

УДК 621.793.6

А.Ю. НЕЖВЕДІЛОВ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Е. Жуковського "ХАІ", Україна

РОЗРАХУНОК НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ЛОПАТКИ КОМПРЕСОРА АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА ЗІ ЗМІЦНЕНИМ ПОВЕРХНЕВИМ ШАРОМ МЕТОДОМ КІНЦЕВО-ЕЛЕМЕНТНОГО АНАЛІЗУ

У статті розглянуто кінцево-елементний аналіз, який дозволяє встановити поля еквівалентних напружень у моделі зразка зі зміцненим поверхневим шаром, отриманого методом вакуумного термоциклічного азотування у плазмі пульсуючого тліючого розряду. Вказан програмний комплекс який розраховує напружено-деформований стан зразка за допомогою методу кінцево-елементного аналізу. Визначені тривимірні скінченні елементи які будуються на основі побудованої об'ємної геометричної моделі зразка. Вказана схема проведення дослідження напружено-деформованого стану за допомогою методу кінцево-елементного аналізу та визначена величина еквівалентних напруг, а також, послідовність обробки результатів.

Ключові слова: програмне забезпечення, розрахунки, лопатка, напружено-деформований стан, кінцеві елементи.

Вступ

Статична міцність (СМ) авіаційних конструкцій - здатність конструкції сприймати однократно прикладені максимальні зовнішні сили, не руйнуючись і не одержуючи неприпустимих залишкових деформацій. Основні вимоги до СМ сформульовані в Нормам міцності літальних апаратів. Роботи по забезпеченню СМ проводяться на всіх стадіях створення літального апарату і включають проектування і загальний розрахунок конструкції планера; експериментальні відпрацювання нових конструктивних і технологічних рішень на моделях і зразках; вибір і обґрунтування критеріїв міцності; аналіз і підтвердження СМ натурної конструкції статичними випробуваннями.

З ускладненням авіаційних конструкцій завдання досліджень в області СМ розширилися. Поява тонкостінних елементів викликало необхідність розгляду явища втрати стійкості конструкцій; зростання швидкості польоту висунув на передній план вивчення питань жорсткості авіаційних конструкцій; польоти на надзвукових швидкостях призвели до розгляду дії високих температур і впливу нерівномірного нагрівання на міцність, стійкість і жорсткість конструкції. Виникла необхідність дослідження температурних напружень, викривлення, так званої довготривалої міцності та повзучості матеріалу. Для літального апарату поряд з СМ повинні бути забезпечені вимоги безпеки за умовами аеропружності, експлуатаційної живучості та опору втомі.

Основна вимога до авіаційних конструкцій –

висока надійність при мінімальній масі - обумовлює специфіку досліджень по забезпеченню СМ літальних апаратів. Для цього проводяться розрахунок і експериментальна перевірка СМ У розрахунках використовуються методи, що дозволяють враховувати велику кількість чинників, що впливають на напружено-деформований стан (НДС), що забезпечує високу точність одержуваних результатів.

Розрахунок СМ включає наступні етапи: вибір розрахункової моделі; визначення її геометричних і пружних характеристик; приведення діючих зовнішніх навантажень до розрахункової моделі; складання і рішення рівнянь, що описують розрахункову модель; порівняння отриманих розрахункових даних з результатами експериментів; формування рекомендацій на проектування літального апарату. При розрахунках СМ використовуються основні положення теорії пружності і пластичності, теорії пластин та оболонок, будівельної механіки та механіки руйнування.

Для розрахунків НДС, використовується метод кінцевих елементів, коли дискретний еквівалент конструкції набирається з кінцевих елементів із задалегідь заданими пружними зв'язками між вузловими навантаженнями і переміщеннями (записаними у формі матриці жорсткості і пружності). Елементи з'єднуються між собою у вузлах, до яких прикладається зовнішнє навантаження. Система рівнянь рівноваги або спільності деформацій може нараховувати кілька тисяч невідомих. Точність методу залежить від обраного числа і типів кінцевих елементів і способів приведення зовнішніх навантажень.

Метод дозволяє автоматизувати розрахунок (від підготовки вихідних даних до візуалізації вхідної інформації), роблячи його комплексним, об'єднуючим у взаємозалежну систему розрахунки зовнішніх навантажень, проектувальні і перевірочні розрахунки, розрахунки втомних характеристик, критичних швидкостей явищ аеропружності (флаттер, бафтинг та ін.).

