



МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»

КАФЕДРА 102 «ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ»

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

на тему

ПОЖАРОТУШЕНИЕ С ИСПОЛЗОВАНИЕМ ДПЛА

Студент группы У0-605с

Е.А. Стоцкий

группа

подпись, дата

инициалы, фамилия

Руководитель

доцент, канд. техн. наук

Б.Л. Артамонов

должность, уч. степень, звание

подпись, дата

инициалы, фамилия

Москва 2020

Оглавление

1. Введение.....	5
2. Условия пробития триплексного стекла.....	11
2.1. Расчёт проникающей способности ударника в зависимости от скорости удара V_0	12
2.2. Сквозное проникание ударника в пластины из стали и бетона.....	14
2.3. Расчёт диаметра отверстия $D_{отв}$ в зависимости от скорости удара V_0 для разных толщин стекла $b_{псп}$	15
2.4. Запреградная скорость ударника.	17
2.5. Формирование требований к модифицированной гранате при использовании в комплексе	19
2.6. Расчёт запреградной скорости при эквивалентном диаметре отверстия	20
3. Выбор элементов конструкции гексакоптра	22
3.1. Выбор электродвигателя.....	22
3.2. Регулировка оборотов электродвигателя	24
3.3. Выбор аккумуляторной батареи.....	26
4. Выбор параметров летательного аппарата	28
3.1 Поднимаемая масса при фиксированном КПД винта.....	29
4.2 Аэродинамические характеристики профилей	31
4.3 Подбор винта под заданный двигатель	33
4.4 Расчёт времени полёта гексакоптра	39
4.5 Рабочие характеристики винтомоторной группы с электродвигателем U-15 II	40
4.6 Габариты аппарата.....	44
5. Продольная балансировка и лётно-технические характеристики гексакоптра	46
5.1 Алгоритм расчёта балансировки гексакоптра	46
5.2 Лётно-технические характеристики гексакоптра	54
6. Весовая сводка.....	67
6.1 Расчёт масс элементов	67
6.2 Центровка гексакоптра	73
7. Конструкция рессор ползкового шасси	78
7.1. Выбор параметров	78
7.2. Характеристики рессоры в деформированном состоянии.....	81
7.3. Нагрузка на рессору	83
7.4. Кинетическая энергия, поглощаемая рессорой.....	84
7.5. Определение потребной изгибной жёсткости рессоры.....	86
7.6. Выбор параметров сечения рессоры.....	87
7.7. Потребный момент инерции сечения рессоры	88

7.8.	Расчётная схема сечения рессоры	89
7.9.	Определение положения нейтральной линии и высоты сечения	89
7.10.	Определение толщин поясов сечения	90
7.11.	Расчёт слоёв композиционного материала	92
8.	Технология изготовления гексокоптера.	106
8.1.	Разработка и обоснование схемы членения гексакоптера	107
8.2.	Описание конструкции	111
8.3.	Маршрутный технологический процесс на сборку ползкового шасси	114
8.4.	Стенд для испытания шасси (Копер)	116
8.5.	Программа предварительных копровых испытаний на работоемкость и многократные сбросы	117
9.	Экономический расчёт	120
9.1.	Затраты на создание опытных образцов	120
9.2.	Затраты на серийное производство гексокоптера	124
9.3.	Затраты на эксплуатацию гексокоптера	128
9.4.	Расчёт точки безубыточности для предприятия	133
9.5.	Организационный раздел	134
10.	Охрана труда	138
10.1.	Технологический процесс производства рессор ползкового шасси из ПКМ	139
10.2.	Анализ вредных факторов при изготовлении и сборке ползкового шасси из ПКМ	140
10.3.	Методы защиты	147
10.4.	Расчёт вентиляции	148
	Список используемой литературы	154

1. Введение

В настоящее время строится все больше небоскрёбов. За 2018 год в мире было построено 143 высотных здания с высотой более 200 метро, это всего на 4 меньше чем в предыдущем 2017 году. При этом по числу «супер высоких зданий» с высотой более 300 метров построено 18 небоскрёбов, что стало рекордом. На первом месте по темпам строительства находится Китай, где построено 88 небоскрёбов. На втором месте – США и на третьем – Объединённые Арабские Эмираты.



Рис. 1.1. Небоскребы в г. Сингапур.

С увеличением количества таких зданий все острее возникают проблемы, связанные с их обслуживанием и обеспечением безопасности.

Возгорания в высотных зданиях происходили уже неоднократно.

18 октября 2004 в Буэнос-Айресе (Аргентина) пожар уничтожил 20 этажей небоскрёба. Возгорание произошло на 34-м этаже, где находилось министерство гражданской авиации. Для ликвидации пожара было задействовано два пожарных вертолета. Несмотря на все предпринятые меры, полностью выгорели 20 верхних этажей небоскрёба. Лишь по счастливой случайности никто не пострадал.

15 ноября 2010 загорелось 28-этажное здание в районе Цзинань (КНР), находившееся в конечной стадии косметического ремонта. Пламя перекинулось с еще не убранных строительных лесов внутрь небоскрёба и распространилось по всему дому. Пожарные несколько часов вели борьбу с огнём, эвакуировав из горящей высотки около 100 человек. Попытки привлечь к эвакуации полицейские вертолёты, чтобы спасти людей с верхних этажей, не имели успеха из-за слишком сильного задымления. Выгоревший жилой дом был населён в основном семьями

школьных учителей. Всего в нем проживало 156 семей. По меньшей мере двенадцать человек погибли и около ста получили ранения.

18 ноября 2012 в центре города Дубая произошёл крупный пожар на верхних этажах 40-этажной высотки квартала Джумейра-Лэйкс-Тауэрс. Затем огонь распространился на фасад здания. Полностью выгорело около десяти квартир.



Рис. 1.2. Пожар небоскрёба в г. Дубаи

25 января 2013 в Москве произошел пожар в восьмикомнатной квартире, в 50-этажном элитном комплексе "Триумф Палас", который считается самым высоким жилым домом в Европе. Высота здания — более 260 метров. Площадь возгорания составила 30 квадратных метров.

Феврал 2005 года в Мадриде дотла сгорел небоскреб "Винздор". Причиной возгорания стало короткое замыкание на 21-м этаже. Несмотря на все усилия, спасти здание не удалось — его пришлось снести. А уже через год, также в испанской столице, загорелось строение высотой в 220 метров – башня "Пространство". Ее тушили более полусотни пожарных с помощью высоконапорных шлангов.

И еще множество других случаев показывают недостатки в пожарной безопасности высотных зданий.

При возникновении пожара в небоскребах основной упор делается на эвакуацию людей. Александр Смирнов, инженер ПБ и ОТ Лахта Центра «Эвакуации всех людей в здании – это первая задача. Потом пожарные начали бы окружать огонь, ограничивая негорящие этажи: то есть тушить самый верхний и самый нижний из горящих этажей, постепенно продвигаясь к эпицентру – то есть, к этажу, где все началось.». Для пожаротушения в высотных зданиях используют системы распыления для их работы предусматривается использование нескольких пожарно-

насосных станций, работоспособность и управление которыми в режимах чрезвычайных ситуаций при нарушениях подачи электроэнергии обычно проблематичны. Существуют небоскребы где для подачи огнетушащего средства и его распределение в защищаемых помещениях высотного здания осуществляют из расположенной на крыше или на вышележащем относительно защищаемых помещений этаже ёмкости посредством гидростатического напора столба огнетушащего состава, минусом такой системы является ограниченный запас огнетушащего средства.

Анализ пожаров и процессов в их локализации и подавления в небоскрёбах показывает весьма низкую эффективность пожарной техники, которая не в состоянии обеспечить пожаротушение на верхних этажах зданий. Самые современные пожарные лестницы не могут быть развёрнуты выше 30 метров (рис. 3). Существуют коленчато-телескопические подъёмники, которые могут обеспечить подъем на высоту 90 метров это примерно 30 этажей. При подъёме выше 100 метров возникают проблемы с подачей воды по рукаву в силу технических ограничений насосов, которым необходимо создавать перепад давления 1 атм. на 10 метров.

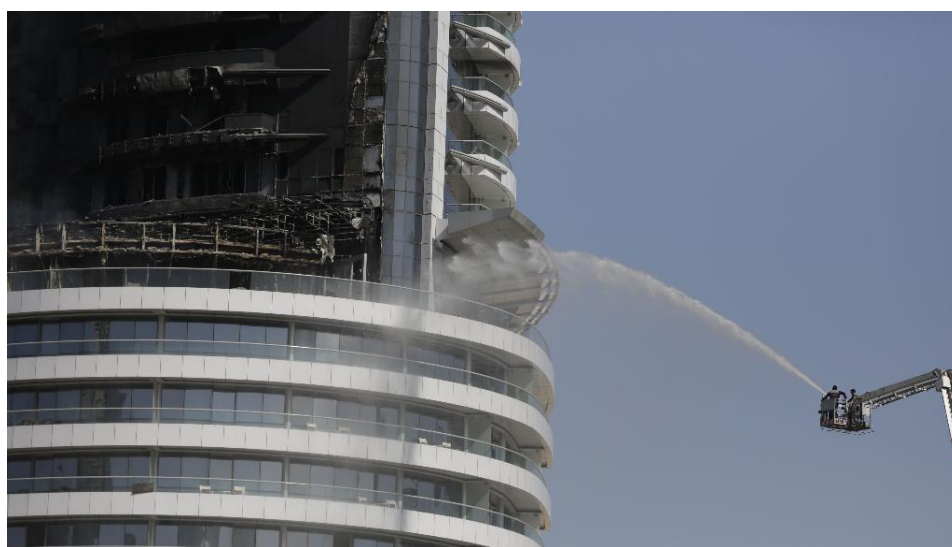


Рис. 1.3. Тушение небоскрёба с коленчато-телескопические подъёмника.

Из выше перечисленного становится очевидна необходимость применения новых подходов в тушении небоскрёбов, напрашивается вывод о применение воздушной техники в тушении пожара.

Возможно применение средств пожаротушения применяемых с летательных аппаратов. Существует ряд систем пожаротушения расположенные на летательных аппаратах.

На самолётах возможен сброс воды, что неприменимо к тушению пожара в небоскрёбах по ряду причин. При сбрасывании воды с самолёта возможно производить тушение только верхних этажей зданий без точечного попадания, что сводит эффективность тушения к минимуму. Применение самолетов невозможно также в связи большой опасностью полёта в области плотной застройки на малых высотах.



Рис. 1.4. Самолет Б-200 тушит пожар.

Лучше обстоит дело у вертолёта, оснащенный пожарной системой. Но действуя традиционным способом – сбрасывая воду на крышу здания, можно причинить ущерб больший, чем нанесет сам пожар (рис. 1.5).



Рис. 1.5. Вертолет Ми-8 тушит пожар традиционным способом.

Поэтому необходимо использовать на вертолёте систем горизонтальное тушения которая дает возможность пустить водяную струю в окно горящей квартиры, так и экономным расходом тушащего вещества. Кроме того, зависнув рядом с источником открытого огня (что намного безопаснее) можно заливать его навесной струей.

В связи с чисто техническими ограничениями применять такую водяную пушку предпочтительнее на соосных вертолетах (рис. 1.6). После пожара Останкинской телебашни, на ОАО "Камов" для тушения пожаров в высотных зданиях,

разрабатывалось несколько вариантов систем горизонтального пожаротушения. В передней части вертолёта Ка-32А1 устанавливалась массивная пушка, с управляемым в вертикальной плоскости, соплом, вынесенным за радиус вращения винтов.



Рис. 1.6. Вертолёт Ка-32 с горизонтальной пожарной пушкой.

В случае использования подобной системы на вертолете с хвостовым винтом струя воды будет либо разбиваться потоком воздуха, либо необходимо будет создавать пушку с необычайно длинным стволом. Хотя такие попытки предпринимались (рис. 1.7). Еще в 1971 году был создан вертолет Ми-6 ПЖ2 с водометом, размещенным в носовой части фюзеляжа. Но эта установка использовалась для тушения лесных пожаров.



Рис. 1.7. На пожарном вертолете Ми-6 ПЖ2 работает носовой комбинированный лафетный ствол. Испытания на Химкинском водохранилище.

Но даже при использовании вертолѐта с огнетушащей пушкой остаются некоторые нерешѐнные проблемы. Например, проблема необходимости каким-то образом разбить стекло небоскреба, что сейчас не решено.

Для решения проблемы пробития стекла, и проведения начального тушения в настоящей работе предлагается использовать модифицированную 105-мм гранату РПГ-32 производства НПО «Базальт», установленную на гексокопторе. Боевая часть гранаты заменена на аналогичную перфорированную, заполненную 5,5 кг огнетушащего порошка «ВЕКСОН - 70» или подобного, распыляемого с помощью внутреннего пирозаряд, приводимого в действие контактным ударником. Огнетушащий порошок, массой 5,5 кг, способен потушить пожары классов А, В, С, Е и тушить до 30 м³ объѐма. Такой прием применим для точечного тушения пожара в начальной стадии, что не позволит сильно распространиться огню.

2. Условия пробития триплексного стекла

Расчёт производился по полуэмпирическим критериальным соотношениям, полученным на основе баллистических экспериментов. [1]

В расчётах принято:

Скорость звука:

$$\text{В стекле} - a_{\text{ВП}} = 3,7 \frac{\text{км}}{\text{с}} = 3700 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

$$\text{В стали} - a_{\text{Вс}} = 5,15 \frac{\text{км}}{\text{с}} = 5150 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Плотность материала:

$$\text{Плотность стекла} - \rho_{\text{П}} = 2600 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

$$\text{Плотность стали} - \rho_{\text{с}} = 7830 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

Динамическая твёрдость:

$$\text{Стекла} - H_{\text{ДП}} = 4,5 \text{ ГПа} = 4,5 * 10^9 \frac{\text{кг}}{\text{м} * \text{с}^2}. [2]$$

Габариты ударника:

$$\text{Длина ударника} - l_c = 900 \text{ мм} = 0,9 \text{ м}.$$

$$\text{Диаметр ударника} - d_c = 105 \text{ мм} = 0,105 \text{ м}.$$

Масса ударника:

$$m_0 = 8 \text{ кг}$$

Толщина стекла:

$$b = 41 \text{ мм} = 0,041 \text{ м}.$$

Скорость гранаты, выпущенной из РПГ – 32:

$$V_0 = 140 \text{ м/с}.$$

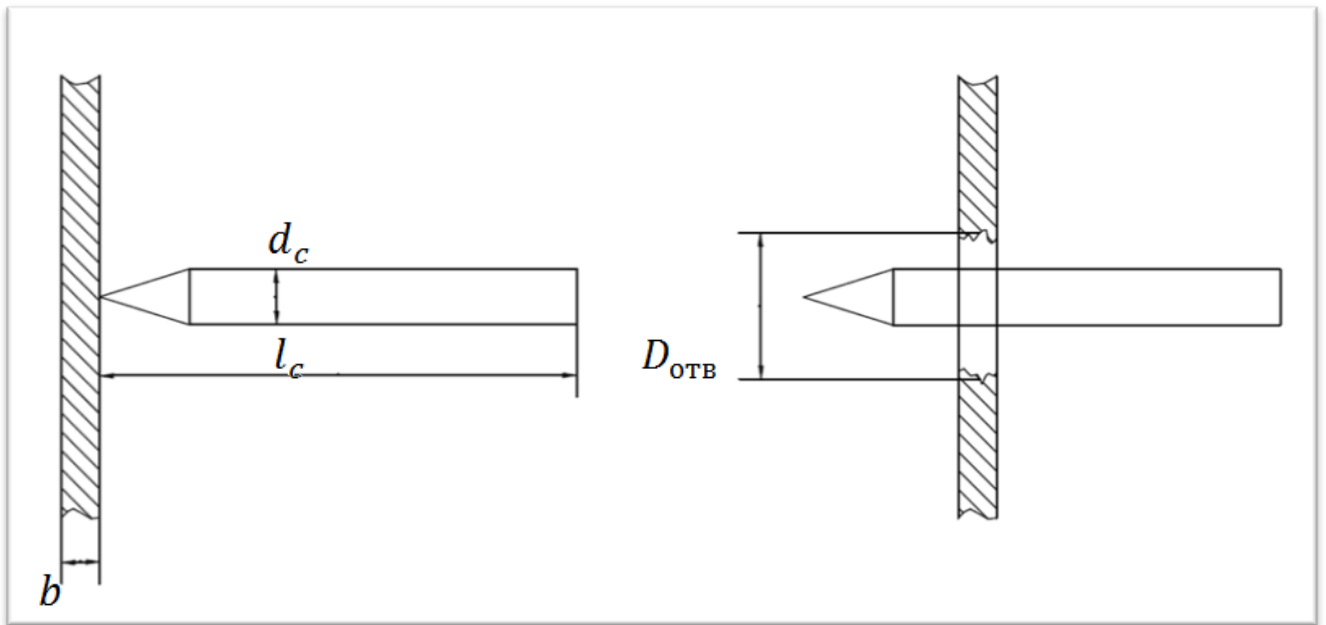


Рис. 2.1. размеры пластины и ударника.

2.1. Расчёт проникающей способности ударника в зависимости от скорости удара V_0 .

Расчёт выполняется по формуле

$$b_{\text{псп}} = d_c g_3 \left(\frac{\rho_c}{\rho_{\text{п}}} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{V_0}{a_{\text{вп}}} \right)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{l_c}{d_c} \right)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{\rho_{\text{п}} * a_{\text{вп}}^2}{H_{\text{дп}}} \right)^{0.24} \quad [1]$$

где; $b_{\text{псп}}$ – толщина сквозного пробития, g_3 - эмпирический коэффициент пропорциональности для пластины ограниченной толщины (рис. 9), ρ_c $\rho_{\text{п}}$ – плотность ударника и пластины соответственно, V_0 – скорость взаимодействия $a_{\text{вп}}$ – скорости звука в пластине, l_c – длина ударника, d_c - диаметр ударника, $H_{\text{дп}}$ – динамическая твердость пластины, $\frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$.

Подставляя в уравнение данные пластины и ударника получим:

Для скорости взаимодействия $V_0=140$ м/с.

Получаем число маха $\frac{V_0}{a_{\text{вп}}} = \frac{140}{3700} = 0,038$

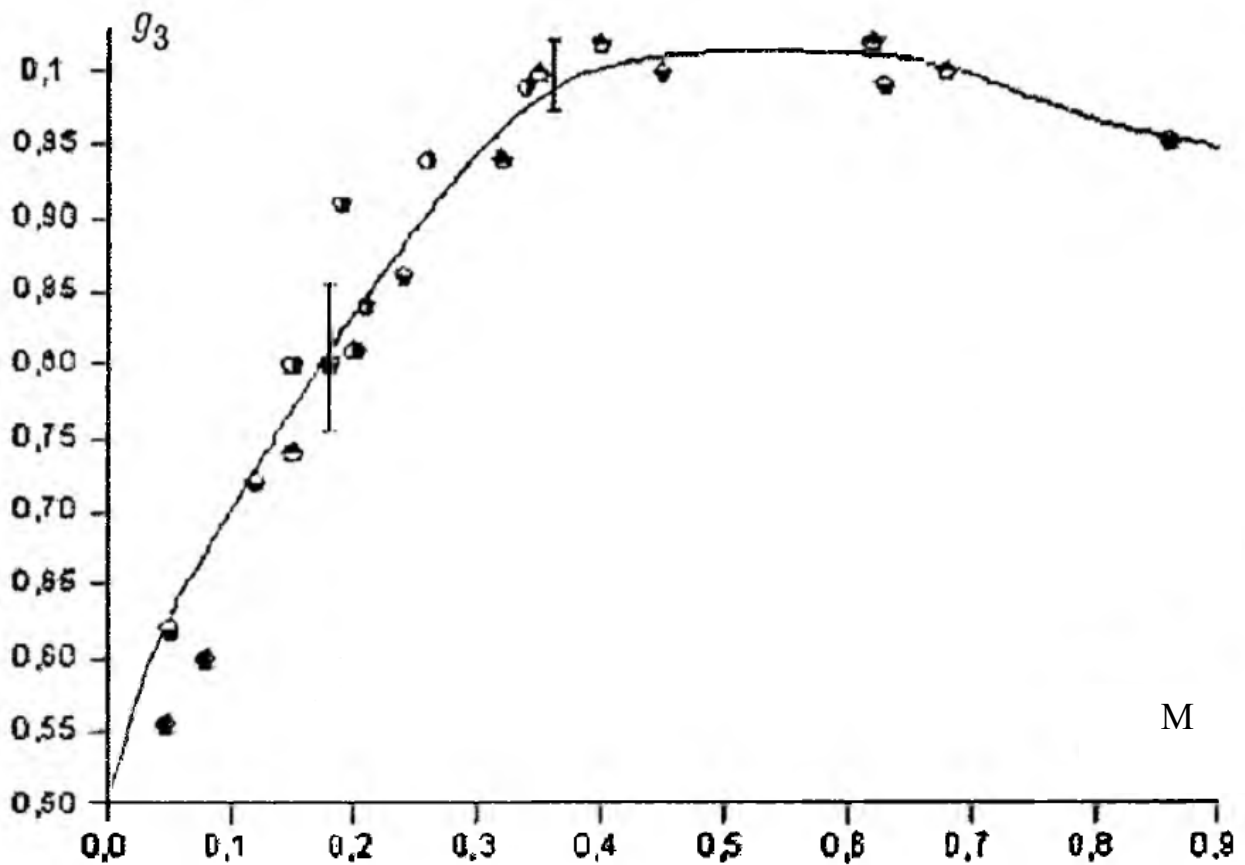


Рис. 2.2. Зависимость коэффициента пропорциональности g_3 для пластины ограниченной толщины от числа Маха ($V_0/a_{ВП}$).

По полученному числу Маха определяем значение коэффициента пропорциональности g_3 из рис. 2.2.

$$\text{При } \frac{V_0}{C_{ВП}} = 0,038, \quad g_3 = 0,575.$$

При этих значениях толщина сквозного пробития $b_{псп}$ равна

$$b_{псп} = 0,105 * 0,575 * \left(\frac{7830}{3860}\right)^{\frac{1}{2}} * \left(\frac{140}{3700}\right)^{\frac{2}{3}} * \left(\frac{0,900}{0,105}\right)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{3860 * 3700^2}{4,5 * 10^9}\right)^{0,24} =$$

$$= 0,073 \text{ м}$$

$$b_{псп} = 0,073 * 10^3 = 73 \text{ мм}$$

Данные для различных скоростей удара от 70 до 160 м/с приведены на рис. 10.

2.2. Сквозное проникание ударника в пластины из стали и бетона.

Для бетона:

$$a_{ВП} = 3000 \text{ м/с}$$

$$\rho_{п} = 2200 \text{ кг/м}^3$$

$$H_{ДП} = 1,8 \cdot 10^9 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$$

Для стали:

$$a_{ВП} = 5150 \text{ м/с}$$

$$\rho_{п} = 7830 \text{ кг/м}^3$$

$$H_{ДП} = 5,5 \cdot 10^9 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$$

Расчёт выполняется аналогично расчёту пластины из стекла. Результаты приведены ниже.

На основе полученных данных построен график зависимости толщины сквозного пробития g_3 от скорости удара V_0 (рис 2.3.).

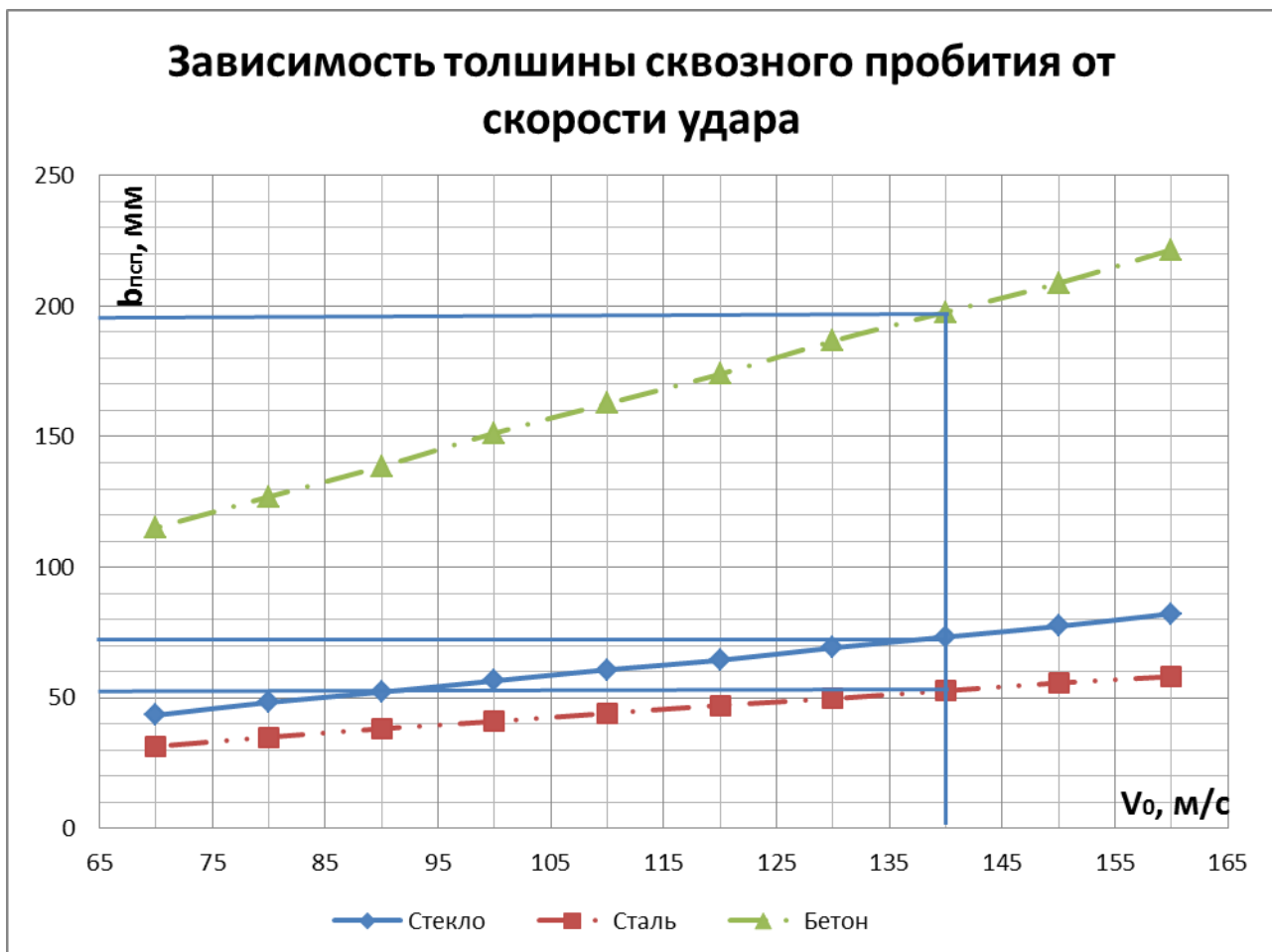


Рис. 2.3. Зависимость толщины сквозного пробития от скорости удара

Вывод: при скорости взаимодействия равной 140 м/с стальной ударник пробьёт насквозь стальную плиту толщиной 52 мм, бетонную плиту толщиной 197 мм и триплексное стекло толщиной 73 мм.

2.3. Расчёт диаметра отверстия $D_{отв}$ в зависимости от скорости удара V_0 для разных толщин стекла $b_{псп}$.

Расчёт проводился по формуле, полученной полуэмпирическим путём.

$$D_{отв} = \left(1,15 * \left[\frac{\rho_c}{\rho_{п}} \right]^{0,2} \left[\frac{V_0}{a_{ВП}} \right]^{0,2} \left[\frac{b}{d_c} \right]^{\frac{2}{3}} \left[\frac{\rho_{п} * a_{ВП}^2}{H_{ДП}} \right]^{0,01} + 1 \right) d_c^{1,06} \quad [1]$$

где; $D_{отв}$ – диаметр сквозного отверстия, ρ_c $\rho_{п}$ – плотность ударника и пластины соответственно, V_0 – скорость взаимодействия $C_{ВП}$ – скорости звука в пластине, b – толщина пластины, d_c – диаметр ударника, $H_{ДП}$ – динамическая твердость пластины, $\frac{кг}{м * с^2}$.

Подставив данные получим:

$$D_{отв} = \left(1,15 * \left[\frac{7830}{3860} \right]^{0,2} * \left[\frac{140}{3700} \right]^{0,2} * \left[\frac{0,041}{0,105} \right]^{\frac{2}{3}} * \left[\frac{3860 * 3700^2}{4,5 * 10^9} \right]^{0,01} + 1 \right) * 0,105^{1,06} =$$

$$= 1,37 * 0,09 = 0,126 \text{ м}$$

$$D_{отв} = 0,126 * 1000 = 126 \text{ мм}$$

Для пластины толщиной 41 мм (такая толщина стекла используется в «Ляхата-центр» г. Санкт-Петербург) и при скорости удара $V_0=140$ м/с, получаем значение диаметра отверстия равное 126 мм.

Аналогично был проведён расчёт для разных скоростей удара и толщин пластины.

Для толщины пластины в $b_1=41$ мм и для толщины в $b_2=32$ мм, такой толщины стекла применяются в «Ляхата-центр» г. Санкт-Петербург azszi в «Федерация» г. Москва соответственно, в диапазоне 140-70 м/с. По результатам был построен график (рис. 3.4) диаметра отверстия при различных скоростях для этих толщин.

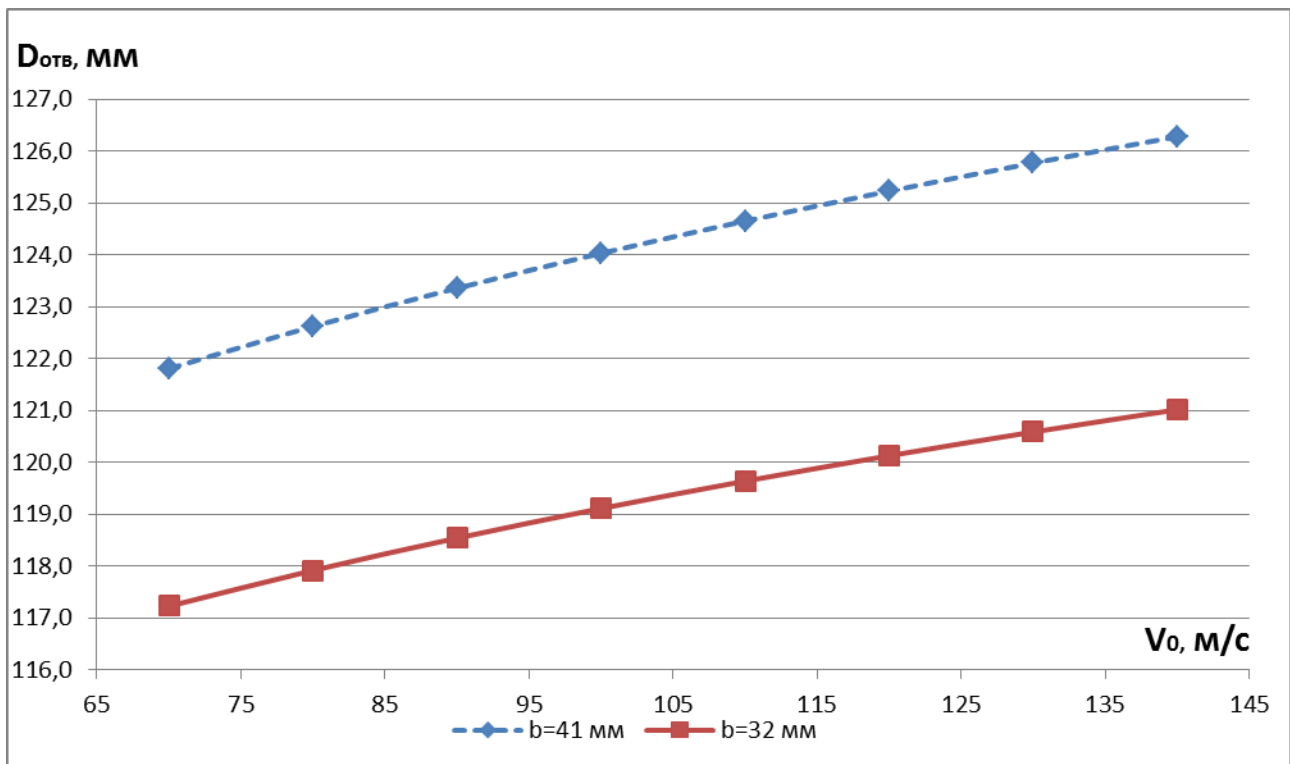


Рис. 2.4. Диаметр отверстия при различной скорости удара.

Для разных скоростей и толщин получены данные представлены на рис. 3.5.

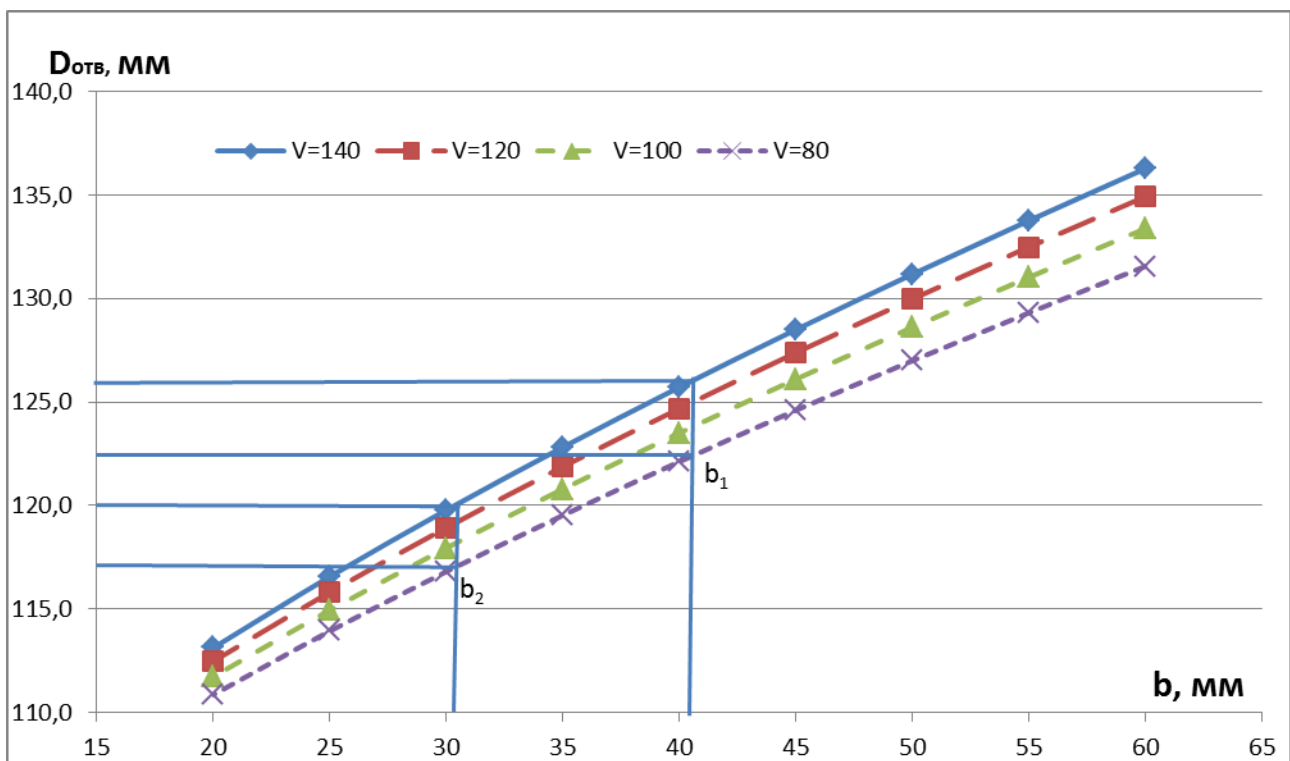


Рис. 2.5. Диаметр отверстия при разной толщине стекла.

