

СРАВНИТЕЛНО ИЗЧИСЛЕНИЕ НА ЯКОСТ НА ЦЯЛАТА КОНСТРУКЦИЯ НА ХЕКСАКОПТЕР

Джулиан Тахов¹, Павлин Граматиков²

¹Д Аероспейс

²Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките
e-mail: juliantahov@gmail.com; pgramatikov@space.bas.bg

Ключови думи: хексакоптер, сравнително изчисление на якостта, моделиране на конструкции по метода на крайните елементи, начални и гранични условия на натоварване

Резюме: Изложени са резултатите от проектирането и изчисляването на якостта на цялата конструкция на хексакоптер, която е авторска разработка. Изчисленията са извършени със системата за изчисляване на крайни елементи FEMAP. Приложени са графични и таблични данни.

COMPARATIVE STRENGTH CALCULATION OF THE WHOLE HEXACOPTER STRUCTURE

Dzhulian Tahov¹, Pavlin Gramatikov²

¹D Aerospace

²Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: juliantahov@gmail.com; pgramatikov@space.bas.bg

Keywords: hexacopter, comparative strength calculation, finite element modeling of structures, initial and boundary loading conditions

Abstract: The results of the design and strength calculation of the entire hexacopter structure, which is an original development, are presented. The calculations were performed with the FEMAP finite element calculation system. Graphical and tabular data are attached.

Въведение

Разгледани са задачи при реализиране на проект на хексакоптер, както и разработката на рама, товарна платформа и техните модификации, като са взети предвид съотношението здравина-тегло и особеностите на експлоатация. За проектирането на хексакоптера се използва софтуерът SolidWorks [1].

В процеса на проектиране се извършва сравнително изчисление на якостта с обоснован избор на подходящ материал и технология на производство [2, 3]. Изчисленията се осъществяват в системата за изчисляване по метода на крайните елементи FEMAP (съкращение от Finite Element Modeling And Postprocessing) [4]. Тази система FEMAP е CAD-независим софтуер на Siemens PLM за инженерен анализ на крайни елементи.

Проектирана е носещата рамка на хексакоптера, като са взети предвид необходимите изисквания за размери, начин наглобяване, собствено тегло и лесно модифициране на конструкцията.

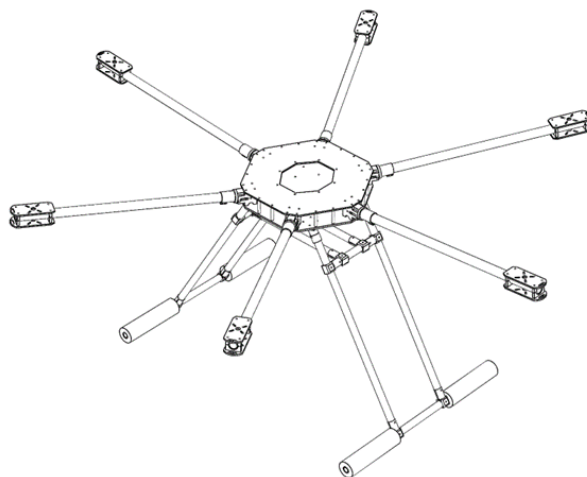
Разработен е конструктивен модел за изчисляване на якостта. Въз основа на резултатите от моделирането са постигнати следните цели: оптимизиране на теглото; избор на по-добри материали според съотношението здравина/тегло; оценка на наличието, местоположението и критичността на слабостите в конструкцията; заключения относно резултатите от проектирането на рамката и изчисляването на нейната якост; оценка на пригодността на разработената конструкция за нейното прилагане в практиката, както и на приложимостта на разработените технологични процеси.

Изчисляване на здравината на цялата конструкция на хексакоптер.