Для конструкцій, що працюють в умовах підвищених температур, проводяться розрахунки температурних полів і напружень. Для оцінки міцності необхідно також знати критерії руйнування конструкції. Експериментальні та теоретичні дослідження критеріїв руйнування є обов'язковими в комплексі робіт по забезпеченню СМ авіаційних конструкцій. Складність силових схем і конфігурацій деталей, велика різноманітність і складність режимів їх навантаження і умов експлуатації не дозволяють отримати достовірні результати при використанні тільки теоретичних методів вирішення задач. Тому дослідження із забезпечення СМ авіаційних конструкцій вимагають великого обсягу експериментальних робіт, які проводяться на стадії проектування і будівництва літального апарату, при оцінці його експлуатаційних характеристик та льотної придатності. Завершальний етап в дослідженнях СМ - аналіз достатності міцності натурних конструкцій і підтвердження її статичними випробуваннями. Характеристикою, що визначає СМ авіаційних конструкцій, служить запас міцності. Зведення запасів міцності для основних агрегатів і силових елементів конструкцій літального апарату, що містить значення більші або рівні одиниці по відношенню до розрахункових навантажень, є підтвердженням СМ Для частин літального апарату, схильних значним температурним впливам, запас міцності визначається з урахуванням цих впливів

Метод кінцевих елементів є потужним чисельним методом вирішення різноманітних інженерних задач та має вирішальне місце в прогнозуванні працездатності конструктивних елементів при дії експлуатаційних факторів [1].

Кінцево-елементний аналіз

В залежності від виду розрахунку, складності задачі та направленості того, чи іншого програмного забезпечення для конкретного розрахунку використовуємо програмний продукт NASTRAN, який має спільну розрахункову базу на основі методу кінцевих елементів і є однією з програм кінцево-елементного аналізу. Ці програми обумовлені використанням їх для розрахунку складних задач механіки деформованого твердого тіла, задач теплопровідності, теорії коливань та інших специфічних роз-

рахунків таких як розрахунок елементів конструкції на міцність, або оптимізація конструкції за граничними напруженнями та поперечним перетином деталі. При цьому є можливість моделювати практично всі типи матеріалів, включаючи композитні.

Оскільки лопатки компресора авіаційного газотурбінного двигуна працюють у важких температурних режимах і складних статичних і динамічних умовах навантаження, та мають складні геометричні форми, то для розрахунку напружено-деформованого стану використовували програмний комплекс – MSC NASTRAN for WINDOWS [2]. Для розрахунку напружено-деформованого стану необхідно врахувати особливості геометричних параметрів лопатки, властивості конструктивного матеріалу, вид розрахунку (статичний, тепловий, та ін.), та умови силового й температурного навантаження, що діють на неї. Розрахунок проводили з використанням реальних експериментальних зразків.

Важливим етапом у скінчено-елементному аналізі є побудова розрахункової моделі і її кінцево-елементної сітки. Дискретизація досліджуваної області на кінцеві елементи є складною і відповідальною процедурою, від якої суттєво залежить якість одержаного рішення. Програмний комплекс NASTRAN дозволяє без використання допоміжних CAD-програм будувати геометрію та кінцево-елементну сітку у своєму середовищі, або імпортувати з інших програм, таких як AutoCAD, ACIS, Parasolid та ін. Генерація кінцево-елементної сітки по твердотільній моделі проводиться автоматично.

Побудована об'ємна геометрична модель зразка перетворюється в кінцево-елементну сітку у вигляді просторових кінцевих елементів, які з'єднані між собою у вузлах. Кінцеві елементи в NASTRAN можуть мати перший або другий порядок апроксимації. Для розв'язання задачі використовуємо гексагональні та тетраїдальні типи кінцевих елементів першого порядку апроксимації – без проміжних вузлів (рис. 1, 1) та кінцеві елементи другого порядку – з проміжними вузлами (рис. 1, 2). Гексагональний кінцевий елемент першого порядку апроксимації має вісім вузлів (1, 2, ... 7, 8) та шість поверхонь (F1, F2, ... F5, F6), а другого порядку апроксимації – двадцять вузлів (1, 2, ... 7, 8, 9, 10, ... 19, 20) за рахунок проміжних вузлів та шість поверхонь. Таким же чином, тетраїдальний кінцевий елемент першого порядку апроксимації має чотири вузли (1, 2, 3, 4) та чотири поверхні (F1, F2, F3, F4), а другого порядку апроксимації – десять вузлів (1, 2, ... 8, 9, 10) та чотири поверхні (F1, F2, F3, F4).

