

АНОТАЦІЯ

дисертації **Жирякова Дмитра Юрійовича**

на тему

«Метод інтегрованого проектування та конструювання з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака транспортної категорії»,

поданої на здобуття наукового ступеня доктора філософії

в галузі знань 13 Механічна інженерія

за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Жиряков Дмитро Юрійович. Метод інтегрованого проектування та конструювання з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака транспортної категорії. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» (13 «Механічна інженерія»). – Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, 2024.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню науково-технічного завдання розроблення методу інтегрованого проектування та конструювання з'єднань силових нервюр з монолітними панелями крила літака транспортної категорії для підвищення ефективності вітчизняних літаків транспортної категорії. Вибір мети зумовлено потребою нових наукових розробок та розроблення нових методів проектування, конструювання, виробництва та випробування літаків транспортної категорії.

Проведено аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізовано методи проектування силової нервюри крила та розглянуто особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізовано вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики та навантаження. Відзначено значний вплив відхилення механізації крила на аеродинамічні характеристики крила та навантаження, що показує важливість урахування аеродинамічних характеристик механізованого крила при розрахунку втомних спектрів навантаження.

Розроблено метод інтегрованого проектування з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила за допомогою параметричної моделі відсіку консолі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE. Параметричне моделювання виконано із застосуванням комп'ютерно-інтегрованої системи Siemens NX.

Розроблено метод прототипування при проектуванні конструкцій літака з використанням 3D принтера і технології FDM.

Освоєно та впроваджено нові методи розрахунку аеродинамічних характеристик та навантаження крила при відхиленні механізації крила, визначення як загального так і локального напружено-деформованого стану елементів конструкції крила за допомогою чисельних методів (скінченоелементних методів), що дає можливість отримати як автоматизовану зміну параметрів розрахунків так і більш точні результати розрахунків навантаження.

Наведено результати дослідження локального напружено-деформованого стану з'єднання силової нервюри (до якої кріпляться вузли навішування закрилків та передкрилків) та монолітної панелі крила. Визначено оптимальний радіус заокруглення в зоні локального потовщення з точки зору мінімальної маси та мінімального коефіцієнта концентрації напруги. Показано характер розподілу локального напружено-деформованого стану в зоні болтового з'єднання з урахуванням дії двовісного навантаження та одночасної дії сили, що імітують зсувне навантаження в з'єднанні з радіальним натягом $1.2\% d$ кріпл.

Об'єктом дослідження є комп'ютерне інтегроване проектування крила літака транспортної категорії.

Предметом дослідження є комп'ютерне інтегроване проектування зони з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила літака транспортної категорії.

Метою дослідження є розроблення методу інтегрованого проектування і конструювання з'єднань силових нервюр з монолітною панеллю крила літака транспортної категорії для підвищення ефективності проектування силових конструкцій крила.

Для досягнення зазначеної мети були поставлені такі *задачі*:

- Провести аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізувати методи проектування силової нервюри крила та розглянути особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізувати вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики.

- Науково обґрунтувати методи інтегрованого проектування відсіку крила в зоні силової нервюри літаків транспортної категорії з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE.

- Розробити метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням заданої довговічності. Метод повинен базуватися на визначенні спектрів втомних напружень за допомогою сучасних комп'ютерних систем CAD/CAM/CAE.

- Дослідити характеристики загального напружено-деформованого стану в зоні з'єднань силових нервюр та монолітної панелі крила. Розробити метод визначення локального напружено-деформованого стану в зоні з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила.

Науковою новизною дисертації є:

1. Вперше розроблено метод інтегрованого проектування з'єднання монолітної панелі з кницями силової нервюри за допомогою параметричної моделі відсіку консолі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE Siemens NX.

2. Вперше запропоновано метод прототипування при проектуванні конструкцій літака з використанням 3D принтера і технології FDM.

3. Удосконалено метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням зазначеної довговічності. У методиці запропоновано використовувати чисельні методи для визначення аеродинамічних характеристик при різних режимах польоту, які в подальшому будуть

використовуватися для визначення спектру втомних напруг методом скінчених елементів.

4. Вперше представлено метод аналізу оптимального радіуса заокруглення в зоні потовщення монолітної панелі з урахуванням мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги. Отримані результати запропоновано використовувати для розробки спеціальної фрези для механічної обробки радіусного переходу.

