

УДК 004.925.8

МЕТОД ПОБУДОВИ ФАКТИЧНИХ ПОВЕРХОНЬ КРИЛА ЛІТАКА В ПРОЦЕСІ ЙОГО ВИГОТОВЛЕННЯ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Незенко А.Й., к.т.н.,

nezenkoandrej@gmail.com, ORCID: 0000-0002-2403-477X

Державне підприємство «АНТОНОВ» (м. Київ, Україна)

Козлов С.О., аспірант¹,

kozlov.sergey@ukr.net, ORCID: 0000-0003-2071-0993

Ванін В.В., д.тех.н.,

vaninvladimirv@gmail.com, ORCID: 0000-0001-7008-7269

Національний технічний університет України «Київський Політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» (Україна)

У статті запропоновано метод моделювання фактичних поверхонь консольної частини (консолі) крила літака в процесі його виготовлення, після остаточного складання та при експлуатації. Потреба у створенні геометричних моделей фактичних поверхонь зумовлена необхідністю дослідження деформацій планера літака з метою комплексної оцінки та прогнозування змін фактичних льотних характеристик виробу. Крім визначення фактичних льотних характеристик літака створення геометричних моделей фактичних поверхонь літака дозволить вирішити ряд інших задач, пов'язаних з підвищенням надійності виробу та рівня безпеки польотів. Крило літака зазнає значних регулярних навантажень, особливо при зльоті та посадці, що з часом може призвести до значних залишкових деформацій та зміни геометричних параметрів і, як наслідок, до погіршення льотних характеристик. Тому дослідження змін геометричних параметрів крила є одним з пріоритетних завдань.

Фактичні поверхні крила є основним елементом геометричної моделі, яка створюється на кожному з зазначених етапів. Ці поверхні формуються із застосуванням методу, який використовується при побудові поверхонь крила на стадії розроблення, але в якості вихідних даних використовуються не проєктні, а фактичні геометричні параметри, отримані певним чином на визначених етапах виготовлення або експлуатації літака. Фактичні геометричні параметри, які використовуються при побудові фактичних поверхонь крила, розраховуються на основі даних, отриманих в результаті обмірів агрегату із застосуванням сучасних лазерних вимірювальних засобів, і відображують геометричні особливості кожного окремого виробу. Створення таких моделей є частиною процесу формування цифрового двійника літального апарату.

Формування цифрового двійника готового виробу є одним з найбільш

¹ Науковий керівник – д.т.н., професор Ванін В.В.

перспективних методів комплексного вирішення багатьох задач, які постають перед виробниками та експлуатантами сучасної авіаційної техніки. Зазначена концепція несе в собі ідею глибокого моніторингу геометричних, фізичних та поведінкових властивостей об'єкту впродовж всього його життєвого циклу шляхом їх відтворення у цифровому вигляді.

Ключові слова: цифровий двійник, літальний апарат, виробництво, експлуатація, крило, фактична геометрична модель,

Постановка проблеми. Льотні характеристики літака безпосередньо залежать від його геометричних параметрів, тому при створенні авіаційної техніки, а також в процесі її експлуатації важливим є забезпечення відповідності значень фактичних геометричних параметрів виробу (ГП_{факт.}) значенням, що закладаються на етапах проєктування (ГП_{проектн.}).

Одним з найбільш важливих напрямків забезпечення відповідності фактичних льотних характеристик виробу характеристикам, закладеним на етапах проєктування є забезпечення відповідності геометричних параметрів виробу впродовж його виготовлення та послідувочої експлуатації.

