

Аналіз характеристик локального напружено-деформованого стану з'єднання металевого комля з композитною лопаттю повітряного гвинта

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

У статті розглянуто можливість моделювання напружено-деформованого стану (НДС) з'єднання металевого комля з композитною циліндричною частиною лопаті із застосуванням спеціалізованого програмного додатку ANSYS та його модуля Composite PrePost. Створені моделі з'єднання в середовищі ANSYS. Визначені раціональні конструкції з'єднання металевого комля і композитного матеріалу. Для спрощеного розрахунку з'єднання на міцність враховується лише вплив відцентрової сили, що виникає під час роботи гвинта. У програмному комплексі ANSYS проведено статичне навантаження з'єднання, що дозволяє оцінити характер розподілу напруження у з'єднанні. Створена модель комля та скінченно-елементна сітка з'єднання. Для розрахунку приведені характеристики матеріалів елементів лопаті. Для визначення раціональної конструктивно-силової схеми з'єднання вибрано параметри, що змінюються: кількість рядів шипів за радіусом, кількість поясів шипів та схема розташування шипів комля. Отримано залежність напруження в композитній частині з'єднання від схеми розташування шипів комля. Проведено аналіз форми та довжини шипа. Отримано залежності напруження від радіуса заокруглення шипа. НДС фланця із заокругленням шипа показано в середовищі ANSYS. Отримано залежності напруження від довжини шипа. Розрахунок показав, що довжина шипа L істотно впливає на характеристики міцності з'єднання фланця з композитним шаром. Для визначення раціонального положення шипа було виконано розрахунок в середовищі ANSYS зі зміщенням всіх рядів шипів на величину K від крайнього положення в зачепленні з композитним шаром і зміною лінійного порядку шипів на шаховий. Результати розрахунку в середовищі ANSYS представлені в вигляді залежності напруження від зміщення K . Представлена модель фланця, де розташування шипів знаходиться в шаховому порядку, а результат розрахунку напружень у середовищі ANSYS. Розрахунок показав, що зміна порядку розташування шипів з лінійного на шаховий, знижує максимальне напруження до 385 МПа. Проведені випробування гідравлічним тиском підтвердили результати розрахунків. Результати моделювання показали значне підвищення механічних характеристик з'єднання з мінімальними витратами на проектування.

Ключові слова: лопать гвинта, модель фланця, модель комля, схеми з'єднання, напружено-деформований стан, фізико-механічні властивості матеріалів, полімерні композиційні матеріали, метод скінченних елементів.

Вступ

Створення принципово нових конструкційних матеріалів, що мають високий рівень фізико-механічних властивостей, які практично недосяжні в традиційних металевих сплавах і полімерних матеріалах [1,2], а також появі цілого ряду програмних розрахункових засобів [3], дозволяє ще на стадії проектування отримати всі необхідні розрахункові параметри майбутнього матеріалу [4]. Одним із таких сучасних розрахункових комплексів є широко відомий програмний продукт ANSYS. Застосування такого тандему, уможливило створення конструкцій із заданими властивостями, що найбільш повно відповідають характеру та умовам роботи.

В авіаційно-космічній техніці переважними є нероз'ємні з'єднання (зварні, клеєні і т.д.) [5]. Вони мають значно меншу, ніж роз'ємні сполуки масу конструкції, дешевше, менш трудомісткі і мають меншу тривалість циклів виготовлення [6,7]. Тому дослідження створення раціональних конструкцій сполук для різних видів навантаження є актуальною проблемою [8-12].

Метою роботи є моделювання раціонального з'єднання металевого комля з циліндричною композитною частиною лопаті на основі аналізу характеристик локального НДС за допомогою програмного комплексу ANSYS.

Основна частина

Склопластикова лопать виготовляється зі склокомпозиту та з'єднується з комлевою частиною, виконаною з металу (рис.1).