Мултикоптерът с шест двигателя (хексакоптер) осигурява допълнителна резервираност в сравнение с мултикоптер с четири двигателя (квадрокоптер). В сравнение с квадрокоптера хексакоптерът има предимството да издържа на по-силни ветрове поради по-големия брой двигатели, използвани за балансиране във въздуха. Хексакоптерът носи до 30 % повече полезен товар спрямо квадрокоптера и лети по-дълго, тъй като на всеки от двигателите се разпределя по-малко тегло.

На фиг.1 е даден пълен 3D модел на авторски хексакоптер, който има следните размери: дължина 650 mm от центъра на един двигател до центъра на рамката; 60 градуса между всяко от шестте рамена и дължина 500 mm на всяко от шестте рамена до мястото на прегъване.

За по-добра визуализация и разбиране на конструкцията е показан пълен 3D модел, създаден чрез софтуера SolidWorks, Фиг. 1.



Фиг. 1. Пълен 3D модел на хексакоптер

Общото тегло на хексакоптера без полезен товар е 12 kg. Всеки от шестте двигателя осигурява до 6 kg тяга при максимална мощност. Общата тяга, генерирана от шестте двигателя, е до 36 kg. Полезният товар е до 4 килограма.

Моделите на крайните елементи FEM (Finite Element Model), определят проектните натоварвания, действащи върху хексакоптера в основните случаи на симулация. На Фиг. 2 е показан авторски цялостен силов FEM на хексакоптера, който цели: определяне на вътрешните сили (възникващи в структурните елементи на хексакоптера при различни конструктивни случаи); анализ на здравината и коравината на колесника и анализ на силите, възникващи в различните възли на закрепване [5, 6, 7 и 8].



Фиг. 2. Цялостен силов модел на хексакоптер

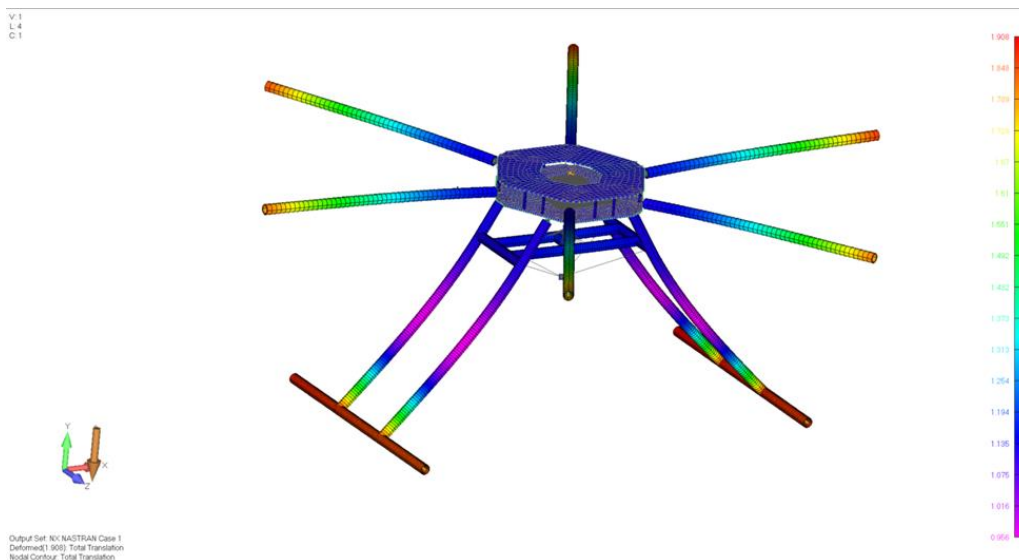
Резултати от анализа на цялостен модел на крайните елементи на хексакоптер.

Деформацията на конструкцията на авторския хексакоптер при проектен случай "Излитане с максимална тяга" е показана на Фиг. 3.



Фиг. 3. Деформация на конструкцията при симулация "Излитане с максимална тяга"

Деформацията на конструкцията на хексакоптер при проектен случай "Твърдо кацане върху 4 опори" е дадена на Фиг. 4.