На зміни геометричних параметрів впливає велика кількість різноманітних факторів. Так, наприклад, коливання температури навколишнього середовища, внутрішні напруження матеріалу, накопичення похибок, неточності в проєктних розрахунках авіаційної техніки та ряд інших непередбачуваних факторів можуть суттєво вплинути на геометричні параметри виробу під час виробництва і, як наслідок, змінити експлуатаційні характеристики літака. В процесі експлуатації від впливу різних сил, що діють на конструкцію літака, виникають навантаження, які спричиняють певні деформації його агрегатів. Ці навантаження і відповідні деформації враховуються при проєктуванні та супроводжують нормальний процес експлуатації літака, але слід зазначити, що не завжди вдається передбачити вплив тих, чи інших факторів на конструкцію. Особливо це стосується ситуацій, коли літак може отримати значні експлуатаційні перевантаження в польоті, або при грубій посадці. Внаслідок таких перевантажень можливі значні залишкові деформації конструкції літака, наявність яких суттєво впливає на його льотні характеристики, а в окремих випадках можуть виникнути руйнування елементів конструкції, що критично впливає та безпеку польотів загалом. Завдяки вчасному діагностуванню залишкових деформацій конструкції та дослідженню наслідків такої деформації можна запобігти подальшому руйнуванню конструкції літака під час експлуатації, прийняти відповідні заходи по усуненню пошкоджень і, як наслідок, підвищити рівень безпеки польотів.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Одним з факторів, які суттєво впливають на безпеку польотів є деформація агрегатів літака, які супроводжуються руйнуванням елементів конструкції. Діагностування

таких пошкоджень та руйнувань є складним процесом, який потребує залучення ряду заходів із застосуванням сучасних діагностичних та вимірювальних приладів. Крім того, для оцінки поточних деформацій, необхідно мати в розпорядженні інформацію стосовно попереднього стану геометрії агрегатів літака, для чого необхідно здійснювати постійний моніторинг геометричних параметрів агрегатів літака в процесі його експлуатації. Одним з найбільш перспективних методів комплексного вирішення цієї задачі є застосування концепції цифрового двійника виробу. Детальний опис поняття цифровий двійник викладено у праці Майкла Гривза [1]. Зазначена концепція несе в собі ідею глибокого моніторингу геометричних, фізичних та поведінкових властивостей об'єкту впродовж всього його життєвого циклу шляхом їх відтворення у цифровому вигляді. Цифровий двійник являє собою віртуальний об'єкт, властивості і характеристики якого відтворюють властивості і характеристики реального об'єкту. За останні 10 років концепцію цифрового двійника інтегровано в багато напрямків промисловості та цей процес ще далеко не досягнув піку свого потенціалу. Сучасні інженери та вчені, досліджуючи можливість впровадження концепції цифрового двійника в тій чи іншій сфері діяльності, доводять перспективність та ефективність її застосування [2, 3, 4]. Так наприклад у [5, 6] наведено перспективи застосування геометричного моделювання в процесах життєвого циклу виробу з метою відтворення його фактичного геометричного стану у віртуальному середовищі. Але розвиток даної концепції у сфері літакобудування потребує значних додаткових досліджень та розробки методів її реалізації. З розвитком напрямку зі створення штучного інтелекту концепція цифрового двійника зможе вийти на значно вищий рівень.

Формулювання цілей статті. Головним завданням даної публікації є висвітлення методу формування фактичних поверхонь крила літака на етапах виробництва та експлуатації.

Основна частина. Для забезпечення можливості відстеження і дослідження змін геометричних параметрів літака впродовж його життєвого циклу важливим є створення та використання геометричної складової цифрового двійника виробу. Однак застосування даної концепції зазвичай вимагає залучення значних інтелектуальних і матеріальних ресурсів та потребує суттєвих практичних досліджень для кожного окремого типу виробу. Важливою складовою таких досліджень є розробка процесів визначення фактичних геометричних параметрів виробу та процесів формування фактичних геометричних моделей виробу. При розробці вказаних процесів необхідно врахувати рівень матеріально-технічного забезпечення підприємства, на якому виконується впровадження технології з створення цифрового двійника, та можливість інтеграції зазначених процесів у загальний процес виробництва та експлуатації виробу.

Головною задачею публікації є розробка та висвітлення методу формування фактичних поверхонь крила літака на основі його фактичних геометричних параметрів, отриманих в результаті обмірів виготовленого агрегату із застосуванням сучасних лазерних вимірювальних засобів. При розробці методу важливою вимогою було забезпечення можливості його застосування на різних етапах життєвого циклу виробу. Така вимога зумовлена необхідністю проведення комплексного порівняльного аналізу змін фактичних геометричних параметрів виробу впродовж його виготовлення та експлуатації.