5. Вперше запропоновано метод визначення локального напружено-деформованого стану полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в з'єднанні.

Практичну цінність дисертаційної роботи становлять такі основні результати:

1. Проведено аналіз методів проектування крила літака транспортної категорії з урахуванням допустимого руйнування. Проаналізовано методи проектування силової нервюри крила та розглянуто особливості проектування з'єднань силових елементів нервюри та монолітної панелі. Проаналізовано вплив механізації крила на його аеродинамічні характеристики та навантаження.

2. Наведено метод проектування з'єднання силової нервюри та монолітної панелі крила з використанням сучасних систем комп'ютерного проектування CAD/CAM/CAE. Створено майстер-геометрію і модель розподілу простору консолі крила літака транспортної категорії. Розроблено параметричну модель відсіку консолі крила літака транспортної категорії в зоні з'єднання силової нервюри та монолітної панелі.

3. Для реалізації запропонованого методу прототипування конструкції крила, розроблено 3D принтер та надруковано моделі прототипу аеродинамічної компоновки консолі крила та силового з'єднання нервюри з панеллю крила.

4. Удосконалено метод проектування з'єднання силових нервюр з монолітною панеллю крила з урахуванням зазначеної довговічності. У методиці запропоновано використовувати чисельні методи для визначення аеродинамічних характеристик при різних режимах польоту, які в подальшому будуть використовуватися для визначення спектру втомних напружень методом скінчених елементів.

5. Для апробації метода, отримано загальний НДС відсіку крила в зоні силової нервюри (до якої кріпляться вузли навішування закрилків та передкрилків) для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків, з використанням аеродинамічних характеристик отриманих численним методом. За допомогою численних методів отримано аеродинамічні коефіцієнти, положення центру тиску для крейсерського, злітного та посадкового розрахункових випадків, що використовувались для знаходження навантаження на консоль крила.

6. За результатами аналізу, отримано оптимальний радіус заокруглення в зоні потовщення монолітної панелі з урахуванням мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги. При аналізі встановлено, що застосування радіуса заокруглення 80 мм знижує коефіцієнт концентрації напруження майже в 1,5 рази в порівнянні з радіусом заокруглення, рівним 5 мм. Встановлено оптимальний радіус заокруглення з точки зору мінімальної маси і мінімального коефіцієнта концентрації напруги який дорівнює 80 мм. Отримані

результати запропоновано використовувати для розробки спеціального фрези для механічної обробки радіусного переходу.

7. Вперше запропоновано метод визначення локального напружено-деформованого стану полоси двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні. При апробації методу встановлено, що постановка кріплення з радіальним натягом $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ приводить до зниження коефіцієнта концентрації головних напружень в $1,5\bar{6} - 2,9$ рази в полосі двовісно навантаженої з одночасною дією сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні в порівнянні встановленням кріплення без натягу. Для досягнення мінімального коефіцієнта концентрації напруги в безпосередній близькості від отвору, полоси двовісно навантаженої при одночасній дії сили, що імітує зсувне навантаження в болтовому з'єднанні, слід підбирати таку кількість кріплень в з'єднанні, щоб рівень навантаження на критичному кріпленні, при дії експлуатаційних навантаженнях, не перевищував 8 кН (що еквівалентно $\sigma_{\text{зм}}=140$ МПа) для кріплення без натягу та 4 кН (що еквівалентно $\sigma_{\text{зм}}=70$ МПа) з радіальним натягом $1.2\% d_{\text{кріпл}}$. Встановлено, що коефіцієнт концентрації напруги полоси з радіальним натягом $1.2\% d_{\text{кріпл}}$ не перевищує теоретичного значення коефіцієнта концентрації для полоси скінченої ширини з отвором, одновісно навантаженої і розрахованої за формулою Хейвуда.

Результати роботи впроваджені в компанії ТОВ «Прогрестех-Україна», та у навчальний процес Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут».

Ключові слова: літак транспортної категорії, крило, силова нервюра, метод інтегрованого проектування, аеродинамічні характеристики, інженерний аналіз, механізація крила, напружено-деформований стан.

Публікації здобувача за темою дисертації, в яких опубліковані основні наукові результати:

1. Жиряков Д.Ю. Аналіз конструктивних особливостей з'єднань силових елементів крила літаків транспортної категорії // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . - Харків, 2019 - Вип. 86. - С. 139-151.

