии, сценарии использования. Университет ИТМО, 197101, Санкт-Петербург, Россия
- 3 *Grieves M.* Digital Twin: Manufacturing Excellence through Virtual Factory Replication: White Paper.
- 4 *Tao F., Zhang H., Liu A., Nee A.Y.* Digital twin in industry: State-of-the-art. IEEE Trans. on Industrial Informatics, 2019. Vol. 15. P. 2405—2415.
- 5 *Zhuang C. B., Liu J. H., Xiong H., Ding X. Y., Liu S. L., Weng G.* Connotation, architecture and trends of product digital twin // Computer Integrated Manufacturing Systems. 2017. Vol. 23, N 4. P. 53—768.
- 6 *Ванін В.В., Незенко А.Й., Козлов С.О.* Підхід до формування геометричних моделей цифрового двійника на стадії виробництва / Сучасні проблеми моделювання. Мелітополь: МДПУ імені Богдана Хмельницького, 2021. Вип.20
- 7 *Козлов С.О.* Спосіб визначення фактичних кутів встановлення перерізів крила літака на етапах виробництва / Збірник доповідей ІХ-ї всеукраїнської науково-практичної конференції студентів, аспірантів та молодих вчених «Прикладна геометрія, дизайн, об'єкти інтелектуальної власності та інноваційна діяльність студентів та молодих вчених. Київ: 2020.