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

- створення моделі з'єднання в середовищі ANSYS;
- визначення раціональної конструкції з'єднання металевого комля і композитного матеріалу (розташування шипів).

Для спрощеного розрахунку з'єднання на міцність враховується лише вплив відцентрової сили, що виникає під час роботи гвинта. Не береться до уваги вигин лопаті і кручення її навколо своєї осі від потоку повітря, що набігає. Відцентрова сила обчислюється виходячи з параметрів лопаті та її експлуатації, представлених у таблиці 1.

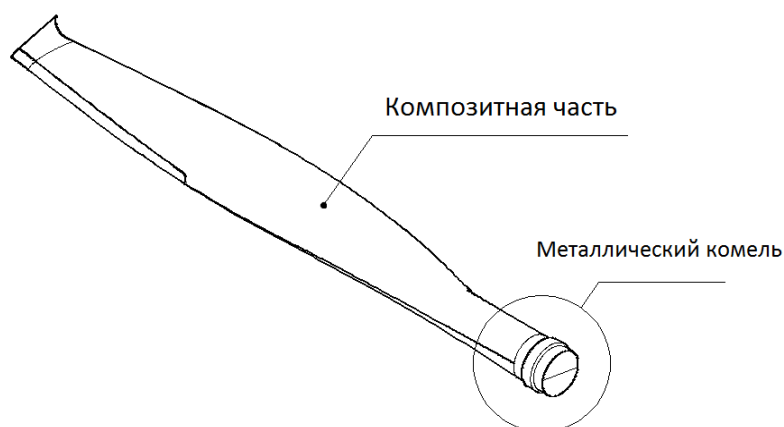


Рис. 1. Композитна лопать з металевим комлем

Таблица 1

Основні параметри лопаті

Параметр	Позначення	Значення
Маса композитної частини лопаті, кг	M	1
Діаметр обертання, м	D	1,8
Максимально допустимі обороти гвинта, об/хв (об/с)	Ω	3000 (50)

Знайдемо відцентрову силу, що діє на з'єднання під час експлуатації:

$$F_c = 0,5 \cdot m \cdot \omega^2 \cdot D.$$

Підставивши дані табл.1, отримуємо значення відцентрової сили

$$F_c = 750 \text{ Н.}$$

У програмному комплексі ANSYS виробляється статичне навантаження з'єднання, що дозволяє оцінити характер розподілу напруження у з'єднанні. Для цього була створена модель комля (рис. 2) та скінченно-елементна сітка (рис. 3).

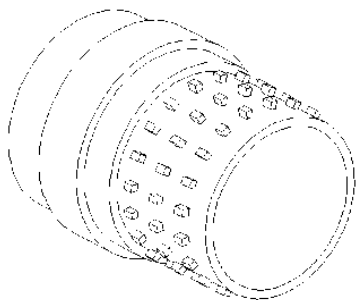


Рис. 2. Модель комля

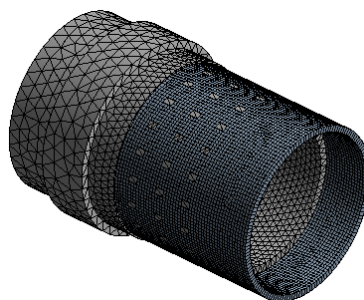


Рис. 3. Скінченно-елементна сітка

Комель виготовлений з дюралюмінію Д16Т і являє собою трубку, з одного боку якої є виступ, для його фіксації у втулці гвинта, з іншого боку шипи, для кріплення композитної частини лопаті. Композитна частина лопаті, в місці кріплення з комлем, є композитним пакетом, що складається з 4-х тканих шарів, просочених епоксидною смолою. Усі 4 шари викладені вздовж осі лопаті.

Характеристики матеріалів, використовуваних для розрахунку навантаженого стану, представлені у таблиці 2.

