

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Ивановский государственный энергетический университет имени В.И. Ленина»

Электромеханический факультет
Кафедра теоретической и прикладной механики

Моделирование и анализ конструкции четырёхлучевого квадрокоптера

Выполнила: студентка гр.4-33
Старостина В.М.
Руководитель: доцент Зарубин З.В.

Иваново 2019

Цель работы:

Модернизация конструкции четырехлучевого квадрокоптера

Задачи:

1. Проектирование новых элементов конструкции квадрокоптера в программном комплексе САПР.
2. Оптимизация элементов конструкции квадрокоптера.
3. Проведение лабораторных испытаний элементов конструкции квадрокоптера и сравнение экспериментальных результатов с расчетными данными.

Принцип работы четырёхлучевого квадрокоптера

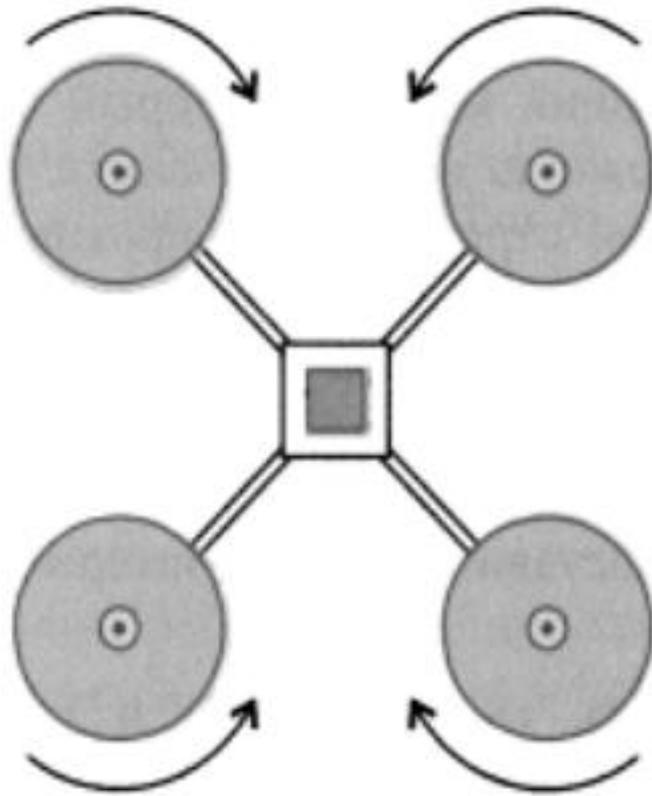
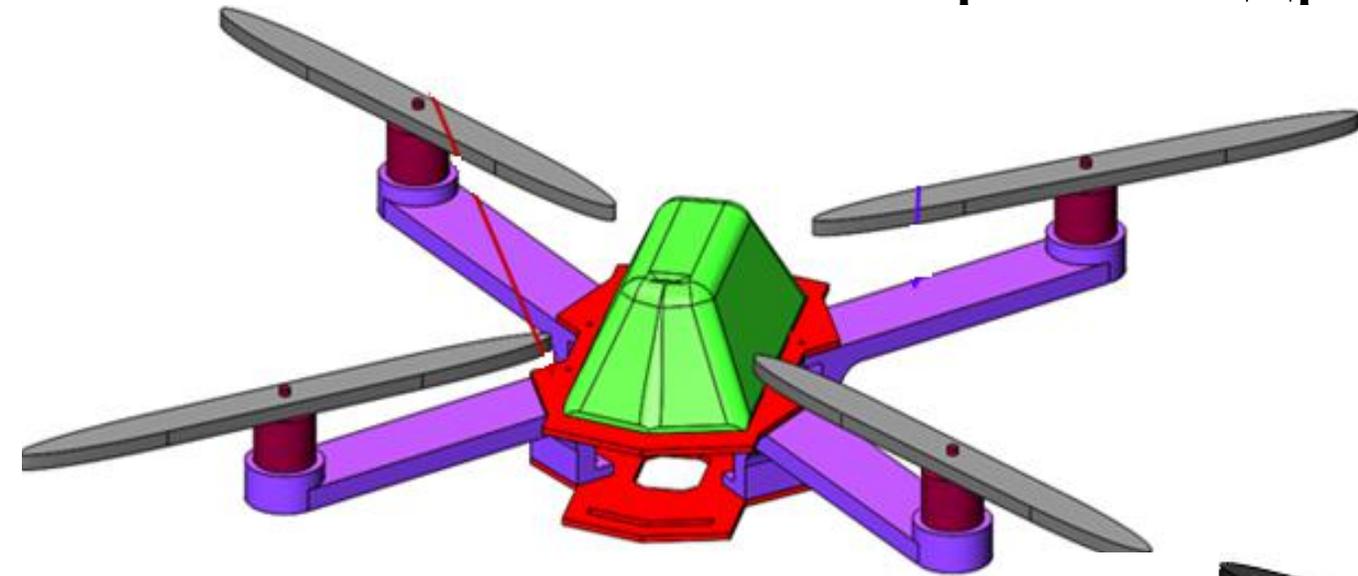
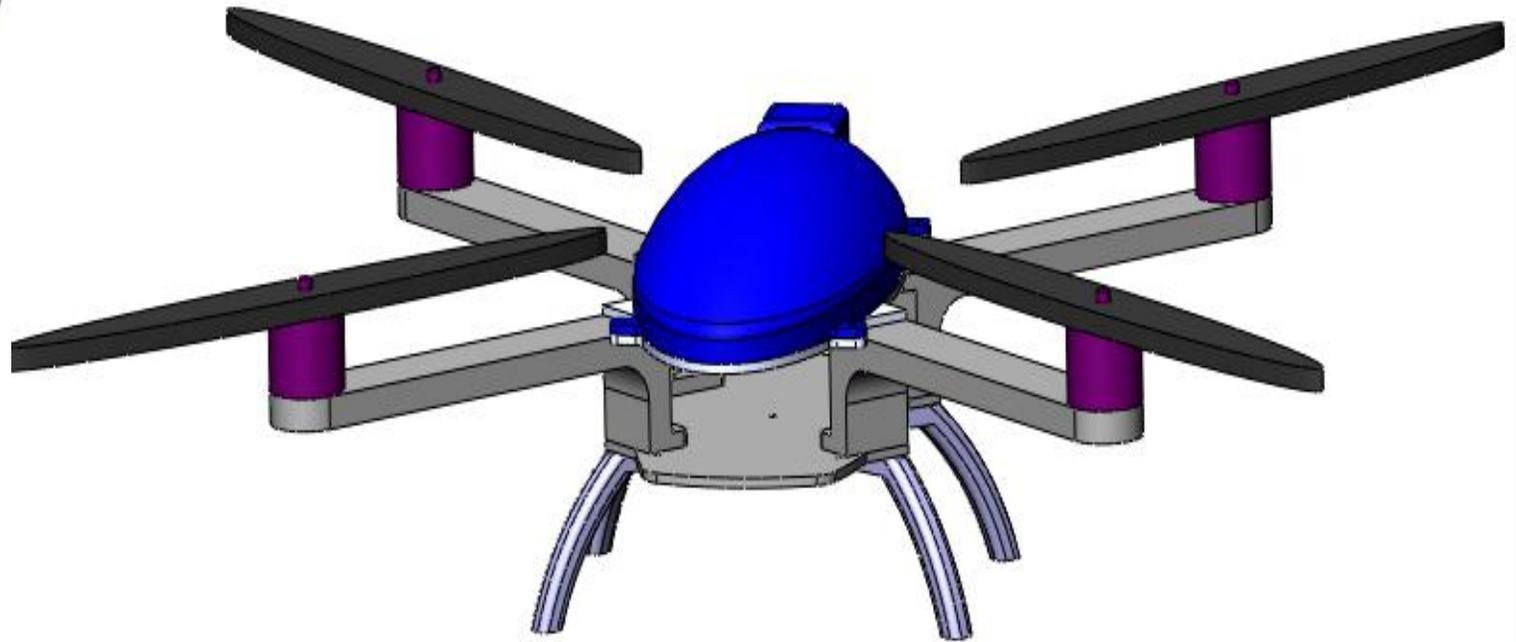