Для вирішення задачі з побудови моделі фактичних поверхонь крила літака під час виробництва та в експлуатації розділимо задачу на три етапи. На першому етапі шляхом замірів з використанням сучасних лазерних вимірювальних систем визначаються фактичні геометричні параметри певних елементів конструкції об'єкту (кесону) $ГП_{\text{факт.замір}}$. Зазначені параметри подамо у наступному вигляді:

$$ГП_{\text{факт.замір}} = (ГП_{\text{факт.замір}})_1^{N_{ГП_{\text{факт.замір}}}}, \quad (1)$$

де $N_{ГП_{\text{факт.замір}}}$ – загальна кількість вимірюваних параметрів.

На другому етапі виконується розрахунок геометричних параметрів для побудови моделі фактичних поверхонь крила $ГП_{\text{факт.побуд}}$ на основі параметрів, отриманих при обмірах на попередньому етапі:

$$ГП_{\text{факт.побуд}} = (ГП_{\text{факт.побуд}})_1^{N_{ГП_{\text{факт.побуд}}}}, \quad (2)$$

де $N_{ГП_{\text{факт.побуд}}}$ – загальна кількість параметрів побудови.

На третьому етапі, на основі $ГП_{\text{факт.побуд}}$ формуються моделі фактичних поверхонь крила для визначення та дослідження фактичних функціональних геометричних параметрів:

$$ГП_{\text{факт.функц}} = (ГП_{\text{факт.функц}})_1^{N_{ГП_{\text{факт.функц}}}}, \quad (3)$$

де $N_{ГП_{\text{факт.функц}}}$ – загальна кількість функціональних геометричних параметрів.

Результатом процесу є модель фактичних поверхонь виготовленого крила літака, яка відображає його індивідуальні особливості та відмінності геометричних параметрів по відношенню до параметрів, закладених на етапах проектування.

На рис. 1 показано схему процесу побудови фактичної моделі крила.

Розглянемо алгоритм побудови фактичних поверхонь крила на прикладі консолі односекційного крила, яке має форму зовнішніх поверхонь подвійної кривизни. Таке крило формується на основі набору вихідних профілів

$$ГП_{P_{\text{факт.}}} = (ГП_{P_{\text{факт.}}})_1^{N_P} = (ГП_{P_{1\text{факт.}}}, ГП_{P_{2\text{факт.}}}, \dots, ГП_{N_{\text{факт.}}}), \quad (4)$$

де N_P – загальна кількість вихідних профілів.