Фиг. 4. Деформация на конструкцията при симулация "Твърдо кацане върху 4 опори"

Изчисляване и оптимизиране на долната платформа

Долната платформа е изчислена в три варианта на конструкцията от:

- Метален лист от тип VT95T2 с дебелина 4 mm;
- Лист, изработен от въглероден материал тип PCM T800C;
- Трислойен панел, изработен от стъклени влакна ST-69H с клетъчен пълнител.

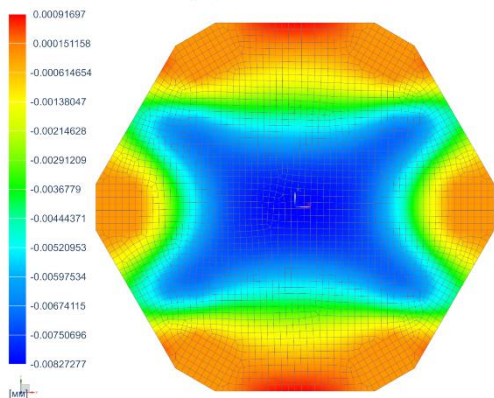
За първи вариант на долната платформа деформациите са показани на Фиг. 5, а обвивката по слоеве на максималните еквивалентни напрежения е показана на Фиг. 6.

За втори вариант деформациите са представени на Фиг. 7, а обвивката по слоеве на максималните еквивалентни напрежения е показана на Фиг. 8.

Структурата на трислойния панел е показана на Фиг. 9, а неговият цялостен FEM е показан на Фиг. 10а, 10б и 10в. Деформациите, получени от анализа на FEM на трислойния панел,

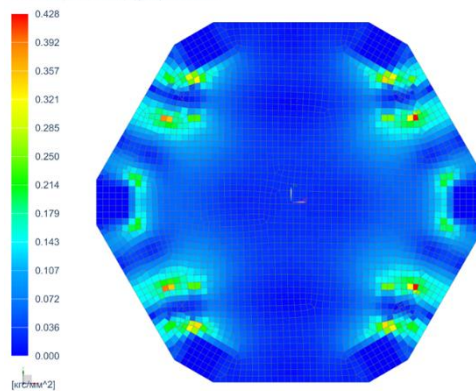
са представени на Фиг. 11. Обвивката на максималните еквивалентни напрежения във всеки слой, получени от анализа на FEM, е показана на Фиг. 12.

Form_1_sim1 - Copy of Copy of Solution 1 Резултат
Subcase - Static Loads 1, Статическия шаг 1
Перемещение - По узлам, Z
Мин.: -0.00827277, Макс.: 0.00091697, Единици = мм



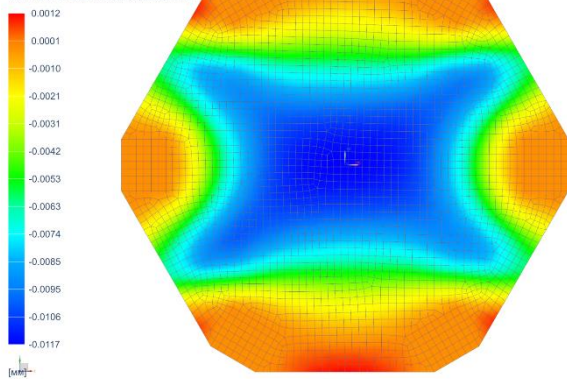
Фиг. 5. Деформация на долната платформа при метален лист от VT95T2

Form_1_sim1 - Copy of Copy of Solution 1 Резултат
Subcase - Static Loads 1, Статическия шаг 1
Напрежение - По елементнаузлам, Нормиран, По Мизесу
Сечение обложки: Сверху
Мин.: 0.000, Макс.: 0.428, Единици = кгс/мм²