Вывод: Для толщины стекла $b_1=41$ мм, пробитие ударником диаметром $d_c=105$ мм получены: при скорости удара $V_0=140$ м/с диаметры отверстий $D_{отв}=126$ мм, при

скорости удара $V_0=80$ м/с диаметры отверстий $D_{отв}=122,5$ мм. Для толщины стекла $b_2=31$ мм, пробитие ударником диаметром $d_c=105$ мм получены: при скорости удара $V_0=140$ м/с диаметры отверстий $D_{отв}=120$ мм, при скорости удара $V_0=80$ м/с диаметры отверстий $D_{отв}=117,5$ мм.

2.4. Запреградная скорость ударника.

В первом приближении можно записать баланс энергии без учета потерь на тепло.

$$E_{ост} = E_0 - E_{псп}$$

Где: E – кинетическая энергия, $E = \frac{mV^2}{2}$.

Раскрывая формулу получим:

$$V_{ост} = \frac{(V_0^2 - V_{псп}^2)^{\frac{1}{2}}}{\left(1 + \frac{m_{ост}}{m_0}\right)^{\frac{1}{2}}}$$

С учётом расхода энергии на деформацию и тепло получаем:

$$V_{ост} = \frac{(V_0^2 - V_{псп}^2)^{\frac{1}{2}}}{1 + \frac{m_{ост}}{m_0}} \quad [1]$$

Где: V_0 – скорость взаимодействия, $V_{псп}$ – предельная скорость пробития из рис. 8, $m_{ост}$ – масса запреградного потока, m_0 – масса ударника.

$m_{ост} = S\rho_{п}b$ – где: S – площадь запреградного потока, $\rho_{п}$ – плотность пластины, b – толщина пластины.

Площадь $S = \pi \frac{D_{отв}^2}{4}$ где $D_{отв}$ диаметр отверстия.

Для скорости взаимодействия $V_0=140$ м/с и толщины пластины $b_1=41$ мм получим:

Из рис. 13 – $V_{псп}= 64$ м/с.

$$m_{остD} = \pi \frac{D_{отв}^2}{4} \rho_{п}b = 3,14 * \frac{0,126^2}{4} * 3860 * 0,041 = 1,98 \text{ [кг]} - \text{ в случае учёта диаметра отверстия.}$$

С учётом диаметра отверстия получаем запреградную скорость:

$$V_{\text{ост}} = \frac{(V_0^2 - V_{\text{псп}}^2)^{\frac{1}{2}}}{1 + \frac{m_{\text{ост}}D}{m_0}} = \frac{(140^2 - 64^2)^{\frac{1}{2}}}{1 + \frac{1,98}{8}} = 99,7 \text{ м/с}$$

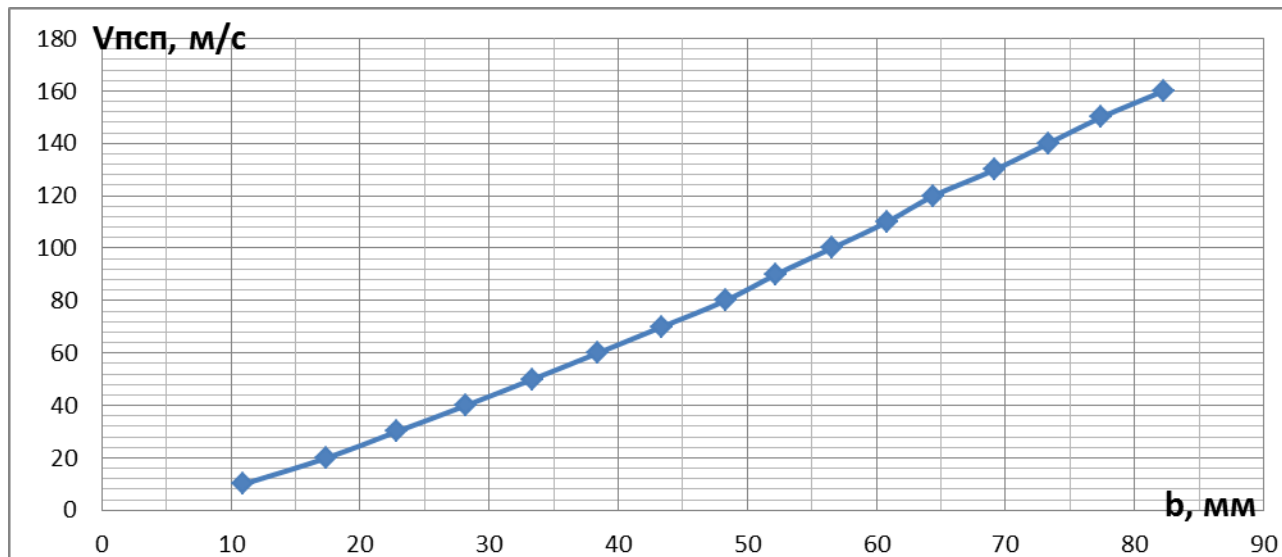


Рис. 2.6. Предельная скорость пробития от толщины пластины из стекла.

По формуле, приведенной ранее были посчитаны запреградные скорости для диапазона скоростей взаимодействия $V_0 = 140-70$ м/с и толщин пластины $b=60-20$ мм результаты приведены на рис. 3.7.

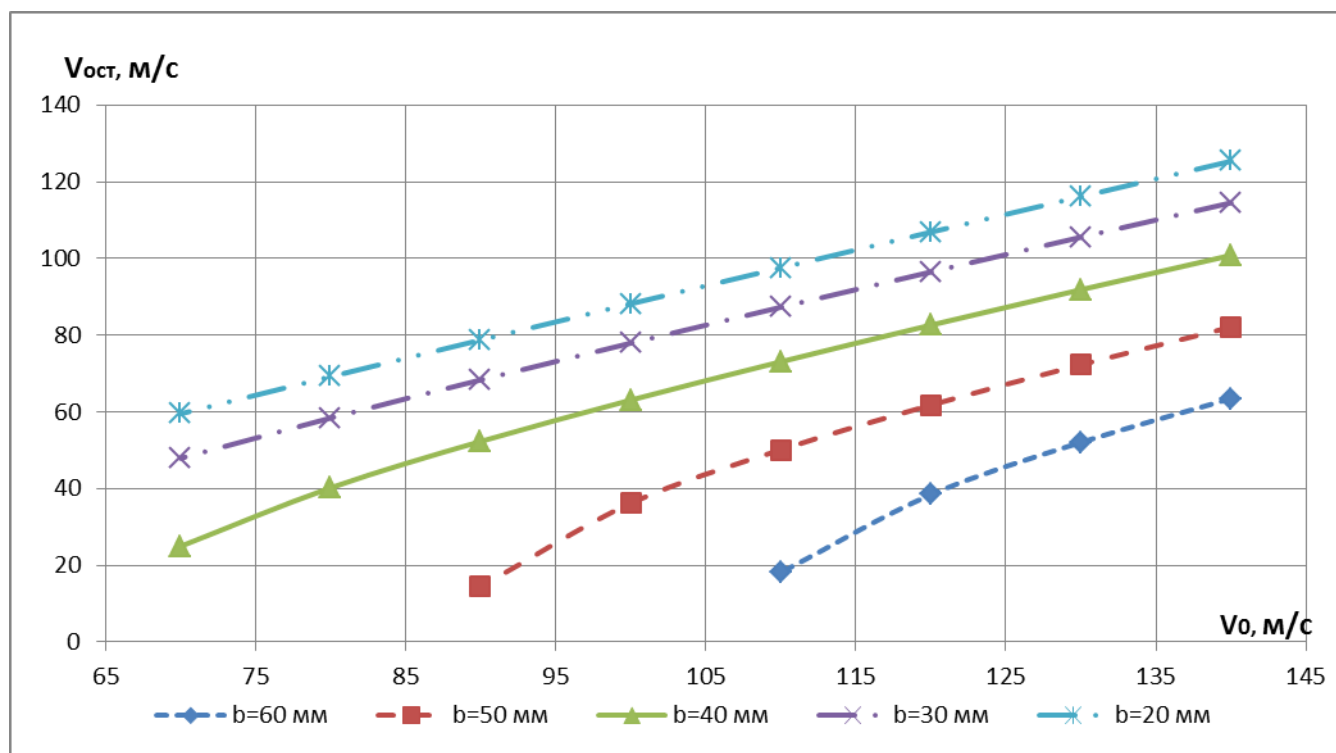


Рис. 2.7. Запреградная скорость ударника.

Вывод: Для пробития триплексного стекла толщиной менее 50 мм нет необходимости в большой скорости ударника, так как запреградная скорость ударника остаётся велика чего нам необходимо избежать.

2.5. Формирование требований к модифицированной гранате при использовании в комплексе

Из полученных результатов расчёта можно выдвинуть требования к гранате РПГ-32. Для уменьшения запредельной скорости ударника необходимо уменьшить скорость снаряда до 80 м/с. Из проведённых расчётов видно, что задача по пробитию триплексного стекла в небоскрёбах решена полностью. После пробития триплексного стекла и произведения начального тушения путем распыления огнетушащего порошка, предлагается разные варианты по ликвидации очага возгорания.

1. Использовать комплекс ДПЛА в количестве 2-3 шт. которые будут, сменяя друг друга, производить тушение огнетушащим порошком.
2. После пробития стекла привлекать вертолёт с пожарной штангой, который будет пускать водяную струю в образовавшееся отверстие.

Для повышения объёмов тушения производимого одним ДПЛА в случае использования комплекса ДПЛА, для увеличения диаметра отверстия в стекле в которое будет попадать больше состава выпущенного с вертолёта. Необходимо использовать четыре установки РПГ-32 (рис. 2.8) на одном ДПЛА с производением одновременного запуска всех четырёх гранат.

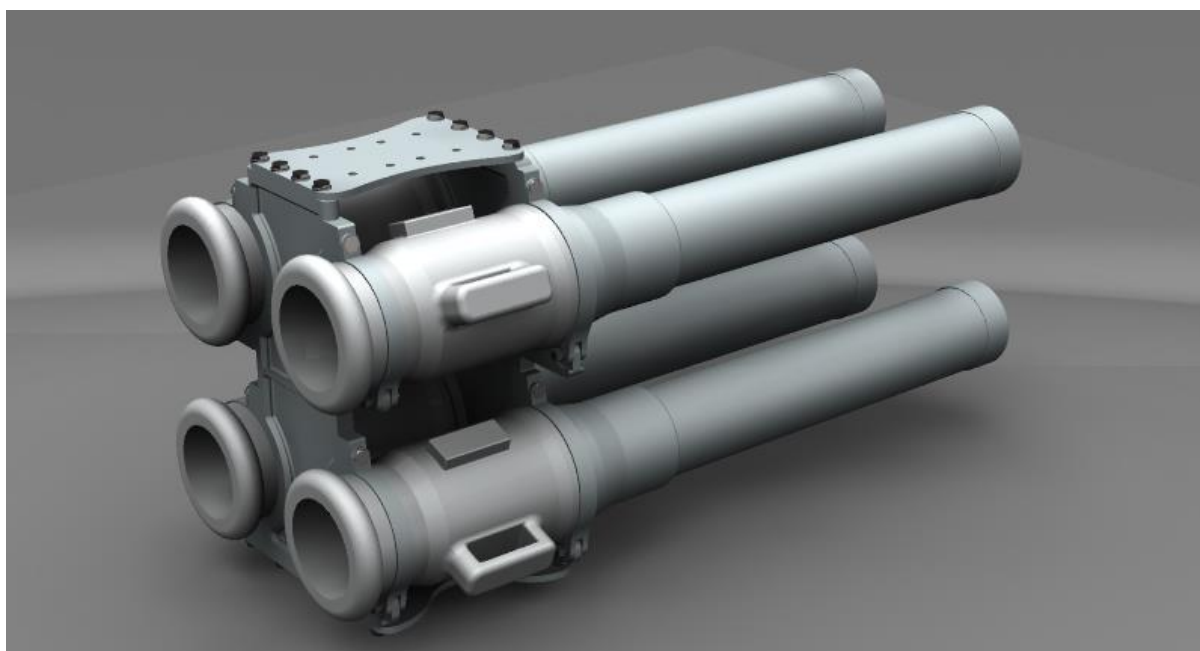


Рис. 2.8. Установка из четырёх РПГ – 32.

2.6. Расчёт запреградной скорости при эквивалентном диаметре отверстия

Расчёт эквивалентного диаметра отверстия $D_{\text{отвЭ}}$ приведён на рис. 4.2.

$$D_{\text{отвЭ}} = 344 \text{ [мм]}$$

Для расчёта запреградной скорости примем что:

$$4E_1 = E_{\text{ЭКВ}}$$

Где: E_1 – запреградная кинетическая энергия при пробитии одним ударником, $E_{\text{ЭКВ}}$ – запреградная кинетическая энергия эквивалентная при пробитии четырьмя ударниками.

Подставив $E = \frac{mV^2}{2}$ получаем.

$$4 \frac{m_1 V_1^2}{2} = \frac{m_{\text{ЭКВ}} V_{\text{ЭКВ}}^2}{2}$$

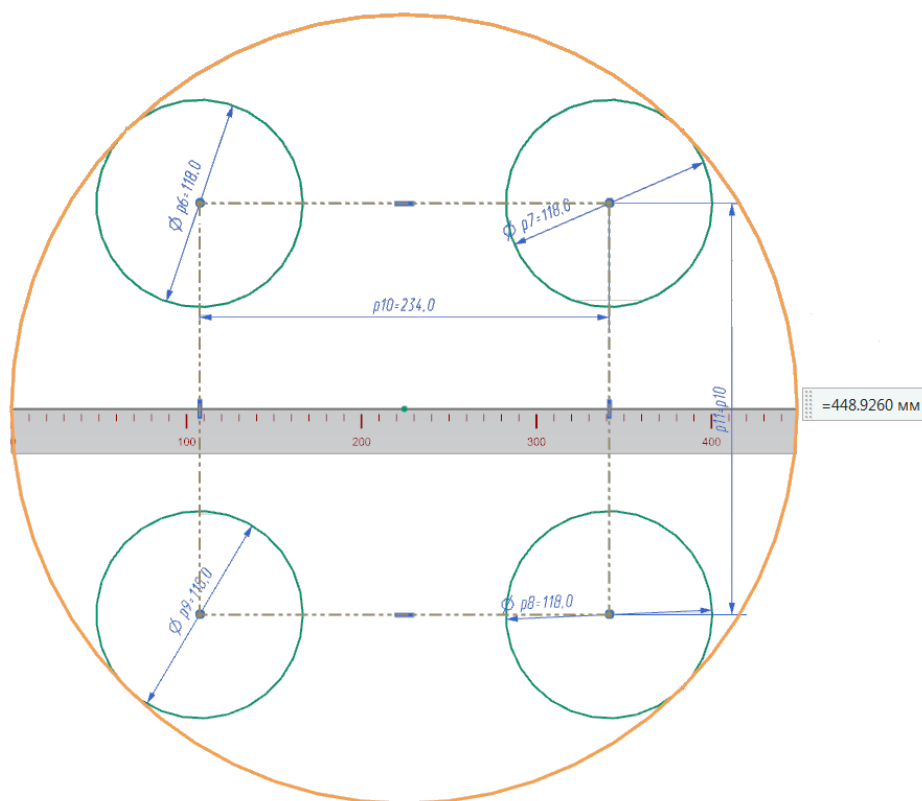


Рис. 2.9. Определение эквивалентного диаметра отверстия

Где $m = \pi \frac{D^2}{4} \rho b$, подставив значение m и сократив выражение получим.

$$V_{\text{ЭКВ}} = 2 \frac{D_{\text{отв}} V_1}{D_{\text{отвЭ}}}$$

Подставив данные для скорости удара $V_0 = 80$ м/с и толщины пластины $b = 41$ мм получим.

$$V_{\text{ЭКВ}} = 2 \frac{0,118 * 45,5}{0,449} = 23,9 \text{ м/с}$$

Аналогично проведён расчёт для разных толщин пластины на скорости взаимодействия 80 м/с. Полученные данные представлены на рис. 4.3.

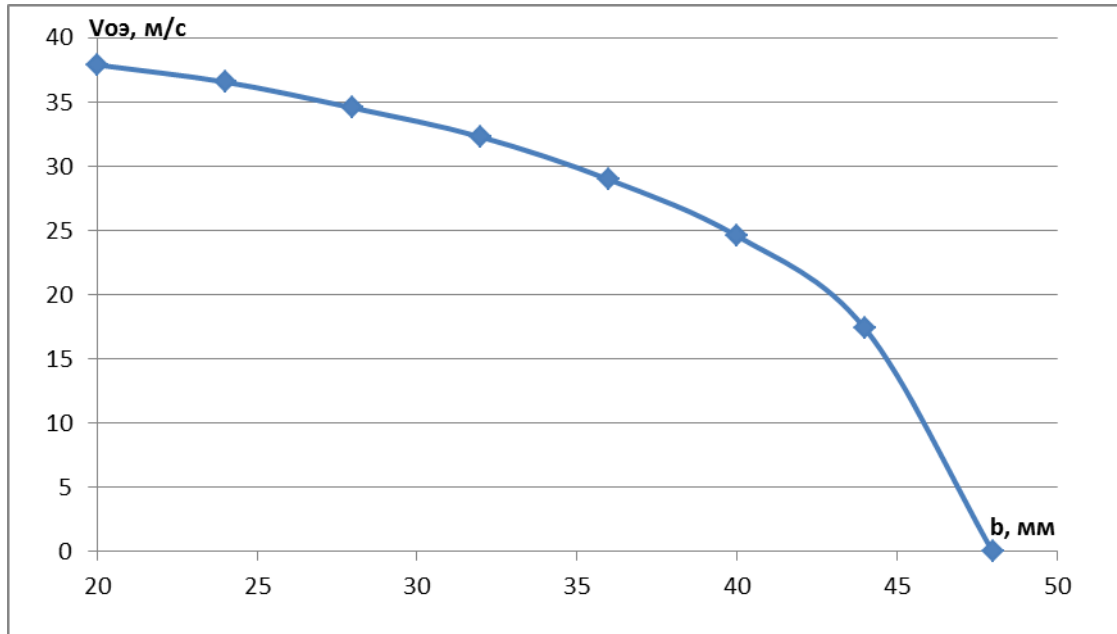


Рис. 2.10. Запреградная скорость ударника для эквивалентного диаметра отверстия и массы запреградного потока, при разной толщине пластины.

Вывод: необходимое отверстие для проведения тушения с вертолѐта обеспечивается одновременным залпом четырёх гранат.

3. Выбор элементов конструкции гексакоптра

3.1. Выбор электродвигателя

Использование бесколлекторного двигателя в качестве силовой установки, обусловлено следующими преимуществами [20]:

- широкий диапазон изменения частоты вращения;
- корпус можно изготовить пыле и влаго – непроницаемым.
- бесконтактность и отсутствие узлов, требующих частого обслуживания;
- возможность использования во взрывоопасной и агрессивной среде;
- большая перегрузочная способность по моменту;
- высокие энергетические показатели (КПД достигает 95%)
- большой срок службы и высокая надежность;

Недостатки:

- высокая стоимость, из-за использования постоянных магнитов;

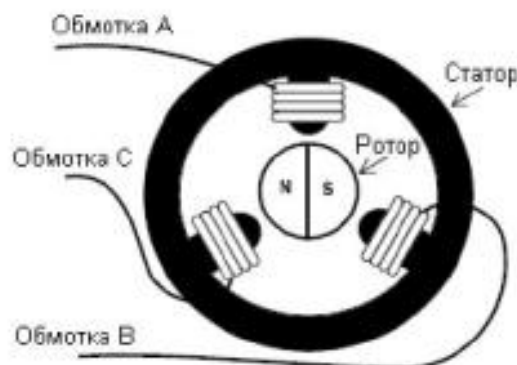


Рис 3.1. Схема бесконтактного двигателя

Для проектируемого гексакоптра был выбран двигатель U-15 II KV100 фирмы T-motors.

Характеристики двигателя U-15 II KV100 при температуре 20° Цельсия:

- Масса – 1740 грамм;
- U_{max} – 60 В
- I_{max} – 200 А
- P_{max} – 9942 Вт
- kV – 100 об/В

Для проведения расчетов необходимо построить зависимость мощности от оборотов и силы тока от оборотов. Зная формулу зависимости максимального количества оборотов от напряжения:

$$n_{max} = U * kV$$

где:

n_{max} – максимальное количество оборотов вала электродвигателя;

U – напряжение, подаваемое на обмотки электродвигателя;

kV – характеристика электродвигателя, отображающая количество оборотов двигателя на 1 В.



Рис. 3.2. Обмотки электродвигателя

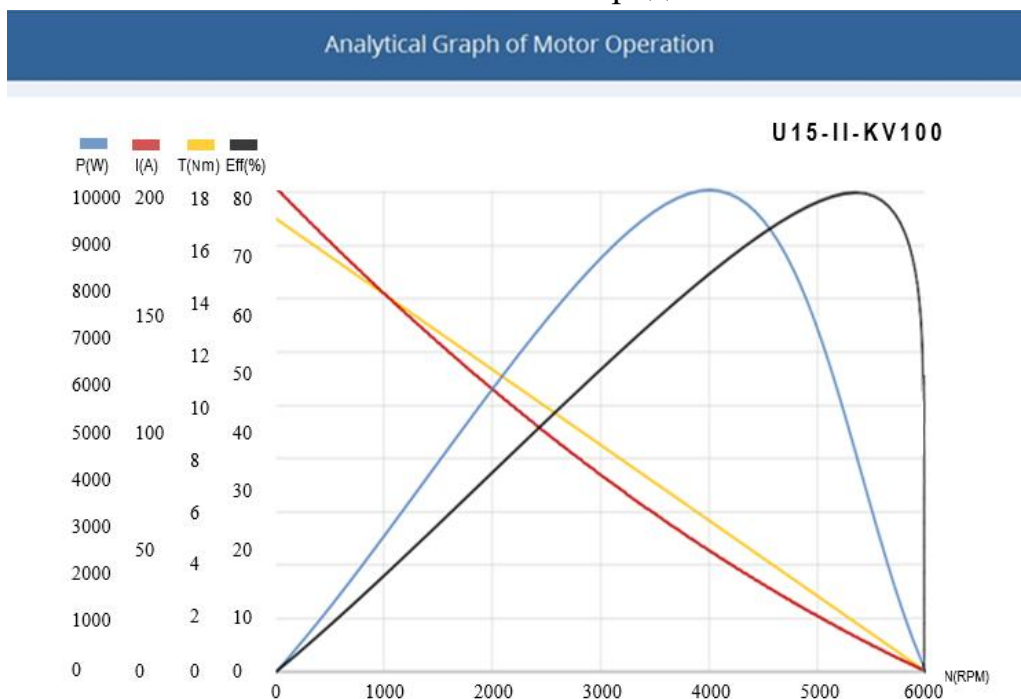


Рис. 3.3. Характеристика электродвигателя

Зависимость мощности от оборотов можно записать:

$$P_{расп}(n) = P_{max} \left[1 - 4 \left(\frac{n}{n_{max}} - \frac{1}{2} \right)^2 \right]$$

где:

$P_{расп}(n)$ – располагаемая мощность;

P_{max} – максимальная мощность;

n – количество оборотов

n_{max} – максимальное количество оборотов.

Зависимость силы тока от оборотов можно записать:

$$I(n) = I_{max} \left[1 - 4 \left(\frac{n}{n_{max}} \right)^2 \right]^{0,2+0,5 \frac{n}{n_{max}}}$$

где:

$I(n)$ – сила тока;

I_{max} – пусковой ток.

3.2. Регулировка оборотов электродвигателя

Электродвигатель потребляет большие токи, в связи с этим управление происходит не напрямую от контроллера, а через специальные аппаратные драйвера. Регуляторы получают питание от основного бортового питания, а управляющий сигнал получают от контроллера. На выходе регулятора стоит три управляющих провода (А, В, С) которые идут к обмоткам двигателя [26].

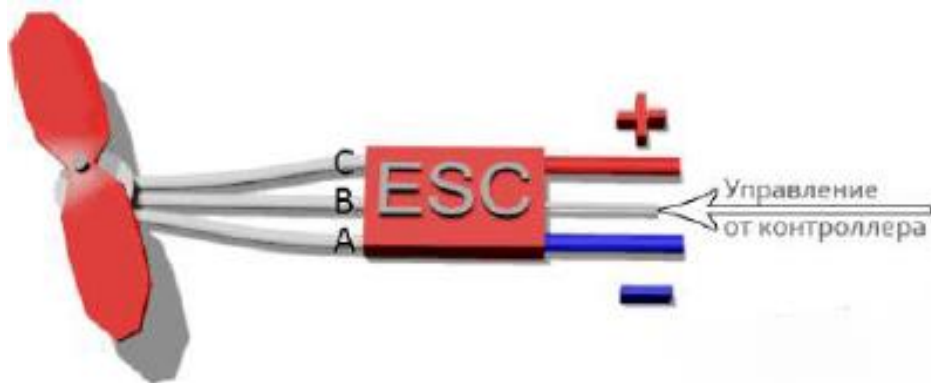


Рис. 3.3. Устройство регулятора

Двигатель имеет три вывода (фазы), на которые подается питание, в разные моменты времени. Это реализуется с помощью электронных ключей так называемых Мосфеты (MOSFET), включенных по мостовой схеме.

MOSFET – metal oxide semiconductor field effect transistor – это полевой транзистор с изолированным затвором.

Напряжения на обмотку нужно подавать в зависимости от положения двигателя. Для определения положения используются датчики Холла работающие на явлении возникновения поперечной разности потенциалов при перемещении проводника с постоянным током в магнитном поле. Для трех фаз используют три датчика с дискретными выходами. Ниже представлена схема работы согласно которой необходимо подавать напряжения на обмотки.

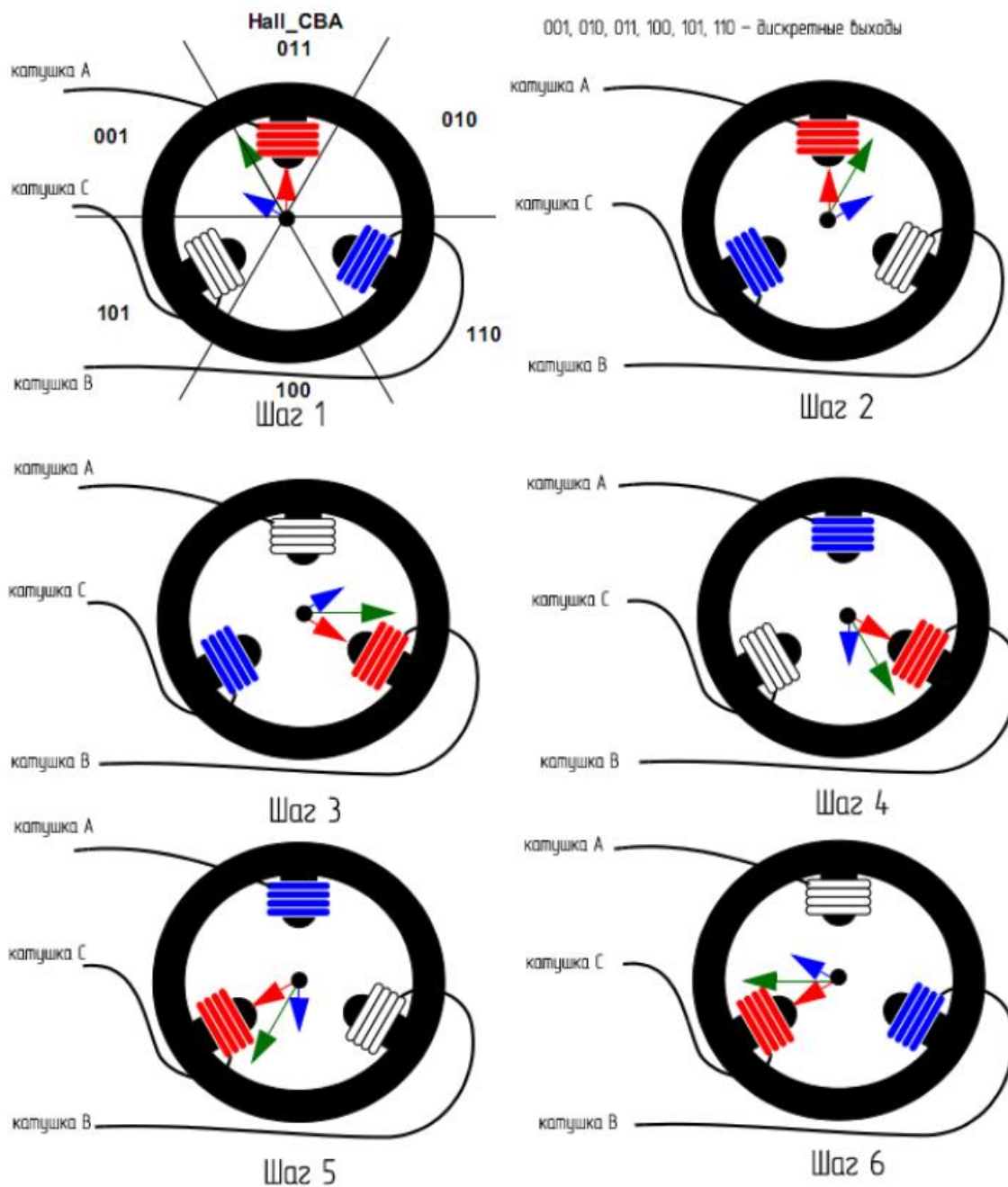


Рис. 3.4. Схема работы обмоток электродвигателя.

Для регулировки напряжения подаваемого на двигатель применяется широтно-импульсная модуляция (ШИМ). С помощью ШИМ ключ открывается не

на все время, а с изменяемой скважностью, т.е. с отношением периода импульса к длительности импульса [27].

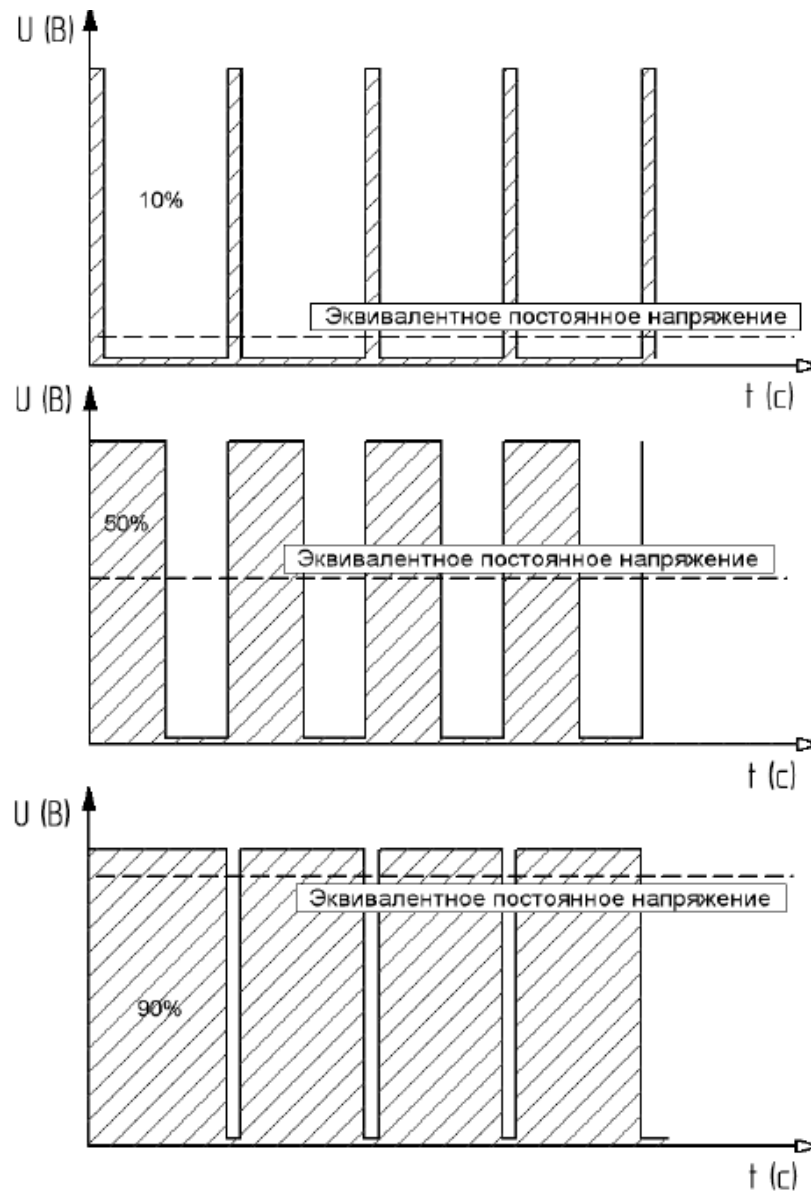


Рис. 3.5. Скважность импульса

3.3. Выбор аккумуляторной батареи

Было произведено сравнение различных типов аккумуляторов.

Табл. 3.1. Сравнение аккумуляторов.

Наименование	Ёмкость (Ач)	Масса (кг)	U (В)
BP7-12RT	4,2	2,4	9,3
LG-35	35	4,2	12,8
TN250-S	250	20	12
BC28-12	16,8	7,9	12

Табл. 3.1. Сравнение аккумуляторов. (продолжение)

Наименование	Ёмкость (Ач)	Масса (кг)	U (В)
BP4_5-12RT	2,7	1,85	12
UPS12-100MR	26	10	12
F 20/15 H1C	15	16,5	24
Panasonic 18650	3,4	0,046	3,6

Выбор был остановлен на небольших аккумуляторах Panasonic 18650 так как при определённой последовательности последовательного и параллельного соединения они дают лучшие весовые характеристики.

4. ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Для решения задач по доставке гранат к месту отстрела предлагается использовать гексокоптер.