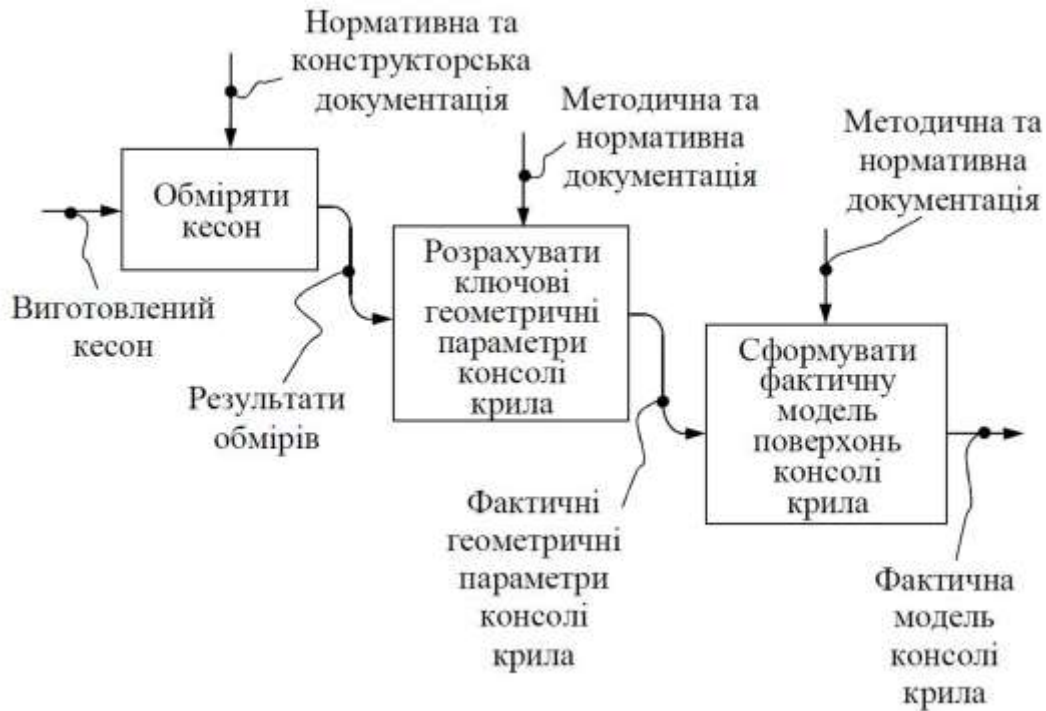


Рис. 1. Схема процесу побудови фактичної моделі крила

Геометричні параметри кожного профілю виразу 4 подамо множиною, виділивши ГП за типами:

$$\text{ГП}_{\text{Рфакт.}} = (\text{ГП}_{\text{Рфакт.}})_{\text{1}}^{\text{N}_{\text{тип}}} = (\text{ГП}_{\text{Рфакт.}})_{\text{1}}^2 = (\text{ГП}_{\text{Рформи}}, \text{ГП}_{\text{Рположення}}), \quad (5)$$

де $\text{ГП}_{\text{Рформи}}$ – геометричні параметри форми профілю, $\text{ГП}_{\text{Рположення}}$ – геометричні параметри положення профілю.

При визначенні деформацій агрегатів у процесі виготовлення та в експлуатації вважатимемо, що геометричні параметри форми профілю залишаються незмінними і розглядатимемо лише зміни геометричних параметрів положення профілю. Такий підхід зумовлений тим, що деформація форми профілю відбувається при явному значному пошкодженні конструкції і є вже недопустимим наслідком деформацій агрегату, дослідженню яких присвячена дана стаття. Зміну форми профілю вважатимемо тим явищем, яке необхідно завчасно передбачити і запобігти його виникненню. Тому будемо розглядати лише зміни геометричних параметрів положення профілю. Запишемо їх у вигляді кортежу:

$$\text{ГП}_{\text{Рположення}} = \{X_{\text{Рфакт.}}, Y_{\text{Рфакт.}}, Z_{\text{Рфакт.}}, \alpha_{\text{Рфакт.}}, \beta_{\text{Рфакт.}}, \gamma_{\text{Рфакт.}}\}, \quad (6)$$

де $X_{\text{Рфакт.}}$, $Y_{\text{Рфакт.}}$, $Z_{\text{Рфакт.}}$ – фактичні координати носика поточного профілю крила, $\alpha_{\text{Рфакт.}}$ – кут встановлення профілю у вертикальній площині, $\beta_{\text{Рфакт.}}$ – кут встановлення профілю у горизонтальній площині, $\gamma_{\text{Рфакт.}}$ – кут встановлення профілю у поперечній площині.

Для формування моделі фактичних поверхонь крила визначатимемо фактичне положення вихідних профілів враховуючи поправку на зміну їх

положення у просторі по відношенню до теоретичної моделі. Для цього подамо кортеж (6) у наступному вигляді:

$$\text{ГП}_{\text{Рположення}} = \{X_{P_i} + \Delta X_{P_i}, Y_{P_i} + \Delta Y_{P_i}, Z_{P_i} + \Delta Z_{P_i}, \alpha_{P_i} + \Delta \alpha_{P_i}, \beta_{P_i} + \Delta \beta_{P_i}, \gamma_{P_i} + \Delta \gamma_{P_i}\}, \quad (7)$$

де $X_{P_i}, Y_{P_i}, Z_{P_i}, \alpha_{P_i}, \beta_{P_i}, \gamma_{P_i}$ – проектні геометричні параметри положення профілю; $\Delta X_{P_i}, \Delta Y_{P_i}, \Delta Z_{P_i}, \Delta \alpha_{P_i}, \Delta \beta_{P_i}, \Delta \gamma_{P_i}$ – параметри відхилення положення профілю при деформації.