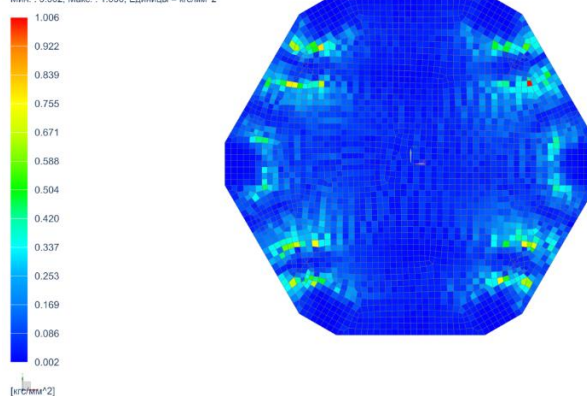
Фиг. 6. Еквивалентни напрежения на долната платформа при метален лист от VT95T2.

Form_1_sim1 - Copy of Copy of Solution 1 Резултат
Subcase - Static Loads 1, Статическия шаг 1
Перемещение - По узлам, Z
Мин.: -0.0117, Макс.: 0.0012, Единици = мм

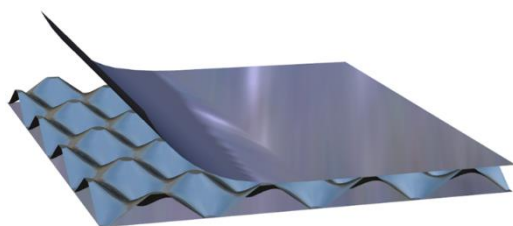


Фиг. 7. Деформация на долната платформа при въглероден PCM T800C

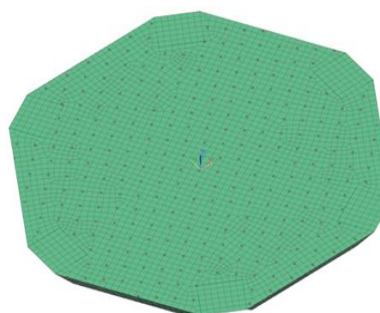
Импортирваный резултат: Form_1_sim1 : Неизвестное решение
1) Статический шаг 1
1233 - По элементам, Скаляр
Мин.: 0.002, Макс.: 1.006, Единици = кгс/мм²



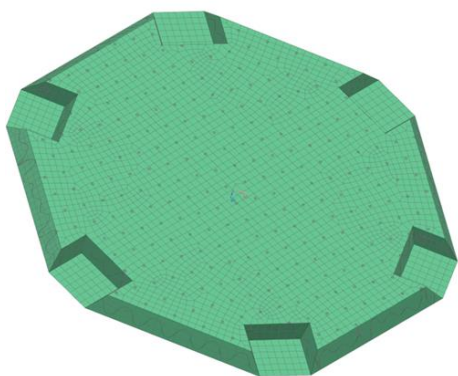
Фиг. 8. Еквивалентни напрежения на долната платформа при въглероден PCM T800C



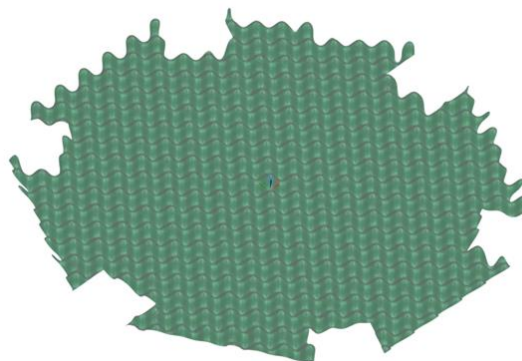
Фиг. 9. Структура на долната платформа при трислоен панел