При створенні кінцево-елементної сітки зразків необхідно врахувати, що найбільш густа сітка необхідна там, де градієнт температур, деформацій або напружень є ймовірно більшим. Менш густа сітка

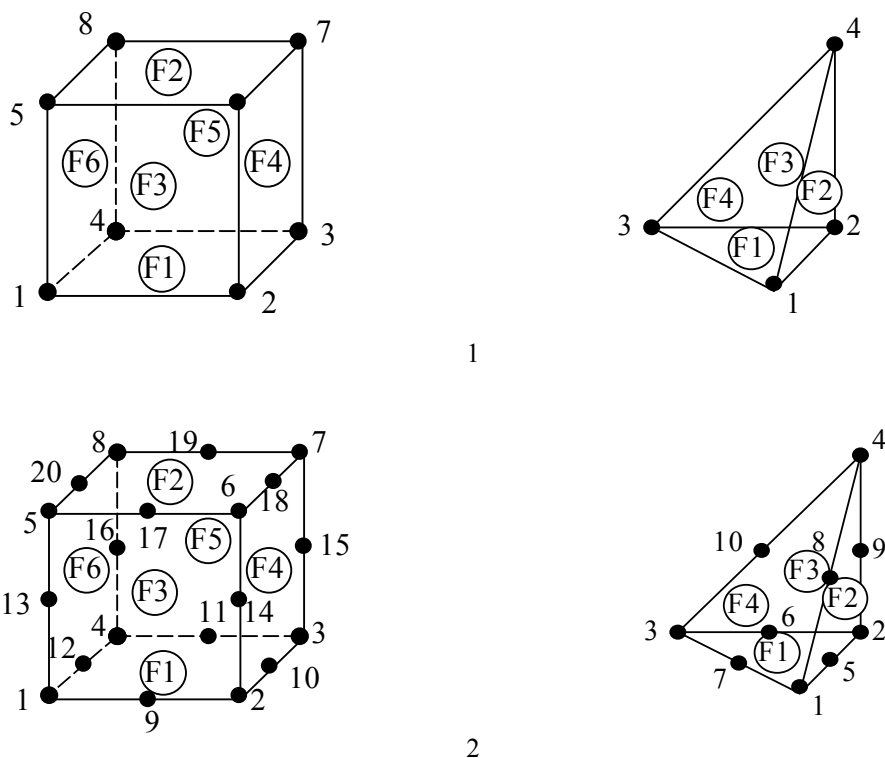


Рис. 1. Тривимірні скінченні елементи та шаблони нумерації вузлів і поверхонь (F_i):
1 – першого (лінійні) порядку апроксимації; 2 – другого (параболічні) порядку апроксимації

використовується в зонах із більш або менш постійними деформаціями або напруженнями, а також в областях, які не потребують детального аналізу. Також, лінійні елементи 1-го порядку наближення вимагають більш густої сітки, ніж квадратичні з його апроксимацією.

На рис. 2 представлено схему дослідження напружено-деформованого стану за допомогою методу кінцево-елементного аналізу з використанням програмного пакету NASTRAN.

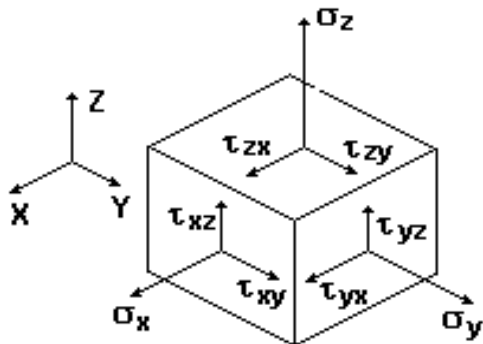


Рис. 2. Компоненти еквівалентної напруги

Обробку результатів здійснювали в наступній послідовності:

- ідентифікували навантаження шляхом візуалізації переміщень;

- визначали величину еквівалентних напруг у будь-якій точці зразка й одержували картину розподілу напруг по його поверхні.

Згідно із теорією октаедричних дотичних напружень або питомої енергії формозміни для сталевих зразків, еквівалентна напруга знаходиться так:

$$\sigma_{\text{екв}} = \left\{ \frac{1}{2} \left[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6 \cdot (\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{xz}^2) \right] \right\}^{\frac{1}{2}},$$

де $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{xz}$ – компоненти еквівалентної напруги, Па.