Таблиця 2

Характеристики матеріалів елементів лопаті

Найменування елемента (матеріал)	Модуль пружності, МПа	Коефіцієнт поперечної деформації
Комель (дюраль)	71000	0,33
Склопластикова лопать (склотканина)	45000	0,3

З метою перевірки шипового з'єднання контакт між комлем та композитною частиною лопаті приймається з коефіцієнтом тертя рівним 0,3. Елементи даної моделі розраховуються на зусилля, що розтягує, що виникає при обертанні гвинта.

Для визначення раціональної кількості шипів вибрано два параметри, що змінюються:

- кількість рядів шипів за радіусом;
- кількість поясів шипів.

На рис. 4 зображено схему розташування шипів у місці з'єднання металу з композитом, а на рис. 5 схема кріплення та навантаження з'єднання.

При моделюванні залежності кількості поясів змінюємо відстань між шипами при цьому отримуємо характер розподілу еквівалентного напруження від схеми розташування шипів. На рисунках 6 та 7 представлені крайні випадки розташування шипів.

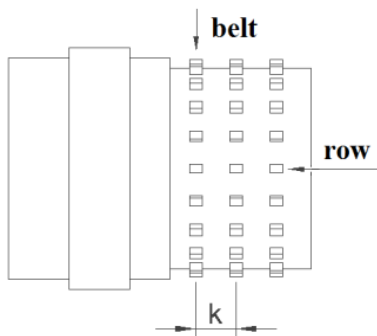


Рис.4. Схема розташування шипів

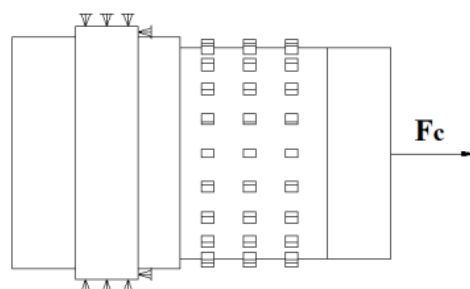


Рис.5. Схема навантаження

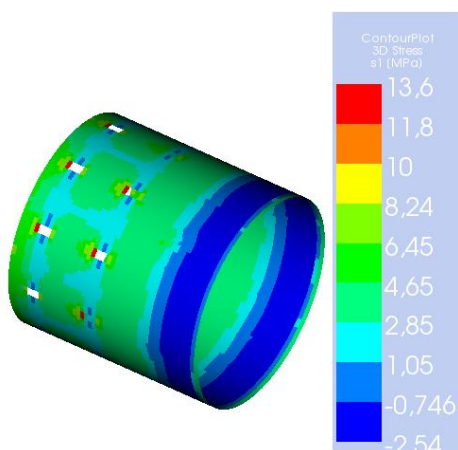


Рис. 6. Схема навантаження:
2 пояси, 10 рядів

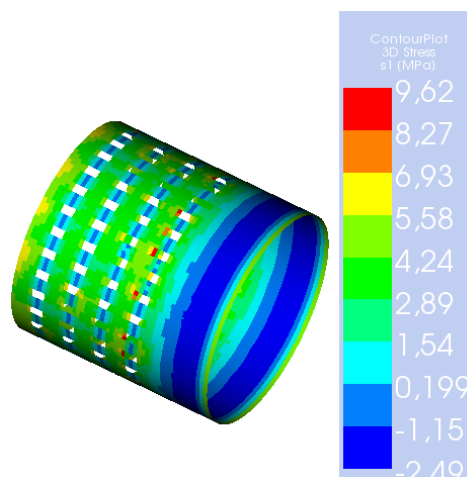


Рис. 7. Схема навантаження:
4 пояси, 30 рядів

За отриманими у процесі моделювання напруженнями, що виникають при різних схемах розташування шипів, побудований графік (рис.8).