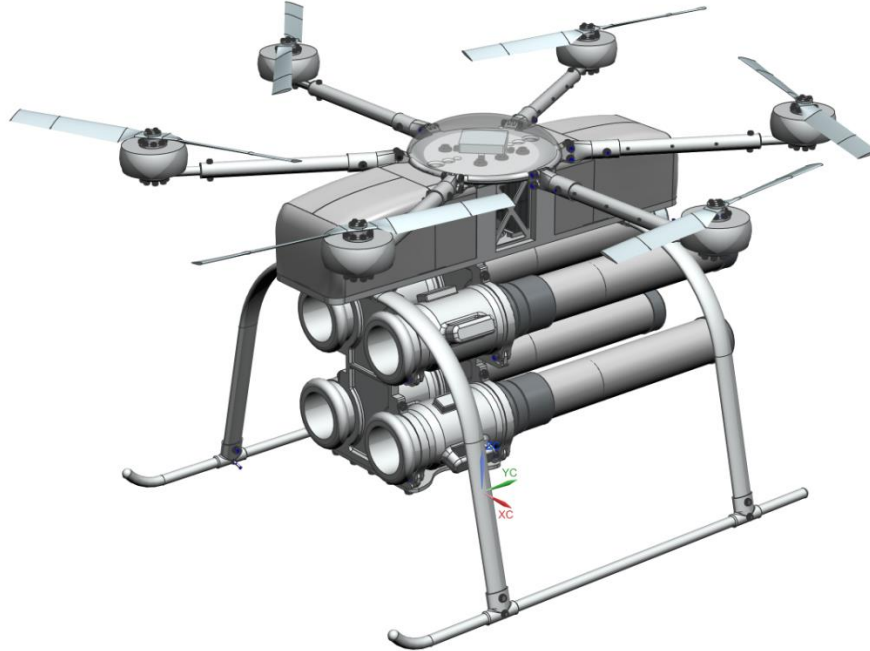


Рис. 4.1. 3D Модель гексакоптера.

Для выбора параметров коптера воспользуемся формулами подобия одиночного винта:

$$T = C_T \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^2,$$

$$P = m_k \frac{\rho (\omega R)^3}{2} \pi R^2,$$

и уравнением для относительного КПД винта:

$$\eta_0 = \frac{C_T^{3/2}}{2m_k},$$

где:

ρ - плотность воздуха на высоте висения аппарата, кг/м³,

ωR - окружная скорость концов лопастей винта, м/с;

C_T - коэффициент силы тяги винта;

m_k - коэффициент крутящего момента винта;

η_0 – КПД винта;

T – сила тяги, реализуемая винтом, Н;

P – мощность, необходимая для привода винта, Вт.

Из этих формул можно вывести формулу Вельнера силы тяги T в зависимости от N в условиях Марса:

$$T = (\sqrt{0.5 \pi \rho_M D P \eta_0})^{2/3}$$

3.1 Поднимаемая масса при фиксированном КПД винта

Так как на режиме висения:

$$m \cdot g_M = T \cdot N,$$

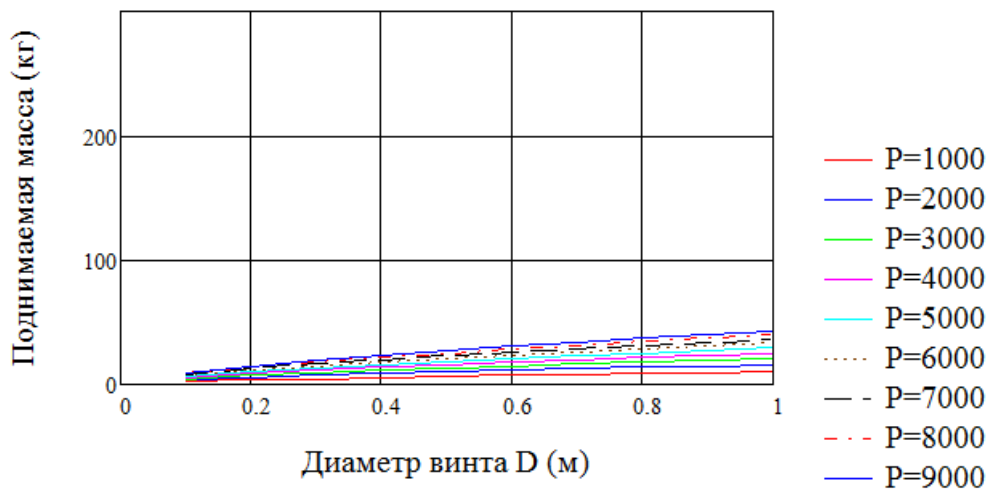
где: m – масса летательного аппарата; кг

N – количество винтов.

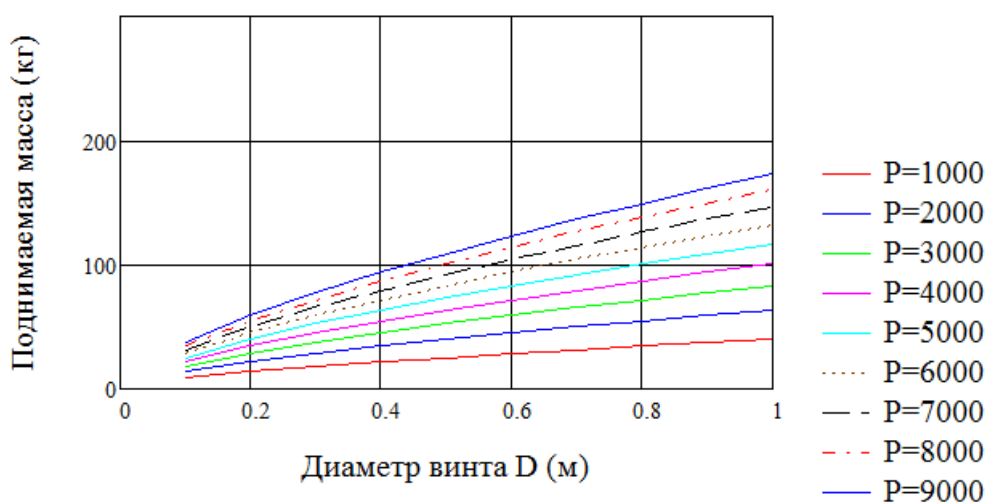
Получим соотношение для расчёта поднимаемой массы m в зависимости от диаметра винта D , мощности на валу N , количества винтов:

$$m = \frac{N}{g_M} (D \eta_0 P \sqrt{\rho_M * \frac{\pi}{2}})^{2/3}$$

Применим на данном этапе, что КПД винта: $\eta_0 \approx 0,7$. Тогда получим следующие соотношения между m , D , N :

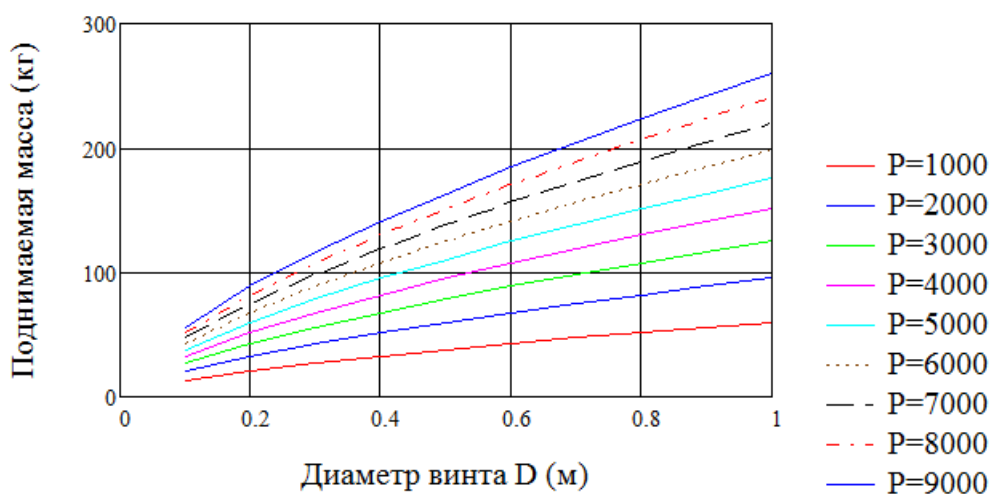


а) $N=2$



б) $N=4$

Рис. 4.2. Поднимаемая коптером масса груза при разных диаметрах D винта, мощностью P и количеством n винтов



в) $N=6$

Рис. 4.2. Поднимаемая коптером масса груза при разных диаметрах D винта, мощностью P и количеством n винтов (продолжение)

Расчёты показывают, что при фиксированном КПД винта, лучше всего подходит схема гексакоптера, так как позволяет нести больший груз при меньшем диаметре винта. Так, например, при $D = 1$ и $P = 9000$ Вт, имеем:

$$m_2 = 86 \text{ кг}$$

$$m_4 = 173 \text{ кг}$$

$$m_6 = 259 \text{ кг}$$

4.2 Аэродинамические характеристики профилей

Допущение в постоянном КПД является достаточно грубым, поскольку не учитывает обороты, с которыми работает винт. Поэтому составим алгоритм выбора параметров гексакоптера, учитывающий характеристики электродвигателя, рабочие обороты лопастей винта и влияние сжимаемости воздуха по аэродинамическим характеристикам профилей лопасти через число Маха в условиях Марса.

Воспользуемся аэродинамическими характеристиками профиля NASA 230-12:

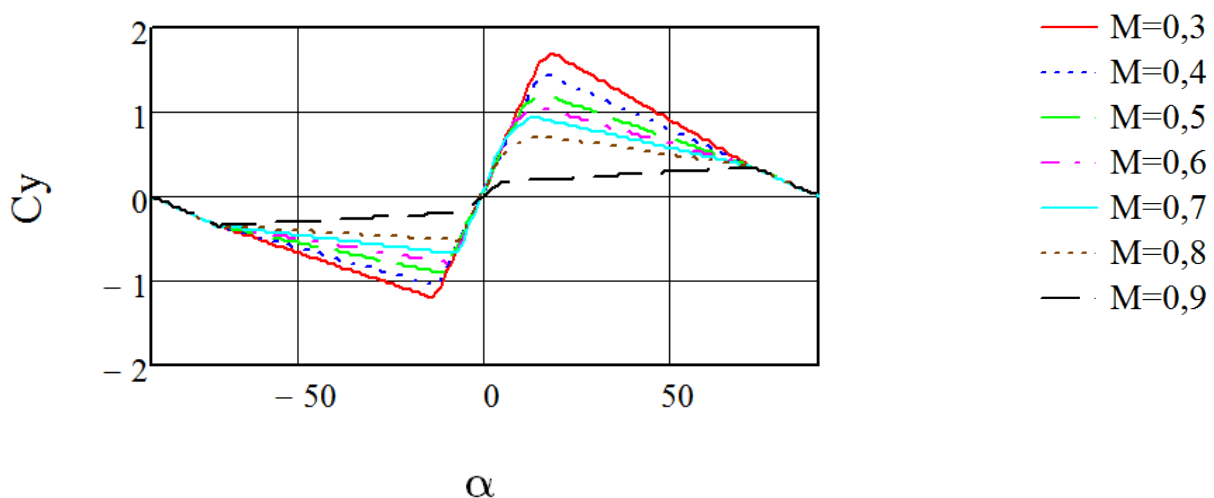


Рис. 4.3. Зависимость C_y от угла атаки – α и числа Маха – M

Предварительный анализ показал, что для получения приемлемых значений заполнения винта, следует проектировать винт с высокими значениями C_y .

Построим зависимость $C_{y_{max}}$ от числа Маха:

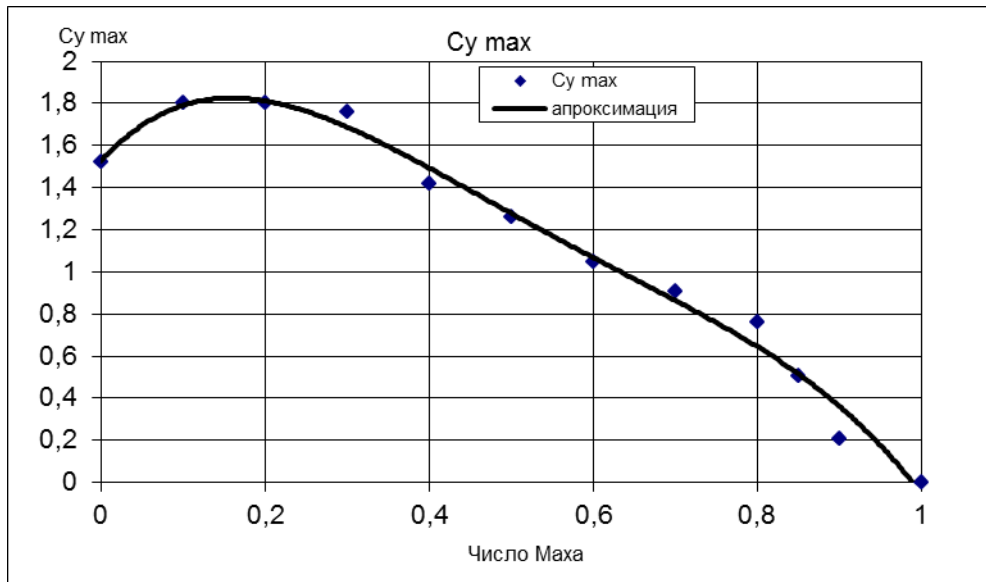


Рис. 4.4. Зависимость $C_{y_{max}}$ от числа Маха

Аппроксимируем его полиномом вида:

$$C_{y_{max}} = -10.066 M^4 + 22.409 M^3 - 18.163 M^2 + 4.2396 M + 1.5804$$

Аналогично поступим с зависимостью $C_x(\alpha, M)$. Исследуем зависимость C_x от угла α и числа Маха M :

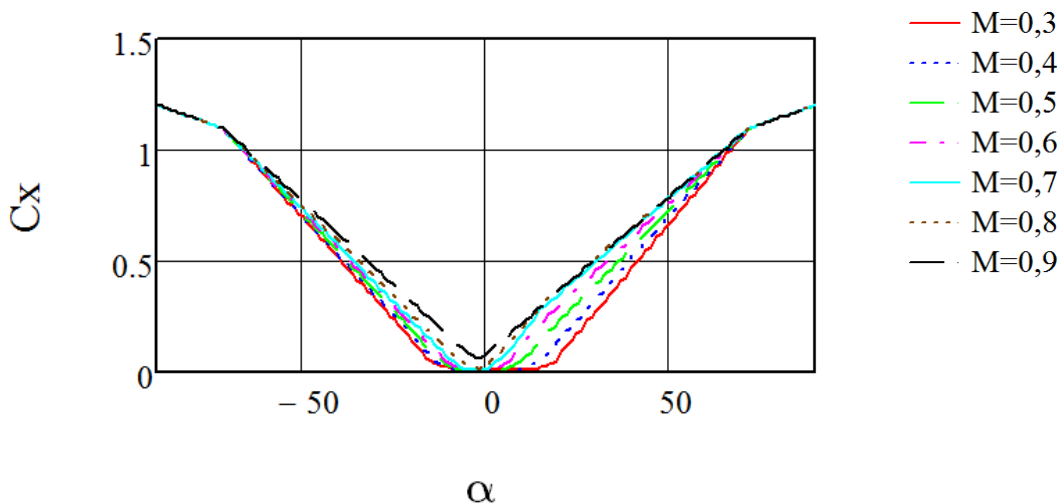


Рис. 4.5. Зависимость C_x от угла атаки α и числа Маха

Построим зависимость $C_{y_{max}}$ от $C_{x_{max}}(M)$, где $C_{x_{max}} = C_x(\alpha_{кр}, M)$, где $\alpha_{кр}$ находится из условия $C_{y_{max}} = C_y(\alpha_{кр}, M)$

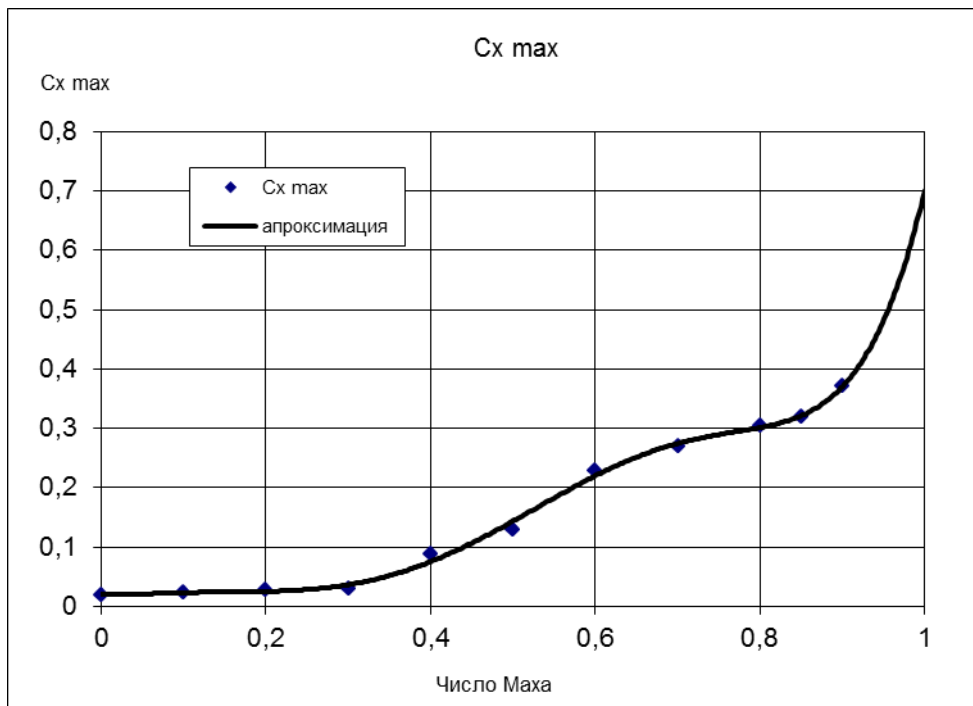


Рис. 5.6. Зависимость $C_{x_{max}}$ от числа Маха

Зависимость $C_{x_{max}}(M)$ аппроксимируем полиномом вида:

$$C_{x_{max}} = 26.971 M^6 - 61.469 M^5 + 47.426 M^4 - 13.839 M^3 + 1.627 M^2 - 0.0355 M + 0.02$$

4.3 Подбор винта под заданный двигатель

Для определения рабочих оборотов винта, следует найти точку пересечения зависимостей располагаемой мощности и потребной от оборотов:

$$P_{\text{потр}}(n) - P_{\text{расп}}(n) = 0, \quad (1)$$

где:

$P_{\text{потр}}$ – потребная мощность, Вт:

$$P_{\text{потр}} = \frac{\rho_M}{8} m_k \omega R^3 \pi D^2, \text{ Вт}$$

где:

ωR – окружная скорость, м/с:

$$\omega R = \frac{\pi n D}{60}; \text{ м/с}$$

m_k – коэффициент крутящего момента который равен:

$$m_k = \frac{J_v}{2} C_T^{3/2} + \frac{C_{xp7} \cdot \sigma_7}{4}$$

$J_v = 1,05$ – коэффициент индукции винта

Коэффициент силы тяги винта C_T находим из условия висения гексакоптера с массой m . Учтём перегрузку n_y и количество винтов N :

$$C_T = \frac{8 m g_M \cdot n_y}{N \cdot \rho_M \cdot \omega R^2 \pi D^2}$$

C_{xp7} – коэффициент профильного сопротивления лопасти в характерном сечении лопасти на радиусе $\bar{r} = 0,7$

Будем выбирать параметры таким образом, чтобы в характерном сечении лопасти коэффициент подъёмной силы был близок к максимальному при данном числе Маха, но не доходить до него

$$C_{y7} \approx 0,85 C_{y_{max}}(0,7) = C_y(\alpha_{кр}, M_7)$$

Где M_7 – число Маха в характерном сечении лопасти

$$M_7 = 0,7 M_0 = 0,7 \frac{\omega R}{a_M}$$

Тогда находим $C_{xp7} = C_{xp}(\alpha_{кр}, M_7)$

По принятому значению C_{y7} и потребному C_T можно найти потребный коэффициент заполнения винта σ_7 :

$$\sigma_7 = \frac{3 C_t}{k \cdot C_{y7}}$$

Располагаемая мощность на валу винта находится по формуле:

$$P_{расп} = P_{max} \left[1 - 4 \left(\frac{n}{n_{max}} - 0.5 \right)^2 \right], \text{Вт}$$

где:

n_{max} – максимальное количество оборотов:

$$n_{max} = kV \cdot U_{max}, \text{об/мин}$$

P_{max} – максимальная мощность двигателя, Вт;

U_{max} – максимальное рабочее напряжение двигателя, В;

I_{max} – максимальная сила тока номинального режима двигателя, А;

kV – количество оборотов вала приходящееся на 1 вольт, об/мин;

При выборе параметров винта необходимо обеспечить условие дозвукового обтекания конца лопасти

ωR_{max} – ограничение по максимальной окружной скорости:

$$\omega R_{max} \leq a_M = 334 \text{ м/с}$$

Откуда вытекает ограничение по максимальному диаметру винта D_{max}

$$D_{max} = \frac{\omega R_{max} 60}{n_{max} \pi}$$

Найдем ограничение по окружной скорости от заданного диаметра:

$$\omega R_{max} = \frac{D n_{max} \pi}{60}$$

В частности, для электродвигателя $U-15 II$ у которого $kV = 100$, $U = 60$,

$$n_{max} = kV \cdot U_{max} = 6000 \text{ (об/мин)}, \text{ получаем } D_{max} = 1,082 \text{ (м)}$$

На рисунке 4.6 показан график зависимостей потребной и располагаемой мощностей от оборотов винта диаметра D , спроектированным под условия электродвигателя $U-15 II$ с $n_{max} = 6000$ об/мин:

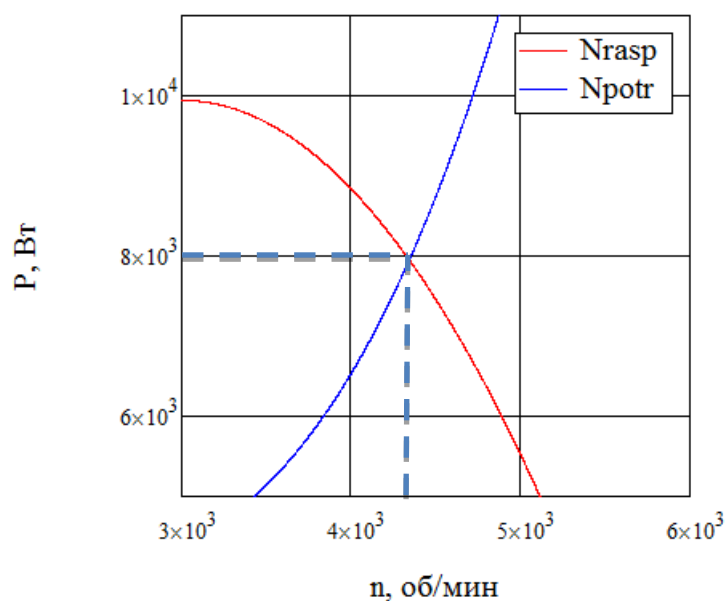


Рис. 4.7. Зависимость потребной и располагаемой мощностей от оборотов вала и электродвигателя

По точке пересечения потребной и располагаемой мощности находится число оборотов, необходимое для висения. Видно, что их совместная работа возможна на режиме $n = 4300$ (об/мин) и $P = 8000$ (Вт)

Исследуем зависимость выбора оборотов от диаметра винта под заданный двигатель *U-15 II* решая трансцендентное уравнение (1), при следующих условиях:

$m = 140$ – поднимаемая масса, кг;

$N = 6$ – количество винтов;

$n_y = 1,2$ – коэффициент перегрузки

U-15 II – электродвигатель. Его характеристики приведены ниже в табл. 6.1.

$$n = \frac{\omega R 60}{D \pi}$$

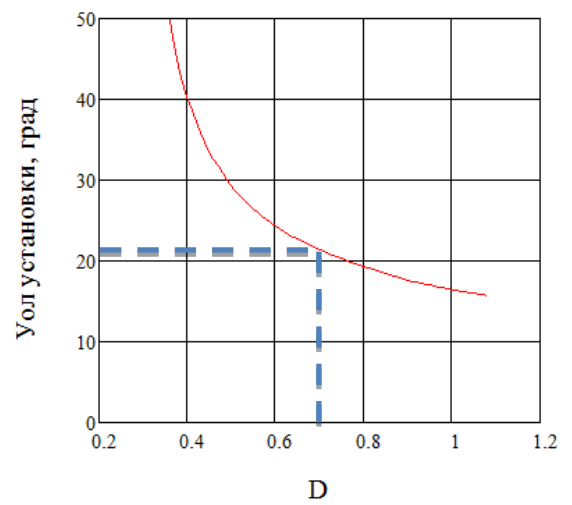
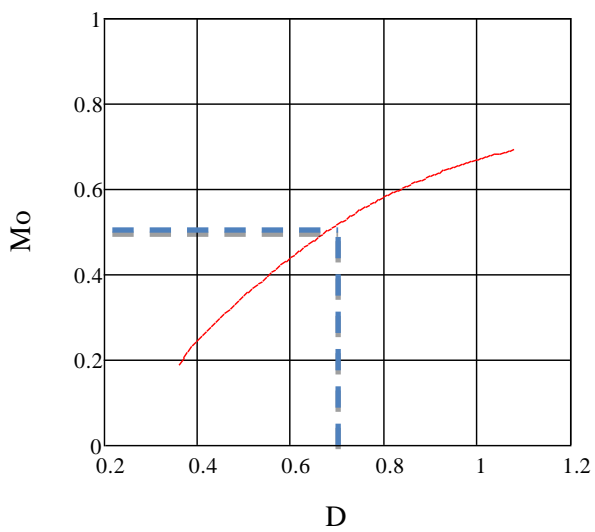
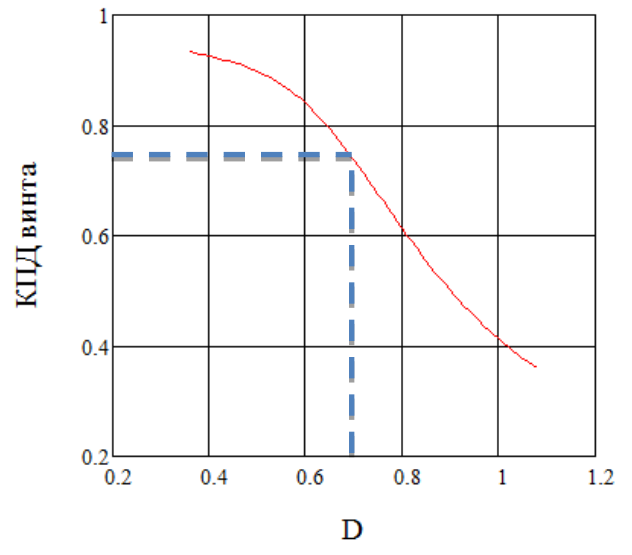
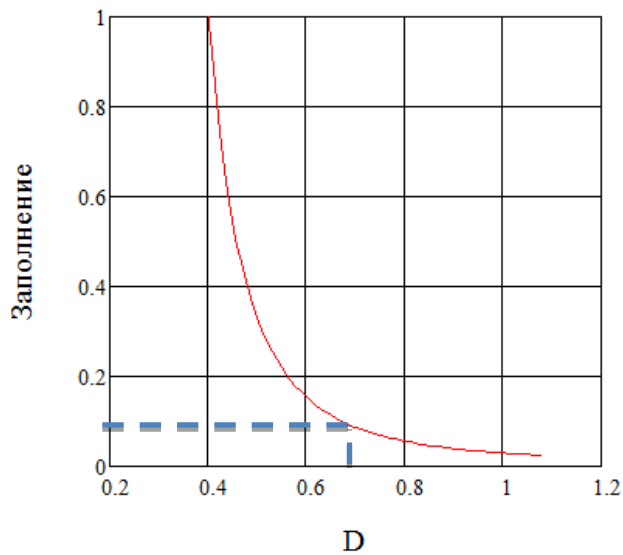
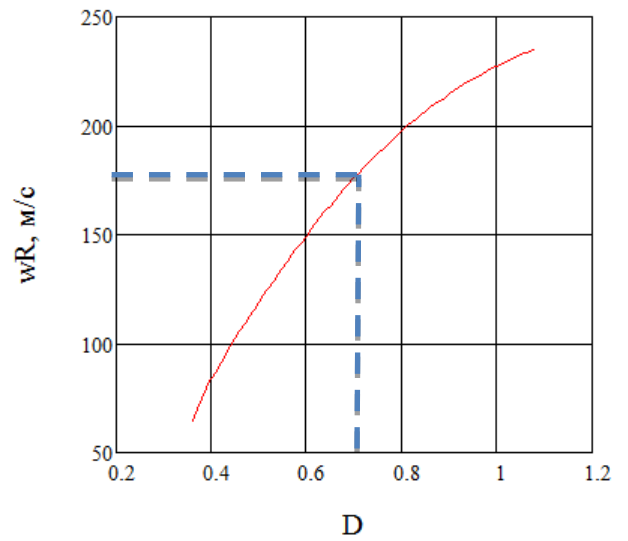
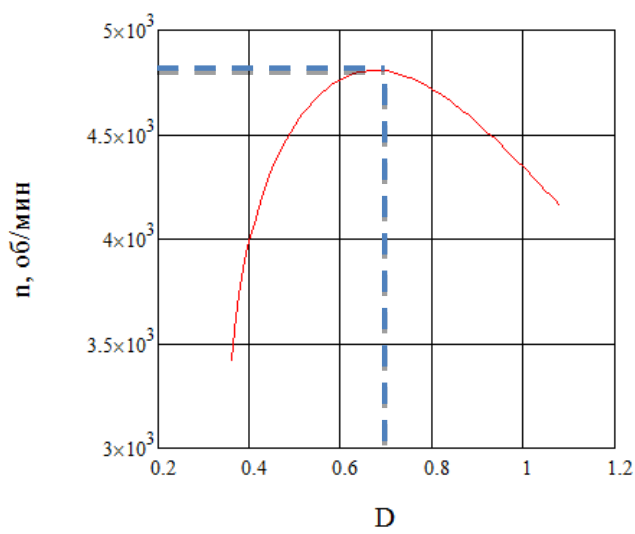


Рис.4.8. Характеристики совместной работы электродвигателя *U-15 II* с винтами разного диаметра

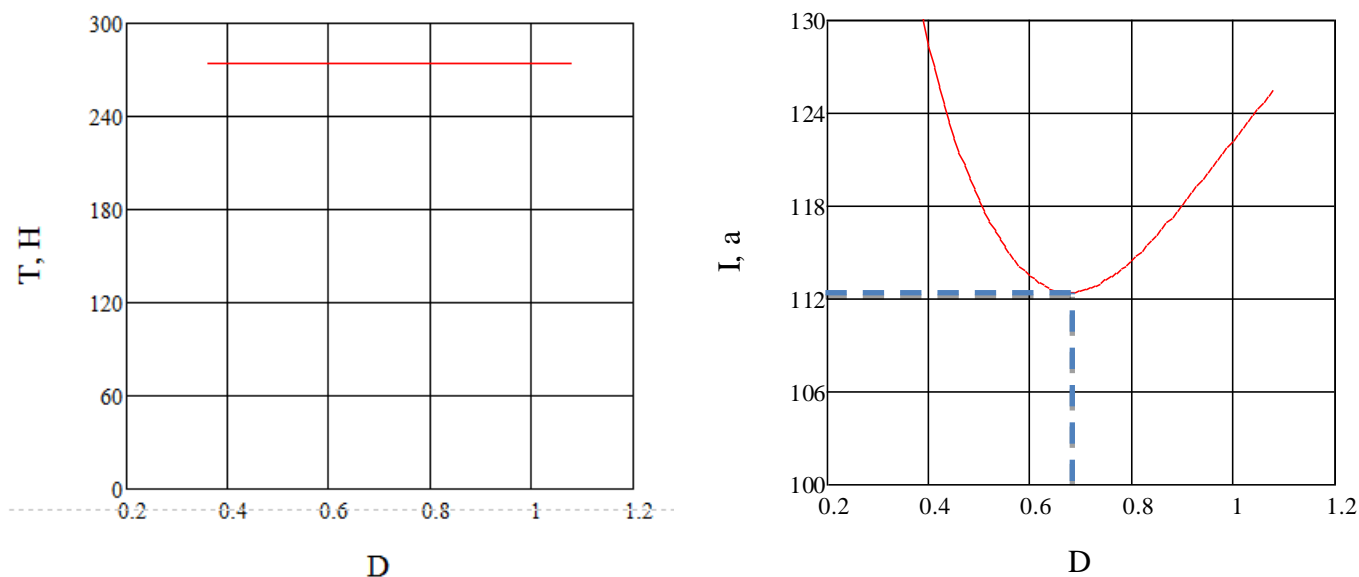


Рис.4.9. Характеристики совместной работы электродвигателя *U-15 II* с винтами разного диаметра (продолжение)

Критерием для выбора диаметра винта D является минимальная электрическая мощность L . Она определяет максимальную продолжительность полёта коптера с заданной ёмкостью аккумулятора.

Параметрам двигателя и БПЛА соответствуют следующие параметры:

- 1) диаметр винта $D = 0,7$ (м);
- 2) заполнение винта $\sigma_7 = 0,14$;
- 3) рабочие обороты $n = 4800$ (об/мин);
- 4) окружная скорость $\omega R = 176$ (м/с);
- 5) число Маха в концевом сечении $M_0 = 0,52$;
- 6) угол установки винта $\varphi_7 = 21,4^\circ$;
- 7) КПД винта $\eta_0 = 0,74$;
- 8) сила тяги винта $T = 274,4$ (Н);
- 9) сила тока $I = 112,4$ (А);
- 10) потребная мощность $L = 6750$ (Вт).

4.4 Расчёт времени полёта гексакоптера

Рассчитаем время полёта для двигателей, используя 782 аккумулятора *Panasonic 18650* последовательно и параллельно соединённых.

При последовательном подключении напряжение суммируется, а ёмкость всех аккумуляторов равняется ёмкости одной батареи. При параллельном подключении суммируется ёмкость, а напряжение всех аккумуляторов равняется напряжению одной батареи.

$$U_{\Sigma\text{бат}} = U_{\text{бат}} * N_{\text{послед}},$$

$$C_{\Sigma\text{бат}} = C_{\text{бат}} * N_{\text{парал}},$$

Батареи объединённые последовательно формируются в блоки, эти блоки подключаются параллельно.

Чтобы найти потребляемую мощность всех двигателей, суммируем мощности каждого двигателя:

$$L_{\text{сумм}} = \sum_{N_{\text{дв}}=1}^{N_{\text{дв}}} L_{\text{двиг}}$$

Для расчёта времени полёта, используем следующую формулу:

$$t = \frac{60 * C_{\text{бат}}}{I_{\Sigma}} = \frac{60 * C_{\text{бат}}}{L_{\text{сумм}}/U_{\text{бат}}} = \frac{60 * C_{\text{бат}} * U_{\text{бат}}}{L_{\text{сумм}}}$$

$C_{\text{бат}}$ (Ач) – ёмкость одного аккумулятора,

$C_{\Sigma\text{бат}}$ (Ач) – ёмкость аккумуляторов

$N_{\text{акк}}$ – количество аккумуляторов

$U_{\text{двиг}}$ (В) –напряжение, подаваемое на электродвигатель;

$L_{\text{пот}}$ (Вт) – необходимая мощность двигателя

$L_{\text{сумм}}$ (Вт) – суммарная необходимая мощность двигателей

Таблица 4.1 – Время полёта в зависимости от электродвигателя

Модель двигателя	U-15 II
$U_{\text{двиг}}$, (В)	60
$L_{\text{пот}}$, (Вт)	40500
$N_{\text{бат}}$	782
$N_{\text{послед}}$	17
$N_{\text{парал}}$	46
$L_{\text{сумм}}$, (Вт)	40500
$U_{\text{бат}}$, (В)	3,6
$U_{\Sigma\text{бат}}$, (В)	61,2
$C_{\text{бат}}$, (Ач)	3,4
$C_{\Sigma\text{бат}}$, (Ач)	156,4
Время полёта ,(мин)	14
Время полёта с учетом падения напряжения и других потребителей ,(мин)	10

Полученные характеристики дают возможность выбора решающих параметров винта гексакоптера, массой 140 кг с электродвигателем U-15 II.