Схема проведення дослідження напружено-деформованого стану за допомогою методу кінцево-елементного аналізу, складається з таких пунктів:

- 1) створення геометрії тіла (поверхні);
- 2) задання розміру сітки та розбиття на кінцеві елементи;
- 3) введення початкових даних: модуль пружності, навантаження, умови закріплення і т.п.
- 4) розрахунок та аналіз моделі за методом кінцевих елементів;

5) вивід отриманих результатів на екран монітору ЕОМ.

Порівняльну оцінку напружено-деформованого стану зразка зі сталі ЕІ961 як без зміцненого поверхневого шару (ЗПШ) так із зміцненим поверхневим шаром вакуумним термоциклічним азотуванням у плазмі пульсуючого тліючого розряду (ВТАПШТР) в умовах одночасного впливу циклічного навантаження та температури проводили за схемою (рис. 2) з використанням методу кінцево-елементного аналізу.

Модель напружено-деформованого стану зразка розбита на кінцеві елементи з полями переміщень

від дії циклічного навантаження та температури. В якості циклічного навантаження до зразка використовували робочу частоту установки 10 кГц, що прикладена в точці його закріплення. При розрахунках враховувалася рівномірність розподілу температурного поля по площі зразка [3]. Модель зразка без ЗПШ складається із 460 вузлів та має 264 елементи, а із ЗПШ – 690 вузлів та 440 елементів.

Після проведення досліджень програмний комплекс дозволяє побачити поля еквівалентних напружень у моделі зразка зі ЗПШ та зразка без ЗПШ.

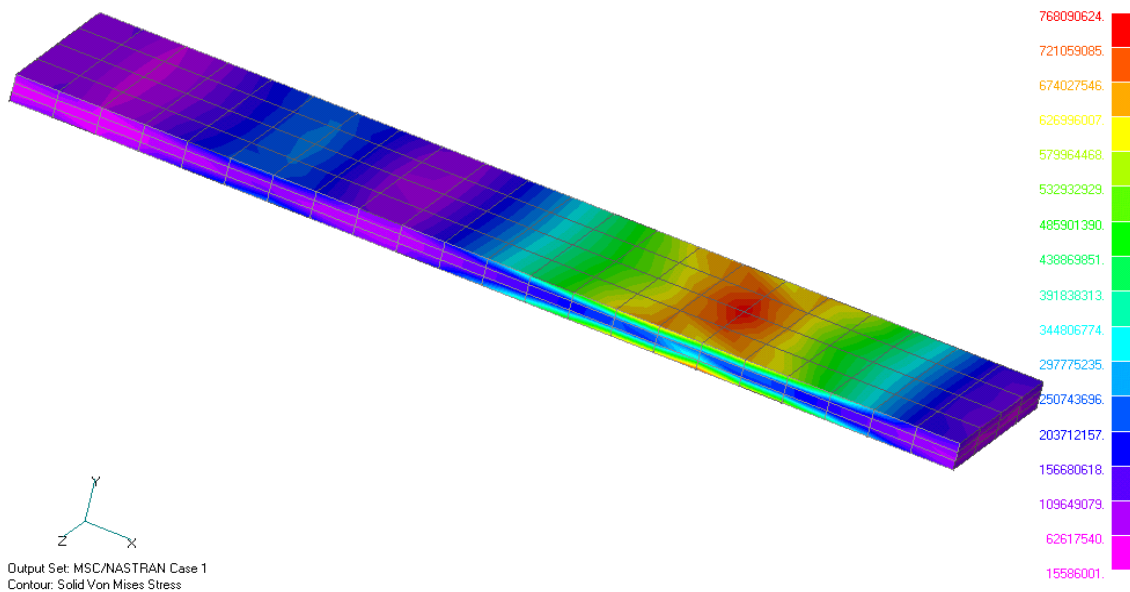


Рис. 3. Поля еквівалентних напружень у моделі зразка без ЗПШ при середньому напруженні циклу та температури, Па