Схема конструкции простейшего квадрокоптера

Сборка квадрокоптера



Предыдущая модель

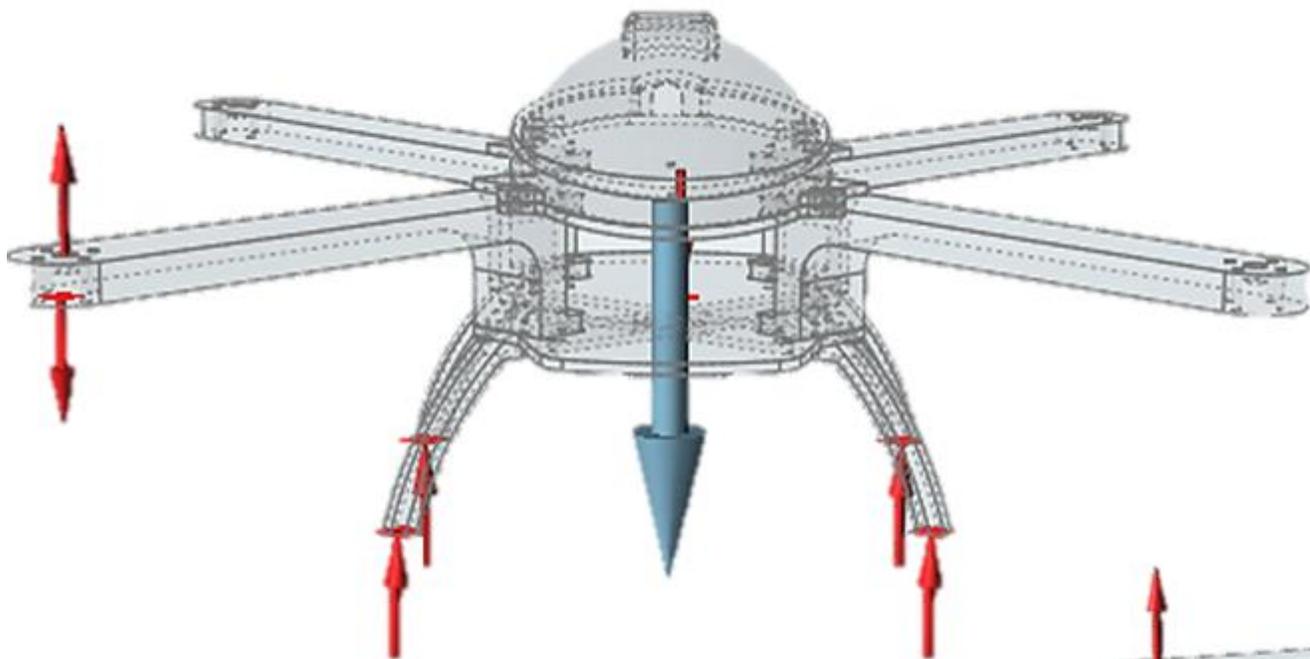


Модернизированная модель

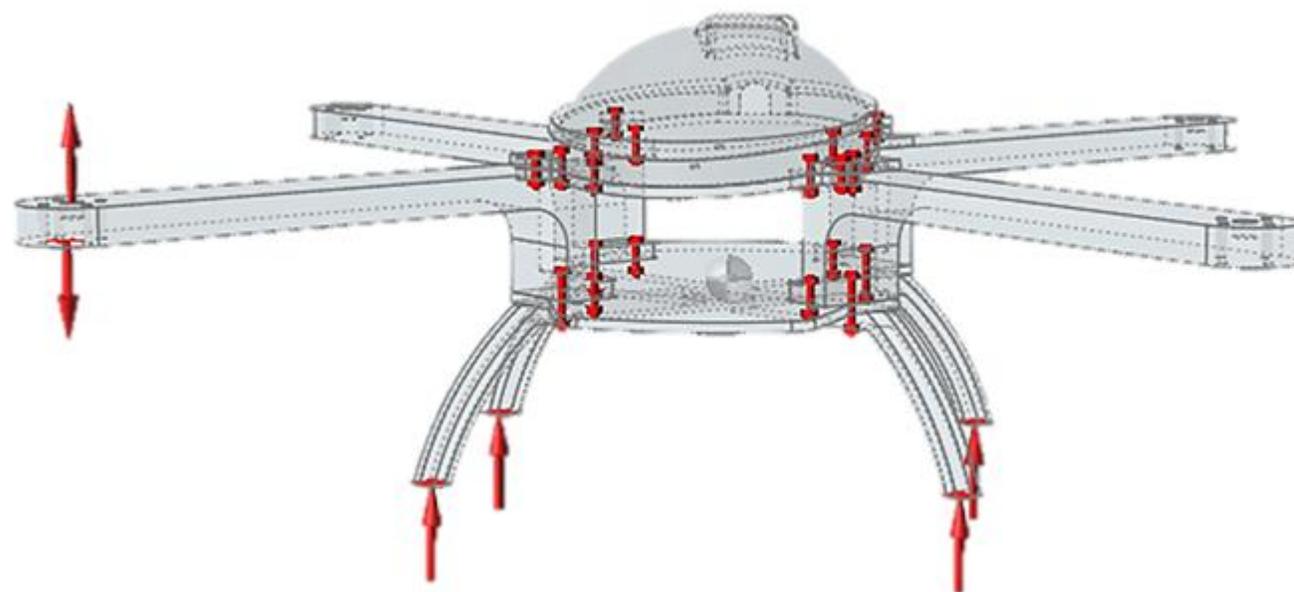
Оптимизация в решетчатую структуру твердотельного луча



Оптимизация 3D модели



Добавление гравитационного ускорения



Размещение болтов

Окно программного комплекса Altair Inspire с параметрами оптимизации

Run Optimization

Name:

Type:

Objective:

Lattice

 Target length: ⚡

Minimum diameter: ⚡

Maximum diameter: ⚡

Fill with:

Stress Constraints

 Minimum safety factor:

Frequency Constraints

None

Maximize frequencies

Minimum:

Use supports from load case:

Speed/Accuracy

Contacts

 Sliding only

Sliding with separation

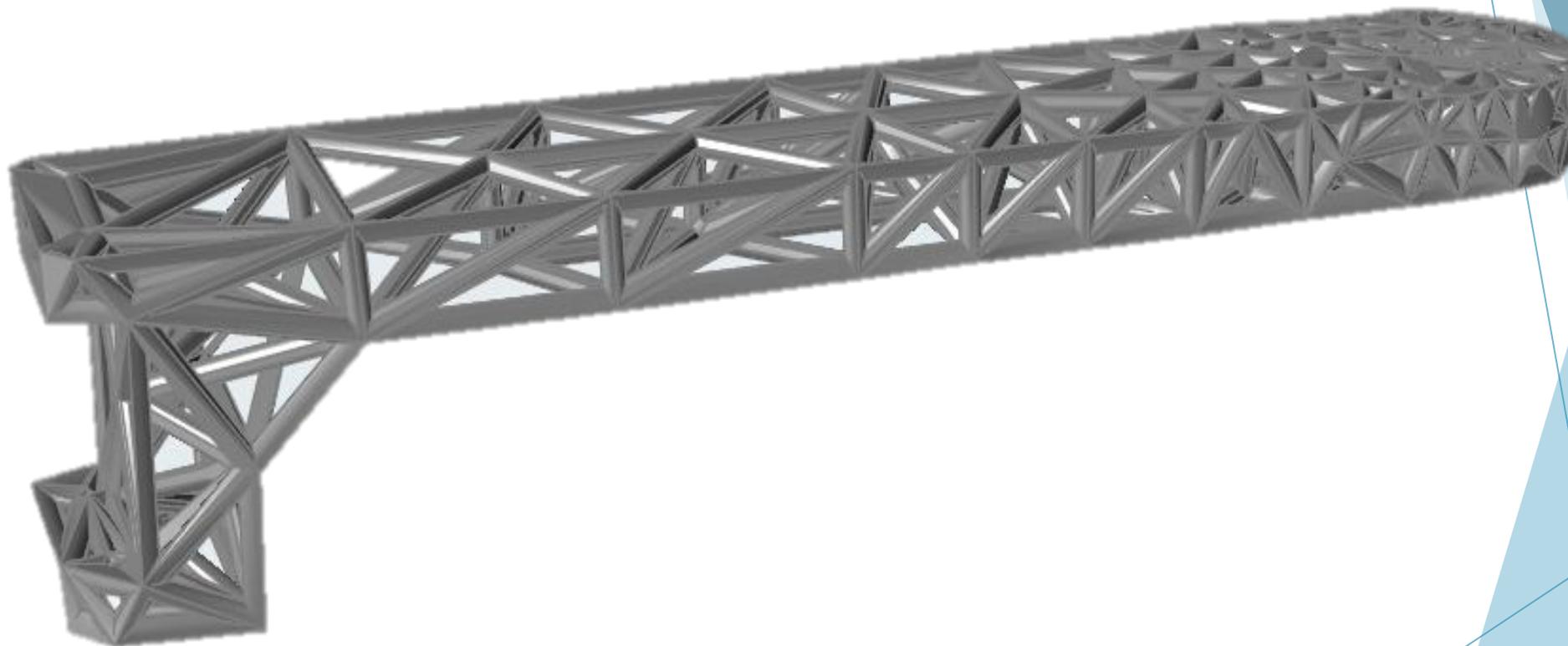
Gravity

Load Cases

Restore

Export Run Close

Результаты оптимизации луча квадрокоптера



Оптимизированный луч квадрокоптера

Испытание на изгиб



Испытательная установка

Геометрические характеристики сечения:

- длина образца $l = 105$ мм;
- высота сечения $h = 10$ мм;
- ширина сечения $b = 36$ мм.