4.5 Рабочие характеристики винтомоторной группы с электродвигателем U-15 II

Используя описанный ранее подход, построим алгоритм решения характеристик винтомоторной группы с выбранными параметрами при управлении рабочими оборотами и реализуемой силой тяги винта, подаваемой на электродвигатель напряжением.

Алгоритм расчёта формируется следующим образом:

задаём напряжение U ,

затем находим максимальное количество оборотов n_{max} ,

далее численно решается уравнение (1).

Определение характеристик винта под следующие параметры:

диаметр винта $D = 0,7$ (м)

заполнение винта $\sigma_7 = 0,14$

угол установки $\varphi_7 = 21,4^\circ$

количество винтов $N = 6$

мощность двигателя $P_{max} = 9942$ Вт

максимальное напряжение $U_{max} = 60$ В

максимальная сила тока $I_{max} = 200$ А

оборотов на один вольт $kV = 100$

При известных оборотах n и $P_{расп}$ находятся по уравнению (1). Расчёт $P_{потр}$ ведётся методом последовательных приближений.

При известных оборотах n , находим окружную скорость ωR в характерном сечении:

$$M_7 = 0,7 \frac{\omega R}{a_M}$$

Угол притекания:

$$\beta = \arctan \frac{\overline{V}_y}{0,7}$$

Находим угол атаки в характерном сечении:

$$\alpha = \varphi_7 - \beta$$

Для угла атаки находится C_y по характеристикам известных профилей:

$$C_y = C_y(\alpha, M_7)$$

Коэффициент тяги C_T , определяем среднее значение по диску индуктивных скоростей:

$$V_y = \frac{1}{2} \sqrt{C_T}$$

Организуем итерационный процесс до тех пор, пока разница между двумя значениями угла атаки меньше на $0,1^\circ$:

$$\Delta\alpha = 0,1^\circ$$

Затем находим коэффициент профильного сопротивления:

$$C_x = C_x(\alpha, M_7)$$

Далее находим коэффициент крутящего момента m_k , и потребную мощность $P_{\text{потр}}(n)$

Затем вычисляются рабочие обороты через решение уравнения (1).

η_Y – КПД электродвигателя:

$$\eta_Y = P/L$$

P – механическая мощность

L – электрическая мощность

η_Σ – суммарный КПД

$$\eta_\Sigma = \eta_0 \cdot \eta_Y$$

На рисунке 4.9 приведены располагаемые характеристики винтомоторной группы с электродвигателем.

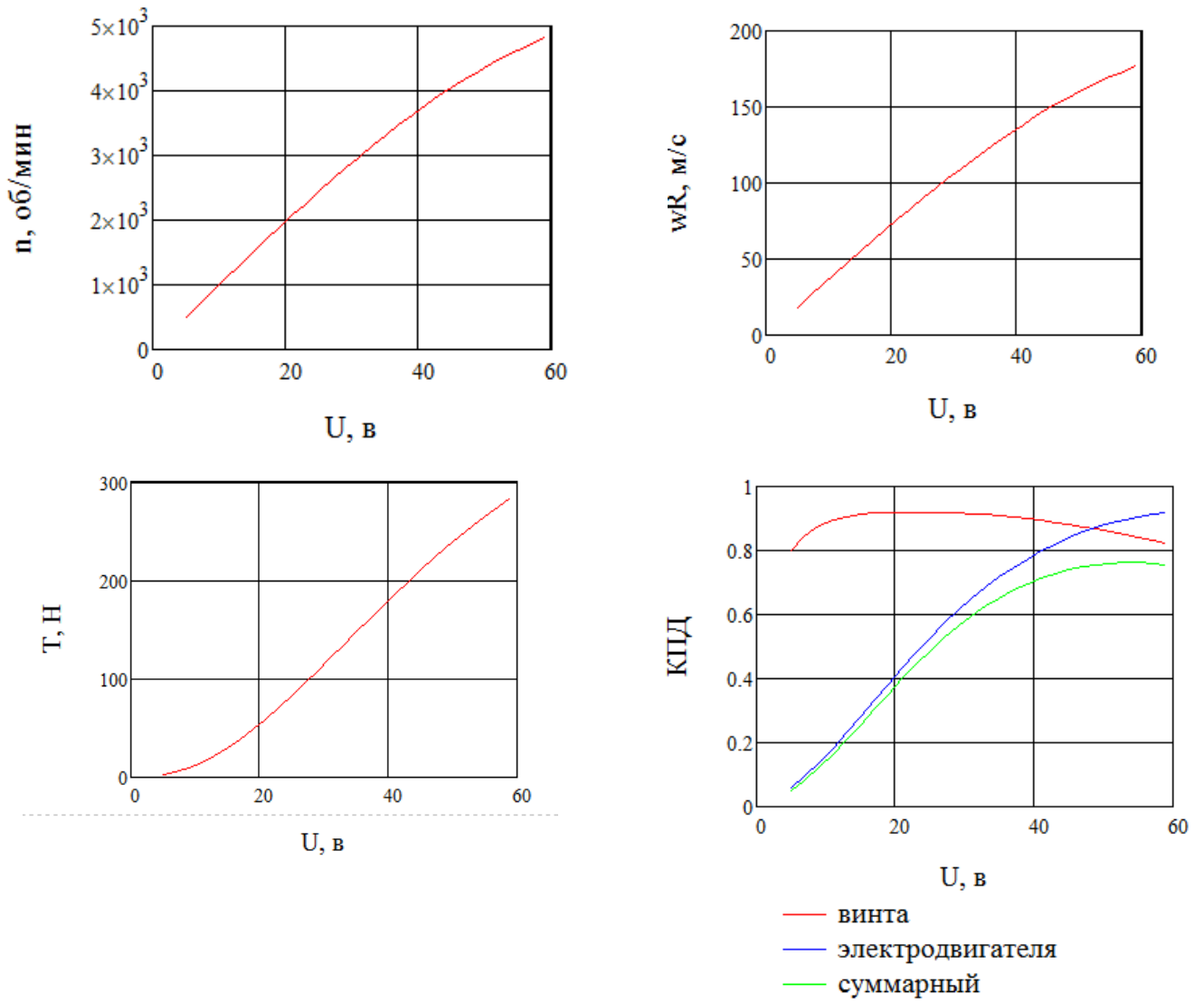


Рис. 4.9. Характеристики винтомоторной группы с электродвигателем U-15 II

4.6 Габариты аппарата

После выбора параметров винтов

Выбрав диаметр несущего винта $D = 0,7$ м, можно найти необходимую длину балки, и габаритные размеры БПЛА

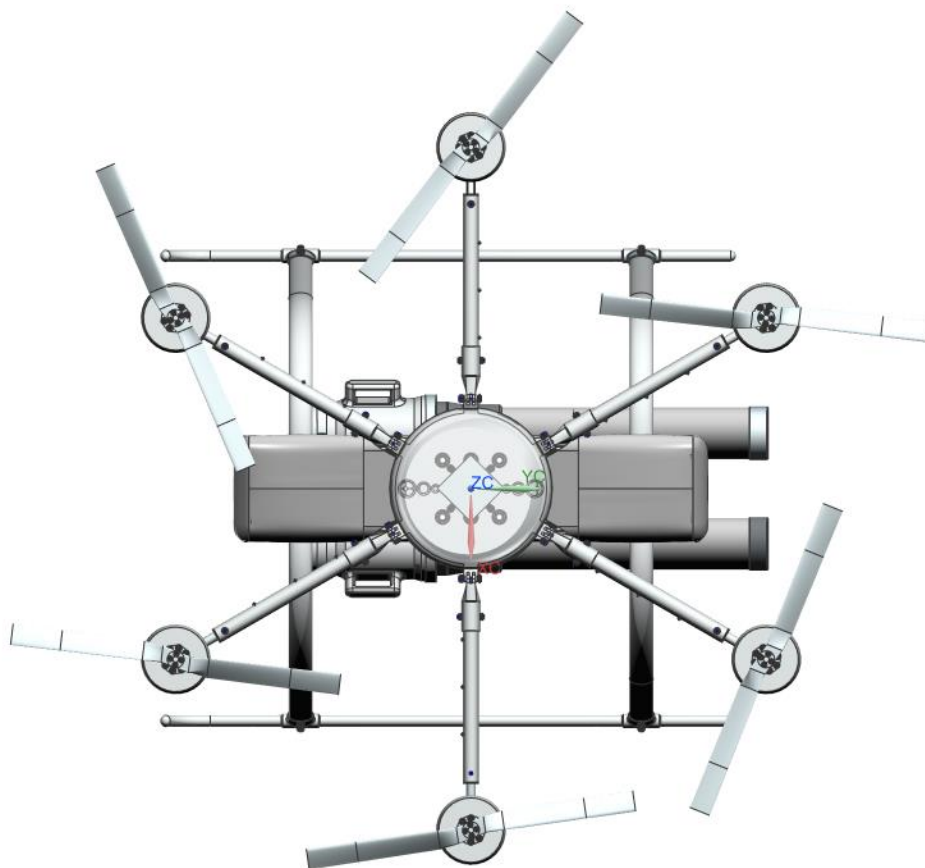


Рис. 3.10. Гексакоптер вид сверху

Так как у нас электродвигатели, нельзя синхронизировать их обороты. Следовательно, нельзя допускать перекрытия винтов. Поэтому длина балки составляет $l = 0,383$ м.

Число лопастей

Площадь диска одного винта:

$$S_{\text{д}} = \pi R^2 = 3,14 \cdot 0,35^2 = 0,384 \text{ м}^2$$

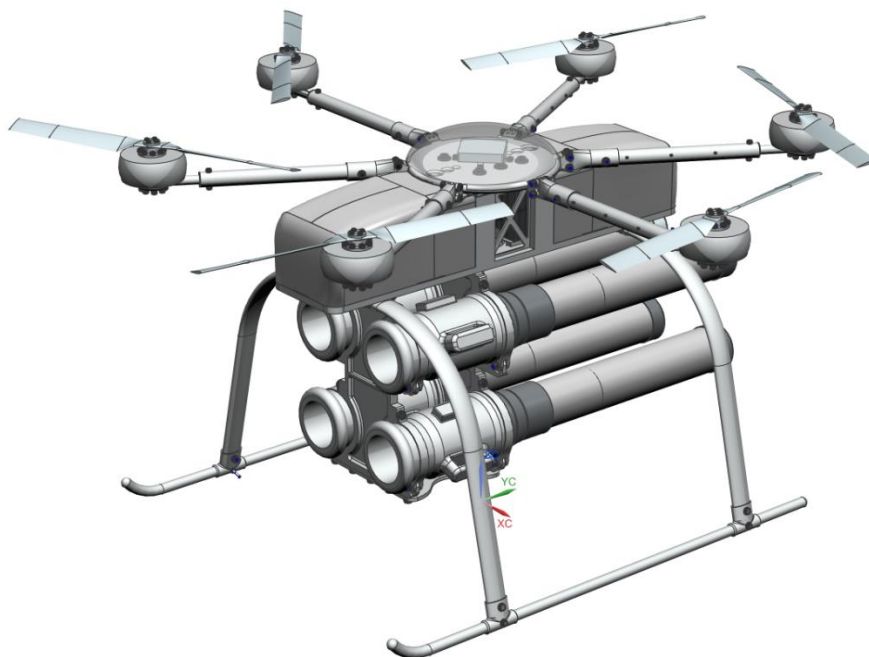
Площадь лопастей винта:

$$S_B = S_D \cdot \sigma = 0,384 \cdot 0,14 = 0,05 \text{ м}^2$$

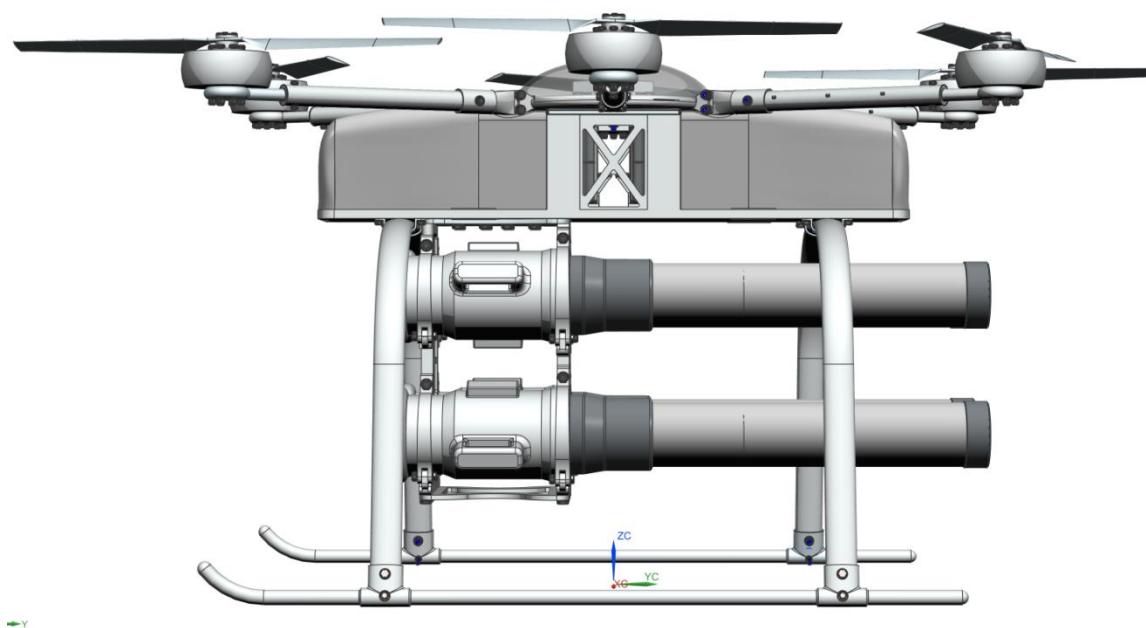
Ширина одной хорды, при количестве лопастей N=2:

$$b = \frac{S_B}{R \cdot n} = \frac{0,05}{0,35 \cdot 2} = 0,077 \text{ м}$$

3D модель



а) изометрия



б) вид сбоку

Рис. 4.11. 3D модель БПЛА

5. ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА И ЛЁТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГЕКСАКОПТЕРА

В режиме висения, тяги всех шести винтов одинаковые. Для компенсации реактивных моментов каждого винта, винты вращаются попарно в разные стороны.

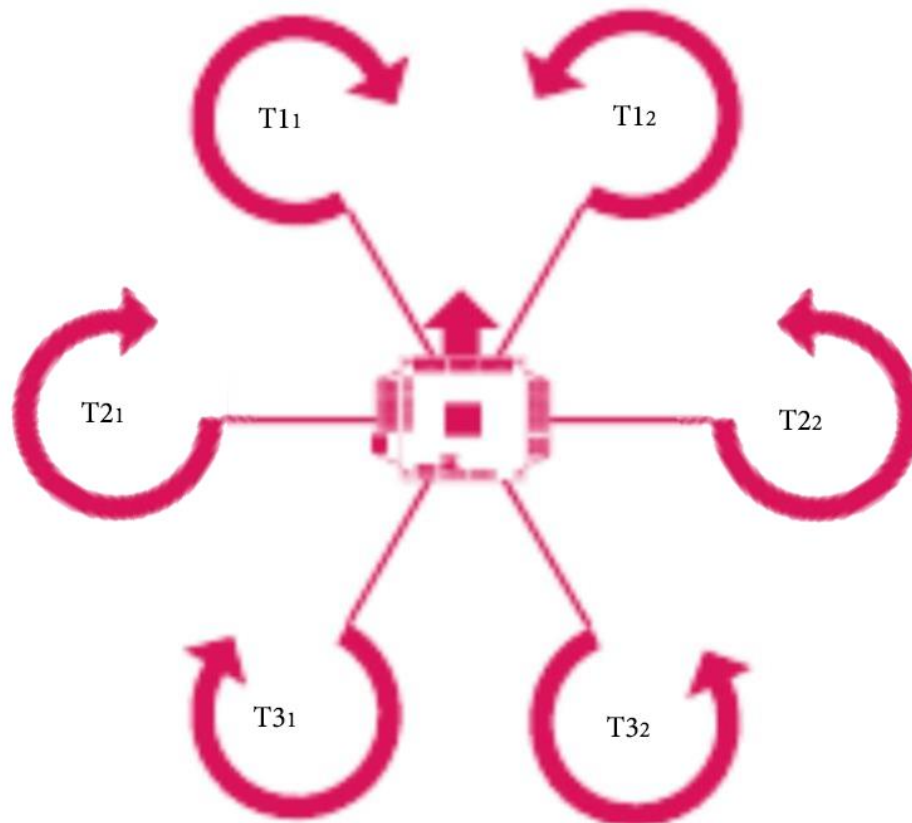


Рис. 4.1. Направления вращений винтов

5.1 Алгоритм расчёта балансировки гексакоптера

В качестве модели принимается летательный аппарат, имеющий абсолютно жёсткую конструкцию с тремя парами винтов. Движение рассматривается в скоростной системе осей координат.

$$\alpha_{\text{в}} + \theta_{\text{тр}} = \vartheta,$$

где ϑ – угол тангажа,

α_B – угол между вектором скорости набегающего потока и плоскостью вращения ВИНТОВ.

$$\alpha_B = \vartheta - \theta_{\text{ТР}};$$

$$V_x = V \cos \alpha_B;$$

$$V_y = V \sin \alpha_B.$$

Вредное сопротивление:

$$Q_x = \frac{\rho}{2} V^2 \cos^2 \alpha_B \sum C_x S_x;$$

$$Q_y = \frac{\rho}{2} V^2 \sin^2 \alpha_B \sum C_x S_x;$$

Табл. 4.2. Вредные сопротивления гексакоптера $C_x(x)$

	Кол-во	C_x	S	$C_x S$	$C_x S$ полное
Верхний обтекатель	1	0,8	0,00728	0,005824	0,005824
Двигатель	4	0,7	0,003144	0,002201	0,008803
Втулка	4	1,3	0,000492	0,00064	0,002558
Крепление двиг.	4	0,48	0,00055	0,000264	0,001056
Луч	2	0,73	0,008755	0,006391	0,012782
Луч под углом	4	0,73	0,008755	0,005535	0,02214
Нижний обтекатель	1	0,74	0,017405	0,01288	0,01288
Рессоры	1	0,5	0,01502	0,00751	0,00751
Полозья	2	0,5	0,008453	0,004226	0,008453
Гранатомёт	4	1,42	0,00055	0,000781	0,003124
Крепление гран-та	1	1,5	0,03006	0,04509	0,04509
итого					0,13022
ИТОГО с поправкой на не учтённое сопротивление					0,169286

Табл. 4.2. Вредные сопротивления гексакоптера $C_x(y)$

	Кол-во	C_x	S	$C_x S$	$C_x S$ полное
Верхний обтекатель	1	0,34	0,08042477	0,027344	0,027344
Двигатель	6	1	0,00427762	0,004278	0,025666
Луч	6	0,73	0,00608867	0,004445	0,026668
Нижний обтекатель	2	0,95	0,02162867	0,020547	0,041094
Рессоры	2	1,5	0,010732	0,016098	0,032196
Полозья	2	1	0,008716	0,008716	0,017432
Гранатомёт	2	1,5	0,025372	0,038058	0,076116
итого					0,246517
ИТОГО с поправкой на не учтённое сопротивление					0,320472

Проекция сил на ось X:

$$\sum X_i = 0;$$

$$2(T_1 + T_2 + T_3)\sin\vartheta + 2(H_1 + H_2 + H_3)\cos\vartheta + Q_x\cos\alpha_B + Q_y\sin\alpha_B = 0,$$

где H – продольные силы;

T_1 – силы тяги передней пары винтов;

T_2 – силы тяги задней пары винтов;

T_3 – силы тяги центральной пары винтов.

Проекция на ось Y:

$$\sum Y_i = 0;$$

$$2(T_1 + T_2 + T_3)\cos\vartheta - 2(H_1 + H_2 + H_3)\sin\vartheta - Q_x\sin\alpha_B + Q_y\cos\alpha_B - mg = 0,$$

Момент тангажа относительно начала системы координат:

$$\sum M_z = 0;$$

$$2a(T_1 - T_2) - mg(X_T\cos\vartheta - Y_T\sin\vartheta) = 0.$$

где X_T – расстояние до центра масс по оси x;

Y_T – расстояние до центра масс по оси y.

a-расстояние между осями соседних винтов

$$a = R\sqrt{3}$$

где R-радиус винта;

l_c – длина стабилизатора.

$$T_3 = 1/2(T_1 + T_2)$$

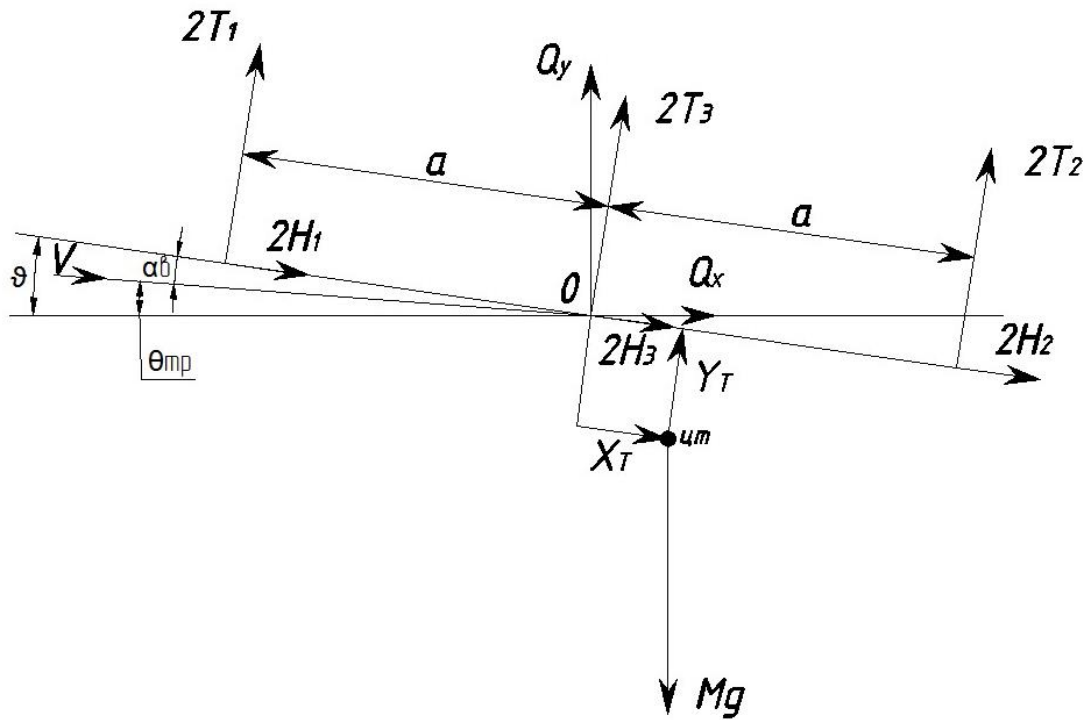


Рис.5.2. Действующие силы на гексакоптер во время полёта

Следовательно:

$$2(H_1 + H_2 + H_3) + Q_x \cos \theta_{\text{TP}} + Q_x \sin \theta_{\text{TP}} + mg \sin \vartheta = 0$$

$$2(T_1 + T_2 + T_3) = 2T_1 + 2T_2 + T_1 T_2 = 3(T_1 + T_2)$$

$$3(T_1 + T_2) \cos \vartheta - 2(H_1 + H_2 + H_3) \sin \vartheta - Q_x \sin \alpha_B - Q_y \cos \alpha_B = mg$$

$$T_1 + T_2 = R = \frac{1}{3 \cos \vartheta} [mg + 2(H_1 + H_2 + H_3) \sin \vartheta + Q_x \sin \alpha_B - Q_y \cos \alpha_B]$$

$$T_1 - T_2 = S = \frac{1}{2a} mg [Y_T \sin \vartheta - X_T \cos \vartheta]$$

$$T_1 = \frac{1}{2} [R + S]$$

$$T_2 = \frac{1}{2} [R - S]$$

$$T_3 = \frac{1}{2} R$$

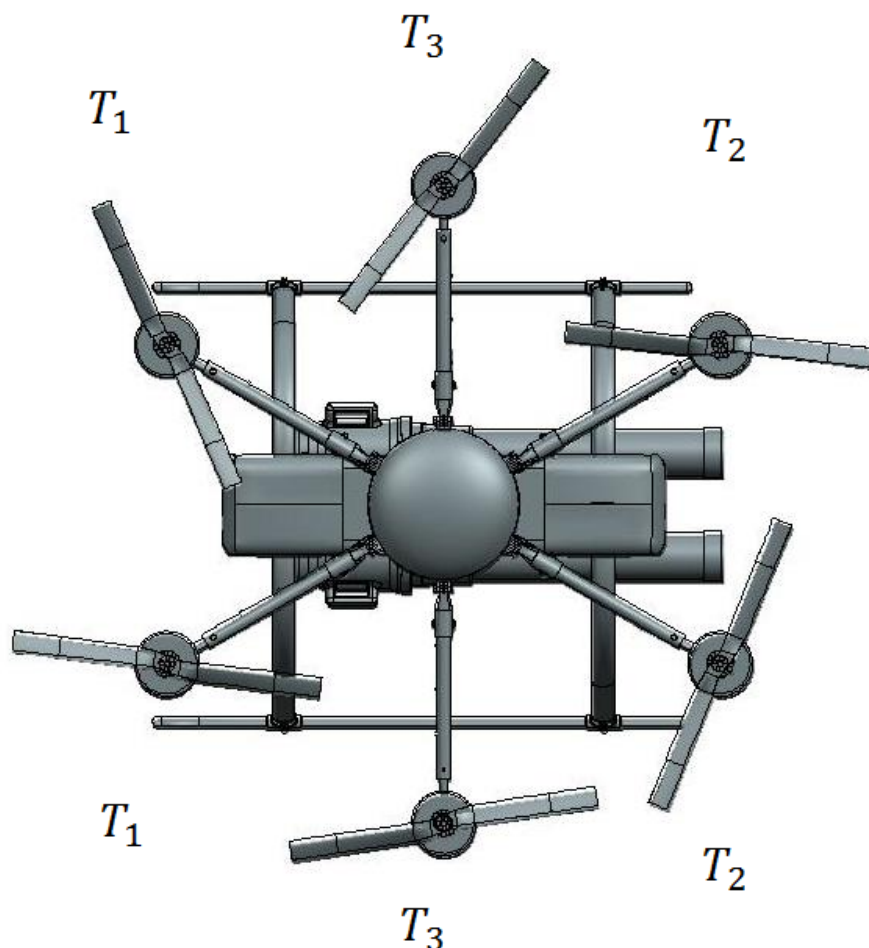


Рис. 4.3. Гексакоптер вид сверху

Для ответа на поставленные вопросы разработана математическая модель анализируемого аппарата, с помощью которой методом численного интегрирования можно рассчитать аэродинамические характеристики жесткого винта фиксированной геометрии, находящегося под определённым углом атаки по отношению к вектору скорости набегающего потока с разными окружными скоростями винта. Модель основана на квазилинейной дисковой вихревой теории винта профессора В.И.Шайдакова [44]. В расчетах используются аэродинамические характеристики профиля лопасти NASA 230-12, заданные по данным [45] в диапазоне углов атаки $-180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ и чисел Маха $0,3 \leq M \leq 0,95$, что позволяет рассматривать и засрывные режимы обтекания сечений лопастей винта.

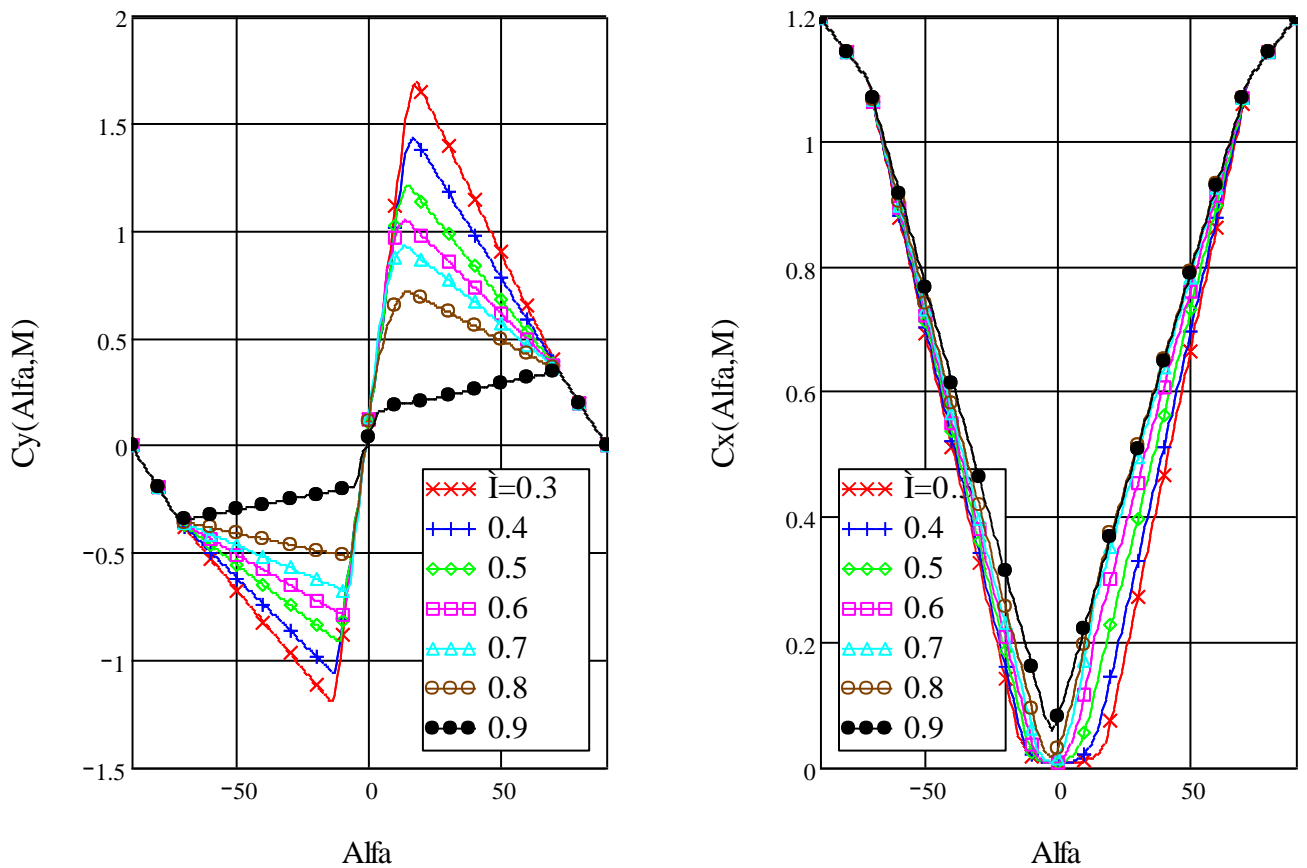


Рис. 4.4. Аэродинамические характеристики профиля NASA 230-12 в диапазоне углов атаки $-90^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ и чисел Маха $0,3 \leq M \leq 0,9$

Рассмотрим k_T -лопастной воздушный винт, расположенный в общем случае полета "винтолета", под углом атаки α_B по отношению к вектору скорости набегающего потока V (рис. 3). Обороты винта в безразмерном виде характеризуются числом Маха в концевом сечении лопасти $M_0 = \omega R/a$.