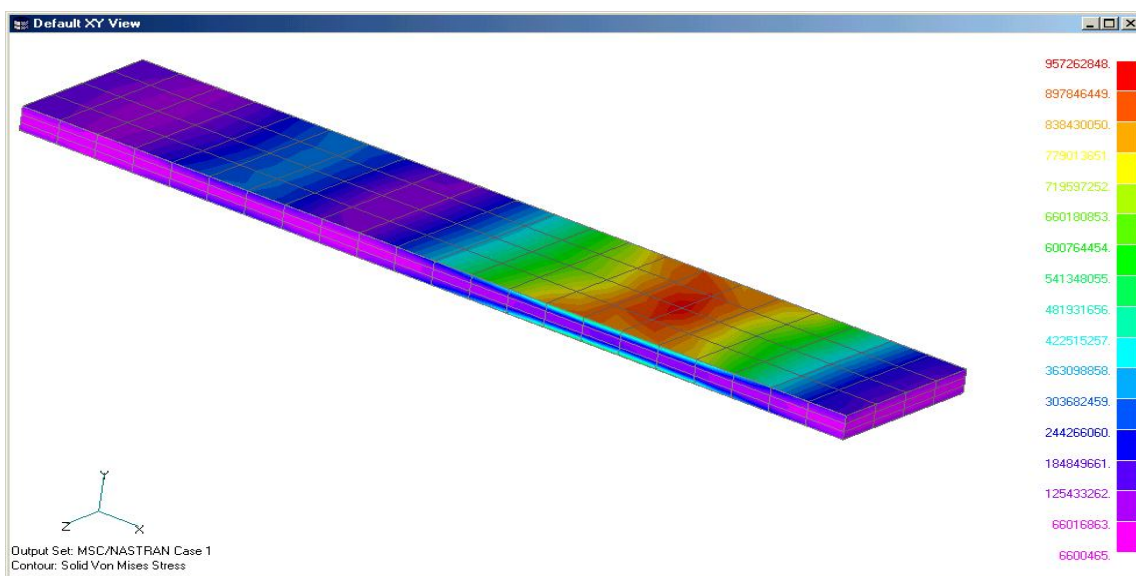


Рис. 4. Поля еквівалентних напружень у моделі зразка із ЗПШ при середньому напруженні циклу та температури, Па

Висновки

За допомогою методу кінцево-елементного аналізу можна передбачити роботу конструктивних елементів із ЗПШ в умовах одночасної дії циклічних навантажень та температури, а саме между витривалості, кількість циклів до руйнування та місце руйнування.

На основі полів еквівалентних напружень, можна побудувати криві, які характеризуватимуть усереднене значення напружень та провести їх аналіз.

Література

1. *Расчеты машиностроительных конструкций методом конечных элементов [Текст] / В.И. Мясников, В.П. Мальцев, В.П. Майборода и др. – М.: Машиностроение, 1989. – 576 с.*
2. *Шимкович, Д.Г. Расчет конструкций в MSC. visualNastran for Windows [Текст] / Д.Г. Шимкович. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 704 с.*
3. *Нежведілов, А.Ю. Розробка експериментального комплексу для термомеханічних випробувань матеріалів за критерієм циклічної міцності [Текст] / А.Ю. Нежведілов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 26 – 29.*

Надійшла до редакції 19.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри інтегрованих технологій А.Я. Мовшович, Національний технічний університет «ХПІ», Харків, Україна.

**РАСЧЕТ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
ЛОПАТКИ КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
МЕТОДОМ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО АНАЛИЗА**

А.Ю. Нежведілов

В статье рассмотрен конечно-элементный анализ, который позволяет установить поля эквивалентных напряжений в модели образца с упрочненным поверхностным слоем, полученным методом вакуумного термомеханического азотирования в плазме пульсирующего тлеющего разряда. Указан программный комплекс, который рассчитывает напряженно-деформированное состояние образца с помощью метода конечно-элементного анализа. Определены трехмерные конечные элементы, которые строятся на основе построенной объемной геометрической модели образца. Указана схема проведения исследования напряженно-деформированного состояния при помощи метода конечно-элементного анализа и определена величина эквивалентных напряжений, а также последовательность обработки результатов.

Ключевые слова: программное обеспечение, расчеты, лопатка, напряженно-деформированное состояние, конечные элементы.

**CALCULATION OF THE STRESS-DEFORMATION OF COMPRESSOR BLADES
AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE THE FINITE-ELEMENT ANALYSIS**

A. Y. Nezhvedilov

This article describes the finite-element analysis, which allows you to set a field of equivalent stresses in the model sample with hardened surface layer obtained by vacuum-ter in the plasma nitriding motsiklicheskogo pulsating glow. These software package that calculates the stress-strain state of the sample by the method of finite-element analysis. Defined three-dimensional finite elements which are based on geometric models constructed bulk sample. The above scheme of the stressed-deformed state by the method of finite-element analysis and determined the value of equivalent stress and the sequence of processing results.

Keywords: software, calculations, scoop, stressed-deformed state, finite elements.

Нежведілов Артур Юсуфович – молодший науковий співробітник кафедри технології виробництва двигателів летальних апаратів Національного аерокосмічного університету ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: nezhvedilov77@mail.ru.