Момент инерции сечения пластины
находится по формуле:

$$J = \frac{b \cdot h^3}{12} = 3000 \text{ мм}^4$$

Таблица №1

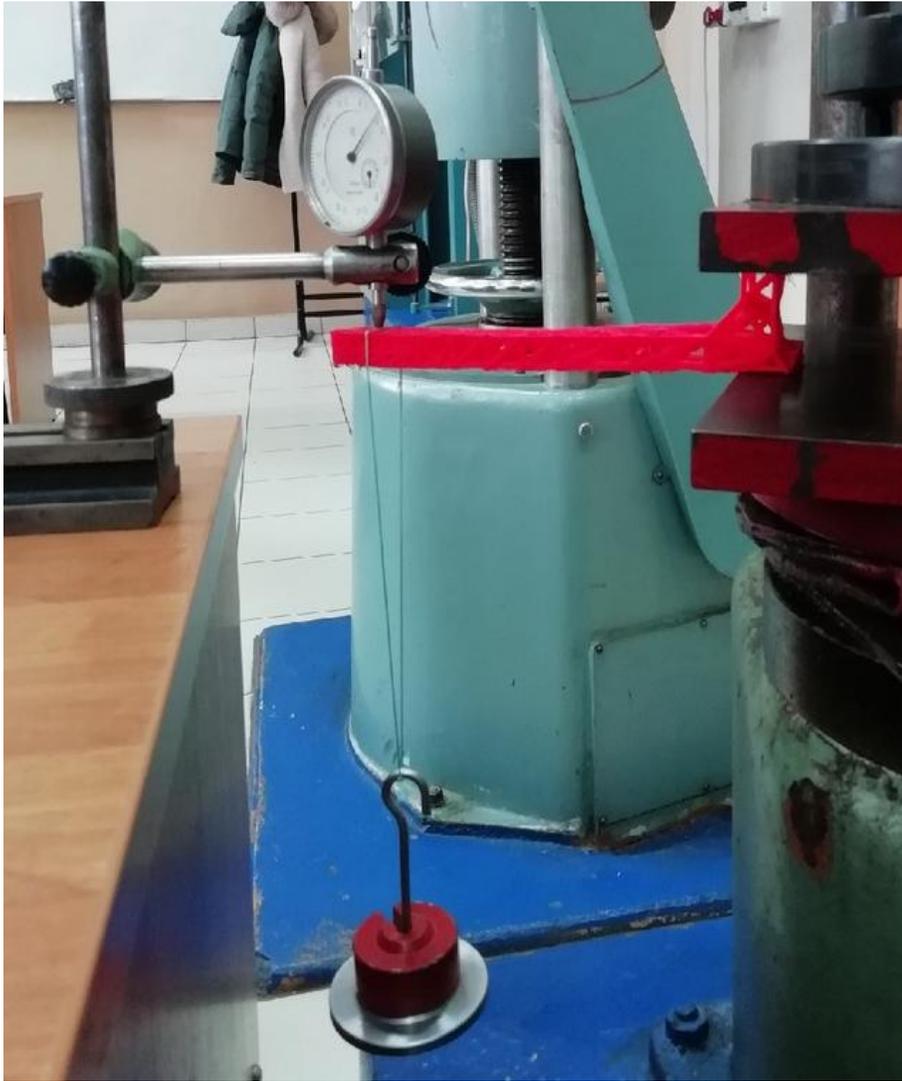
Нагрузка P, Н	Прогиб f, мм
9,8	0,05
19,6	0,1

Формула для нахождения модуль Юнга:

$$E = \frac{P \cdot l^3}{48 \cdot f \cdot J}$$

Для первого и второго испытания модуль Юнга равен $1,58 \cdot 10^3$ МПа

Испытание на изгиб оптимизированного луча



Испытательная установка

Геометрические характеристики сечения:

- длина испытуемого образца $l = 140$ мм;
- высота сечения $h = 12$ мм;
- ширина сечения $b = 30$ мм.

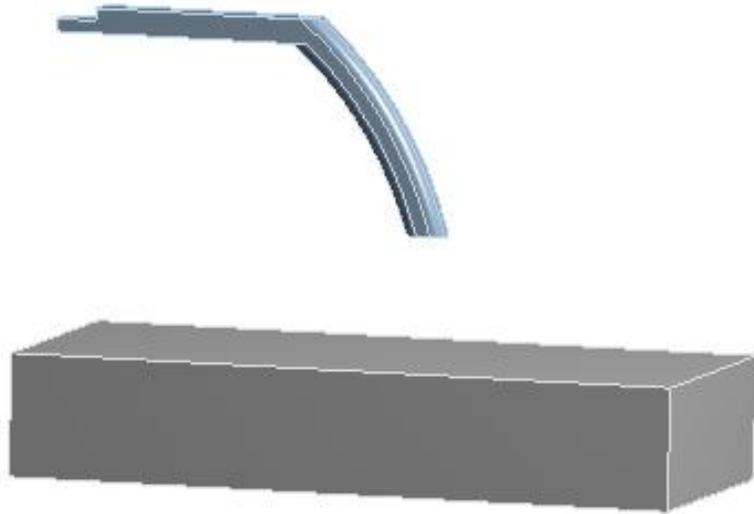
Формула для определения нормальных напряжений в точках поперечного сечения:

$$\sigma = \frac{M_{\text{изг}}}{J_x} \cdot y$$

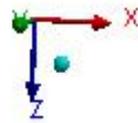
Момент инерции сечения балки относительно его нейтральной линии:

$$J_x = \frac{P \cdot l^3}{3 \cdot E \cdot f} = 1451,8 \text{ мм}^4$$

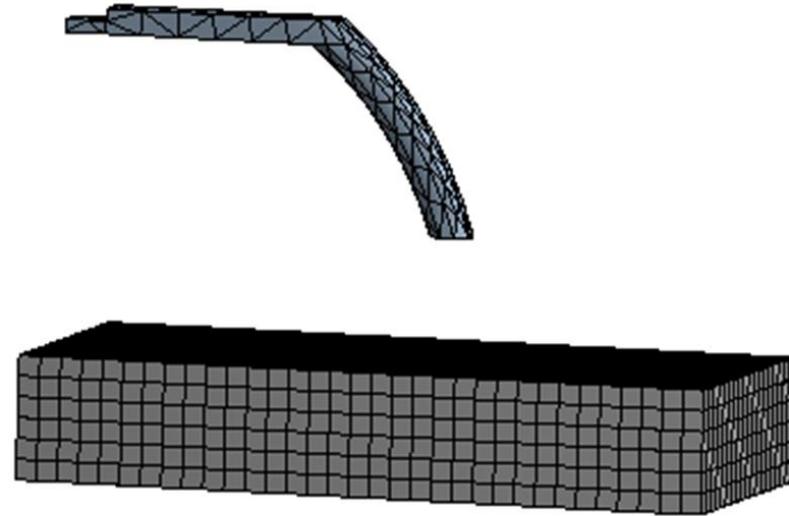
Моделирование удара



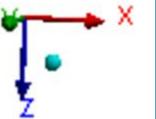
0,00 100,00 (mm)
50,00



Модели посадочной стойки и пластины



0,00 100,00 (mm)
50,00



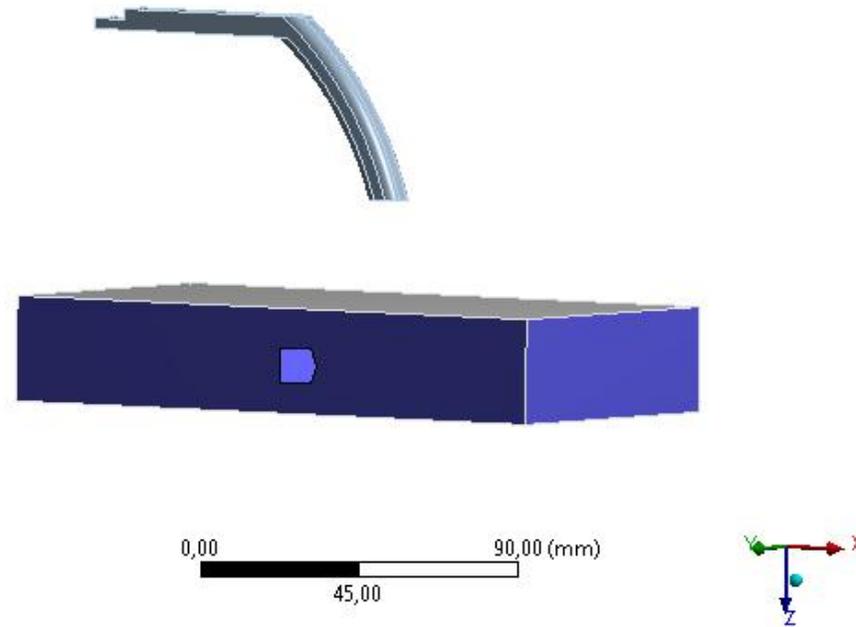
Конечно – элементная модель

Details of "Velocity"	
[-] Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Body
[-] Definition	
Input Type	Velocity
Define By	Components
Coordinate System	Global Coordinate System
<input type="checkbox"/> X Component	0, m/s
<input type="checkbox"/> Y Component	0, m/s
<input checked="" type="checkbox"/> Z Component	31, m/s
Suppressed	No

Начальные условия по скорости

A: Explicit Dynamics
 Explicit Dynamics
 Time: 1,e-003 s
 26.06.2019 15:23

Fixed Support



Граничные условия

Распределение напряжения при ударе

A: Explicit Dynamics

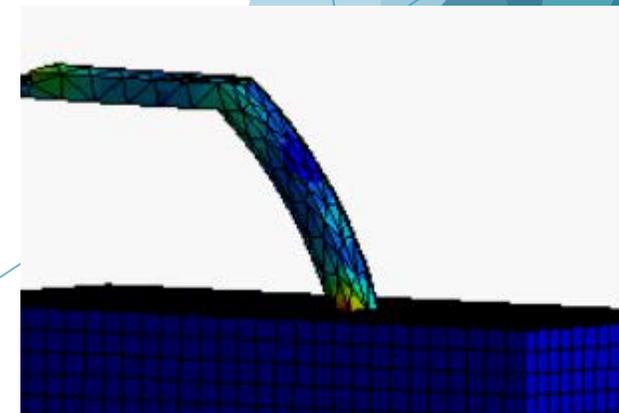
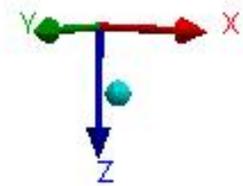
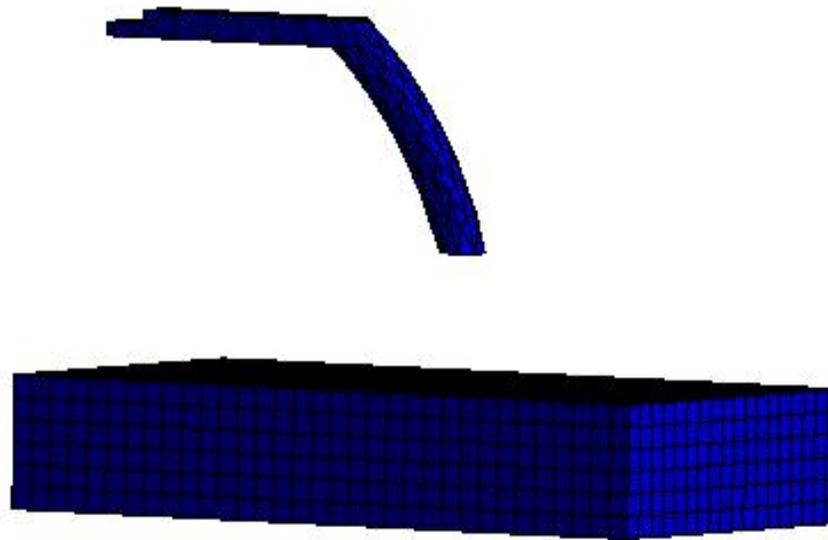
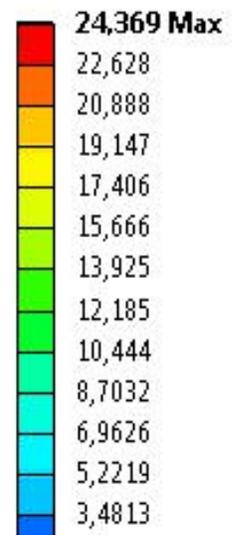
Equivalent Stress