Фиг. 10а. FEM на част А от трислоен вариант на долната платформа

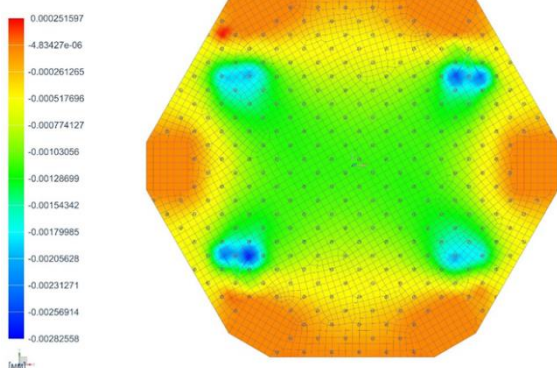


Фиг. 10б. FEM на част Б от трислоен вариант на долната платформа

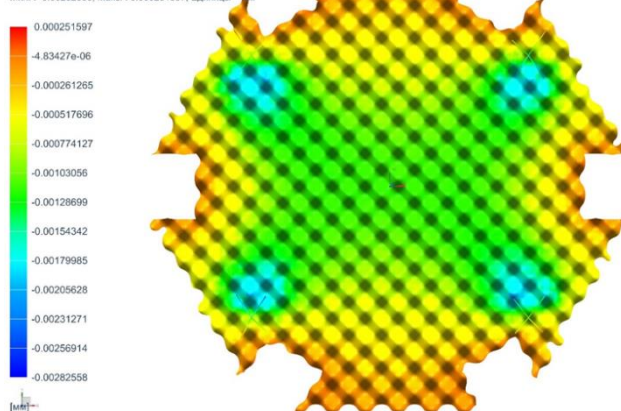


Фиг. 10в. FEM на част В от трислоен вариант на долната платформа

Form_1_sim1 : Copy of Copy of Solution 1 Резултат
Subcase - Static Loads 1, Статическия шаг 1
Перемещение - По улам, Z
Мин. : -0.00282558, Макс. : 0.000251597, Единици : мм

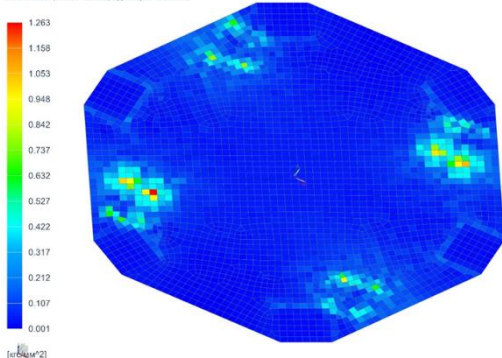


Form_1_sim1 : Copy of Copy of Solution 1 Резултат
Subcase - Static Loads 1, Статическия шаг 1
Перемещение - По улам, Z
Мин. : -0.00282558, Макс. : 0.000251597, Единици : мм

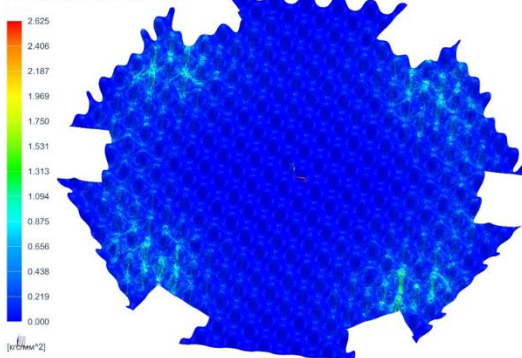


Фиг. 11. Деформации на долната платформа при трислоен вариант

Импортираният резултат: Form_1_sim1 : Новоизвестно решение
1, Статическия шаг 1
Максимум Напрежение слоеве(По Мюосу - По елементам, Скалар)
Мин. : 0.000, Макс. : 2.625, Единици : kgf/mm²



Импортираният резултат: Form_1_sim1 : Новоизвестно решение
1, Статическия шаг 1
Максимум Напрежение слоеве(По Мюосу - По елементам, Скалар)
Мин. : 0.000, Макс. : 2.625, Единици : kgf/mm²



Фиг. 12. Обвивка на напрежението по слоеве на долната платформа при трислоен вариант

Заклучение

В резултат на анализа на различни конфигурации на долната платформа е установено, че оптимална е употребата на трислоен панел, изработен от композитен материал със стъклени влакна ST-69H. При тази конфигурация максималните напрежения се наблюдават в точките на закрепване на прътите и имат стойност $\sigma_{max}^3 = 2.63 \text{ kgf/mm}^2$.