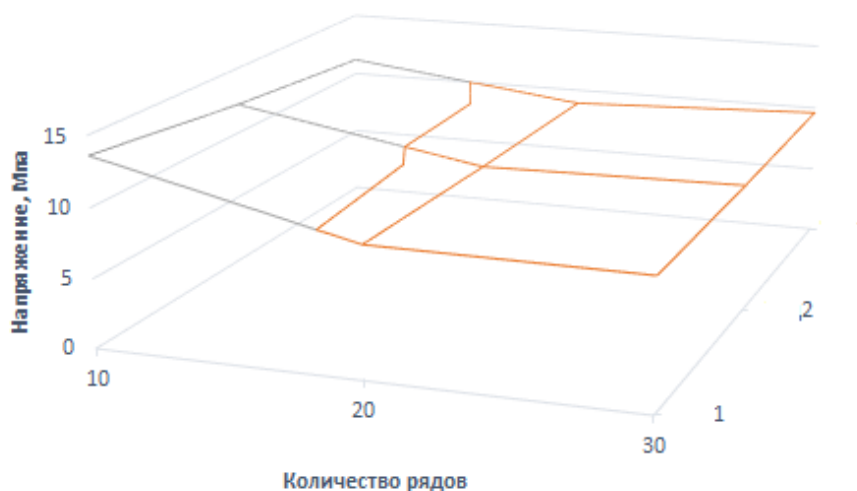


Рис. 8. Графік розподілу напружень залежно від схеми розташування шипів

Далі проводимо аналіз форми та довжини шипа. Для цього було вибрано

два варіанти: заокруглення шипа та зміна його довжини.

Результати розрахунку в середовищі ANSYS представлені на графіку залежності напруження від радіуса заокруглення шипа R (рис. 9). НДС фланця із заокругленням шипа R рівним 1 мм показано в середовищі ANSYS (рис. 10). Аналіз результатів навантаження показав, що оптимальний радіус заокруглення дорівнює 1 мм.

Зміна довжини шипа дозволило отримати результати розрахунку, які представлені графіком залежності напруження від довжини шипа L (рис. 11), а результат навантаження фланця з довжиною шипа $L=0,5$ мм, показаний на рис. 12.

Розрахунок показав, що довжина шипа L істотно впливає на характеристики міцності з'єднання фланця з композитним шаром, проте значне збільшення довжини шипа збільшує масу фланця і всієї конструкції в цілому, тому, виходячи з конструктивних міркувань, довжина шипа прийнята 2,5 мм.