Type: Equivalent (von-Mises) Stress

Unit: MPa

Time: 0

22.06.2019 15:36



Определение резонансных частот колебаний



Испытательная установка

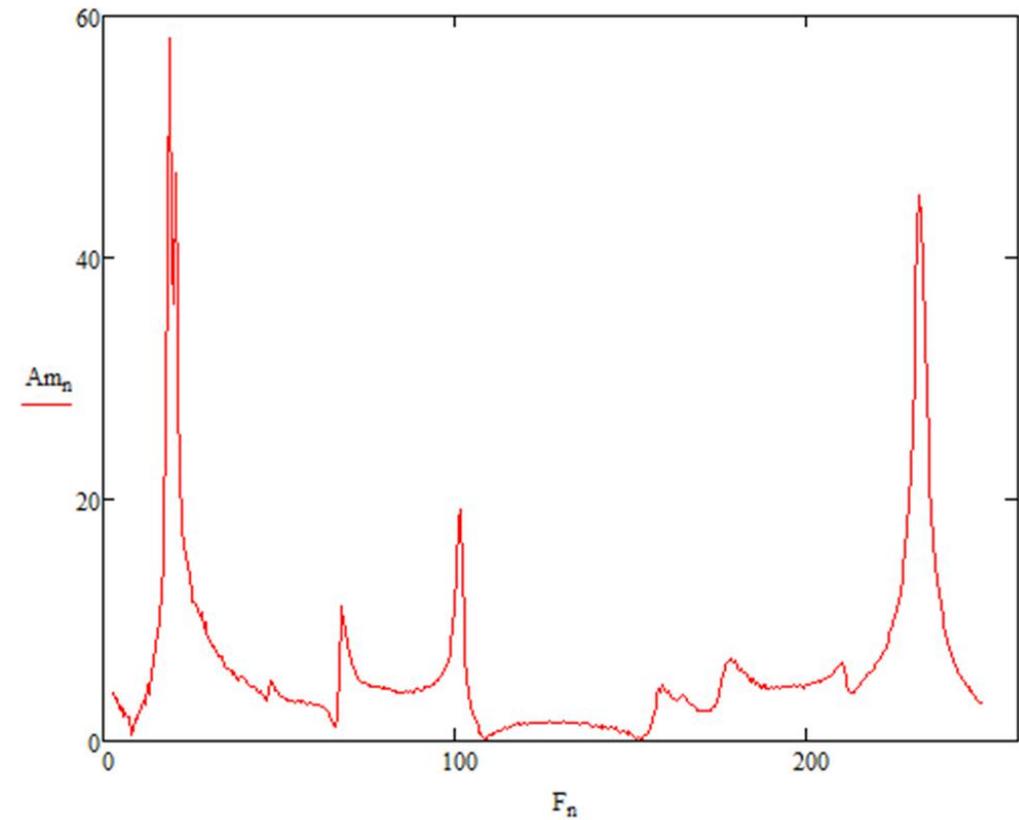
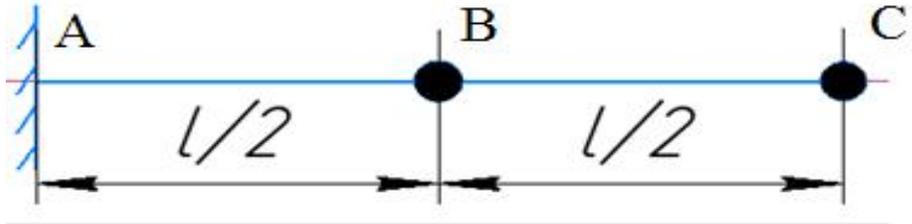


График АЧХ

Первые пять собственных частот конструкции: 18, 68, 101, 178, 232 Гц.

Аналитический расчет собственных частот луча квадрокоптера



Расчетная схема для решения задачи

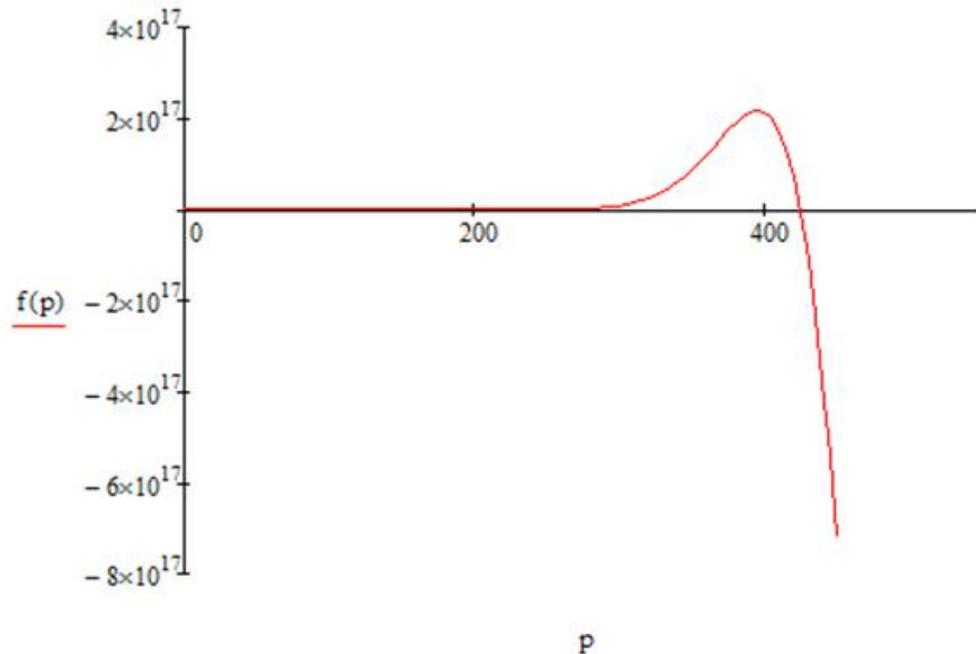


График собственных частот

Первые пять собственных частот конструкции:
17, 65, 93, 205, 250 Гц.