2. Гребеніков О. Г., Жиряков Д.Ю. Аналіз сил функціонування від'ємної частини крила літака транспортної категорії// Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . - Харків, 2020 - Вип. 89. - С. 4-20.

3. Крашаница Ю.О., Жиряков Д.Ю. Аеродинамічний профіль у білязвуковому потоці газу // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2021. - № 2. - С. 20-27.

4. Гребеніков О. Г., Жиряков Д.Ю. Метод визначення характеристик загального напружено-деформованого стану в силових елементах консолі крила від навантаження функціонування // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм.

ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . - Харків,2021 - Вип. 92. - С. 26-40.

5. Гребеніков О. Г., Жиряков Д.Ю. Аналіз загального напружено-деформованого стану у зоні з'єднання силової нервюри і обшивки крила // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . - Харків,2022 - Вип. 95. - С. 56-70.

6. Krashanitsa Y., Zhyriakov D. Numerical study of the aerodynamic characteristics of airfoil with high-lift devices// Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2023. - № 1. - С. 55-66 .

7. Design of High Fatigue Life Joints of Fuselage Structures Considering Fracture Mechanics / D. Zhyriakov, O. Grebenikov, A. Humennyi, D. Konyshev// Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering – Synergetic Engineering (ICTM'2022) : Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering; 159-173 Nov. 2022.

8. Жиряков Д.Ю. Метод проектування та параметричного моделювання силової нервюри крила літака транспортної категорії // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології : зб. наук. пр. / М-во освіти і науки України, Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського "Харків. авіац. ін-т" . - Харків,2023 - Вип. 97. - С. 5-30.

ABSTRACT

Zhyriakov Dmytro Yuriiovych. Method of integrated design and construction of joints of main ribs with monolithic panels of the wing of an aircraft of the transport category. – Qualifying scientific work on the rights of the manuscript.

The dissertation on competition of a scientific degree of the candidate of technical sciences on a specialty 134 – Aerospace engineering (13 «Mechanical engineering»). – National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, 2024.

The dissertation is devoted to solving the scientific and technical problem of developing a method of integrated design and construction of joints of main ribs with monolithic panels of the wing of an aircraft of the transport category to improve the efficiency of domestic aircraft of the transport category. The choice of purpose is determined by the need for new scientific developments and the development of new methods of design, construction, production and testing.

In this work, a method of integrated design of the joints of main rib and the monolithic wing's panel using a parametric model of the wing's section with modern computer-aided design systems CAD/CAM/CAE was developed.

In the work, the author touched upon the issue of prototyping an aircraft design. At the design stages, prototyping helps to obtain the optimal design, check it for working capacity, think over the manufacture with minimal cost and with the required quality. For the first time, the method of prototyping in the design of an aircraft structure using a 3D printer and FDM technology was proposed.

New methods of integrated design of the joints of the main rib and the monolithic wing panel using computer-aided design systems CAD/CAM/CAE have been developed and implemented. Parametric modeling was performed using the Siemens NX computer-integrated system.

New methods of definitions the aerodynamic characteristics of the wing were mastered and implemented, taking into account using wing high-lift devices and determination of both the general and local stress-strain state of the wing structural elements with the help of numerous methods (finite element methods), which made it possible to obtain both an automated change in the calculation parameters and to obtain more accurate results.

Analyses of the study of the local stress-strain state in the area of joint of the main rib and the monolithic wing panel was showed. The optimal radius of rounding in the zone of local thickening in terms of minimum mass and minimum stress was determined. The nature of the distribution of the locally stress-strain state in the area of the fastener hole was shown for plate that biaxial loading. In addition, the action of a load that simulates a shear load in a joint was considered (load between shear tie and skin).

Keywords: transport category aircraft, wing, main rib, integrated design method, aerodynamic characteristics, engineering analysis, high lift devices, stress-strain state.

The main results and recommendations of the dissertation were implemented in LLC PROGRESSTECH-UKRAINE, and in the educational process of the National Aerospace University named after M.E. Zhukovsky "Kharkiv Aviation Institute".

Keywords: transport category aircraft, wing, main rib, integrated design method, aerodynamic characteristics, engineering analysis, high lift devices, stress-strain state.