Вихідні профілі являють собою теоретичні бази, які не матеріалізовані в конструкції крила, на відміну від таких силових елементів, як нервюри. Тому, запропоновано визначати перераховані вище параметри шляхом визначення аналогічних ГП у площинах нервюр, суміжних з площинами вихідних профілів, з подальшим перерахунком у відповідні параметри вихідних профілів, враховуючи їх взаємне розташування. Подамо набір параметрів у площинах нервюр у вигляді кортежу:

$$\text{ГП}_{\text{Нположення}} = \{X_{N_i} + \Delta X_{N_i}, Y_{N_i} + \Delta Y_{N_i}, Z_{N_i} + \Delta Z_{N_i}, \alpha_{N_i} + \Delta \alpha_{N_i}, \beta_{N_i} + \Delta \beta_{N_i}, \gamma_{N_i} + \Delta \gamma_{N_i}\}, \quad (8)$$

де $X_{N_i}, Y_{N_i}, Z_{N_i}, \alpha_{N_i}, \beta_{N_i}, \gamma_{N_i}$ – проектні геометричні параметри положення перерізу крила у площині нервюри; $\Delta X_{N_i}, \Delta Y_{N_i}, \Delta Z_{N_i}, \Delta \alpha_{N_i}, \Delta \beta_{N_i}, \Delta \gamma_{N_i}$ – параметри відхилення положення перерізу крила у площині нервюри при деформації.

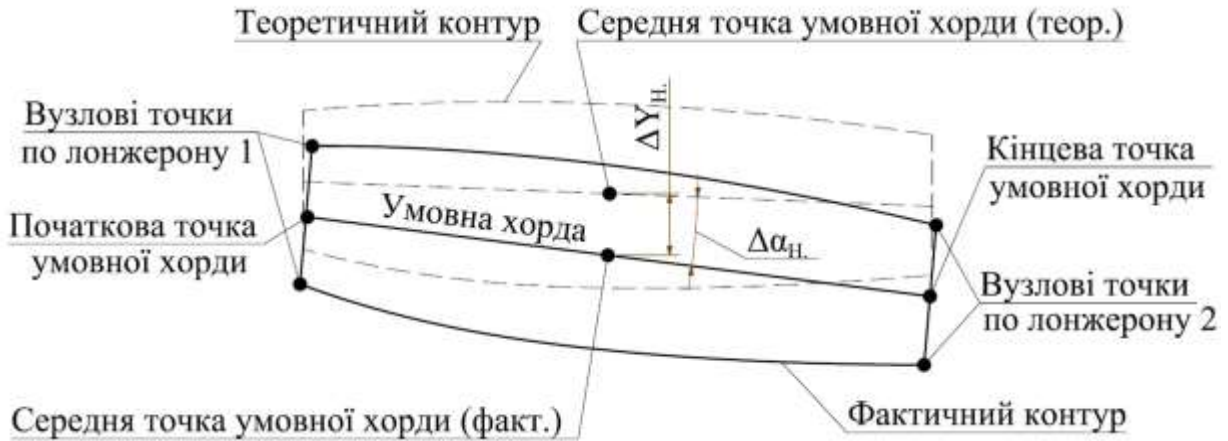
Значення параметрів $\Delta X_{P_i}, \Delta Z_{P_i}, \Delta \beta_{P_i}$ при деформуванні крила можуть коливатися в межах похибки вимірювань, тому приймаємо, що зміна зазначених параметрів не відбувається, і при побудові фактичних поверхонь використовуватимемо параметри $\Delta \alpha_N$ та ΔY_N . На рисунку 2 продемонстровано переріз кесону крила в площині нервюри, на якому показані параметри $\Delta \alpha_N$ та ΔY_N .

Метод розрахунку параметру $\Delta \alpha_N$ детально описано у [7]. Параметр ΔY_N визначатимемо як відстань вздовж вертикальної осі Y літака між середньою точкою теоретичної умовної хорди та середньою точкою фактичної умовної хорди перерізу. Умовною хордою вважатимемо відрізок, що з'єднує точки середин слідів, обмежених верхньою і нижньою поверхнями крила, площини нервюри на площинах першого (початкова точка умовної хорди) і останнього (кінцева точка умовної хорди) лонжеронів (рис. 2).