Уравнение для определения собственных частот колебаний:

$$X^{IV} - \frac{\mu p^2}{EJ} X = 0$$

Решением данного уравнения являются функции Крылова:

$$X(x) = C_1 S(x) + C_2 T(x) + C_3 U(x) + C_4 V(x)$$

$$X'(x) = k(C_1 V(x) + C_2 S(x) + C_3 T(x) + C_4 U(x))$$

$$X''(x) = k^2(C_1 U(x) + C_2 V(x) + C_3 S(x) + C_4 T(x))$$

$$X'''(x) = k^3(C_1 T(x) + C_2 U(x) + C_3 V(x) + C_4 S(x))$$

Функции Крылова выражаются следующим образом:

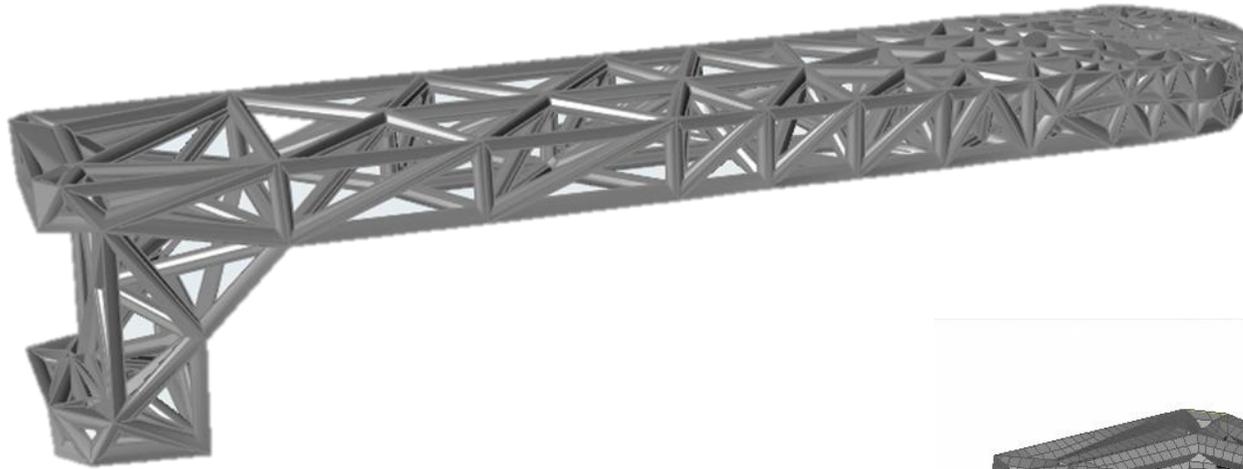
$$S = \frac{1}{2}(ch(kx) + \cos(kx))$$

$$T = \frac{1}{2}(sh(kx) + \sin(kx))$$

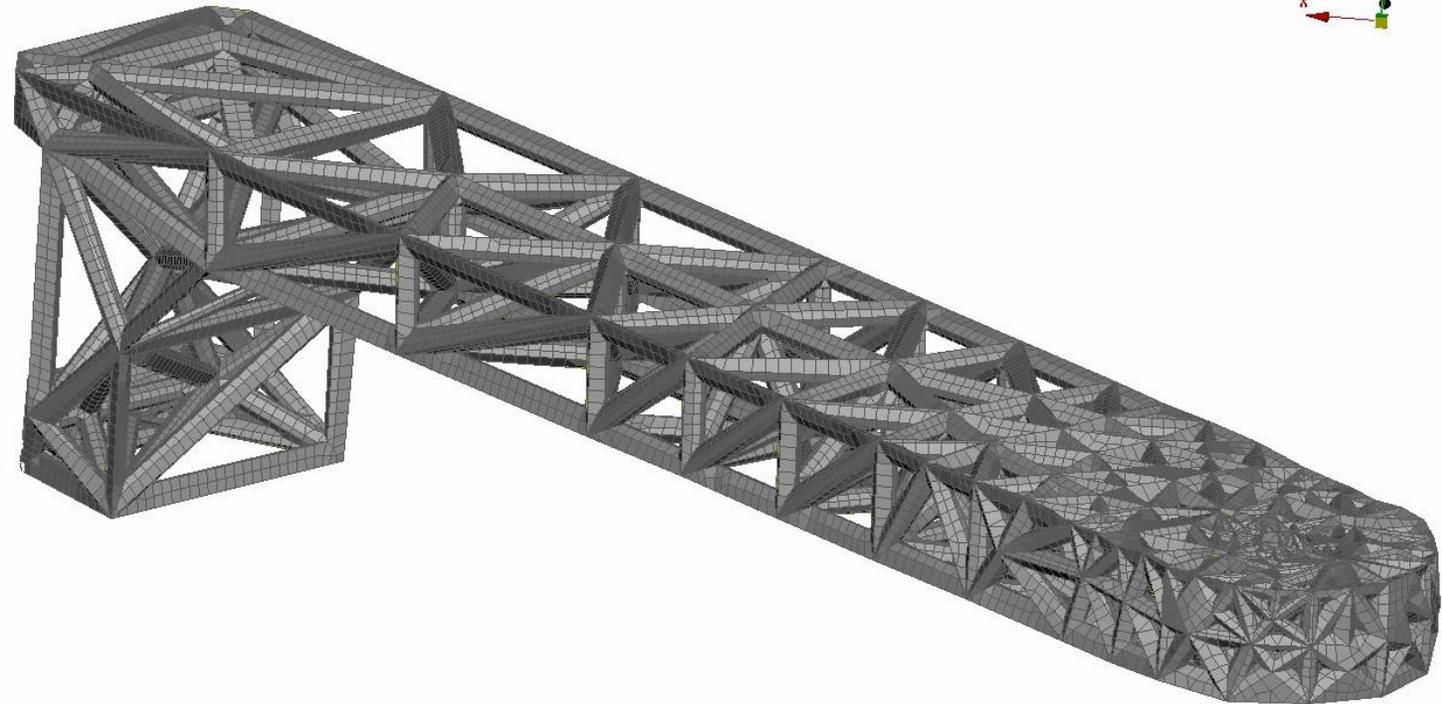
$$U = \frac{1}{2}(ch(kx) - \cos(kx))$$

$$V = \frac{1}{2}(sh(kx) - \sin(kx))$$

Разбиение на конечно - элементную сетку



Исходная модель оптимизированного луча



Расчет собственных частот колебаний оптимизированного луча в ANSYS

B: Modal

Modal

Frequency: N/A

11.06.2019 15:50

- A** Point Mass
- B** Point Mass 2
- C** Fixed Support



0,00 35,00 70,00 (mm)



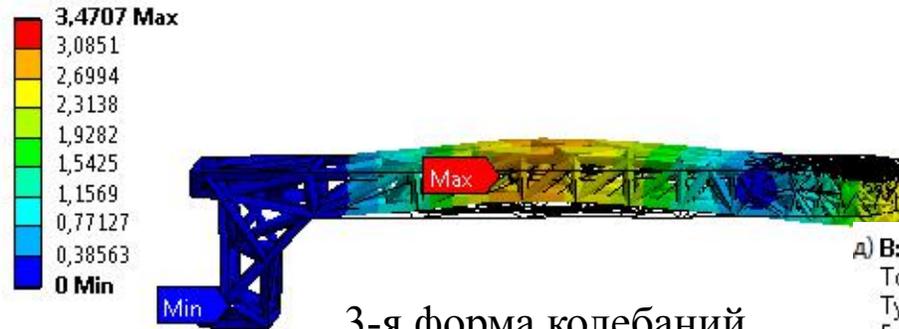
Граничные условия

a) B: Modal
 Total Deformation 2
 Type: Total Deformation
 Frequency: 16,947 Hz
 Unit: mm
 18.06.2019 9:35



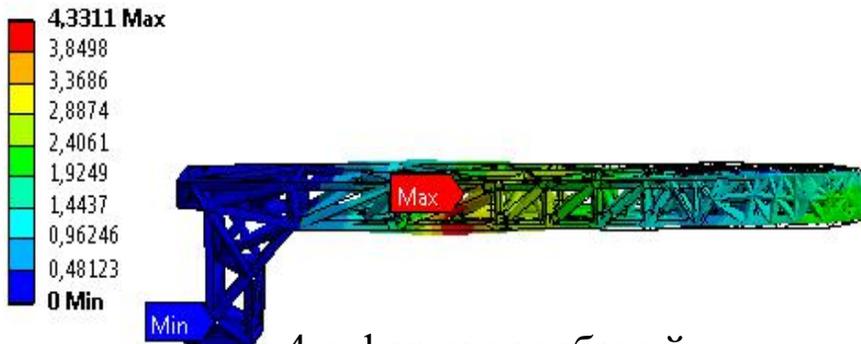
1-я форма колебаний

б) B: Modal
 Total Deformation 4
 Type: Total Deformation
 Frequency: 99,602 Hz
 Unit: mm
 18.06.2019 9:43



3-я форма колебаний

г) B: Modal
 Total Deformation 5
 Type: Total Deformation
 Frequency: 204,29 Hz
 Unit: mm