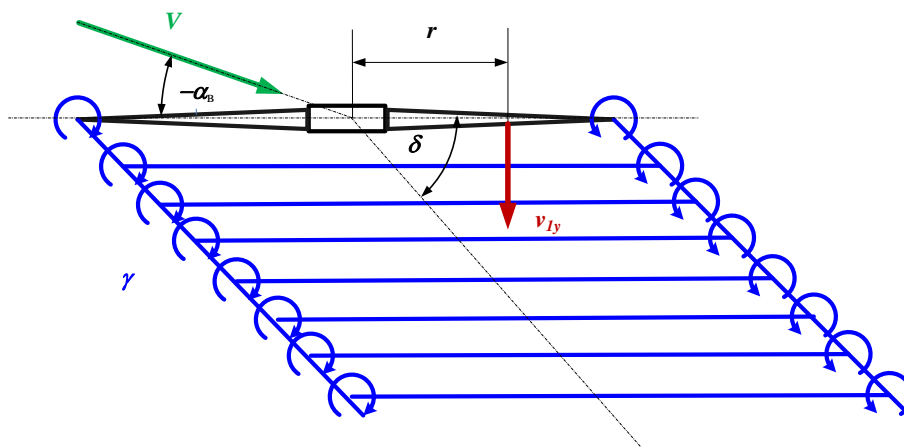


Рис. 5.5. Вихревая модель жесткого воздушного винта в косом потоке

Будем предполагать, что лопасти имеют в общем случае трапецевидную форму в плане $\bar{b}(\bar{r})$ и линейный закон крутки по радиусу $\Delta\varphi(\bar{r})$.

$$\bar{b}(\bar{r}) = \bar{b}_7 \tilde{b}(\bar{r}), \quad \tilde{b}(\bar{r}) = \frac{\eta - \frac{\eta-1}{1-\bar{r}_0}(\bar{r} - \bar{r}_0)}{\eta - \frac{\eta-1}{1-\bar{r}_0}(0.7 - \bar{r}_0)}$$

$$\Delta\varphi(\bar{r}) = \Delta\varphi_\Sigma(0.7 - \bar{r})$$

где: η - сужение лопасти; $\Delta\varphi_\Sigma$ - суммарная геометрическая крутка лопасти; \bar{r}_0 - относительный радиус комлевого сечения лопасти; \bar{b}_7 - относительная хорда в характерном сечении лопасти, расположенном на относительном радиусе $\bar{r} = 0,7$, определяющая коэффициент заполнения k -лопастного винта

$$\sigma_7 = \frac{k\bar{b}_7}{\pi}.$$

Исследовался винт и аппарат в целом с параметрами: диаметр $D = 0,7$ м; хорда лопасти была принята равной $b \approx 0,077$ м; сужение $\eta = 1$; геометрическая крутка $\Delta\varphi_\Sigma = 0$; число лопастей $k_{л} = 3$. В этом случае коэффициент заполнения каждого винта равен:

$$\sigma_7 = \frac{k_{л}b}{\pi R} = \frac{3 * 0,1}{\pi * 0,49} = 0,14.$$

Средние за оборот коэффициенты аэродинамических сил c_T , c_H , c_s и крутящего момента m_k на втулке винта определяются численным интегрированием по относительному радиусу лопасти \bar{r} в диапазоне от \bar{r}_0 до 1 и осреднением за оборот по азимуту ψ по известным соотношениям [46], полученным на основе гипотезы «плоских сечений»

$$c_T = \frac{\sigma_7}{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^1 \left[\int_0^{2\pi} (c_y(\bar{r}, \psi) \bar{U}_x(\bar{r}, \psi) + c_x(\bar{r}, \psi) \bar{U}_y(\bar{r}, \psi)) \bar{U}(\bar{r}, \psi) d\psi \right] \tilde{b}(\bar{r}) d\bar{r}, \quad (10.1)$$

$$c_H = \frac{\sigma_7}{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^1 \left[\int_0^{2\pi} (c_x(\bar{r}, \psi) \bar{U}_x(\bar{r}, \psi) + c_y(\bar{r}, \psi) \bar{U}_y(\bar{r}, \psi)) \bar{U}(\bar{r}, \psi) \sin\psi d\psi \right] \tilde{b}(\bar{r}) d\bar{r}, \quad (10.2)$$

$$c_s = -\frac{\sigma_7}{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^1 \left[\int_0^{2\pi} (c_x(\bar{r}, \psi) \bar{U}_x(\bar{r}, \psi) - c_y(\bar{r}, \psi) \bar{U}_y(\bar{r}, \psi)) \bar{U}(\bar{r}, \psi) \cos\psi d\psi \right] \tilde{b}(\bar{r}) d\bar{r}, \quad (10.3)$$

$$m_k = \frac{\sigma_7}{2\pi} \int_{\bar{r}_0}^1 \left[\int_0^{2\pi} (c_x(\bar{r}, \psi) \bar{U}_x(\bar{r}, \psi) + c_y(\bar{r}, \psi) \bar{U}_y(\bar{r}, \psi)) \bar{U}(\bar{r}, \psi) d\psi \right] \tilde{b}(\bar{r}) \bar{r} d\bar{r} \quad (10.4)$$

Нормальный к плоскости диска винта \bar{U}_y и окружной \bar{U}_x компоненты вектора скорости \bar{U} , набегающей на профиль в сечении лопасти, расположенном на радиусе \bar{r} и азимуте, ψ находятся по формулам

$$\bar{U}_x(\bar{r}, \psi) = \bar{r} + (\bar{V} \cos \alpha_a + \bar{v}_{1x}) \sin \psi, \quad (10.5)$$

$$\bar{U}_y(\bar{r}, \psi) = \bar{V} \sin \alpha_B - \bar{v}_y(\bar{r}, \psi), \quad (10.6)$$

Коэффициенты аэродинамических сил в сечении лопасти $c_y(\bar{r}, \psi)$, $c_x(\bar{r}, \psi)$ берутся по данным испытаний профиля НАСА 230-12 в аэродинамической трубе (рис. 7.4) для углов атаки α и чисел Маха M , вычисляемых по формулам

$$\alpha(\bar{r}, \psi) = \varphi(\bar{r}, \psi) + \beta(\bar{r}, \psi), \quad \beta(\bar{r}, \psi) = \text{Arctg} \left(\frac{\bar{U}_y(\bar{r}, \psi)}{\bar{U}_x(\bar{r}, \psi)} \right), \quad (10.7)$$

$$M(\bar{r}, \psi) = M_0 \bar{U}(\bar{r}, \psi), \quad \bar{U}(\bar{r}, \psi) = \sqrt{\bar{U}_x^2(\bar{r}, \psi) + \bar{U}_y^2(\bar{r}, \psi)}. \quad (10.8)$$

Закон изменения угла установки сечений лопастей по радиусу r и азимутальному положению ψ будем описывать аналитическим выражением

$$\varphi(\bar{r}, \psi) = \varphi_7 + \Delta(\bar{r}), \quad (10.9)$$

где φ_7 – угол установки характерного сечения лопасти на относительном радиусе $\bar{r} = 0.7$, $\Delta\varphi(r)$ – закон изменения геометрической крутки по радиусу лопасти.

В целях упрощения задачи при вычислении индуктивной скорости будем предполагать, что воздушная нагрузка по диску винта распределена равномерно, в аэродинамической интерференцией на первом этапе приближений можно пренебречь. В этом случае можно воспользоваться аналитическим законом распределения индуктивной скорости по диску винта [44]. С точностью до первой гармоники ряда Фурье он имеет вид

$$\bar{v}_y(\bar{r}, \psi) = \bar{v}_{1y} \left(1 + \frac{4}{\pi} k_\delta \frac{\mathbf{K}(\bar{r}) - \mathbf{E}(\bar{r})}{\bar{r}} \cos \psi \right). \quad (10.10)$$

где: $\mathbf{K}(\bar{r}), \mathbf{E}(\bar{r})$ – полные эллиптические интегралы первого и второго рода [48] по модулю \bar{r} , k_δ – коэффициент режима работы винта, определяемый углом наклона вихревой системы δ , сходящей с концов лопастей винта

$$k_\delta = \text{tg} \left(\frac{\pi}{4} - \frac{|\delta|}{2} \right), \quad (10.11)$$

\bar{v}_{1y} – средняя по диску винта относительная индуктивная скорость, направленная по нормали к плоскости диска, и определяемая по формуле

$$\bar{v}_{1y} = \frac{1}{2} \left[-\bar{V} \cos(\alpha_B + \delta) + \sqrt{\bar{V}^2 \cos^2(\alpha_B + \delta) + \frac{c_T}{\kappa}} \right], \quad (10.12)$$

κ – коэффициент концевых потерь винта.

Угол наклона вихревой системы к плоскости диска винта δ находится из решения трансцендентного уравнения [44]

$$\tilde{V} |2k_\delta \cos(\alpha_B + \delta) + \sin(\alpha_B + \delta)| \sin(\alpha_B + \delta) - 4k_\delta^2 = 0, \quad (10.13)$$

где:

$$\tilde{V} = \bar{V} / \bar{v}_{1B},$$

\bar{v}_{1B} - средняя по диску винта индуктивная скорость в режиме "работы на месте", равная

$$\bar{v}_{1B} = \bar{v}_{1y}(0) = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{c_T}{k}}. \quad (10.14)$$

5.2 Лётно-технические характеристики гексакоптера

Система уравнений в общем случае нелинейная и решается на ЭВМ методом последовательных приближений. Однако введением ряда допущений она может быть преобразована к виду, позволяющему получить приближенные аналитические решения.

Определим потребные напряжения, силы тока, тяги и напряжения необходимые для полета на различных высотах.

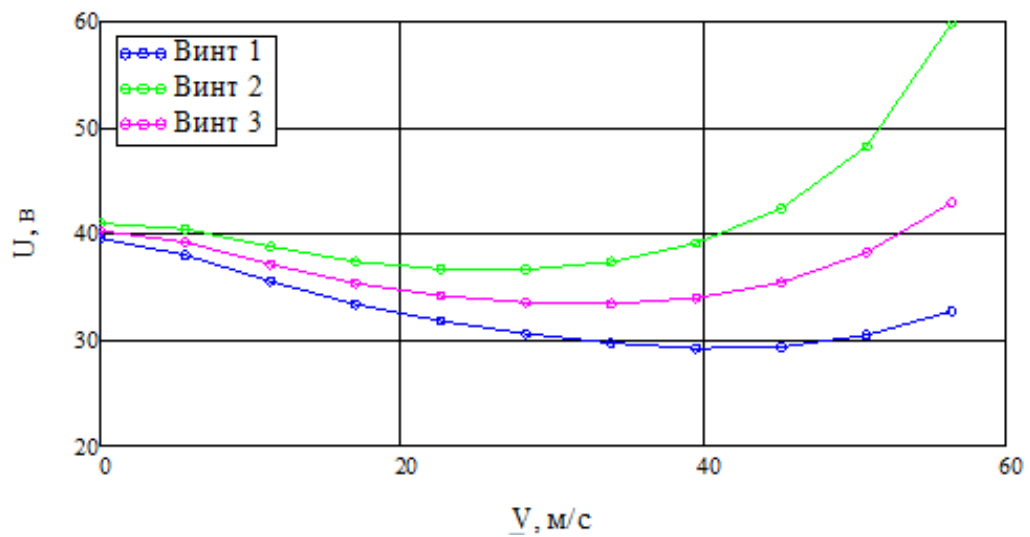


Рис.5.6. Графики зависимости напряжения по скорости на высоте $H=0$

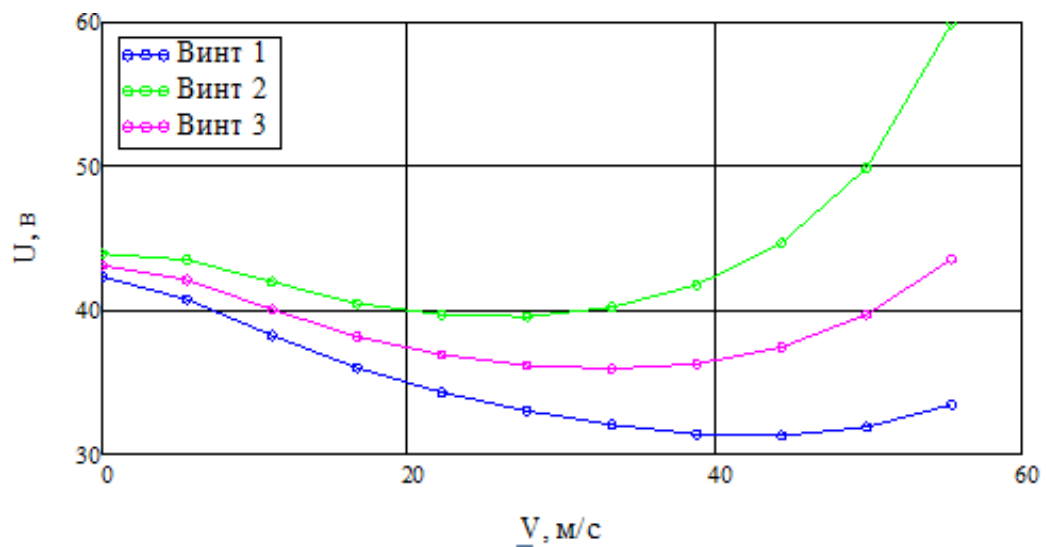


Рис.5.7. Графики зависимости напряжения по скорости на высоте $H=1000$

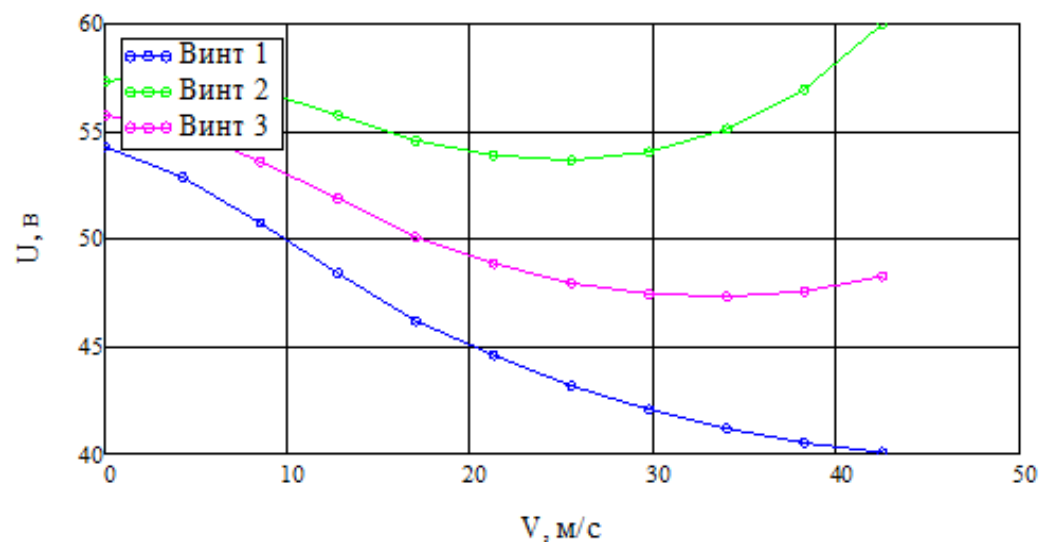


Рис.5.8. Графики зависимости напряжения по скорости на высоте $H=4000$

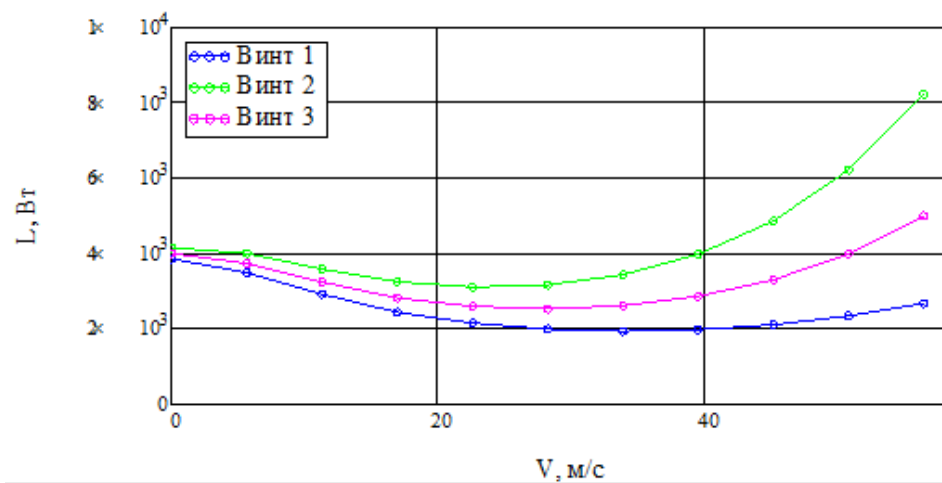


Рис.5.9. Графики зависимости электрической мощности по скорости на высоте $H=0$

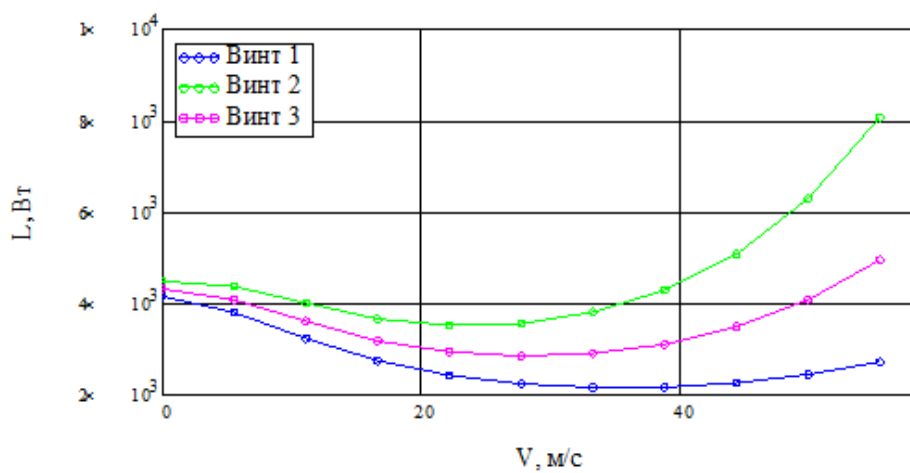


Рис.5.10. Графики зависимости электрической мощности по скорости на высоте $H=1000$

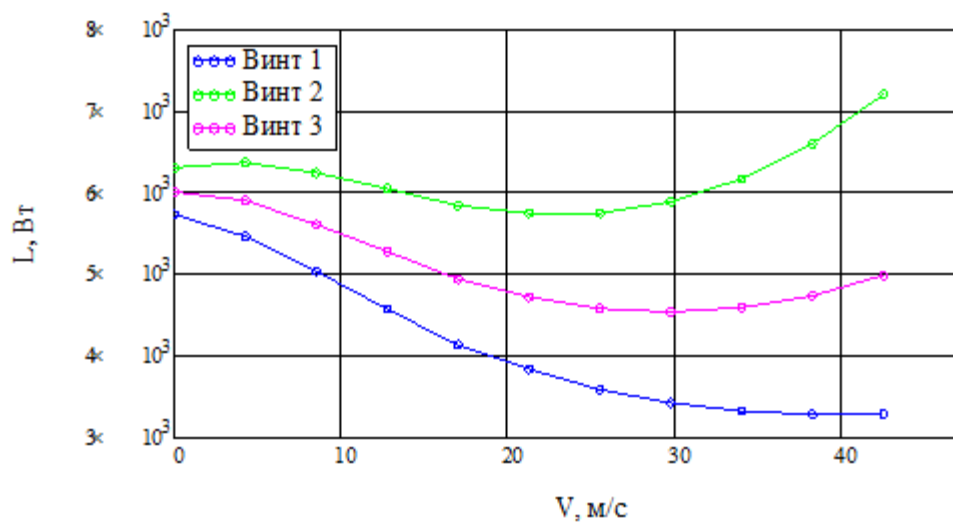


Рис.5.11. Графики зависимости электрической мощности по скорости на высоте $H=4000$

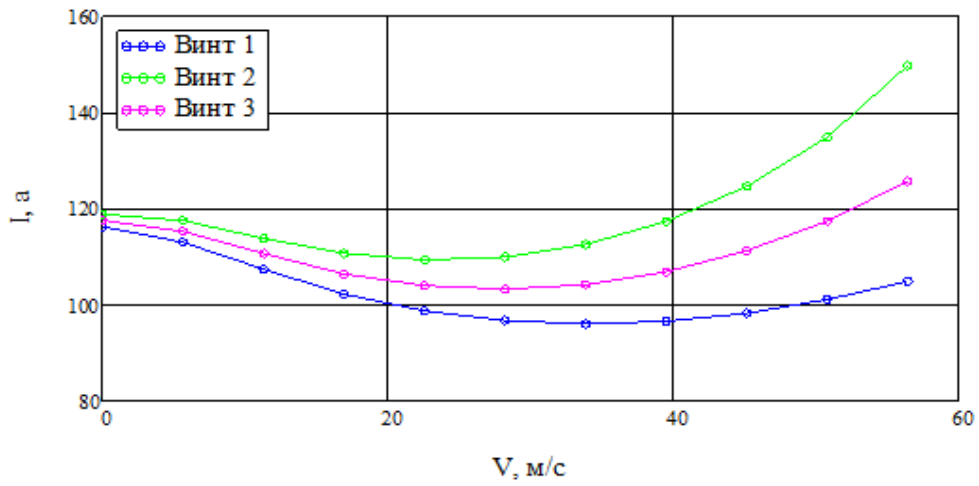


Рис.5.12. Графики зависимости силы тока по скорости на высоте $H=0$

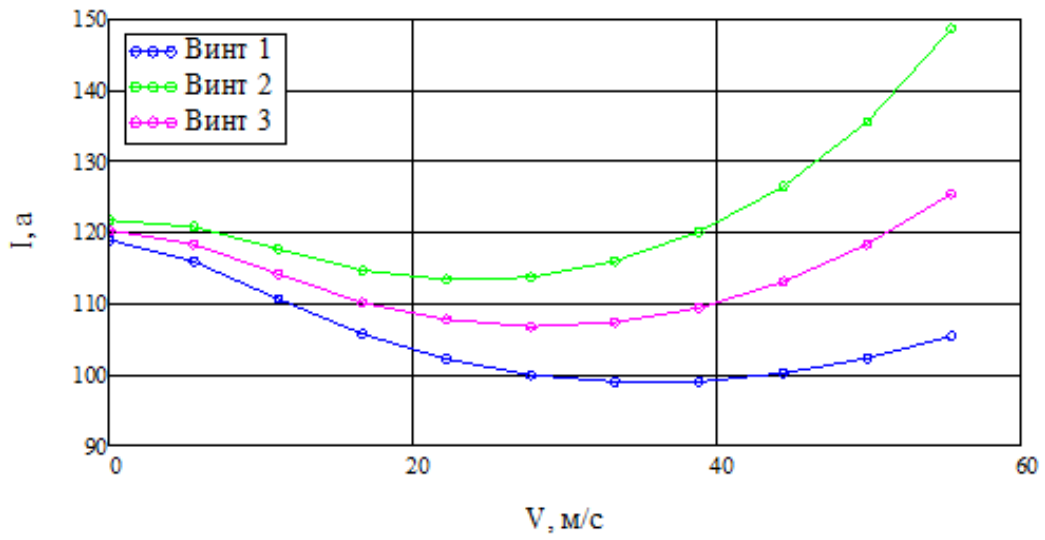


Рис.5.13. Графики зависимости силы тока по скорости на высоте $H=1000$

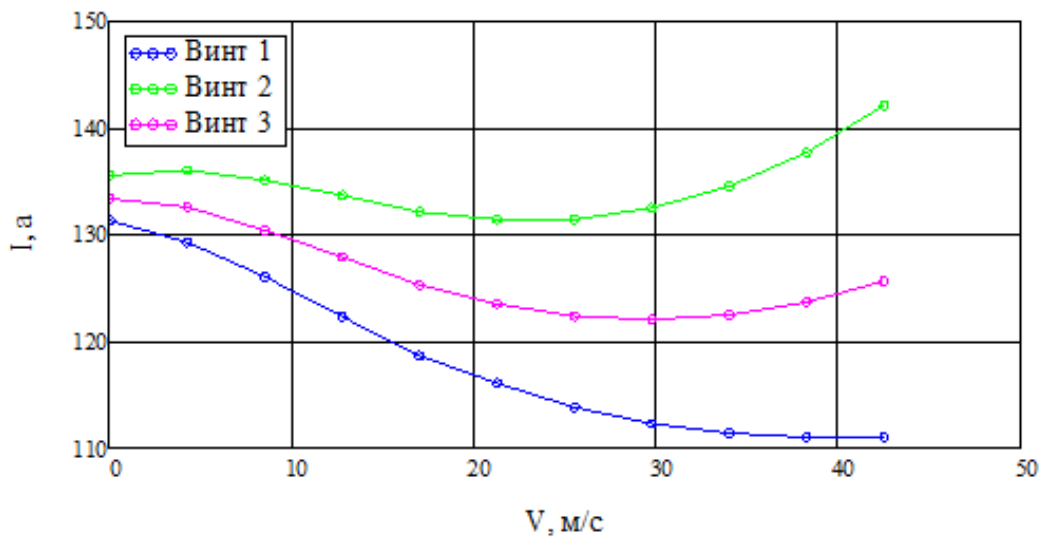


Рис.5.14. Графики зависимости силы тока по скорости на высоте $H=4000$

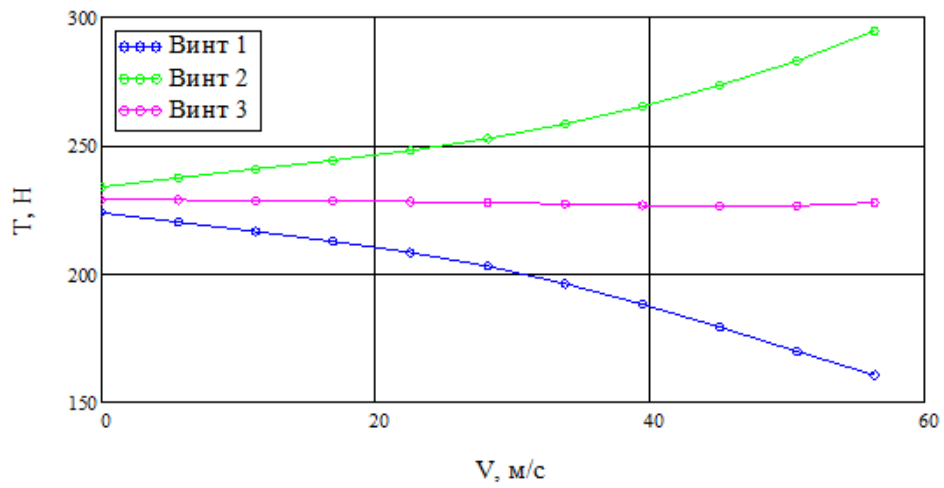


Рис.5.15. Графики зависимости потребной тяги по скорости на высоте $H=0$

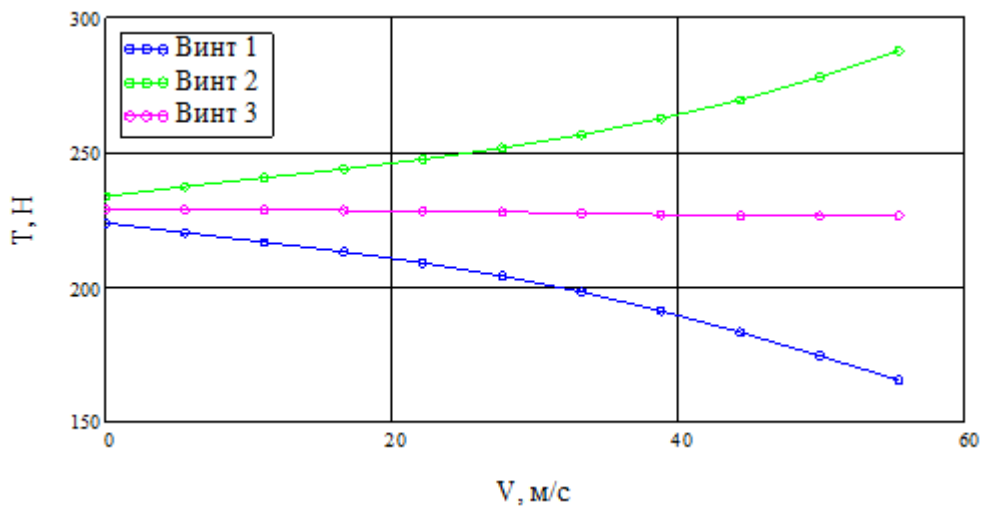


Рис.5.16. Графики зависимости потребной тяги по скорости на высоте $H=1000$

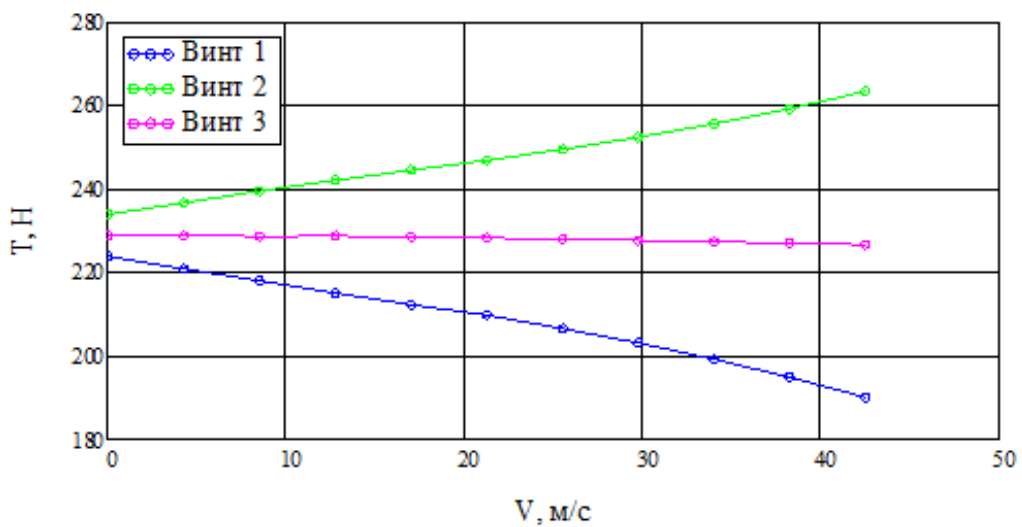


Рис.5.17. Графики зависимости потребной тяги по скорости на высоте $H=4000$

По графику можно определить, что ограничением по увеличению скорости полета выступает максимальное напряжение в 60 В. Так же можно заметить что потребная тяга на передней паре винтов уменьшается с увеличением скорости.

Таблица 5.1 – Зависимость скорости от угла полёта на разных высотах

а) для гексакоптера с не отстреленными гранатами

Угол наклона траектории	Скорость км/ч при		
	H=0 м	H=1000 м	H=4000 м
0	156,39	153,61	117,78
2	150,28	147,22	108,61
4	144,44	141,67	98,06
6	138,89	134,72	87,22
8	133,06	128,89	76,67
10	127,22	122,78	64,72
14	116,39	110,83	37,78
18	105,83	99,72	21,11
20	101,11	94,72	20,00
25	90,00	83,06	15,00
30	80,56	73,33	12,22
40	72,22	65,28	10,83
50	65,83	58,61	9,72
60	56,39	49,72	8,61
70	50,56	44,17	7,78
90	47,78	41,39	7,50

Таблица 5.1 – Зависимость скорости от угла полёта на разных высотах (продолжение)

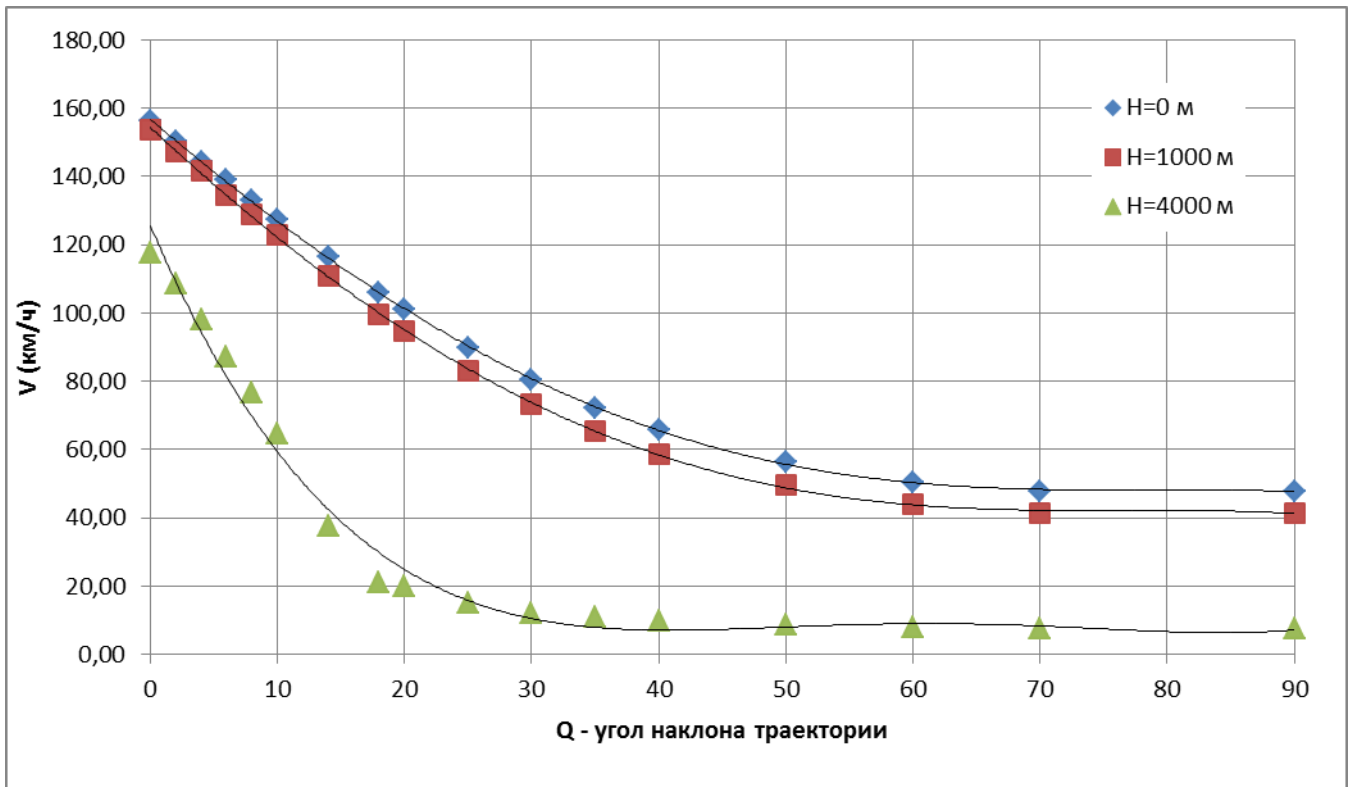
в) для гексакоптера с отстреленными гранатами

Угол наклона траектории	Скорость км/ч при		
	H=0 м	H=4000 м	H=6000 м
0	168,33	153,61	163,89
2	162,22	147,22	156,67
4	156,11	141,67	149,17
6	150,00	134,72	141,67
8	144,17	128,89	134,72
10	138,33	122,78	127,50
14	126,11	110,83	114,44
18	114,44	99,72	102,50
20	108,89	94,72	96,67
25	96,11	83,06	71,11
30	85,56	73,33	43,61
40	77,22	65,28	28,89
50	70,56	58,61	22,50
60	61,11	49,72	16,67
70	55,28	44,17	14,17
90	51,67	41,39	12,78

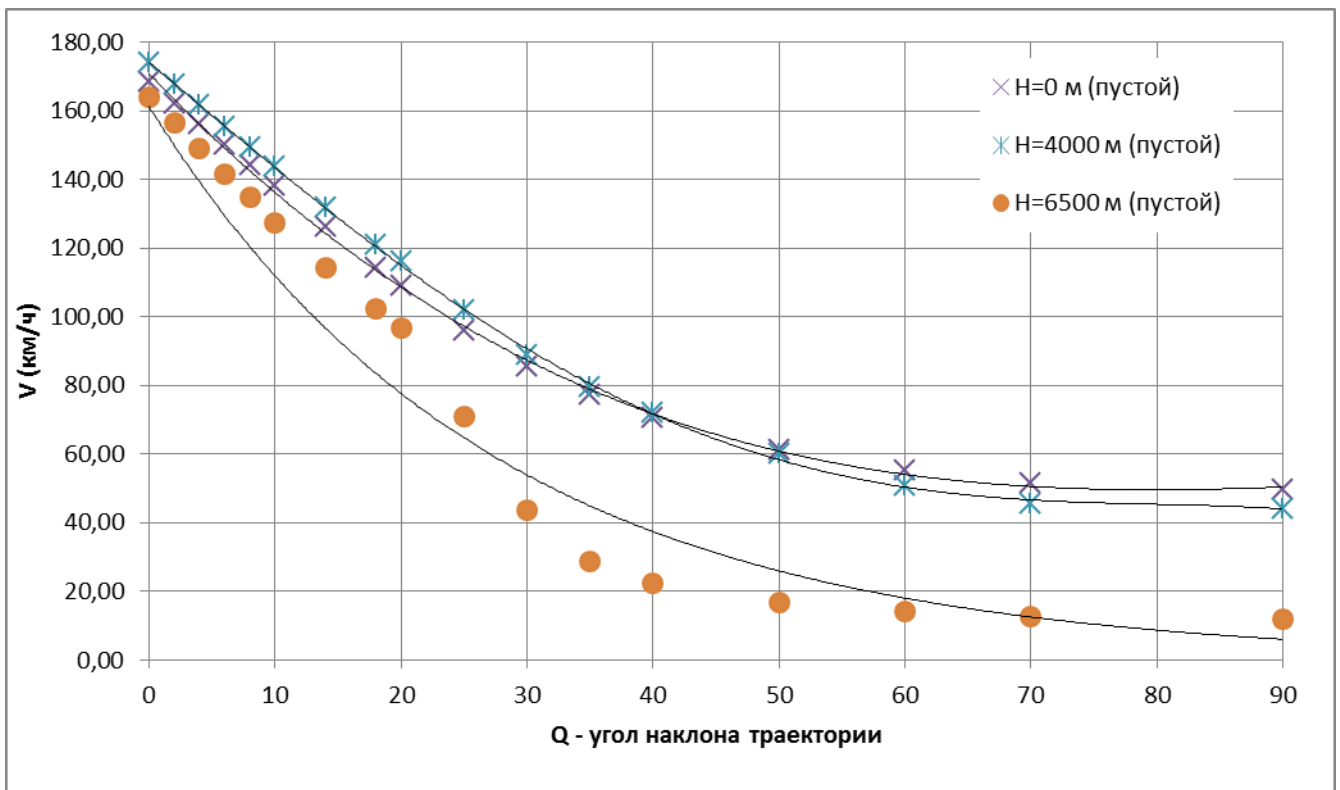
Найдём горизонтальные и вертикальные составляющие скорости, соответственно V_x и V_y

$$V_x = V \cos \theta_{\text{тр}}$$

$$V_y = V \sin \theta_{\text{тр}}$$



а) для гексакоптера с не отстреленными гранатами



в) для гексакоптера с отстреленными гранатами

Рис.5.18. График зависимости скорости от угла траектории полёта

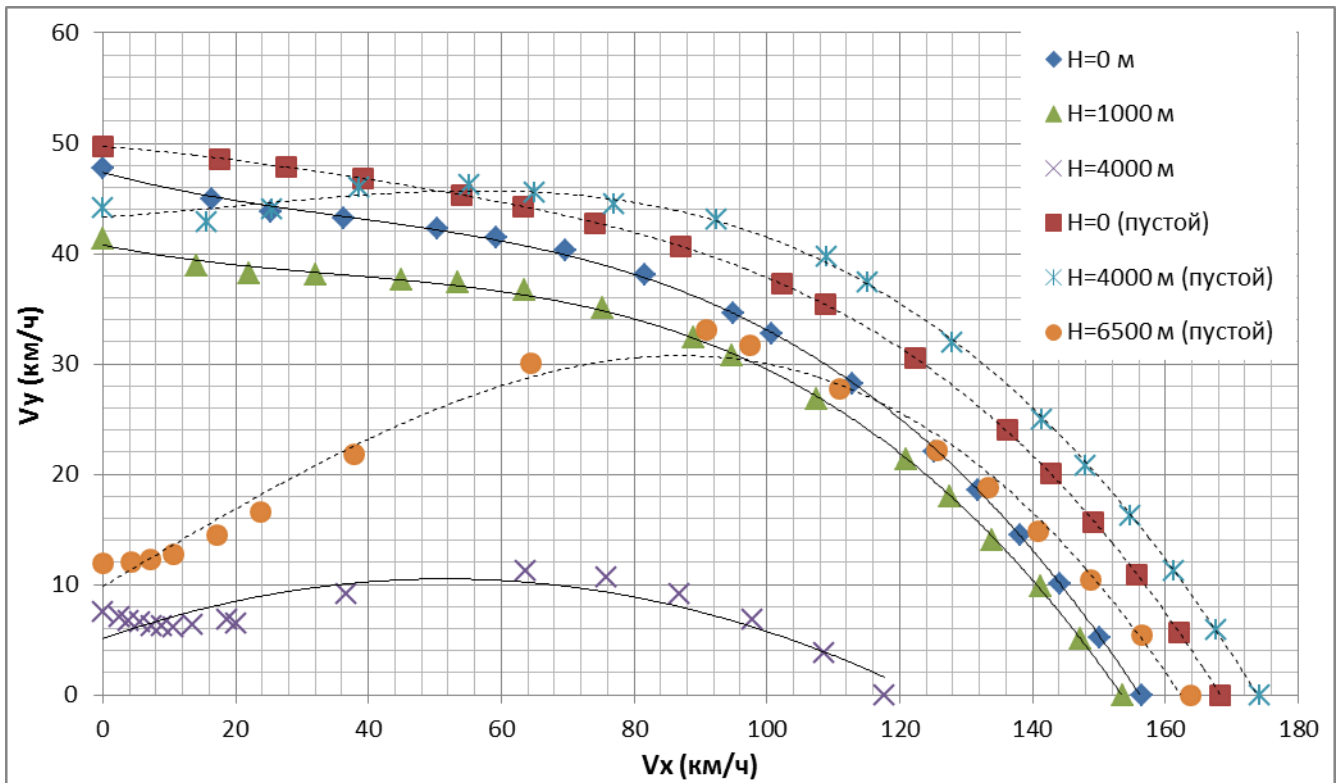


Рис.5.19. Указательница скоростей полёта гексакоптера

С графика снимаем значения в характерных точках. Статическому потолку соответствует максимальное значение H при котором $V_x = 0$. Динамическому потолку максимальное значение H , при котором $V_y = 0$.