Координату Y початкової точки теоретичної умовної хорди визначаємо за формулою:

$$Y_i^{\text{поч.теор.}} = \frac{Y_{\text{ЛН}i_1}^{\text{верх.теор.}} - Y_{\text{ЛН}i_1}^{\text{низ.теор.}}}{2}, \quad (9)$$

де $Y_{\text{ЛН}i_1}^{\text{верх.теор.}}$ – координата Y верхньої вузлової точки по першому лонжерону, $Y_{\text{ЛН}i_1}^{\text{низ.теор.}}$ – координата Y нижньої вузлової точки по першому лонжерону.

Рис. 2. Параметри $\Delta\alpha_{нi}$ та $\Delta y_{нi}$ у площині нервюри

Координату Y кінцевої точки теоретичної умовної хорди визначаємо за формулою:

$$Y_i^{\text{кінц. теор.}} = \frac{Y_{\text{ЛН}2_i}^{\text{верх. теор.}} - Y_{\text{ЛН}2_i}^{\text{низ. теор.}}}{2}, \quad (10)$$

де $Y_{\text{ЛН}2_i}^{\text{верх. теор.}}$ – координата Y верхньої вузлової точки по другому лонжерону, $Y_{\text{ЛН}2_i}^{\text{низ. теор.}}$ – координата Y нижньої вузлової точки по другому лонжерону.

Визначаємо координату Y середньої точки теоретичної умовної хорди за формулою:

$$Y_i^{\text{умовн. хорд теор.}} = \frac{Y_i^{\text{поч. теор.}} - Y_i^{\text{кінц. теор.}}}{2}, \quad (11)$$

де $Y_i^{\text{поч. теор.}}$ та $Y_i^{\text{кінц. теор.}}$ – відповідно, координати Y початкової та кінцевої точок теоретичної умовної хорди.

Аналогічно визначаємо параметри фактичної умовної хорди:

$$Y_i^{\text{поч. факт.}} = \frac{Y_{\text{ЛН}1_i}^{\text{верх. факт.}} - Y_{\text{ЛН}1_i}^{\text{низ. факт.}}}{2}, \quad (12)$$

$$Y_i^{\text{кінц. факт.}} = \frac{Y_{\text{ЛН}2_i}^{\text{верх. факт.}} - Y_{\text{ЛН}2_i}^{\text{низ. факт.}}}{2}, \quad (13)$$

$$Y_i^{\text{умовн. хорд факт.}} = \frac{Y_i^{\text{поч. факт.}} - Y_i^{\text{кінц. факт.}}}{2}, \quad (14)$$

Відповідно параметр зміщення перерізу по осі Y визначаємо за формулою:

$$Y_{H_i} = \frac{Y_i^{\text{умовн.хордтеор.}} - Y_i^{\text{умовн.хордфакт.}}}{2} \quad (15)$$

де $Y_i^{\text{умовн.хордтеор.}}$ та $Y_i^{\text{умовн.хордфакт.}}$ – відповідно, координати Y середніх точок теоретичної та фактичної умовних хорд.

Визначивши фактичні параметри $\Delta\alpha_n$ та ΔY_n перерізів крила в площинах нервюру необхідно визначити аналогічні параметри для вихідних профілів - $\Delta\alpha_{в.п.}$ та $\Delta Y_{в.п.}$. За результатами попередніх розрахунків та досліджень крила шляхом обмірів було визначено, що значення параметру зміщення вихідного профілю вздовж осі Y літака $\Delta Y_{в.п.}$ відповідає параметру зміщення сусідньої до вихідного профілю нервюри ΔY_n в межах похибки вимірювань, тому в розрахунках приймаємо:

$$\Delta Y_{в.п.} = \Delta Y_n \quad (16)$$

де $\Delta Y_{в.п.}$ – зміщення вихідного профілю вздовж осі Y літака, ΔY_n – зміщення сусідньої до вихідного профілю нервюри.

Параметр $\Delta\alpha_{в.п.}$ визначаємо шляхом тригонометричних перетворень за формулою:

$$\Delta\alpha_{в.п.} = \arctg(\text{tg}(\Delta\alpha_n) * \cos(\gamma)) \quad (17)$$

де, $\Delta\alpha_{в.п.}$ - зміна кута встановлення вихідного профілю, $\Delta\alpha_n$ – зміна кута встановлення перерізу крила по площині нервюри, сусідньої до вихідного профілю, γ - двограний кут між площиною нервюри та площиною вихідного профілю (рис. 3).