 18.06.2019 9:45



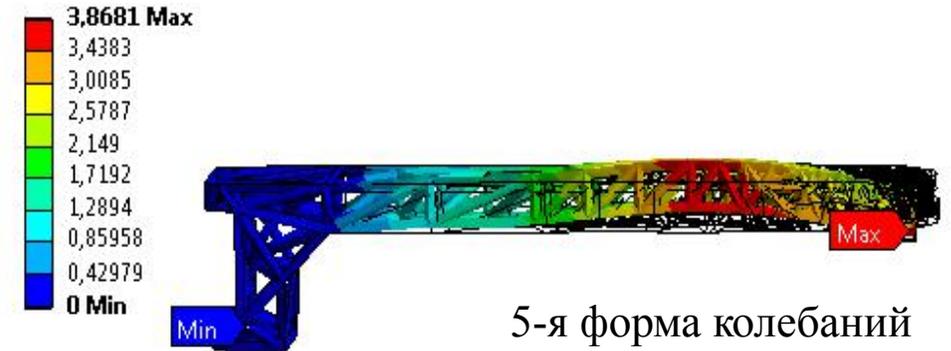
4-я форма колебаний

б) B: Modal
 Total Deformation 3
 Type: Total Deformation
 Frequency: 38,575 Hz
 Unit: mm
 18.06.2019 9:38



2-я форма колебаний

д) B: Modal
 Total Deformation 6
 Type: Total Deformation
 Frequency: 280,89 Hz
 Unit: mm
 18.06.2019 9:47



5-я форма колебаний

Сравнение результатов

Таблица 2. Собственные частоты луча квадрокоптера

Собственные частоты	Теоретический результат (Гц)	Эксперимент (Гц)	ANSYS (Гц)
p1	17	18	16,947
p2	65	68	68,575
p3	93	101	99,602
p4	205	178	204,29
p5	250	232	280,89

Заключение

В программном комплексе SolidWork разработана компьютерная 3D модель квадрокоптера с новыми элементами.

Проведено моделирование удара опоры квадрокоптера о бетонную пластину, в результате которого получена картина напряженно-деформированного состояния.

Проведена оптимизация в решетчатую структуру твердотельного луча в программном комплексе Altair Inspire, в результате которой вес луча уменьшился на 60%, то есть на 57 грамм.

Проведены испытания на определение физико – механических свойств материала, на изгиб оптимизированного луча квадрокоптера, определение резонансных частот колебаний. Также был произведен аналитический расчет собственных частот луча квадрокоптера. Из полученных результатов видно, что чем выше значение собственной частоты, тем сильнее расхождение между аналитическими и практическим результатами.