Получаем для загруженного гексакоптера:

$H_{\text{стат}} = 4000 \text{ м}$ – статический потолок;

$V_{x_{\text{max}}} = 150 \text{ км/ч}$ – максимальная горизонтальная скорость;

$V_{y_{\text{max}}} = 47 \text{ км/ч}$ – максимальная скороподъёмность.

Найдём зависимость угла тангажа от горизонтальной и вертикальной скорости полета:

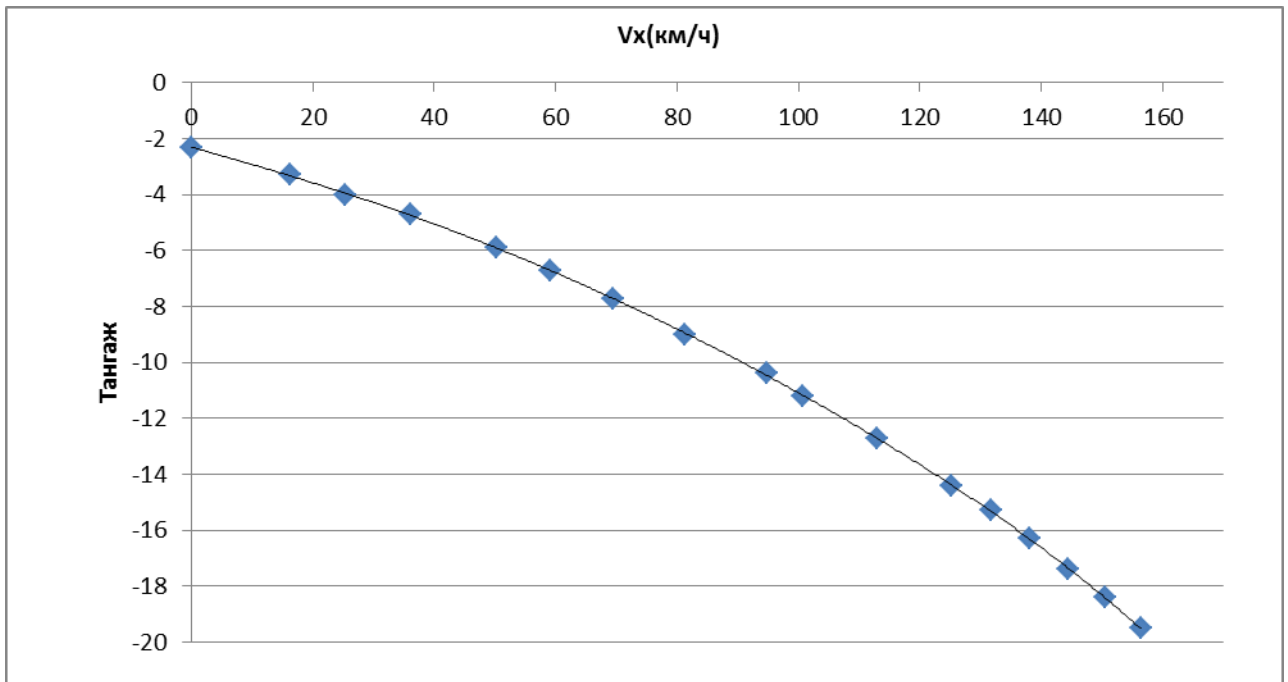


Рис. 5.20.Графики зависимости тангажа от скорости полета

Из графиков видна зависимость скорости полета и скороподъемности от угла тангажа.

Из системы расчета так же можно получить зависимость вертикальной скорости по высоте.

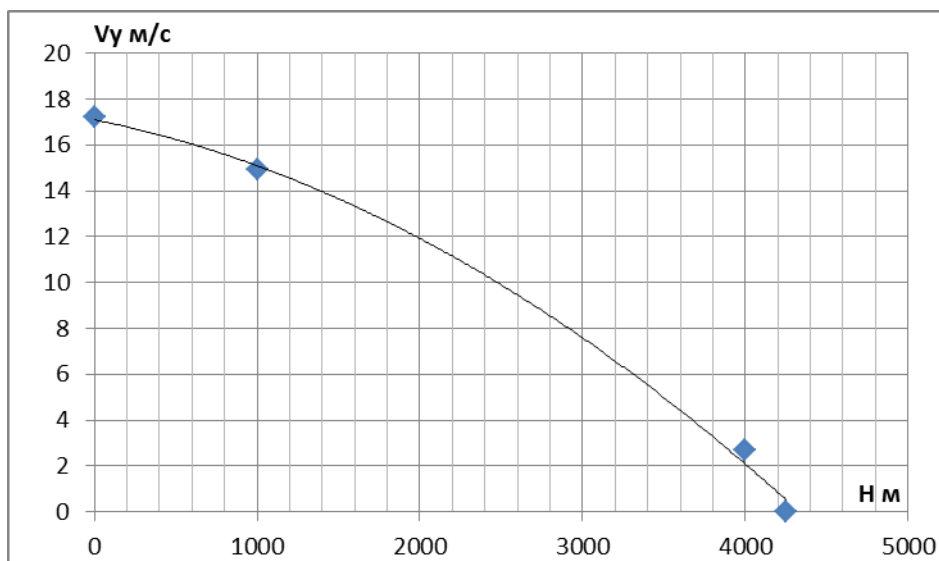


Рис. 5.21 Зависимость вертикальной скорости по высоте.

Аппроксимировав зависимость $V_y g_j$ получим полином вида:

$$y = -6E-07x^2 - 0,0014x + 17,092$$

Из которого можно получить график, показывающий за какое время на какую высоту поднимется гексакоптер.

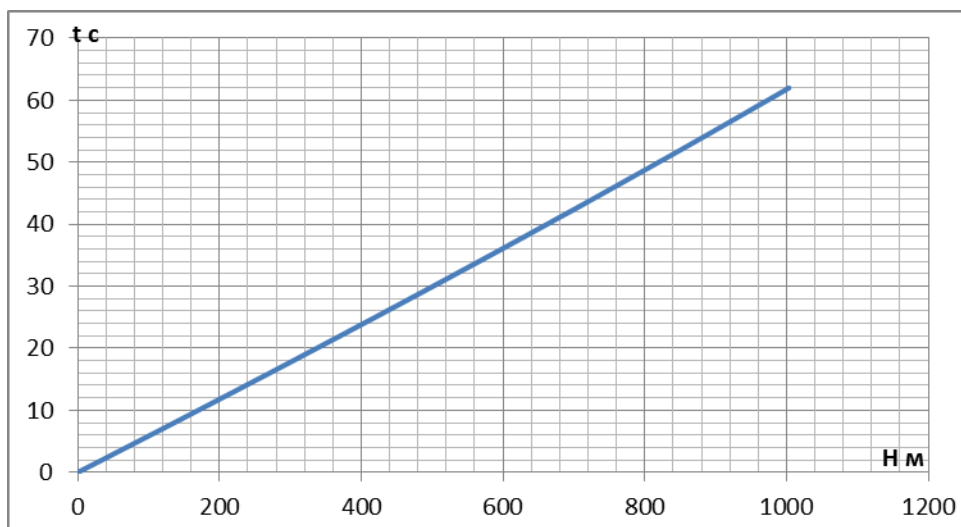


Рис. 5.22 график зависимости высоты на которую поднимется гексакоптер по времени.

Определи из расчета максимальный диапазон центровок для гексакоптера с загруженным и отстреленными гранатами при $V=60$ км/ч.

Таблица 5.2. предельные точки центровки.

	С установленными гранатами			С отстреленными гранатами		
	Y_T (м)	X_T (м)		Y_T (м)	X_T (м)	
Y_T (м)	-0,01	-0,337	-0,5	-0,01	-0,337	-0,5
X_T (м)	0,253	0,227	0,214	0,24	0,217	0,202

Для построения диапазона центровок были определены из расчета три предельные точки через которые проведена прямая.

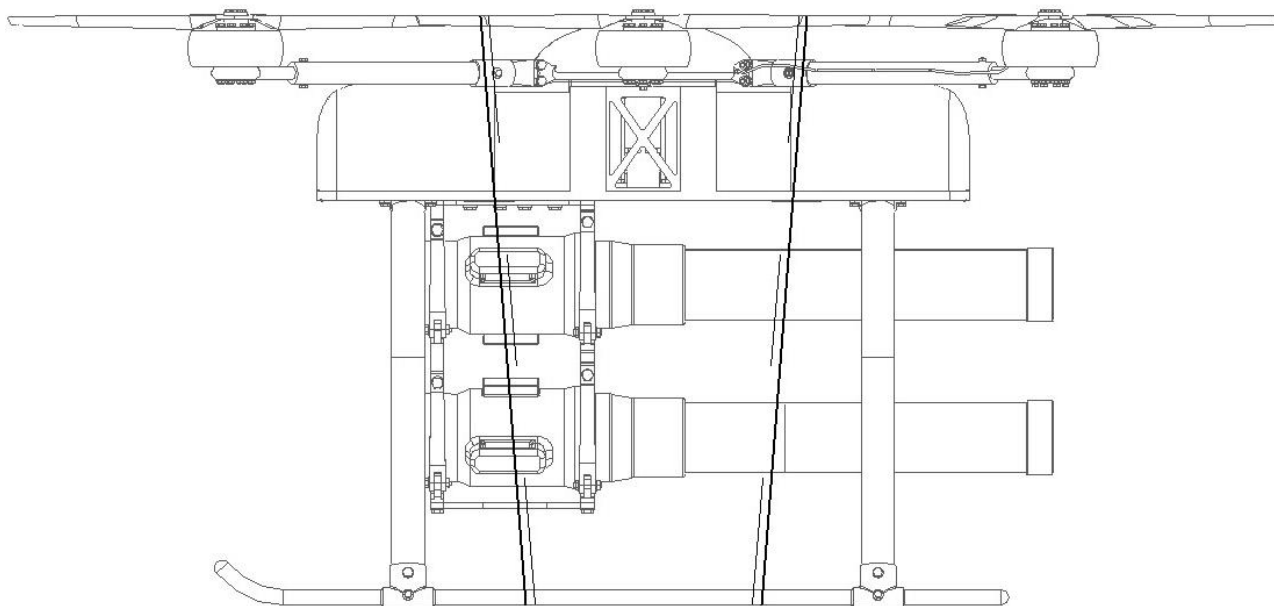


Рис 5.21. Диапазон центровок гексакоптера (сплошная линия диапазон центровок с установленными гранатами, пунктирная с отстреленными)

Расчёт потребной энергии для выполнения одной типовой операции.

Типовая операции включает в себя взлёт работа на высоте и посадка.

Расчёт проводится для подъёма на высоту 600 метров, работа на высоте включающая оценку обстановки прицеливание и отстрел гранат 5 мин.

Для подъёма на 60 метров необходимо потратить 36 секунд при этом затратив ток 140 А на каждый двигатель. На висение необходимо 118 А. И для спуска, который занимает то-же время, что и падём необходимо 100 А. Из этого получим затраченные Ач ёмкости аккумулятора по формуле:

$$C_{\text{потр}} = A_{\text{взл}} * t_{\text{взл}} + A_{\text{вис}} * t_{\text{вис}} + A_{\text{спс}} * t_{\text{спс}} = 73,4 \text{ Ач}$$

Ёмкость нашего аккумулятора составляет 156,4 Ач следовательно за одну транспортную операцию мы потратим 47 % ёмкости. Это говорит о том, что после каждого взлёта и посадки будет необходимо произвести замену батарей.

6. Весовая сводка.

6.1 Расчёт масс элементов

Расчёт массы лопастей

Как показали дальнейшие исследования, оптимальными параметрами винта профиль НАСА 230-12, с хордой равной 0,077 м, построим модель в программе NX:



Рис.6.1. Профиль НАСА 230-12

Лопасть имеет прямоугольную форму в плане, сечение лопасти по всему радиусу одинаково. Полностью из УТ-900 со связующим ЭДТ-10,. Исходя из описанной конструкции, можно записать, что

$$m = \rho_{\text{угл}} S_{\text{угл}} R,$$

Где: $\rho_{\text{угл}} = 1560 \text{ кг/м}^3$ – плотность УТ-900;

$S_{\text{угл}} = 180 \text{ мм}^2$ – площадь сечения;

$D=0,7 \text{ м}$ – длина лопасти;

$$m = 1560 * 0.7 * 0.000376 \approx 0.2 \text{ кг}$$

Масса аккумулятора

В качестве источника питания, взяты аккумуляторы Panasonic 18650 суммарной массой $m=37 \text{ кг}$

Масса двигателя

Масса двигателя *U-15 II* равняется 1740 грамм

Для построения барки гексакоптера, был произведён расчёт на изгиб. Методика расчёта приведена ниже.

Определение максимального момента.

$$M_{\text{max}} = LT$$

где: L – длина балки, T – сила тяги

Момент сопротивления сечения для трубы.

$$W = \frac{\pi(D^4 - d^4)}{32D} = 3,4 * 10^{-6} \text{ м}^3$$

где: D – внешний диаметр трубы, d – внутренний диаметр трубы

Максимальное напряжение в балке

$$\sigma_{max} = \frac{M_{max}}{W} = 71637161 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$$

Запас прочности.

$$n = \frac{\sigma_{max}}{\sigma_t}$$

где: σ_t – предел текучести.

Подставив исходные данные и меняя диаметр наружной и внутренней стенки трубы, получим допустимые диаметры балки.

Табл. 5.2. Исходные данные для расчёта диаметров балки

L	0,53	м
T	459	Н
σ_t	350	МПа

Окончательно получим. С подставленным $D=0.034$ м и $d=0.02$ м.

Максимальный момент.

$$M_{max} = LT = 243.3 \text{ нм}$$

Момент сопротивления сечения для трубы.

$$W = 3,4 * 10^{-6} \text{ м}^3$$

Максимальное напряжение в балке

$$\sigma_{max} = 71637161 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$$

Запас прочности.

$$n = 4,88$$

Из расчёта видно, что балки с заданным диаметром трубы хватает для преодоления максимального момента изгиба.

Далее построена резонансная диаграмма для балки гексакоптера.

Вычисляем собственные частоты первых пяти тонов изгибных колебаний балки.

Расчет выполняем по формуле

$$P_{0i} = \frac{\alpha_i^2}{l^2} \sqrt{\frac{EJ}{\rho F}}$$

где: α_i – корни уравнения $\operatorname{tg}\alpha = \tanh\alpha$, E – модуль Юнга первого рода, J – момент инерции, l – длина балки, ρ – плотность сечения.

Для нахождения корней уравнения представим балку гексакоптера как балку с одной стороны жёстко закреплённую, а на другом конце с массой и инерцией.

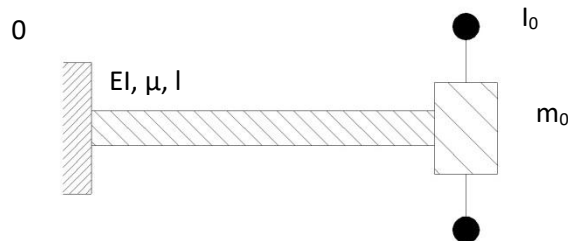


Рис. 5.6. Упрощённое представление балки.

Для балки запишем граничные условия.

$$\text{При } x=0: \quad y(0,t)=0 \Rightarrow X(0)=0$$

$$y'(0,t)=0 \Rightarrow X'(0)=0$$

$$\text{При } x=l: \quad EJy''(l,t) + I_0\ddot{y}'(l,t) = 0 \Rightarrow EJX''(l)T(t) + I_0X'(l)\ddot{T}(t) = 0 \Rightarrow$$

$$X''(l) + \frac{\lambda^4}{\mu} I_0 X'(l) = 0$$

$$EJy'''(l,t) + m_0\ddot{y}(l,t) = 0 \Rightarrow X'''(l) + \frac{\lambda^4}{\mu} m_0 X(l) = 0$$

Решение будем вести с помощью функций Крылова так как при $x=0$ равны нулю не четные производные.

Запишем функцию Крылова:

$$X=CS(\lambda x)+DT(\lambda x)+PU(\lambda x)+QV(\lambda x)$$

$$\text{Где: } S = \frac{1}{2}(ch\lambda x + \cos\lambda x)$$

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

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

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

Так как $X(0)=C=0 \Rightarrow C=0$, $X'(0)=\lambda D=0 \Rightarrow$ либо $\lambda=0$ либо $D=0$, но так как λ не может быть $=0$ следовательно $0=D$. Исходя из этого можем записать функции Крылова в следующем виде.

$$X=PU(\lambda x)+QV(\lambda x)$$

$$X'=\lambda PT(\lambda x)+\lambda QU(\lambda x)$$

$$X''=\lambda^2 PS(\lambda x)+\lambda^2 QT(\lambda x)$$

$$X'''=\lambda^3 PV(\lambda x)+\lambda^3 QS(\lambda x)$$

Записав граничные условия и преобразовав их с помощью функций Крылова получим.

$$F(z) := \alpha \cdot \beta \cdot z^4 \cdot (\cosh(z) \cdot \cos(z) - 1) + \alpha \cdot z \cdot (\sinh(z) \cdot \cos(z) - \cosh(z) \cdot \sin(z)) - \beta \cdot z^3 \cdot (\sinh(z) \cdot \cos(z) + \cosh(z) \cdot \sin(z)) - (1 + \cosh(z) \cdot \cos(z))$$

Решив это уравнение получим его корни.

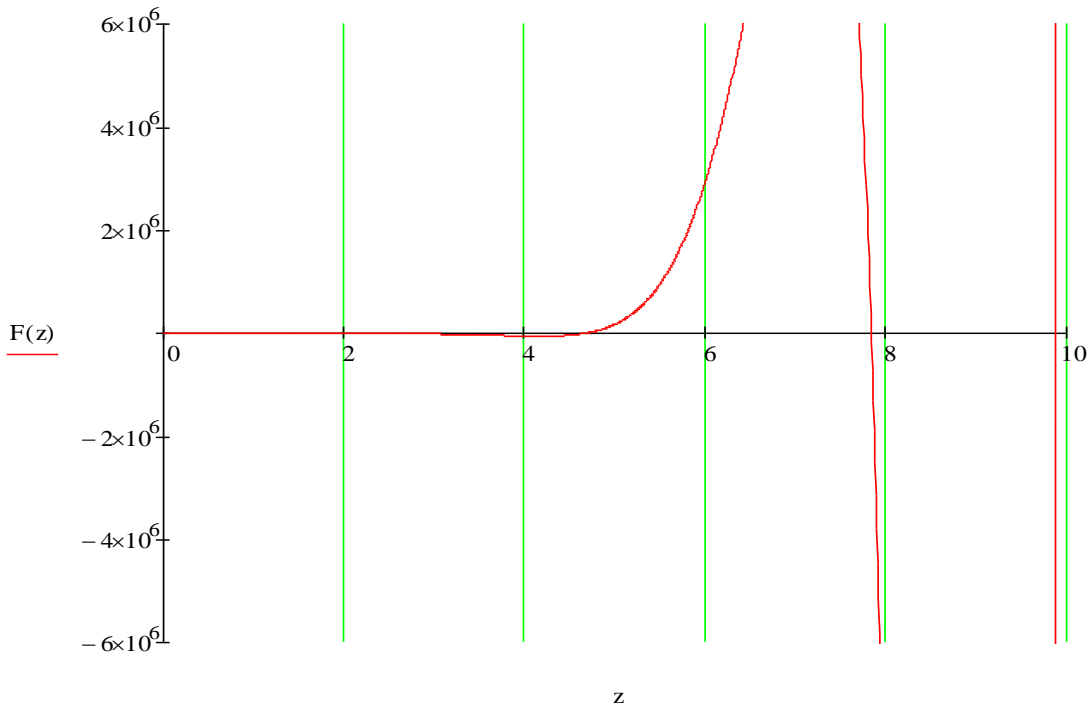


Рис. 5.7. Корни уравнения.

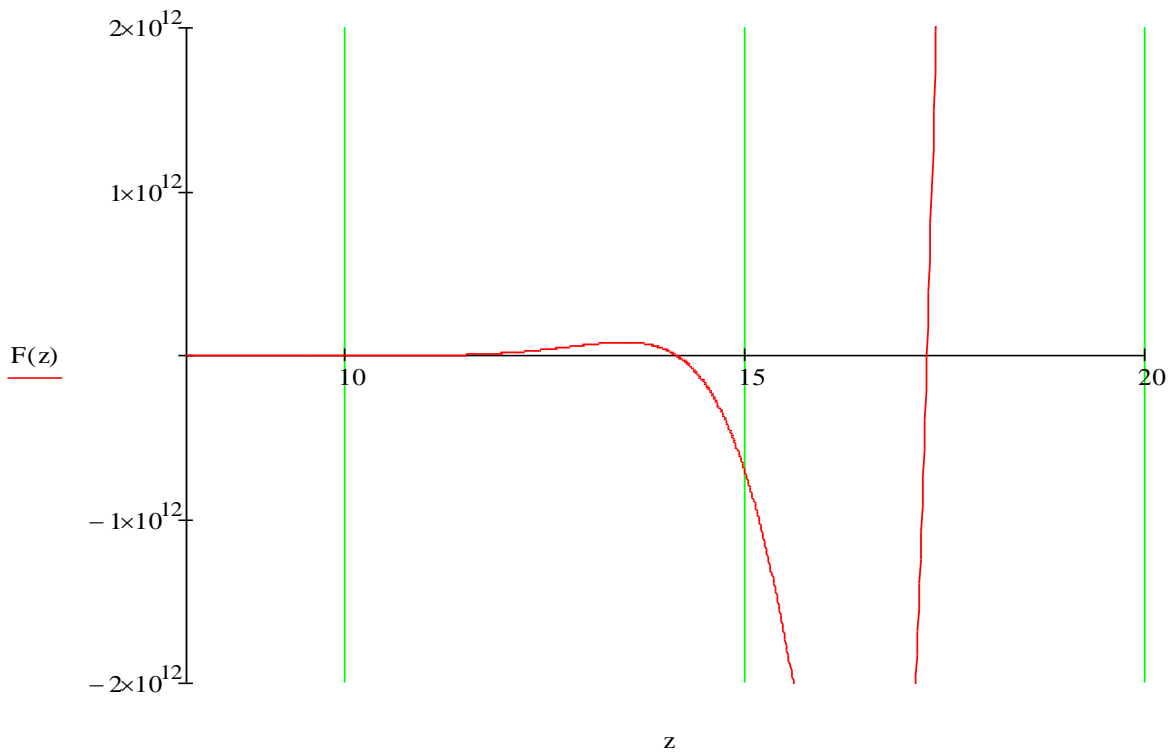


Рис. 5.7. Корни уравнения (продолжение).

Далее считаем момент инерции.

$$J = \frac{\pi(D^4 - d^4)}{64} = 5.7 * 10^{-8} \text{ м}^4$$

А также площадь.

$$F = \frac{\pi(D^2 - d^2)}{4} = 0.001 \text{ м}^2$$

Подставив найденные значения найдём собственные частоты балки.

Табл. 5.3. Собственные частоты колебания балки

тон колебаний	I	II	III	IV	V
ω_i	4,662	7,837	10,989	14,134	17,272
ρ_{ω_i}	90,483	255,696	502,738	831,679	1241,969

По полученным данным построим резонансную диаграмму.

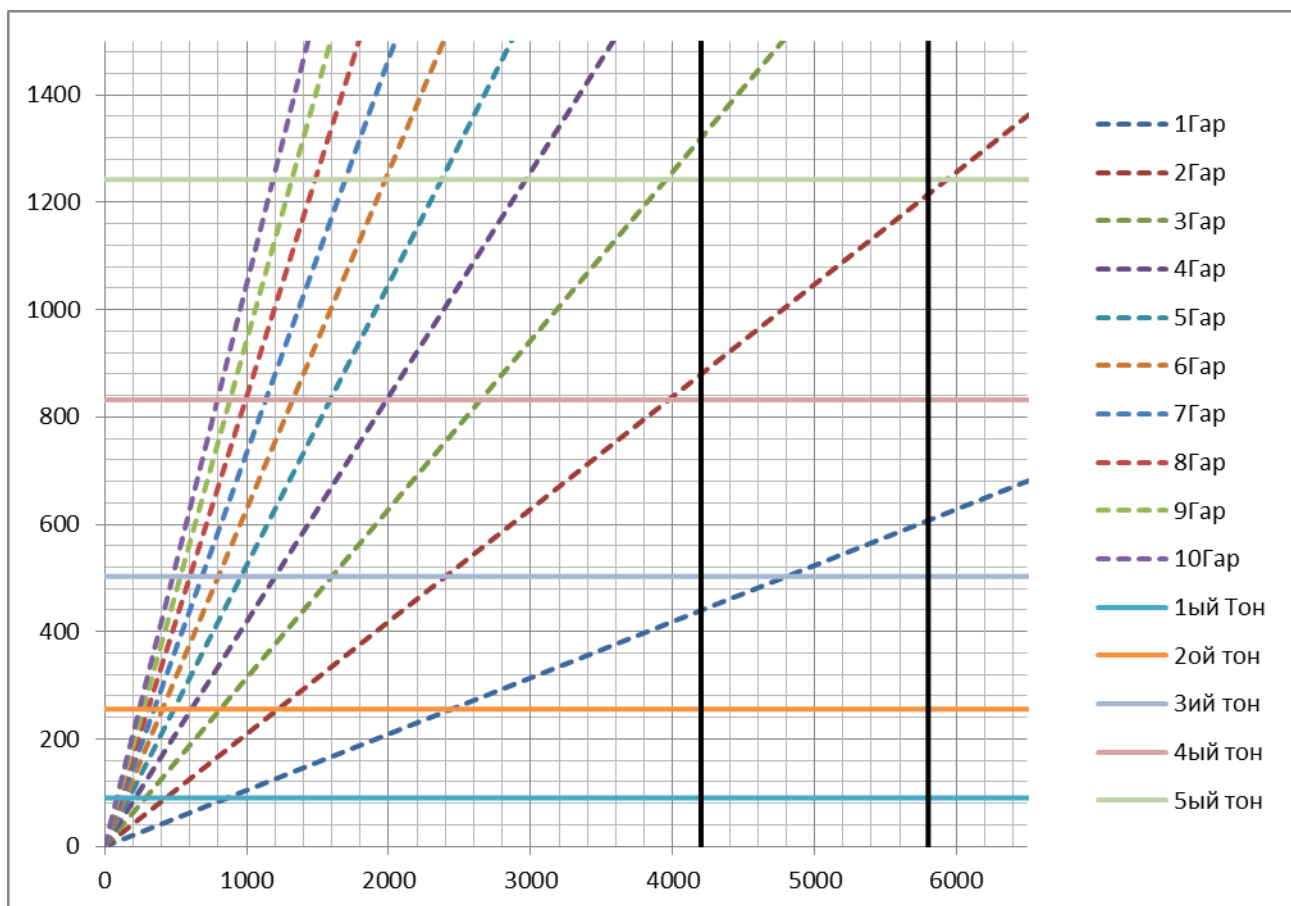


Рис. 5.8. Резонансная диаграмма балки.

Из резонансной диаграммы видно что в рабочей области резонанс проявляется на 4800 ах оборотах 3ий тон резонирует с 1вой гармоникой что может уменьшить ресурс балки.

Таблица 6.1 – Массы элементов БПЛА

Название элемента	Количество (шт)	Масса одного элемента (кг)	Масса всех элементов (кг)
Двигатель	6	1,74	10,44
Винт	6	0,2	1,13
Подложка двигателя	6	0,26	1,56
Балка	6	1,77	10,6
Крепеж ухо-вилка	6	0,16	0,96
Корпус верхний	1	4,8	4,8
Корпус нижний	1	5,9	5,9
Каретка	2	0,5	1
Крышка верхняя	1	0,1	0,1
Крышка нижняя	1	0,22	0,45
Шасси	1	4,18	4,18
Гранатометная установка	1	54,6	54,6
Аккумулятор	2	18,3	36,6
Электроника		6	6
Общая масса			140

6.2 Центровка гексакоптера

Весовой расчет гексакоптера (вычисление масс основных групп элементов и систем) проводится в процессе определения основных параметров вертолета.

Расчет центровки производится в основном с целью определения оптимальной компоновки агрегатов гексакоптера. Также результаты расчета центровки используются при решении задач динамики полета гексакоптера.

Результаты расчета центровки представлены в виде центровочной ведомости и, дополнительно, данных по величине угла между осью несущего винта (условно – направлением приложения подъемной силы несущего винта на режиме висения) и линией, соединяющей центр втулки несущего винта (условно – точка приложения подъемной силы несущего винта) с центром масс гексакоптера.

Так как гексакоптер на электрических приводах, то центр масс не меняется от продолжительности полёта. Таким образом, нет необходимости рассматривать следующие конфигурации:

- стоянка пустого вертолета;
- взлет с максимальной нагрузкой;

- посадка с 5%-ным остатком топлива.

Используется одна расчётная формула, для определения центра масс вертолета:

$$x_0 = \frac{\sum_i(m_i \cdot x_i)}{m}$$

$$y_0 = \frac{\sum_i(m_i \cdot y_i)}{m}$$

где x_0, y_0 – координаты центра масс вертолета, m_i, x_i, y_i – масса и координаты положения центра масс i -го агрегата (системы) соответственно.

Также центровку определяют углом φ_0 , образуемым осью несущего винта и линией, соединяющий центр втулки несущего винта с центром масс вертолета:

$$\varphi_0 = \operatorname{tg} \frac{x_0}{y_0} \approx \frac{x_0}{y_0}$$

Взаимное расположение элементов конструкции, использованное при расчете центровки, проведено на рисунке 5.2. Номера точек соответствуют порядковому номеру элемента в табл.5.2.

Результаты расчетов сведены в таблицу 1.