Максималните напрежения в носещите слоеве имат стойност $\sigma_{max}^3 = 1.26 \text{ kgf/mm}^2$.

В Таблица 1 са показани и обобщени вариантите за проектиране на долната платформа и максималните стойности по модул на напрежението и преместванията в центъра на плочата.

В Таблица 1 не са показани резервите за здравина, тъй като всеки от вариантите е изпълнил условието $\eta \gg 10$. За авторския хексакоптер са изчислени моторно-витлови групи и акумулаторни батерии [9], с които са извършени полети на открито с продължителност над 20 минути.

Таблица 1

№	Вариант на изпълнение	G [g]	σ_{max} [kgf/mm ²]	$ w_{z max} $ [mm]
1	Метален лист от тип VT95T2 с дебелина 4 mm	702.51	0.43	0.0082
2	Лист от въглероден материал тип PCM T800C	442.32	1.00	0.0012
3	Трислоен панел от стъклени влакна ST-69H с клетъчен пълнител	343.17	2.63	0.0011

Благодарности

Настоящият доклад е изготвен в рамките на Проект по т. 1.1.6 и на Проект по т. 3.1.7 от Национална научна програма „Сигурност и отбрана“ (приета с ПМС № 731 от 21.10.2021 г.) и съгласно Споразумение № Д01-74/19.05.2022 между МОН и Институт по отбрана „Професор Цветан Лазаров“.

Литература:

1. Ермаченков, Д. И., Фазли, Т., Гуль, К., & Петренко, Е. О. (2016). Разработка конструкции рамы квадрокоптера для удаленного мониторинга объектов. Вестник евразийской науки, 8(6 (37)), 45. ISSN:2588-0101
<http://naukovedenie.ru/PDF/45TVN616.pdf>
2. Зотов, А. А., Резниченко В. Композиционные материалы. Классификация, состав, структура и свойства. М.:Факториал Пресс, 161. 2015
3. Моисеев, В. С., Д. С. Гущина, Г. В. Моисеев, А. Б. Салеев. Беспилотные авиационный комплексы. II. Классификация, основные принципы создания и применения, Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2006. № 3. С. 3–5, ISSN: 0579-2975
4. Рудаков, К. Н. "FEMAP 10.2. 0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций." К.: КПИ 317с. (2011): ил.
5. Тахов, Джулиан. D Aerospace is a company based in Sofia, Bulgaria specializing in the design and manufacturing of industrial drones.
https://d-aerospace.com/?page_id=32
6. Тахов, Джулиан. Избор и параметри на материалите за конструкцията на хексакоптер и проектиране на неговата рама. Доклади от годишна университетска научна конференция 08–09 юни 2023 година, том 7, Издателски комплекс на НБУ „Васил Левски“, 2023, ISSN:ISSN 2367-7481, с. 113–121.
7. <https://www.simscale.com/docs/simwiki/fea-finite-element-analysis/what-is-von-mises-stress/>
8. Тахов, Джулиан. Сравнително изчисление на якост и технология на производство на елементи от конструкцията на хексакоптер. Доклади от годишна университетска научна конференция 08–09 юни 2023 година, том 7, Издателски комплекс на НБУ „Васил Левски“, 2023, ISSN:ISSN 2367-7481, с. 123–131.
9. Граматиков, Павлин, Джулиан Тахов. Моторно-витлови групи и акумулаторни батерии за хексакоптер. Доклади от годишна университетска научна конференция 08–09 юни 2023 година, том 7, Издателски комплекс на НБУ „Васил Левски“, 2023, ISSN:ISSN 2367-7481, с. 139–149.