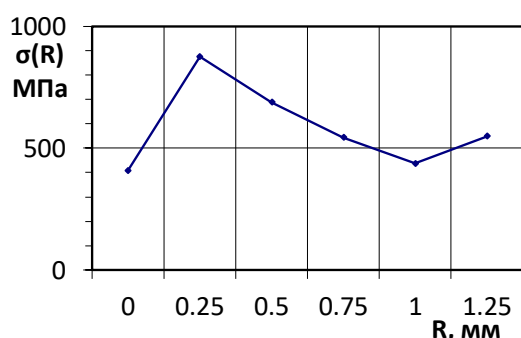


Рис. 9. Залежність напруження від заокруглення шипа

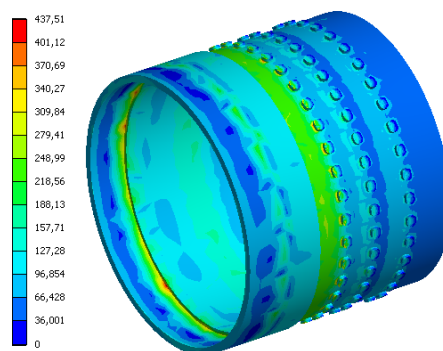


Рис. 10. Напруження при заокругленні шипа $R = 1$ мм

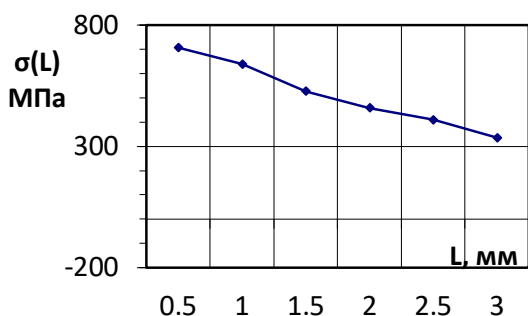


Рис. 11. Залежність напруження від довжини шипа

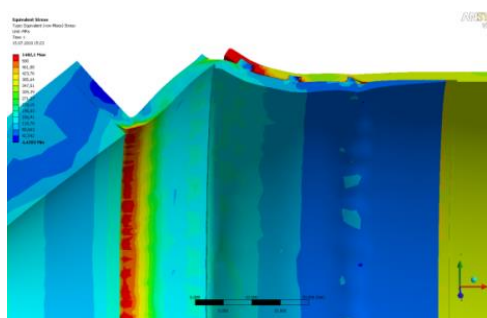


Рис. 12. Напруження при довжині шипа $L = 0,5$ мм

Для визначення раціонального положення шипа було виконано розрахунок в середовищі ANSYS зі зміщенням всіх рядів шипів на величину K від крайнього положення в зачепленні з композитним шаром і зміною лінійного порядку шипів на шаховий.

Результати розрахунку в середовищі ANSYS представлені на графіку залежності напруження від зміщення K (рис. 13). НДС фланця зі зміщенням K рівним 13 мм показано на рис. 14. Розрахунок в середовищі ANSYS показав, що раціональне зміщення рядів шипів становить 5 мм, при цьому максимальне напруження становить 409 МПа.

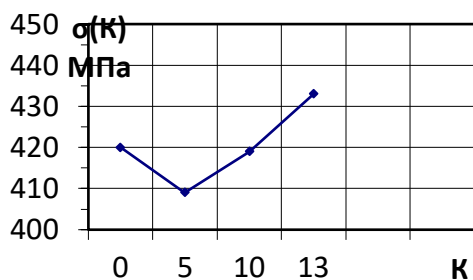


Рис. 13. Залежність напруження від зміщення рядів шипів

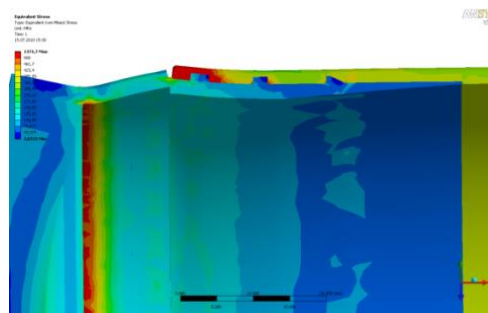


Рис. 14. Напруження при зміщенні рядів K = 13 мм

На рис. 15 представлена модель фланця, де розташування шипів знаходиться в шаховому порядку, а результат розрахунку напружень у середовищі ANSYS показаний на рис. 16.

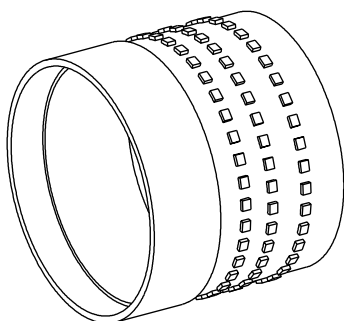


Рис. 15. Модель фланця з шаховим розташуванням шипів

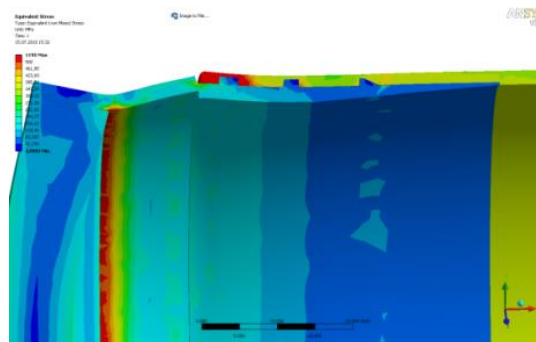


Рис. 16. Напруження при розташуванні шипів фланця в шаховому порядку

Розрахунок показав, що зміна порядку розташування шипів з лінійного на шаховий, знижує максимальне напруження до 385 МПа.