Таблица 6.2 – Центровка

№	Наименование агрегата	Масса агрегата m_i , кг	Положение ЦТ по оси x , м	Статический момент $m_i x_i$	Положение ЦТ по оси y , м
1	1 пара втулок	0,06	0,623	0,041	0
2	2 пара втулок	0,06	0	0	0
3	3 пара втулок	0,06	-0,623	-0,041	0
4	1 пара винтов	0,55	0,623	0,325	0
5	2 пара винтов	0,55	0	0	0
6	3 пара винтов	0,55	-0,623	-0,325	0
7	1 пара электродвигателей	3,4	0,623	2,121	-0,051
8	2 пара электродвигателей	3,4	0	0	-0,051
9	3 пара электродвигателей	3,4	-0,623	-2,121	-0,051
10	1 пара площадок электродвигателей	0,52	0,606	0,316	-0,09
11	2 пара площадок электродвигателей	0,52	0	0	-0,09
12	3 пара площадок электродвигателей	0,52	-0,606	-0,316	-0,09
13	1 пара балок	1,41	0,344	0,486	-0,09
14	2 пара балок	1,41	0	0	-0,09
15	3 пара балок	1,41	-0,344	-0,486	-0,09
16	Крышка верхняя	0,064	0	0	-0,043
17	Корпус верхний	5	0	0	-0,09
18	Корпус нижний	4,5	0,003	0,016	-0,258
19	2 блока аккумуляторных батарей	36,6	0	0	-0,188
20	2 пары кареток	3,4	0	0	-0,244
21	2 крышки нижние	0,51	0	0	-0,176
22	Шасси	2,65	0,006	0,015	-0,634
23	Гранатометная установка	54,2	-0,02	-1,104	-0,558
24	Установка с отстреленной гранатой	22,4	0,16	3,594	-0,554
25	Электрооборудование	10,27	0,002	0,02054	-0,108

Таблица 6.3 – Координаты центра масс:

I	Гексокоптер с гранатами	140	-0,009	-1,26	-0,339
II	Гексакоптер с отстреленными гранатами	108,2	0,039	4,2198	-0,264

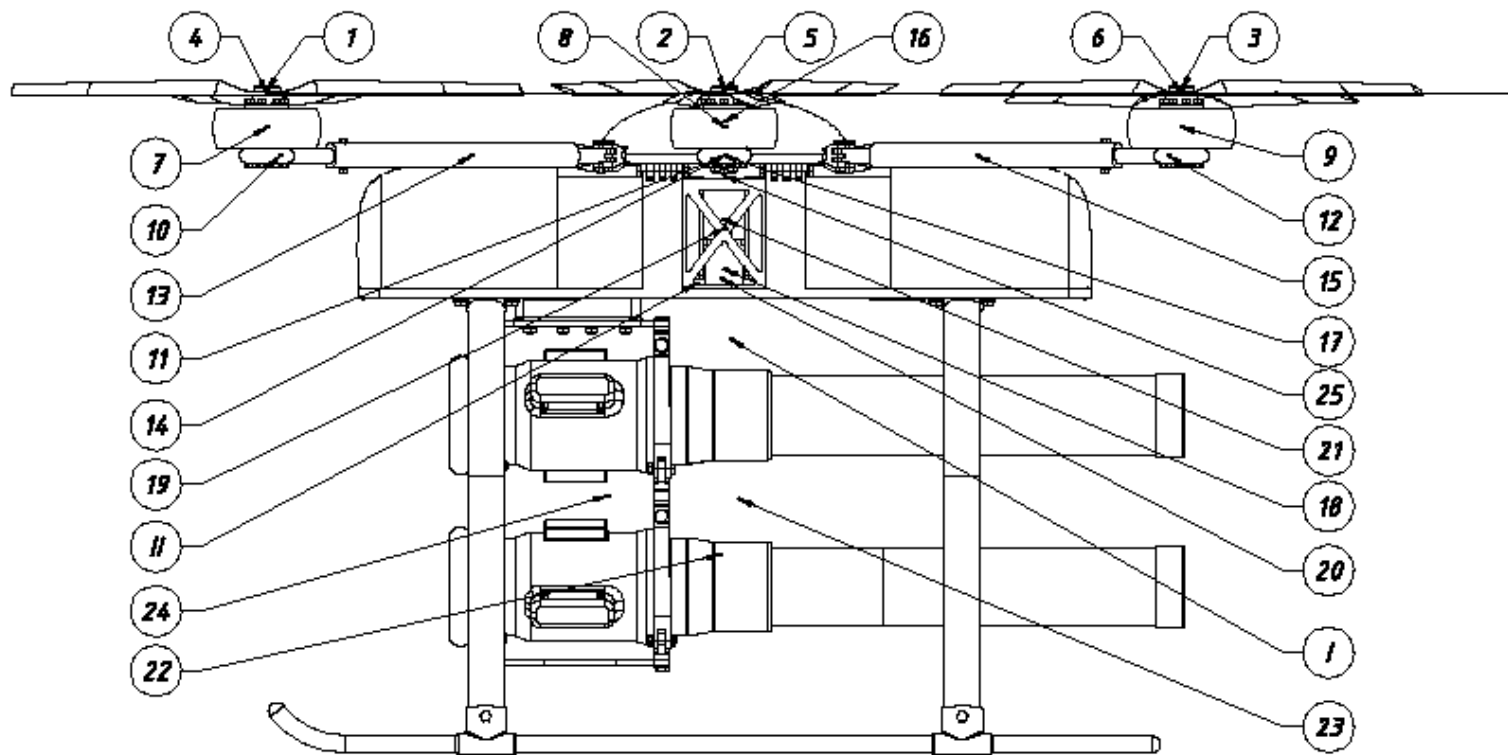


Рис. 6.2. Центры масс элементов гексакоптера

7. КОНСТРУКЦИЯ РЕССОР ПОЛОЗКОВОГО ШАССИ

В данной части дипломного проекта рассматривается агрегат проектируемого гесакоптера. В качестве агрегата были выбраны рессоры ползкового шасси для гесакоптера с взлётным весом $m_{\text{взл}}=140$ кг. был произведён расчёт рессоры, выполненной из углежгута IMS65 со связующим ВСР-3М, а так же проверена способность конструкции выдержать ударное нагружение без повреждения согласно требованиям §27.725 АП27. Такая рессора позволяет обеспечить мягкую посадку.

Расчёт производился для случая «Вертикальная посадка на два полоза».

7.1.Выбор параметров

Расчёт проведён по методике, изложенной в пособии «Конструирование агрегатов вертолётов из композиционных материалов», авторы Е. А. Башаров и А. А. Дудченко (издательство МАИ).

Максимальная взлётная масса

$$m_{\text{max}} = 140 \text{ кг}$$

Максимальный взлётный вес вертолёта

$$G_{\text{max}} = 140 \cdot 9,81 = 1373 \text{ Н}$$

Стояночная нагрузка на 1 лыжу рессоры

$$P_{\text{СТ}} = \frac{G_{\text{max}}}{4} = 343 \text{ Н}$$

Эксплуатационная посадочная вертикальная скорость в момент приземления

$$V_y^{\text{max}} = 2,5 \frac{\text{м}}{\text{сек}}$$

Коэффициент эксплуатационной перегрузки

$$n_y^3 = 2,5$$

Коэффициент безопасности при эксплуатационной посадке

$$f = 1,1$$

Вертикальная реакция земли на 1 лыжу при эксплуатационной посадке

$$P_3 = P_{CT} \cdot n_y^3 \cdot f = 944 \text{ Н}$$

Геометрические характеристики ползкового шасси в недеформированном состоянии таблица 7.1.

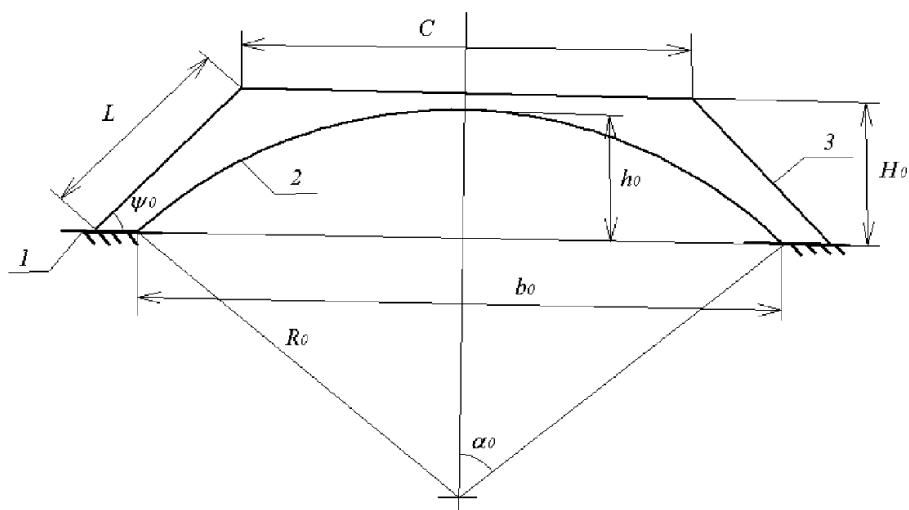


Рисунок 7.1. Геометрические характеристики ползкового шасси в недеформированном состоянии: 1 – лыжа, 2 – рессора, 3 – стойка.

Таблица 7.1.

h_0 , мм	L , мм	c , мм	ψ°	R_0 , мм
580	691,5	220	50°	482,4

Высота от поверхности взлётной площадки до места крепления рессоры к фюзеляжу составит

$$H_0 = L \cdot \sin 45 = 603,4 \text{ мм}$$

Угол, образованный осью симметрии и радиусом, проведённым из точки касания ползком поверхности земли в недеформированном состоянии, определим из следующей зависимости

$$\alpha_0 = \arccos \frac{R_0 - h_0}{R_0} = 1,77 \text{ rad} = 101,67^\circ$$

Длина рессоры

$$l_0 = l = 2 \cdot R_0 \cdot \alpha_0 = 1712 \text{ мм}$$

При центральном ударе, когда равнодействующая сил удара в лыжи полоскового шасси проходит через центр тяжести вертолѐта, работу, воспринимаемую упругими рессорами, можно представить в виде:

$$A = \frac{mV_y^2}{2} + \bar{k}_y G y_c,$$

где: m —масса вертолѐта, V_y —вертикальная скорость вертолѐта в момент приземления, \bar{k}_y —коэффициент, учитывающий разгрузку подъёмной силой, G —вес вертолѐта, y_c —вертикальное перемещение ЦТ вертолѐта.

Энергия вертолѐта складывается из кинетической энергии движения вертолѐта, соответствующей вертикальной скорости V_y в момент приземления, и работы доли веса вертолѐта (не уравновешенной подъёмной силой) на пути, равном вертикальному перемещению ЦТ вертолѐта y_c , соответствующему вертикальному обжатию рессор.

Обозначаем коэффициент подъёмной силы при посадке $k_y = \frac{Y_{\text{пос}}}{G}$, получим $\bar{k}_y = 1 - k_y$.

Величина нормированной работы A_n , т.е. работы, которую должна воспринимать амортизация полозкового шасси (рессоры) вертолѐта при посадке, считается равной величине кинетической энергии вертолѐта в момент приземления. При этом с момента касания земли должна осуществляться разгрузка подъёмной силой, равной $Y = G$ ($k_y = 1$; $\bar{k}_y = 0$).

Для проведения проектировочных расчѐтов задаѐтся коэффициент перегрузки при посадке с центральным ударом:

$$n_y^э = \frac{P_{\text{max}}}{P_{\text{ст}}},$$

где:

P_{max} —максимальная эксплуатационная нагрузка на рессору;

$P_{\text{ст}}$ —стояночная нагрузка на рессору.

Поскольку нагруженная рессора сильно изменяет свои геометрические параметры, то расчѐт рессоры проводится по деформированной схеме. При этом вводятся следующие допущения:

- рессора считается нерастяжимой (т.е. $l = \text{const}$);
- деформированная ось рессоры во всех состояниях представляется дугой окружности;
- деформации рессоры в первом приближении определяются изгибом рессоры;
- напряжения в конструкции рессоры не превосходят предела упругости материала, и закон Гука сохраняет свою силу;
- сопротивление грунта движению лыжи не учитывается;
- стойки считаются абсолютно жёсткими.

7.2. Характеристики рессоры в деформированном состоянии

Геометрические характеристики

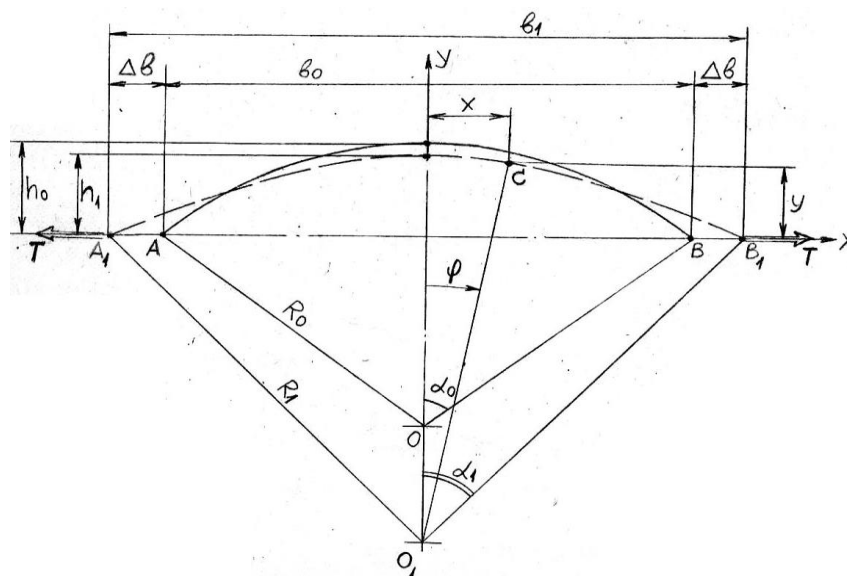


Рисунок 7.2. Геометрические характеристики ползкового шасси в деформированном состоянии

Из условия не растяжимости рессоры следует

$$\alpha_0 R_0 = \alpha_1 R_1,$$

где: α_1 —угол, образованный осью симметрии и радиусом, проведённым из точки касания ползком поверхностью взлётной площадки, характеризующий деформированное состояние рессоры, R_0 —радиус кривизны рессоры в недеформированном состоянии; R_1 —радиус кривизны рессоры в деформированном состоянии.

Из представленного выше соотношения можно выразим R_1

$$R_1 = \frac{\alpha_0 R_0}{\alpha_1}$$

Так как из рисунка 2 видно, что колея шасси в деформированном состоянии может быть вычислена по следующей формуле:

$$b_1 = b_0 + 2\Delta b = 2R_1 \sin \alpha_1 = 2\alpha_0 R_0 \frac{\sin \alpha_1}{\alpha_1},$$

Откуда можно выразить следующее соотношение:

$$\frac{\sin \alpha_1}{\alpha_1} = \frac{b_0 + 2\Delta b}{2\alpha_0 R_0}$$

В зависимости от величины Δb , можно найти значения α_1 , R_1 и другие геометрические параметры:

Высота рессоры до поверхности взлётной площадки в деформированном состоянии

$$h_1 = R_1 - R_1 \cos \alpha_1 = R_1 (1 - \cos \alpha_1),$$

Изменение высоты рессоры при приложении нагрузки

$$\Delta h = h_0 - h_1$$

Геометрические характеристики ползкового шасси в деформированном состоянии таблица 4.

Таблица 7.2.

$R_1=$	566	мм
$h_1=$	533	мм
$\Delta h=$	47	мм

7.3. Нагрузка на рессору

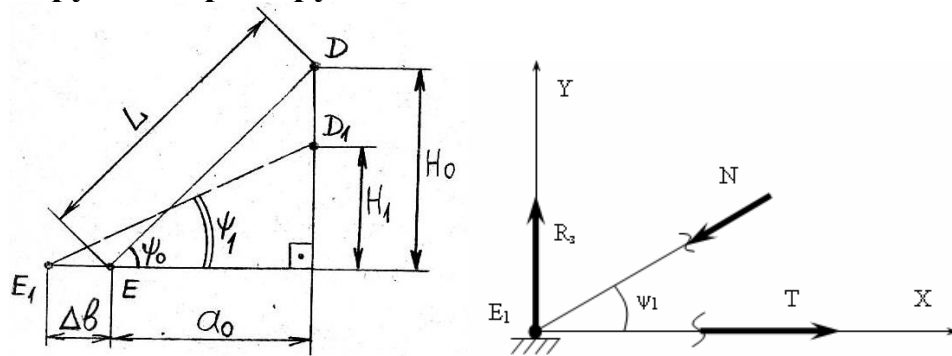


Рисунок 7.3. Кинематическая схема нагружения стойки

$$L = 691,5 \text{ мм}, \psi_0 = 50^\circ, a_0 = L \cdot \cos \psi_0, H_1 = L \cdot \sin \psi_1, \Delta H = H_0 - H, N = \frac{R_3}{\sin \psi_1}.$$

Составим уравнения равновесия опорного узла в положении E1.

$$\sum Y = 0; R_3 - N \cdot \sin \psi_1 = 0; N = \frac{R_3}{\sin \psi_1}$$

$$\sum X = 0; T - N \cos \psi_1 = 0; T = N \cos \psi_1 = R_3 \frac{\cos \psi_1}{\sin \psi_1} = R_3 \operatorname{ctg} \psi_1$$

Из рисунка следует, что угол наклона стороны DE, под которым приходит равнодействующая сила T можно представить как

-угол наклона рессоры

$$\psi_1 = \arccos \left(\frac{\Delta b + a_0}{\sin \psi_1} \right)$$

Усилие в рессоре

$$N = \frac{R_3}{\sin \psi_1}$$

Основные геометрические характеристики деформированной системы.

$$H_1 = L \cdot \sin \psi_1$$

$$\Delta H = H_0 - H_1$$

Угол α_1 находим из решения уравнения

$$\frac{\sin \alpha_1}{\alpha_1} = \frac{b_0 + 2 \cdot \Delta b}{2 \cdot \alpha_0 \cdot R_0}$$

Полученные характеристики рессоры в таблице 8.3.

Таблица 7.3.

b_0	1006	мм
a_0	444,5	мм
Δb	143,4	мм
R_3	96,28	кгс
H_1	238,2	мм
Ψ_1	0,554	рад
N	279	кгс
ΔH	365,2	мм
$\sin \alpha_1 / \alpha_1$	0,75	
α_1	1,5	рад
$\cos \alpha_1$	0,05	рад
$\sin 2\alpha_1$	0,115	рад

7.4. Кинетическая энергия, поглощаемая рессорой

$$\mathcal{E} = \frac{m_{max} \cdot (V_y^{max})^2}{2 \cdot k_{рес}}$$

где: $k_{рес} = 2$ – количество рессор, \mathcal{E} – кинетическая энергия поглощённая рессорой, m_{max} – максимальная взлётная масса вертолёта, вычисляемая по следующей формуле:

$$m_{max} = \frac{G_{max}}{g}$$

Тогда нагрузка на рессору :

$$T = R_3 \cdot ctg \cdot \left[arc \cos \left(\frac{\Delta b + a_0}{L} \right) \right]$$

Определение основных характеристик рессоры.

Силы Т, действующие на рессору, совершают работу численно равную величине поглощаемой кинетической энергии $A_n = \mathcal{E}$.

$$A = \frac{T \cdot \Delta b}{2} + \frac{T \cdot \Delta b}{2} = T \Delta b = R_3 \cdot ctg \left[arc \cos \left(\frac{\Delta b + a_0}{L} \right) \right] \cdot \Delta b$$

Решая трансцендентное уравнение методом подбора, находим величину Δb :

$$R_3 \cdot ctg \left[arc \cos \left(\frac{\Delta b + a_0}{L} \right) \right] \cdot \Delta b = \mathcal{E}$$

что выполняется при $\Delta b \cong 143,4 \text{ мм}$.

Величина нагрузки на рессору

$$T = 96,28 \cdot ctg \left[arc \cos \left(\frac{143,4 + 445}{691,5} \right) \right] = 155,47 \text{ кг}$$

Расчеты в таблице 7.4.

Таблица 7.4.

К ресс	2	
$M_{вз}^{max}$	14,2	кгс
\mathcal{E}	22,29	кгс*м
T	155,5	кгс

7.5. Определение потребной изгибной жёсткости рессоры

Потенциальная энергия рессоры

В первом приближении принимаем, что потенциальная энергия рессоры состоит из энергии изгиба:

$$U = 2 \cdot \int_0^{\alpha_1} \frac{m^2 \cdot (\varphi) \cdot dF}{2 \cdot E \cdot I} = \int_0^{\alpha_1} \frac{m^2 \cdot (\varphi) \cdot R_1 \cdot dF}{EI}$$

где: F–площадь сечения рессоры

Так как согласно рис.6.4.

$$M(\varphi) = T \cdot y = T \cdot R_1 \cdot (\cos \varphi - \cos \alpha_1),$$

то

$$U = \frac{T^2 \cdot R_1^3}{EI} \cdot \int_0^{\alpha_1} (\cos \varphi - \cos \alpha_1) d\varphi$$

Вычислим

$$\begin{aligned} \int_0^{\alpha_1} (\cos \varphi - \cos \alpha_1)^2 d\varphi &= \int_0^{\alpha_1} (\cos^2 \varphi - 2 \cdot \cos \alpha_1 \cos \varphi + \cos^2 \alpha_1)^2 d\varphi = \\ &= \left(\frac{\varphi}{2} + \frac{\sin 2\varphi}{2} - 2 \cos \alpha_1 \sin \varphi + \varphi \cos^2 \alpha_1 \right) \Big|_0^{\alpha_1} = \\ &= \frac{\alpha_1}{2} - \frac{3}{4} \sin 2\alpha_1 + \alpha_1 \cos^2 \alpha_1 \end{aligned}$$

Тогда

$$U = \frac{T^2 R_1^3}{EI} \left(\frac{\alpha_1}{2} - \frac{3}{4} \sin 2\alpha_1 + \alpha_1 \cos^2 \alpha_1 \right)$$

Определение потребной изгибной жесткости E_1 .

Поскольку потенциальная энергия рессоры равна работе, производимой силами T , то получаем:

$$U = A = \mathcal{E}$$

Или

$$\frac{T^2 R_1^3}{EI} \left(\frac{\alpha_1}{2} - \frac{3}{4} \sin 2\alpha_1 + \alpha_1 \cos^2 \alpha_1 \right) = \Theta,$$

откуда находим

$$EI = \frac{T^2 R_1^3 \left(\frac{\alpha_1}{2} - \frac{3}{4} \sin 2\alpha_1 + \alpha_1 \cos^2 \alpha_1 \right)}{\Theta} = 1,33 * 10^8 \text{ кгс} \cdot \text{мм}^2$$

7.6. Выбор параметров сечения рессоры

Определение внутренних силовых факторов в рессоре

Согласно рис.8.4. имеем:

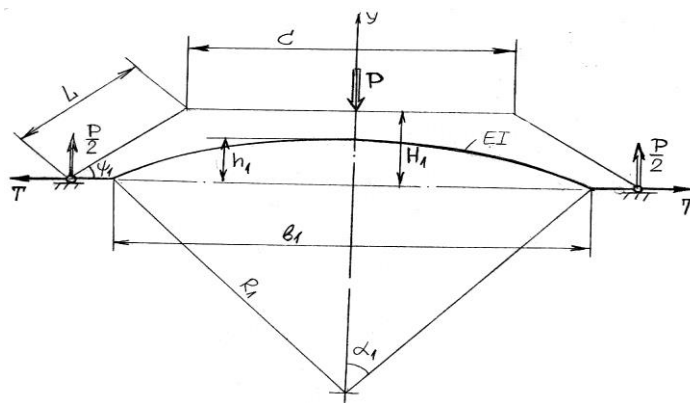


Рисунок 7.4. Схема нагружения рессоры шасси на стоянке

$$M(\varphi) = TR_1 (\cos \varphi - \cos \alpha_1)$$

$$N(\varphi) = T \cos \varphi$$

$$Q(\varphi) = T \sin \varphi$$

Для $\varphi = 0$:

$$M(0) = TR_1 (1 - \cos \alpha_1) = 82886 \text{ кгс} \cdot \text{мм}$$

$$N(0) = T = 155,47 \text{ кгс}$$

$$Q(0) = 0$$

Для $\varphi = \alpha_1$:

$$M(\alpha_1) = 0$$

$$N(\alpha_1) = \cos \alpha_1 \cdot T = 8,98 \text{ кГс}$$

$$Q(\alpha_1) = \alpha_1 \cdot T = 235,23 \text{ кГс}$$

Максимальные значения M и N имеют место при $\varphi = 0$, а максимум Q имеет место при $\varphi = \alpha_1$.

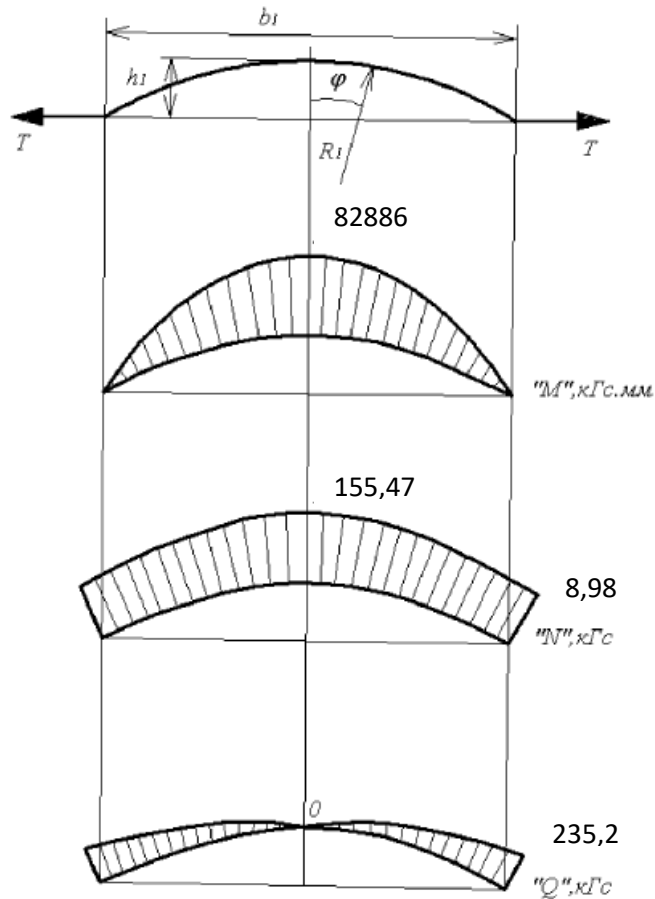


Рис. 7.5. – Эпюры нагружения.

7.7. Потребный момент инерции сечения рессоры

Принимая угол армирования $\varphi = 0^\circ$ (угол между осью рессоры и направлением основы ткани), находим величину потребного момента инерции сечения

$$J_x = \frac{EI}{E_1} = \frac{1,33 \cdot 10^8}{15,5 \cdot 10^3} = 8,55 \cdot 10^3 \text{ мм}^4$$

7.8. Расчётная схема сечения рессоры

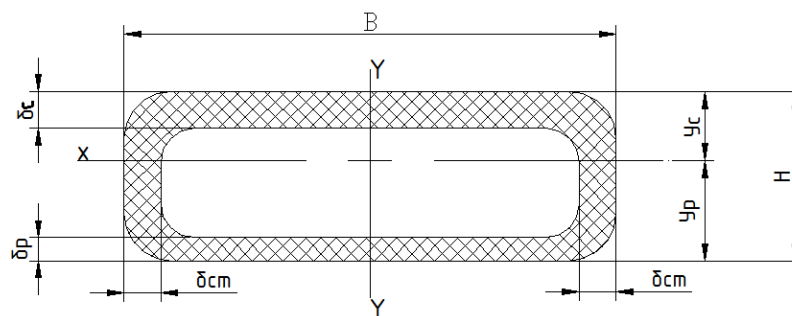


Рисунок 7.6. расчётная схема сечения рессоры из ПКМ

δ_c – толщина сжатой полки;

δ_p – толщина растянутой полки;

$\delta_{ст}$ – толщина стенки;

y_c – максимальное удаление сжатых волокон от нейтральной линии сечения;

y_p – максимальное удаление растянутых волокон от нейтральной линии сечения.

7.9. Определение положения нейтральной линии и высоты сечения

Принимаем максимальные напряжения, возникающие в крайних волокнах сечения, соответствующим разрушающим напряжениям для обеспечения равнопрочности поясов сечения.

$$\sigma_c = \frac{M_{\max}}{J_x} y_c = \sigma_1^c$$

$$\sigma_p = \frac{M_{\max}}{J_x} y_p = \sigma_1^p$$

отсюда находим

$$y_c = \frac{\sigma_1^c \cdot J_x}{M_{\max}} = 9,47 \text{ мм}$$

$$y_p = \frac{\sigma_1^p \cdot J_x}{M_{\max}} = 23,57 \text{ мм}$$

Высота сечения

$$H = y_c + y_p = 33 \text{ мм}$$

7.10. Определение толщин поясов сечения

Из условия равенства нулю статического момента сечения относительно нейтральной линии $S_x = 0$ (пренебрегая влиянием стенок сечения) имеем

$$B \cdot \delta_c \left(y_c - \frac{\delta_c}{2} \right) - B \cdot \delta_p \left(y_p - \frac{\delta_p}{2} \right) = 0$$

откуда получаем выражение

$$\delta_c \left(9,47 - \frac{\delta_c}{2} \right) = \delta_p \left(23,57 - \frac{\delta_p}{2} \right)$$

Задавая теперь значения δ_p , можно получить соответствующие значения δ_c . При этом должны соблюдаться два ограничения $\delta_c < y_c$, $\delta_p < y_p$

Результаты расчета δ_Σ в зависимости от принимаемых значений δ_p и δ_c представлены.

Оценка величины площади сечения рессоры

$$F_{\text{сеч}} = B(\delta_c + \delta_p) + \delta_\Sigma(H - \delta_c - \delta_p)$$

Результаты расчета $F_{\text{сеч}}$ в зависимости от принимаемых значений δ_p и δ_c представлены в таблице 1.

Определение массы рессоры

$$m_{\text{рес}} = F_{\text{сеч}} \cdot \rho \cdot l$$

Основные геометрические характеристики сечения рессоры.

Параметры сечения рессоры, представленные в таблице 7.4, соответствуют значению потребного момента инерции сечения J_x и обеспечивают рессоре поглощение нормированной величины кинетической энергии. Для всех вариантов $H = 33 \text{ мм}$

Основные геометрические характеристики сечения рессоры таблица 8.5.

Таблица 7.5.

Вариант	1	2	3
H, мм	33	33	33
δ_p , мм	1	1,5	1,95
δ_c , мм	2,87	4,86	8,23
B, мм	11,92	8,37	6,94
$B_{кр}$, мм	70,82	119,93	202,8
δ_{Σ} , мм	1,06	1,16	1,35
$\delta_{ст}$, мм	0,53	0,58	0,68
$F_{сеч}$, мм ²	77,08	84,19	101,60
G, кг	0,20	0,22	0,27

Видно что минимальный вес конструкции в первой графе, но окончательный выбор параметров сечения производится исходя из конструктивных и технологических соображений.

Принимаем основные параметры сечения рессоры вариант 2.

Определение стояночных деформаций рессоры (случай стоянки вертолѐта):

Таблица 7.6.

P, кгс	0,00	15	30	45	60	75	90	105	120	135	150
α_1	101,67	100,60	99,47	98,30	97,08	95,79	94,44	93,02	91,52	89,93	88,23
	1,77	1,76	1,74	1,72	1,69	1,67	1,65	1,62	1,60	1,57	1,54
R1, мм	482,4	487,5	493	498,9	505,2	512,0	519,3	527,2	535,89	545,40	555,93
Δb , мм	0,00	6,83	13,92	21,29	28,97	36,97	45,33	54,09	63,28	72,97	83,24
ψ , град	50,00	49,26	48,48	47,66	46,79	45,87	44,90	43,86	42,75	41,56	40,26
N, кгс	0,00	12,75	25,19	37,25	48,89	60,01	70,52	80,29	89,13	96,79	102,90
T, кгс	0,00	6,46	13,28	20,50	28,18	36,37	45,16	54,63	64,90	76,15	88,57
Δh , мм	0,00	2,78	5,78	9,02	12,52	16,31	20,43	24,93	29,86	35,28	41,29

Нагрузка на рессору при стоянке вертолѐта

$$P_{ст} = \frac{G_{взл}^{max}}{4} = \frac{1373,4}{4} = 343,3 \text{ кгс}$$

Для принятого значения $P_{ст}$ и $EJx = 1,33 \cdot 10^8 \text{ кгс} \cdot \text{мм}^4$ получим значения приведѐнные в таблице 7.7.

Таблица 7.7

α_1		R1, мм	Δb , мм	ψ , град	N, кгс	T, кгс	Δh , мм
96,22	1,67	509,69	34	46,18	56,36	33,58	15

7.11. Расчѐт слоѐв композиционного материала

По результатам расчѐтов получены толщины элементов сечения рессоры:

$\delta_c = 4,86 \text{ мм}$ – толщина сжатой полки;

$\delta_p = 1,5 \text{ мм}$ – толщина растянутой полки;

$\delta_{ст} = 0,58 \text{ мм}$ – толщина стенки;

Данный расчёт проводился без учёта влияния углов ориентации слоёв в композиционном материале, для упрощения он был представлен, как изотропный материал. Полученные параметры нуждаются в проверке, по результатам которой, будут получены значения толщин, с учётом разной ориентации волокон композита к нагрузке.

Таблица 7.7.

Наименование	Обозначение	Значение	Размерность
Толщина слоя	h_i	0,00018	м
Предел прочности на растяжение вдоль волокон	$\sigma + 1$	$2,24 * 10^9$	Па
Предел прочности на сжатие вдоль волокон	$\sigma - 1$	$9 * 10^8$	Па
Предел прочности на растяжение поперёк волокон	$\sigma + 2$	$4,4 * 10^7$	Па
Предел прочности на сжатие поперёк волокон	$\sigma - 2$	$5 * 10^7$	Па
Предел прочности от действия касательных напряжений	τ_{i12}	$8,2 * 10^7$	Па
Модуль упругости в направлении вдоль волокон	E_1	$1,52 * 10^{11}$	Па
Модуль упругости в направлении поперек волокон	E_2	$7,4 * 10^9$	Па
Модуль сдвига	G_{12}	$3,6 * 10^9$	Па
Коэффициент Пуассона	μ_{12}	0,27	
Относительный модуль упругости E_1	$E_{1-отн}$	$1,64 * 10^{11}$	
Относительный модуль упругости E_2	$E_{2-отн}$	$7,98 * 10^9$	

Рассмотрим задачу определения напряжений в слоях при известной структуре композита. На рис. 8 представлен элемент слоистого композита, по краям которого действуют средние по слоям напряжения от внешних нагрузок σ_x , σ_y и касательные напряжения τ_{xy} . Связь средних напряжений с напряжениями в слоях и параметрами армирования композита определяются соотношениями:

$$\sigma_x = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i \cdot (\sigma_1^i \cos^2 \varphi_i + \sigma_2^i \sin^2 \varphi_i - \tau_{12}^i \sin 2\varphi_i)$$

$$\sigma_y = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i \cdot (\sigma_1^i \sin^2 \varphi_i + \sigma_2^i \cos^2 \varphi_i - \tau_{12}^i \sin 2\varphi_i)$$

$$\tau_{xy} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i \cdot ((\sigma_1^i - \sigma_2^i) \sin \varphi_i \cos \varphi_i + \tau_{12}^i \cos 2\varphi_i)$$

Где: $\bar{h}_i = h_i/h$ относительная толщина i -слоя.