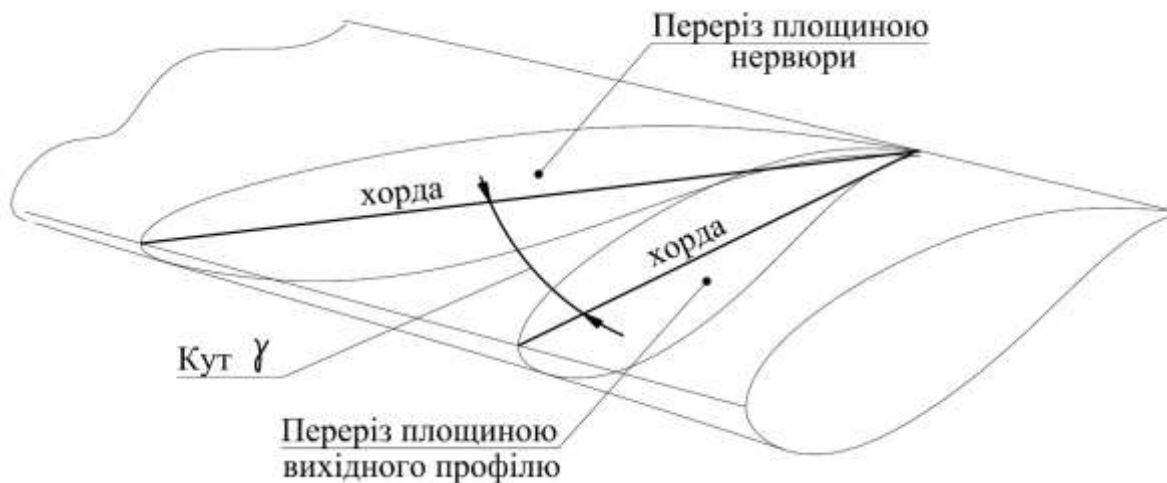


Рис.3 Кут між площинами нервюри та вихідного профілю

Після визначення зазначених вище параметрів переходимо до третього етапу – формування моделей фактичних поверхонь крила.

Як було зазначено раніше, для побудови фактичних поверхонь крила не враховуємо відхилення фактичних контурів вихідних профілів та використовуємо теоретичні профілі. Отже для формування фактичних поверхонь крила необхідно змістити його вихідні профілі на параметри $\Delta\alpha$ та ΔY , які були визначені на попередньому етапі досліджень, та на основі

встановлених профілів побудувати поверхню методом кінематичного формоутворення.

Висновки. Використання описаного методу побудови фактичних поверхонь крила літака надає можливість визначати геометричні особливості виготовленого крила та в подальшому дослідити його деформацію впродовж тривалої експлуатації, що в свою чергу дасть змогу оцінювати фактичний стан агрегату та вчасно діагностувати відхилення його геометричних параметрів, які можуть негативно вплинути на безпеку польотів.

Література

1. Grieves M. Digital Twin: Manufacturing Excellence through Virtual Factory Replication: White Paper, 2014, p 1-7.
2. Rosen R., Wichert G., Lo G., Bettenhausen K. About The Importance of Autonomy and Digital Twins for the Future of Manufacturing. // IFAC-PapersOnLine, 2015, p. 567-572. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.06.141>
3. Aivaliotis, P., Georgoulas, K., & Chryssolouris, G. (2019). The use of digital twin for predictive maintenance in manufacturing. *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*, 32(11), 1067–1080.
4. Naoki Kikuchi, Tomohiro Fukuda, Nobuyoshi Yabuki. Future landscape visualization using a city digital twin: integration of augmented reality and drones with implementation of 3D model-based occlusion handling. *Journal of Computational Design and Engineering*, 2022, 9(2), p. 837–856. <https://doi.org/10.1093/jcde/qwac032>.
5. Незенко А.Й. Геометричне моделювання в процесах життєвого циклу виробу. Автореф. дис. канд. техн. наук: 05.01.01. Київ: КНУБА, 2019. 24с.
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. С. 3-11.
7. Козлов С.О., Спосіб визначення фактичних кутів встановлення перерізів крила літака на етапах виробництва. *Збірник доповідей IX-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. С.11-15.