Проведені випробування гідралічним тиском підтвердили результати розрахунків (рис. 17, 18).



Рис. 17. З'єднання металл-композит після випробувань



Рис. 18. Вириг шипів фланцевого з'єднання

Висновки

В результаті виконаної роботи, можна зробити такі основні висновки:

1. Проведене моделювання комбінованого сполучення (метал+композиційні матеріали) за допомогою програмного комплексу ANSYS.

2. Визначено конструктивно-технологічні параметри, що підвищують властивості з'єднання металевого комлю з композитним матеріалом.

3. Зменшено час проектування, а відповідно витрати на створення конструкції із заданими характеристиками міцності.

Список літератури

1. Коваленко, В. А. Применение полимерных композиционных материалов в изделиях ракетно-космической техники как резерв повышения ее массовой и функциональной эффективности / В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 5 (82). – С.14-20.

2. Харченко, М. Е. Приближенные зависимости между пределами прочности полимерных композиционных материалов при сжатии, растяжении и изгибе / М. Е. Харченко // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 2 (74). – Х., 2013. – С. 54 – 63.

3. Полиновский, В. П. Применение программных продуктов фирмы MSC. Software для расчета новых изделий из композиционных материалов в ГКНЦ им. М. В. Хруничева [Электронный ресурс.] / В. П. Полиновский // *Тр. Рос. конф. пользователей систем MSC 2003 г.* – М.: MSC. Software Corporation. Режим доступа:http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/khntn2.zip – 07.06.2011г.

4. Карпов, Я. С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник /Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768 с.

5. Карпов, Я. С. Соединение деталей и агрегатов из композиционных материалов / Я. С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2006. –359 с.

6. Гагауз, Ф. М. Моделирование структурных параметров композита в соединительном элементе / Ф. М. Гагауз, В. В. Гуменников // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*. – Вып. 2 (74). – Х., 2013. – С. 46 – 53.

7. Яковенко, П. Я. Моделирование импульсного нагружения металлокомпозитных цилиндрических оболочек с частичным армированием / П. Я. Яковенко, И. В. Малков, В. Г. Корбач, Г. В. Сыровой // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Сб. научн. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского, «ХАИ»*. – Харьков, № 58, НАУ, 2013, – С. 73–80.

8. Малков, И. В. Моделирование и оптимизация соединения металлического фланца с композитным корпусом РДДТ в специализированном приложении Ansys / И. В. Малков, Г. В. Сыровой, И. Л. Непран // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии //Сб. научн. тр. Нац. аэрокосм. ун-та имени Н. Е. Жуковского, «ХАИ»*. – Харьков, № 48, НАУ, 2010, – С.80–86.

9. Malkov, I. Effect of nanomodification on durability of adhesive joint of polymeric composite materials / I. Malkov, L. Bondar, A.Makukhin, G. Syrovoy // *TEKA. Commission of motorization and power industry in agriculture Lublin university of*

technology. – Lublin, 2010. – P.185-189.

10. Malkov, Igor. The analysis of adhesion effect on properties of the modified polymeric nano composites / Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Sergii Kashkarov, Igor Nepran // TEKA, Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland – 2012. Vol. 12 N. 4. – P.131-134.

11. Malkov, Igor. The calculation method of small-sized composite enclosures in CAD/CAE systems / Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Sergii Kashkarov, Igor Nepran // TEKA Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland – 2012. Vol. 12 N. 3. – P.100-104.