THE METHODOLOGY OF MODELING THE ACTUAL SURFACES OF AN AIRCRAFT WING IN THE PROCESS OF ITS MANUFACTURING AND OPERATION

Nezenko Andrii, Kozlov Sergey, Vanin Volodymyr

The article proposes a method for modeling the actual surfaces of the outer-wing section (console) of an aircraft wing during its manufacture, after final assembly and during operation. The relevance to create geometric models of actual surfaces is derived from the necessity to study aircraft airframe deformations for a comprehensive assessment and changes forecasting of aircraft actual flight characteristics. In addition to determining actual flight characteristics of an aircraft, the creation of geometric models of its actual surfaces will allow solving a number of other issues associated with improving the reliability of a product and the level of flight safety. An aircraft wing experiences significant regular overloads, especially during takeoff and landing, which with time can lead to significant permanent deformations and changes in geometric parameters and, as a result, to a deterioration in flight performance. Therefore, the investigation of changes in aircraft wing geometric parameters is one of the priority tasks.

The actual wing surfaces are the main element of a geometric model created at each of these stages. These surfaces are formed using the method applied during the modeling of wing surfaces at the development stage, however, as the initial data, not the design but actual geometric parameters are used that are obtained in a certain way at certain stages of the manufacturing or operation of an aircraft. The actual geometric parameters used in the modeling of actual wing surfaces are calculated on the basis of data obtained by unit measurements using modern laser measuring tools and reflecting the geometric features of each individual product. The creation of such a model is part of the aircraft digital twin forming process.

The formation of a complete product digital twin is one of the most promising methods for the integrated solution of many problems facing manufacturers and operators of modern aviation engineering. This concept carries the idea of geometric, physical and behavioral object properties deep monitoring during its entire life cycle by reproducing them in digitalised form.

Key words: digital twin, aircraft, production, product life cycle (PLC), actual geometric model.

Referenses

1. Grieves M. Digital Twin: Manufacturing Excellence through Virtual Factory Replication: White Paper, 2014, p 1-7. Available at: https://www.researchgate.net/publication/275211047_Digital_Twin_Manufacturing_Excellence_through_Virtual_Factory_Replication
2. Rosen R., Wichert G., Lo G., Bettenhausen K. About The Importance of Autonomy and Digital Twins for the Future of Manufacturing. // IFAC-PapersOnLine, 2015, p. 567-572. Available at: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.06.141>
3. Aivaliotis, P., Georgoulas, K., & Chryssolouris, G. (2019). The use of digital twin for predictive maintenance in manufacturing. *International Journal of Computer Integrated Manufacturing*, 32(11), 1067–1080 available at: https://www.researchgate.net/publication/337243399_The_use_of_Digital_Twin_for_predictive_maintenance_in_manufacturing
4. Naoki Kikuchi, Tomohiro Fukuda, Nobuyoshi Yabuki. Future landscape visualization using a city digital twin: integration of augmented reality and drones with implementation of 3D model-based occlusion handling. *Journal of Computational Design and Engineering*, 2022, 9(2), p. 837–856. Available at: <https://doi.org/10.1093/jcde/qwac032>
5. Nezenko, A.Y. (2019), *Geometrical modeling in the product life cycle processes*. Extended abstract of candidate's thesis, Kyiv: KNUCA [in Ukrainian].
6. Vanin, V.V., Nezenko, A.I., Kozlov, S.O. (2021) An approach to the formation of geometric models of a digital twin at the production stage”, *Suchasni problemy modeliuвання*. Melitopol: MDPU. 22. 3-11 [in Ukrainian].
7. Kozlov, S.O. (2020) Method for determining actual installation angles of aircraft wing sections at the production stages. *Zbirnyk dopovidei IKh-yi vseukrainskoi naukovo-praktychnoi konferentsii studentiv, aspirantiv ta molodykh vchenykh «Prykladna heometriia, dyzain, obiekty intelektualnoi vlasnosti ta innovatsiina diialnist studentiv ta molodykh vchenykh»*, Kyiv. 11-15 [in Ukrainian].