12. Malkov, Igor. Stress-strain analysis of metal butt connection with composite propeller blade / Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Igor Nepran // TEKA, Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland – 2013. Vol. 13 N. 4. – P. 143-148.

Reference

1. Kovalenko V. A. Primeneniye polimernykh kompozitsionnykh materialov v izdeliyakh raketno-kosmicheskoy tekhniki kak rezerv povysheniya yeye massovoy i funktsional'noy effektivnosti /V.A. Kovalenko, A.V. Kondrat'yev // Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i razrabotka [The use of polymer composite materials in rocket and space technology products as a reserve for increasing its mass and functional efficiency]. – 2011. – № 5 (82). – P.14-20.

2. Kharchenko M.E. Priblizhennyye zavisimosti mezhdu predelami prochnosti polimernykh kompozitsionnykh materialov pri szhatii, rastyazhenii i izgibe / M. Ye. Kharchenko // Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruktsiy letatel'nykh apparatov: sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N.Ye. Zhukovskogo «KHAІ» [Approximate dependencies between the strength limits of polymer composite materials under compression, tension and bending]. – Vol. 2 (74). – Kh., 2013. – P. 54-63.

3. Polinovskiy V. P. Primeneniye programmnykh produktov firmy MSC. Software dlya rascheta novykh izdeliy iz kompozitsionnykh materialov v GKNTS im. M. V. Khrunicheva [Elektronnyy resurs.] /V. P. Polinovskiy // Tr. Ros. konf. pol'zovateley sistemy MSC 2003 g. [Application of software products from MSC. Software for calculating new products made of composite materials at the State Research Center named after. M. V. Khrunicheva]. – M.: MSC. Software Corporation. Rezhim dostupa:http://www.mscsoftware.ru/document/conf/Moscow_conf/conf_2003/khntn2.zip. – 06/07/2011.

4. Karpov Ya. S. Proyektirovaniye detaley i agregatov iz kompozitov: uchebnik /Ya.S. Karpov. – Kh.: Nats. aerokosm. un-t «Khar'k. aviats. in-t» [Design of parts and assemblies made of composites], 2010. – 768 p.

5. Karpov Ya. S. Soyedineniye detaley i agregatov iz kompozitsionnykh materialov /Ya.S. Karpov. – Kh.: Nats. aerokosm. un-t «Khar'k. aviats. in-t» [Connection of parts and assemblies made of composite materials], 2006. –359 p.

6. Gagauz F. M. Modelirovaniye strukturnykh parametrov kompozita v soyedinitel'nom elemente /F.M. Gagauz, V.V. Gumennikov //Voprosy proyektirovaniya i proizvodstva konstruktsiy letatel'nykh apparatov: sb. nauch. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N.Ye. Zhukovskogo «KHAІ» [Modeling of structural parameters of a composite in a connecting element]. – Vol. 2 (74). – Kh., 2013. – P. 46 – 53.

7. Yakovenko P. Ya. Modelirovaniye impul'snogo nagruzheniya metallokom-

pozitnykh tsilindricheskikh obolochek s chastichnym armirovaniyem / P.Ya. Yakovenko, I. V. Malkov, V. G. Korbach, G. V. Syrovoy // Otkrytyye informatsionnyye i komp'yuternyye integrirovannyye tekhnologii. Sb. nauchn. tr. Nats. aerokosm. un-ta im. N. Ye. Zhukovskogo, «KHAi» [Modeling of pulse loading of metal-composite cylindrical shells with partial reinforcement]. – Kharkov, №58, NAU, 2013, – P.73-80.

8. Malkov I. V. Modelirovaniye i optimizatsiya soyedineniya metallicheskogo flantsa s kompozitnym korpusom RDDT v spetsial'nom prilozhenii Ansys / I. V. Malkov, G.V. Syrovoy, I. L. Nepran // Otkrytyye informatsionnyye i komp'yuternyye integrirovannyye tekhnologii // Sb. nauchn. tr. Nats. aerokosm. un-ta imeni N. E. Zhukovskogo, «KHAi» [Modeling and optimization of the connection of a metal flange with a composite body of a solid propellant motor in a specialized Ansys application]. - Kharkov, №48, NAU, 2010, – P.80-86.

9. Malkov I. Effect of nanomodification on durability of adhesive joint of polymeric composite materials / I. Malkov, L. Bondar, A. Makukhin, G. Syrovoy // TEKA. Commission of motorization and power industry in agriculture Lublin university of technology. – Lublin, 2010. – P.185-189.

10. Malkov, Igor. The analysis of adhesion effect on properties of the modified polymeric nano composites /Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Sergii Kashkarov, Igor Nepran. // TEKA, Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland – 2012. Vol. 12 N. 4. – P.131-134.

11. Malkov, Igor. The calculation method of small-sized composite enclosures in CAD/CAE systems /Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Sergii Kashkarov, Igor Nepran. // TEKA Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland – 2012. Vol. 12 N. 3. – P.100-104.

12. Malkov, Igor. Stress-strain analysis of metal butt connection with composite propeller blade /Igor Malkov, Gennadiy Sirovoy, Igor Nepran // TEKA, Commission of motorization and energetics in agriculture, Lublin, Poland – 2013. Vol. 13 N. 4. – P. 143-148.

Надійшла до редакції 22.08.2024, розглянута на редколегії 23.08.2024.

Analysis of the characteristics of the local stress-strain state of the connection between the metal butt and the composite propeller blade

The article discusses the possibility of modeling the stress-strain state (SSS) of the connection of the metal butt with the composite cylindrical part of the blade using the specialized ANSYS software application and its Composite PrepPost module. Created connection models in ANSYS environment. The optimal designs for connecting the metal butt and composite material have been determined. For a simplified calculation of the connection strength, only the influence of the centrifugal force arising during operation of the screw is taken into account. In the ANSYS software package, a static load of the connection was carried out, which makes it possible to evaluate the nature of the stress distribution in the connection. A butt model and a finite element connection mesh were created. For the calculation, the characteristics of the materials of the blade elements are given. To determine a rational structural-power connection scheme, varying parameters were selected: the number of rows of spikes along the radius, the number of spike belts and the arrangement of

the butt spikes. The dependence of the voltage in the composite part of the connection on the arrangement of the butt spikes was obtained. The shape and length of the spike were analyzed. The dependence of voltage on the radius of curvature of the tenon was obtained. The stress-strain state of a tenon-rounded flange is shown in ANSYS. The dependences of voltage on the length of the spike were obtained. The calculation showed that the length of the tenon L has a significant effect on the strength characteristics of the connection between the flange and the composite layer. To determine the rational position of the stud, a calculation was carried out in the ANSYS environment with a shift of all rows of studs by the amount K from the extreme position in engagement with the composite layer and a change in the linear order of the studs to a staggered one. The results of the calculation in the ANSYS environment are presented as a dependence of stress on the displacement K . A flange model is presented, where the stud arrangement is staggered, and the result of the stress calculation in the ANSYS environment. The calculation showed that changing the order of the studs from linear to staggered reduces the maximum stress to 385 MPa. The hydraulic pressure tests confirmed the calculation results. The simulation results showed a significant improvement in the mechanical performance of the joints with minimal design costs.

Keywords: propeller blade, flange model, butt model, connection diagrams, stress-strain state, physical and mechanical properties of materials, polymer composite materials, finite element method.

Відомості про авторів:

Малков Ігор Владиславович – доктор технічних наук, професор, професор каф. 103 «Проектування літаків та вертольотів» Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна,
e-mail: i.malkov@khai.edu

About the Authors:

Malkov Igor – Doctor of Technical Sciences, Professor, Dep. N°. 103 “Aircraft and Helicopter Design”, National Aerospace University “KhAI”, Ukraine,
e-mail: i.malkov@khai.edu