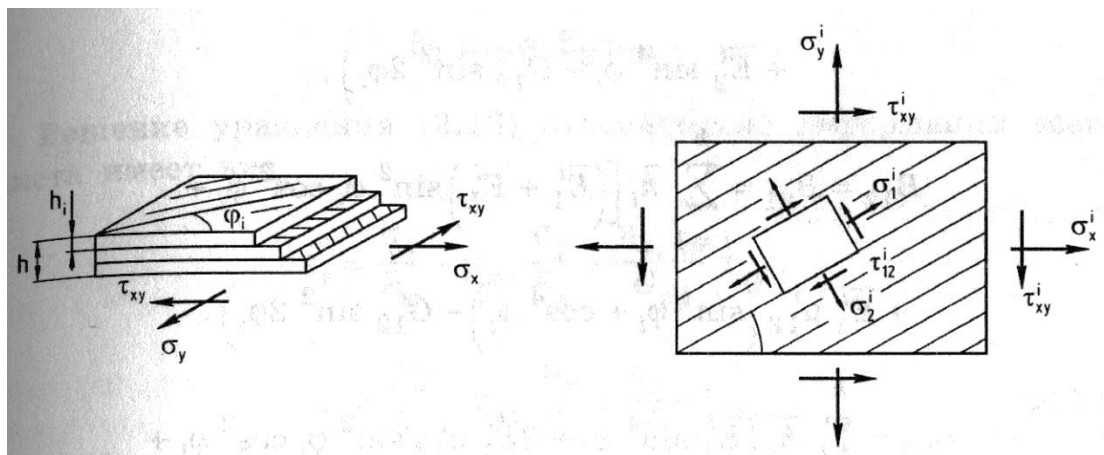


Рисунок 7.7. Схема напряжений в слоистом композите

E_1, E_2 – эффективные модули упругости вдоль и поперек армирующих волокон, $\mu_{12}=\mu_{21}$ -коэффициент Пуассона, характеризующий сокращение размера поперек или вдоль волокон при растяжении поперек либо вдоль.

$$\bar{E}_1 = \frac{E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}}$$

Углы ориентации волокон относительно действующей нагрузки:

Таблица 7.8.

$\varphi(0)=$	0	рад
$\varphi(90)=$	1,570796327	рад
$\varphi(+45)=$	0,785398163	рад
$\varphi(-45)=$	-0,785398163	рад

Если напряжения i -го слоя выразить через деформации, то выше приведённая система уравнений примет вид:

$$\sigma_x = B_{11}\varepsilon_x + B_{12}\varepsilon_y + B_{13}\gamma_{xy}$$

$$\sigma_y = B_{21}\varepsilon_x + B_{22}\varepsilon_y + B_{23}\gamma_{xy}$$

$$\tau_{xy} = B_{31}\varepsilon_x + B_{32}\varepsilon_y + B_{33}\gamma_{xy}$$

Где:

$$B_{11} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i (\bar{E}_1^i \cos^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \cos^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i);$$

$$B_{12} = B_{21} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i ((\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_1^i \mu_{12}^i (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i) - G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i)$$

$$B_{22} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i (\bar{E}_1^i \sin^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \cos^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i);$$

$$B_{31} = B_{13} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i \sin \varphi_i \cos \varphi_i (\bar{E}_1^i (1 - \mu_{12}^i) \cos^2 \varphi_i - \bar{E}_2^i (1 - \mu_{12}^i) \sin^2 \varphi_i - 2G_{12}^i \cos 2\varphi_i)$$

;

$$B_{32} = B_{23} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i \sin \varphi_i \cos \varphi_i (\bar{E}_1^i (1 - \mu_{12}^i) \sin^2 \varphi_i - \bar{E}_2^i (1 - \mu_{12}^i) \cos^2 \varphi_i - 2G_{12}^i \cos 2\varphi_i)$$

;

$$B_{33} = \sum_{i=1}^k \bar{h}_i ((\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + G_{12}^i \cos^2 2\varphi_i);$$

В силу симметрии материала слоя $E_1 \mu_{12} = E_2 \mu_{21}$.

Решение уравнений относительно деформаций имеет вид:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{xy} \frac{\sigma_y}{E_y} + \frac{\eta_{x,xy}}{G_{xy}} \tau_{xy}$$

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \mu_{xy} \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\eta_{x,xy}}{G_{xy}} \tau_{yx}$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\eta_{x,xy}}{G_{xy}} \sigma_x + \frac{\eta_{x,xy}}{G_{xy}} \sigma_y + \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}$$

Здесь:

$$E_x = \frac{B}{B_{22}B_{33} - B_{23}^2}$$

$$E_y = \frac{B}{B_{11}B_{33} - B_{13}^2}$$

$$G_{xy} = \frac{B}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}$$

Средние модули упругости пакета:

$$\mu_{xy} = \frac{B_{12}B_{33} - B_{13}B_{23}}{B_{11}B_{33} - B_{13}^2}$$

$$\mu_{xy} = \frac{B_{12}B_{33} - B_{13}B_{23}}{B_{22}B_{33} - B_{23}^2}$$

Средние коэффициенты Пуассона:

$$\eta_{x,xy} = \eta_{xy,x} = \frac{B_{12}B_{23} - B_{22}B_{13}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}$$

$$\eta_{y,xy} = \eta_{xy,y} = \frac{B_{12}B_{13} - B_{11}B_{23}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}$$

Коэффициенты влияния:

$$B = B_{33}(B_{11}B_{22} - B_{12}^2) + 2B_{12}B_{13}B_{23} - B_{11}B_{23}^2 - B_{22}B_{13}^2$$

Для расчёта напряжений в слоях, требуется связать деформации каждого слоя в координатной системе 1,2 ориентированной по направлению армирующих волокон, со средними деформациями пакета ε_x , ε_y , γ_{xy} в координатах x и y . Она определяется соотношениями:

$$\begin{aligned}\varepsilon_1^i &= \varepsilon_x \cos^2 \varphi_i + \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i, \\ \varepsilon_2^i &= \varepsilon_x \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_y \cos^2 \varphi_i - \gamma_{xy} \sin \varphi_i \cos \varphi_i, \\ \gamma_{12}^i &= (\varepsilon_y - \varepsilon_x) \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \sin 2\varphi_i\end{aligned}$$

Напряжения слоя в координатной системе, связанной с направлением армирования, при известных деформациях слоя определяются законом Гука.

$$\sigma_1^i = \bar{E}_1^i (\varepsilon_1^i + \mu_{12}^i \varepsilon_2^i)$$

$$\sigma_2^i = \bar{E}_2^i (\varepsilon_2^i + \mu_{21}^i \varepsilon_1^i)$$

$$\tau_{12}^i = G_{12}^i \gamma_{12}^i$$

Зависимости соответствуют общему случаю анизотропии материала, то есть такому случаю, когда касательные напряжения вызывают удлинения, а нормальные напряжения – деформацию сдвига.

Расчёт ведётся методом итераций. Необходимо задать количество слоёв, а так же их ориентацию. Задача – подобрать такую раскладку слоёв, при которой получается наименьшая толщина пакета, при условии сохранения требуемой прочности. Представлены результаты вычислений по вышеприведённым формулам в последней итерации. Задаём количество и ориентацию слоёв для элементов рессоры:

Таблица 7.9.

Ориентация слоёв φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
0	2	1	6
90	4	2	7
+45	2	1	8
-45	1	0	6
\sum слоев, шт	8	4	27
δ пакета, м	0,00162	0,00072	0,00486

В нашем случае толщина монослоя материала ВСП-3М/IMS65 $h=0,00018$ м, предварительно задаём толщину стенки рессоры 0,00072 м, сжатой и растянутой полок – 0,0015 и 0,00486 м соответственно. Тогда относительная толщина слоёв:

$\bar{h}_1 = 0,11$ для растянутой полки, $\bar{h}_1 = 0,037$ для сжатой полки, $\bar{h}_1 = 0,25$ для стенки.

Расчёт средних напряжений возникающих в композите.

Расчёт σ_x , Па :

Таблица 7.10.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
σ_x для 0^0	497777777	560000000	200000000
σ_x для 90^0	19555555	22000000	12962962
σ_x для $+45^0$	235555555	265000000	116444444
σ_x для -45^0	136000000	0	123777777
$\sum \sigma_x$	888888888	847000000	453185185

Расчёт σ_y , Па :

Таблица 7.11.

Ориентация слоёв φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
σ_y для 0^0	9777777	11000000	11111111
σ_y для 90^0	995555555	1120000000	233333333
σ_y для $+45^0$	235555555	265000000	116444444
σ_y для -45^0	136000000	0	123777777
$\sum \sigma_y$	1376888889	1396000000	484666666

Расчёт τ_{xy} , Па :

Таблица 7.12.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
τ_{xy} для 0^0	18222222	20500000	18222222
τ_{xy} для 90^0	-36444444	-41000000	-21259259
τ_{xy} для $+45^0$	244000000	274500000	125925925
τ_{xy} для -45^0	-122000000	0	-94444444
$\sum \tau_{xy}$	103777777	254000000	28444444

Расчёт коэффициентов влияния B_{11} :

Таблица 7.13.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
B_{11} для 0^0	36433801939	40988027182	36433801939
B_{11} для 90^0	3547501768	3990939489	2069376031
B_{11} для $+45^0$	15270451468	17179257901	20360601957
B_{11} для -45^0	7635225734	0	15270451468
$\sum B_{11}$	62886980908	62158224571	74134231395

Расчёт коэффициентов влияния В12= В21:

Таблица 7.14.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
В ₂₁ для 0°	9837126524	11066767339	9837126524
В ₂₁ для 90°	19674253047	22133534678	11476647611
В ₂₁ для +45°	21671458191	24380390465	28895277588
В ₂₁ для -45°	10835729096	0	21671458191
$\sum V_{21}$	62018566857	57580692482	71880509913

Расчёт коэффициентов влияния В22:

Таблица 7.15.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
В ₂₂ для 0°	1773750884	1995469744	1773750884
В ₂₂ для 90°	72867603878	81976054363	42506102262
В ₂₂ для +45°	15270451468	17179257901	20360601957
В ₂₂ для -45°	7635225734	0	15270451468
$\sum V_{22}$	97547031963	1E+11	79910906570

Расчёт коэффициентов влияния В13= В31:

Таблица 7.16.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
В ₃₁ для 0°	0	0	0
В ₃₁ для 90°	3,7E-08	4,2E-08	2,18E-08
В ₃₁ для +45°	6325459318	7116141732	8433945757
В ₃₁ для -45°	-3162729659	0	-6325459318
$\sum V_{31}$	3162729659	7116141732	2108486439

Расчёт коэффициентов влияния $V_{23} = V_{32}$:

Таблица 7.17.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
V_{31} для 0^0	0	0	0
V_{31} для 90^0	3,06E-06	3,44E-06	1,78E-06
V_{31} для $+45^0$	6325459318	7116141732	8433945757
V_{31} для -45^0	-3162729659	0	-6325459318
$\sum V_{31}$	3162729659	7116141732	2108486439

Расчёт коэффициентов влияния $V_{33} = V_{33}$:

Таблица 7.18.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
V_{31} для 0^0	800000000	900000000	800000000
V_{31} для 90^0	1600000000	1800000000	933333333,3
V_{31} для $+45^0$	4600998334	5176123126	6134664445
V_{31} для -45^0	2300499167	0	4600998334
$\sum V_{31}$	9301497501	7876123126	12468996113

Результаты решения системы уравнений относительно деформаций:

Таблица 7.19.

Коэффициенты и модули	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
B	2,09E+31	2,09E+31	9,39E+30
E_x	23312495207	28106164119	9473511826
E_y	36384678482	47771625264	10215272658
G_{xy}	9142384191	7055692294	12408625463
μ_{xy}	0,98	0,918	0,969
μ_{yx}	0,63	0,54	0,899
$\eta_{x,xy} \nu_{x,x}$	-0,049	-0,104	-0,022
$\eta_{y,xy} \nu_{y,y}$	-0,0012	-0,0109	-0,0062
ε_x	0,00026	-0,00044	0,0018
ε_y	-0,0003	-0,0022	0,001
γ_{xy}	-0,0008	0,0028	0,0006

Связи деформаций каждого слоя в координатной системе 1,2 ориентированной по направлению армирующих волокон, со средними деформациями пакета ε_x , ε_y , γ_{xy} в координатах x и y:

Расчёт ε_1^i :

Таблица 7.20.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
0	0,000260963	-0,000442141	0,001789868
90	-0,000308495	-0,002193858	0,001018266
+45	-0,000433462	9,83641E-05	0,001705323
-45	0,000385929	-0,002734362	0,001102811

Расчёт ε_2^i :

Таблица 7.21.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
0	-0,000308495	-0,002193858	0,001018266
90	0,000260963	-0,000442141	0,001789868
+45	0,000385929	-0,002734362	0,001102811
-45	-0,000433462	9,83641E-05	0,001705323

Расчёт γ_{12}^i :

Таблица 7.22.

Ориентация слоев φ^0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
0	0	0	0
90	-3,06E-20	5,62E-19	1,69E-19
+45	-0,000249933	0,004584443	0,001374114
-45	0,000249933	-0,004584443	-0,001374114

Напряжения слоя в координатной системе, связанной с направлением армирования:

Расчёт σ_1^i :

Таблица 7.23.

Ориентация слоёв φ^0	Полка растянутая		Стенка		Полка сжатая	
	Па	Мпа	Па	Мпа	Па	Мпа
0	29129260	29,13	-169605540	-169,6	338528346	338,528
90	-39026369	-39,026	-379259845	-379,26	246179055	246,179
+45	-53982982	-53,983	-104915208	-104,915	328409497	328,41
-45	44085873	44,086	-443950177	-443,95	256297903	256,298

Расчёт σ_2^i :

Таблица 7.24.

Ориентация слоёв φ^0	Полка растянутая		Стенка		Полка сжатая	
	Па	Мпа	Па	Мпа	Па	Мпа
0	-1899967	-1,9	-18463966	-18,464	11985032	11,985
90	1418135	1,42	-8257111	-8,257	16480985	16,481
+45	2146285	2,1466	-21613363	-21,61	12477661	12,478
-45	-2628119	-2,628	-5107714	-5,11	15988357	15,988

Расчёт τ_{12}^i :

Таблица 7.25.

Ориентация слоёв φ^0	Полка растянутая		Стенка		Полка сжатая	
	Па	Мпа	Па	Мпа	Па	Мпа
0	0	0	0	0	0	0
90	-1,1E-10	-1,1E-16	5,05E-10	5,05E-16	1,5E-10	1,5E-16
+45	-899758	-0,899	30699627	30,699	1236702	1,23
-45	899758	0,899	-36380486	-36,38	-1236702	-1,23

Оценка прочности многослойной рессоры проводится по анализу прочности монослоя, то есть каждого слоя в отдельности. Для обеспечения прочности полученные значения распределений напряжений слоёв композита должны удовлетворять критерию прочности для материала с учётом связующего:

$$\frac{(\sigma_1^i)^2}{[\sigma_1]^2} \leq 1, \quad \frac{(\sigma_2^i)^2}{[\sigma_2]^2} + \frac{(\tau_{12}^i)^2}{[\tau_{12}]^2} \leq 1$$

Допускаемые напряжения для материала:

Таблица 7.26.

$[\sigma_1^+]$, Мпа	2240
$[\sigma_1^-]$, Мпа	900
$[\sigma_2^+]$, Мпа	44
$[\sigma_2^-]$, Мпа	50
$[\tau_{12}]$, Мпа	82

Проверка критерия прочности $\frac{(\sigma_1^i)^2}{[\sigma_1]^2}$:

Таблица 7.27.

Ориентация слоев φ_0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
0	0,00017	0,012	0,14
90	0,0003	0,058	0,07
+45	0,0006	0,0045	0,13
-45	0,0004	0,08	0,08

Проверка критерия прочности $\frac{(\sigma_2^i)^2}{[\sigma_2]^2} + \frac{(\tau_{12}^i)^2}{[\tau_{12}]^2}$

Таблица 7.28.

Ориентация слоев φ_0	Полка растянутая	Стенка	Полка сжатая
0	0,0018	0,15	0,05
90	0,001	0,03	0,1
+45	0,0025	0,21	0,06
-45	0,0039	0,012	0,1

Вывод:

Прочность в слоях композиционного материала, ориентированных под разными углами к нагрузке соблюдается, так как критерии прочности ≤ 1 . Рессора выдерживает заданные нагрузки. Выбранный материал соответствует нагрузкам.

8. ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ГЕКСАКОПТЕРА.

Главной задачей технологической проработки проекта является выработка технологической концепции гексакоптера и формирование его технологического облика.

От рационального выбора конструктивно-технологического членения и схемы сборки зависит трудоёмкость, а, следовательно, и стоимость производства аппарата.

В основу формирования технологического облика гексакоптера, положено требование максимальной простоты и дешевизны изготовления.

Основные конструктивно-технологические решения выбраны с учётом обеспечения высокой эффективности применения и высоких экономических показателей производства и эксплуатации.

Основные направления формирования технологического облика гексакоптера:

- заданная работоспособность отдельных систем и агрегатов,
- минимизация времени и затрат на техническое обслуживание,
- достижение высокой ремонтпригодности,
- минимизация трудоёмкости изготовления,
- сокращение цикла изготовления,
- сокращение цикла и затрат на подготовку серийного производства.

Уменьшение трудоёмкости цикла изготовления и серийного производства обеспечивается рациональным конструктивно-технологическим членением конструкции, производством и отработкой отдельных агрегатов и систем в виде отдельных модулей - взаимозаменяемых конструктивно законченных сборочных единиц, обладающих функциональной независимостью.

8.1. Разработка и обоснование схемы членения гексакоптера

Членение планера гексакоптера, элементов оборудования и систем на агрегаты, отсеки, панели, узлы вызвано конструктивными соображениями и требованиями производства и эксплуатации авиационной техники.

При членении гексакоптера на агрегаты, панели, отсеки, узлы учитывается необходимость конструктивных и эксплуатационных разъемов и стыков, устанавливается целесообразная степень членения исходя из масштаба производства, его условий и технологических возможностей.

Кроме того, должны учитываться требования прочности, веса, аэродинамики и взаимозаменяемости; возможность сборки отсека или агрегата, выполнения в нем монтажных работ, отработки и контроля действия механизмов и систем, а также возможность съема или замены того или иного агрегата без демонтажа других агрегатов.

Вышеперечисленные требования определяют сложность и, вообще говоря, неоднозначность той или иной принятой схемы членения. Удовлетворение всем требованиям, многие из которых носят прямо противоположный характер, является своего рода искусством, и поэтому отыскание оптимального компромиссного варианта требует определённого навыка и некоторой инженерной интуиции.

В данном разделе технологической части проекта даётся описание схемы членения гексакоптера, представленной на отдельном плакате «Схема членения гексакоптера».

Номера позиций в пояснительной записке соответствуют указанным номерам на схеме:

- 1 – Ползковое шасси
- 2 – Каркас нижний
- 3 – Каретка аккумуляторной батареи
- 4 – аккумуляторная батарея
- 5 – Обтекатель
- 6 – Подложка электродвигателя
- 7 – Электродвигатель
- 8 – Балка
- 9 – Лопасть
- 10 – Каркас верхний

- 11 – Обтекатель верхний
- 12 – Блок управления
- 13 – Крепеж ухо-вилка
- 14 – Рама крепления гранатометна,
- 15 – Гранатомёт

Соединение агрегатов и отсеков гексакоптера осуществляется при помощи стыков и разъемов.

Стык – соединение элементов конструкции, при котором не допускается перемещение соединяемых элементов друг относительно друга.

Разъем – соединение, в котором предусматривается взаимное перемещение элементов при эксплуатации.

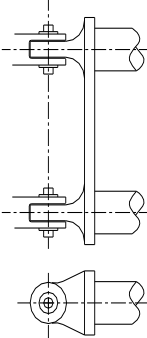
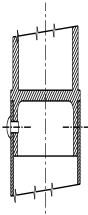
Стыки и разъемы делятся на конструктивные и технологические и предназначены для:

- замены вышедших из строя агрегатов и узлов в процессе эксплуатации ЛА,
- повышения транспортабельности и мобильности при перевозках различными видами транспорта,
- разделения труда при проектировании и производстве,
- возможности кооперирования в производстве,
- расширения фронта сборочных и монтажных работ, повышения механизации и автоматизации труда,
- упрощения порядка консервации и хранения.

Взаимозаменяемость отсеков, панелей, агрегатов, узлов гексакоптера обеспечивается применением плазово-шаблонного метода увязки заготовительно–сборочной оснастки или системой допусков и посадок сопрягаемых деталей. Взаимозаменяемость элементов конструкции определяется требованиями тождественности размеров, форм, выполняемых функций, возможностью бесподгонной сборки.

Конструкция стыков планера гексакоптера и метод обеспечения взаимозаменяемости по стыкам и разъёмам представлены в таблице 6.1.

таблица 8.1.

Стыкуемые агрегаты и узлы	Вид стыка	Эскиз	Средства обеспечения взаимозаменяемости	
			Эталонная оснастка	Рабочая оснастка
Каркас – балка.	Болтовое соединение ухо-вилка		Калибр стыка	Контр-калибр стыка сборочного приспособления, кондуктор разделочного станда
Подложка электродвигателя	Телескопический конструктивный. Соединение на анкерных гайках		Калибр стыка	Контр-калибр сборочного приспособления

Основные материалы, применяемые в конструкции гексакоптера, представлены в таблице 8.2.

Таблица 8.2

Название материала	Механические свойства	Технологические свойства	Применение
СТАЛИ			
30ХГСА	$\sigma_B=1100\text{МПа}$ $E=210\text{ГПа}$ $\rho=7,85\text{ г/см}^3$	Хорошая деформация в горячем состоянии, свариваемость, чувствительность к концентраторам напряжения в закаленном состоянии	Детали крепления (болты, гайки, винты и т.д.)
СПЛАВЫ ЦВЕТНЫХ МЕТАЛЛОВ			
Д16АТ дюралюмин	$\sigma_B=440\text{МПа}$ $E=69\text{ГПа}$ $\rho=2,78\text{ г/см}^3$	Хорошо деформируется в горячем и холодном состоянии. Пластичность удовлетворительная. Сваривается точечной и роликовой сваркой. Упрочняется термической обработкой.	Основные силовые элементы
BT23Л титановый сплав	$\sigma_B=1300\text{МПа}$ $\rho=4,5\text{ г/см}^3$	Хорошо жаростойкость, обработка резаньем удовлетворительная	Соединители ползкового шасси
НЕМЕТАЛЛЫ, КОМПОЗИТЫ			
Органическое стекло	$\sigma_B=70\text{ МПа}$ $\rho=1,19\text{ г/см}^3$		Крышка верхняя
АБС пластик	$\sigma_B=40\text{ МПа}$ $\rho=1,05\text{ г/см}^3$		Крышка нижняя

Таблица 8.2 (продолжение)

Углеткань УТ-900 со связующи м ЭДТ 10	$\sigma_b=1300\text{МПа}$ $E=280\text{ГПа}$ $\rho=1,56\text{ г/см}^3$		Лопасты
Углеткань ВСП- 3М/IMS65	$\sigma_b=2240\text{МПа}$ $E=152\text{ГПа}$		Рессоры полоскового шасси
Клей ВК-9	холодного отверждения. $t=15-20^{\circ}\text{C}, 2,5$ ч.		Склеивает алюминиевые, титановые, стальные и неметаллические материалы.
Герметик ВГО-1	$\rho=1.9\text{ г/см}^3$ $t_{\text{вулк}}=20^{\circ}\text{C}$		Герметизация болтовых и заклепочных соединений.

Формирование облика гексакоптера осуществлялось на основе выбора его основных параметров и геометрических размеров.

Разрабатываемый гексокоптер представляет собой аппарат, создаваемый для решения задач пожаротушения высотных зданиях.

8.2. Описание конструкции

Шасси.

Шасси гексакоптера ползковое, амортизирующее за счёт упругой деформации рессор. Рессоры представляют из себя трубы овального сечения изготовленные методом предкамеры. Шасси крепится на четырёх узлах с помощи хомутов в нижней части корпуса. В конструкции шасси применяются трубы овального поперечного сечения. Восприятие и

поглощение энергии удара происходит за счёт сил упругой деформации, возникающих в рессорах при посадке гексакоптера.

Каркас.

Каркас состоит из каркаса нижнего и верхнего. Каркас изготовлен из алюминиевого сплава Д16АТ, воспринимает наибольшую нагрузку от внешних сил. Между собой каркас скреплён болтовыми соединениями.

Балки.

Балки представляют собой алюминиевую трубу, соединяют корпус гексакоптера с установленными на подложках двигателями. Крепление балок к подложкам двигателя и соединению ухо-вилка выполняется болтовым соединением.

Силовая установка.

Состоит из электромоторов U-15II разработки фирмы T-motor. двигатели расположены непосредственно под винтами и напрямую передают подсоединены к ним. Крепление двигателей к балкам осуществляется через подложку, к подложке двигатель прикреплен болтовым соединением.

Корпус.

Для защиты от внешних воздействий и улучшения аэродинамики, корпус производится из абс пластика. Производство методом вакуумного формирования из листа с последующей обрезкой.

Лопать.

Лопать изготавливается методом выкладки, из предварительно раскроенных заготовок. Матерел лопасти представляет собой углеткань УТ-900 на связующем ЭДТ-10.

Основные материалы, применяемые при изготовлении агрегатов планера, алюминиевые и титановые сплавы. Помимо этого применяются различные КМ.

Конструктивно-компоновочные решения, принятые при проектировании и проработке КСС, в полной мере отражены на компоновочном чертеже гексакоптера вынесенном на плакат «Компоновка гексакоптера».

Общий вид гексакоптера вынесен на отдельный плакат «Общий вид гексакоптера».

Основные летно-технические данные:

Взлетная масса гексакоптера	140 кг
Максимальная скорость полета у земли	150 км/ч
Статический потолок без учета влияния земли	4000 м
Продолжительность полета на высотах 0-1000м	10 м
Силовая установка:	
Максимальная мощность двигателя на H=0	9950 Вт

Агрегат.

Полозковое шасси.

Полозковое шасси установленное на данном проектируемом гексакоптере является рессорным, т.е. роль рессоры играют две трубы овального сечения, которые полностью поглощают энергию удара гексакоптера о грунт. К корпусу шасси жестко закреплено, посредством четырех хомутов, которые, в свою очередь, крепятся к нижнему каркасу. Полозки соединены с рессорами переходниками при помощи болтового соединения. Один конец каждого полозка заварен, другой имеет технологическую заглушку.

Материал.

Рессоры:

КМ ВСР-3М/IMS65

полозки из трубы:

Труба 24x4 – ВТ1-О ГОСТ 22897-86.

Болты из прутка:

Пруток ВТ-22 кр. 20 ОСТ1 92020-72

Взаимозаменяемость самого шасси обеспечивается системой допусков и посадок определённый на данную деталь (агрегат).

Взаимозаменяемость при сборке обеспечивается тех. процессом сборки шасси (в приспособлении УСП).

Членение агрегата:

№	Наименование	Количество
1.	Полозок	2шт
2.	Переходник	4шт

- | | | |
|----|---------|------|
| 3. | Рессора | 2шт |
| 4. | Гайка | 8шт |
| 5. | Шайба | 16шт |
| 6. | Болт | 8шт |

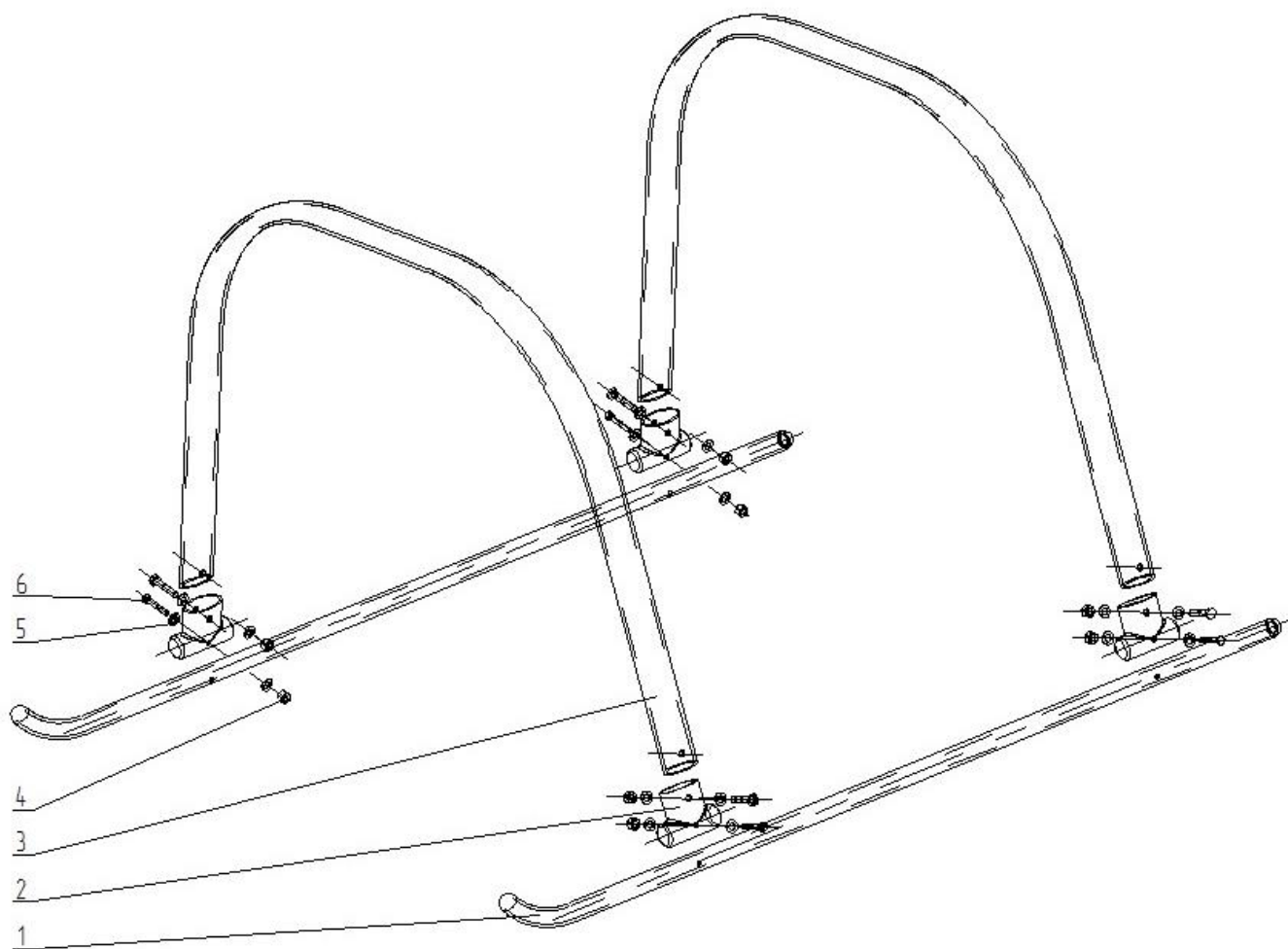


Рис. 8.1. Членение полозкового шасси

8.3. Маршрутный технологический процесс на сборку полозкового шасси

Таблица 8.3. Технологический процесс на сборку полозкового шасси

№	Операция	Приспособление
1	Установить приспособление для сборки на монтажную плиту	УСП
2	Скомплектовать детали по спецификации	
3	Забазировать полозки поз.1 в приспособление по внешней поверхности.	
4	Надеть переходники поз.2 полярно на полозки.	

Таблица 8.3. Технологический процесс на сборку ползкового шасси
(продолжение)

5	Установить в приспособление рессоры поз.3, соблюдая посадку между рессорой и переходником Н7/js8	
6	Установить в приспособление кондуктор.	Кондуктор для развертки отверстий
7	Используя кондуктор развернуть отв. * в $\phi 12H7$	Развертка
8	Вставить с помощью приспособления втулки	Приспособление для установки втулок
9	Вставить болт поз.6 соблюдая посадку Н7/js6, установить шайбы и затянуть гайку моментом 240Н	Тарировочный ключ
10	Повторить операцию N6;7;8;9 для второго отверстия на переходнике.	
11	Вставить втулку в рессору.	
12	Установить болт скрепляющий рессору и переходник по посадке $\phi 12 H8/d9$	
13	Надеть шайбы и затянуть гайку моментом 240Н	Тарировочный ключ
14	Каждый болт кернить в трех точках по окружности.	Керн, Молоток
15	Повторить операции N 6;7;8;9;10;11;12;13;14 для 2 крепления, на ползке начиная с отв. Расположенного по полёту.	
16	При креплении 2 ползка к рессорам повторить операции N6;7;8;9;10;11;12;13;14;15;	
17	Затянуть заглушки поз.4 на ползках моментом.200Н	Спецключ
18	Снять собранное шасси с приспособления монтажа.	
19	Маркировать	
20	Контроль	
21	Передать шасси на сборку центральной части фюзеляжа.	

8.4. Стенд для испытания шасси (Копер)

Чертёж стенда представлен в раздаточном материале «Стенд для копровых испытаний»

1. Каркас испытательного стенда
2. Электродвигатель.
3. Размыкатель.
4. Барабан.
5. Имитатор веса.
6. Наклонная поверхность.
7. Объект испытания.
8. Направляющая.

Техническое описание Копра.

Копер предназначен для имитации посадочных нагрузок при испытаниях опор шасси летательных аппаратов. Копер состоит из двух опор, изготовленных из стальных профилей швеллерового сечения, двух поперечин (двутавр), соединенных сваркой и усиленных в местах стыков косынками. Нижние части опор, вмонтированных в железобетонный пол. На поперечинах расположены: лебёдка на барабане и приводящий её электродвигатель. По приваренным к стойкам направляющим скользит в вертикальном направлении клеть копра. От боковых перемещений клеть удерживают ролики, установленные в направляющей раме и обкатываемые по направляющим. Клеть подвешена на стальном тросе к лебёдке. К клетке с помощью монтажной плиты крепится шасси. Сверху на клетку укладываются грузы. На полу под шасси расположена подвижная опорная плита определённой конфигурации, на которую сбрасывается шасси. От поломки в случае разрушения деталей шасси, копер предохраняют резиновые буфера, ограничивающие падение клетки. Стойка и крепёжные узлы оборудованы соответствующими датчиками, регистрирующими необходимые параметры.

Контрольно-испытательный стенд для испытаний шасси предназначен для испытания шасси на работоспособность и многократные сбросы.

8.5. Программа предварительных копровых испытаний на работоемкость и многократные сбросы

1 Объект испытаний.

Ползковое шасси проектируемого гексакоптера.

2 Цель испытаний.

Проверка шасси на энергопоглощаемость (работоемкость) в соответствии с исходными данными и доведения, при необходимости, параметров амортизации до заданных величин. Проверка шасси на прочность и выносливость от действия нагрузок. Проверка стабильности характеристик амортизации при многократных и повторных сбросах.

3 Общие положения.

Испытания проводить на копре оборудованном приспособлением для крепления шасси к клетки копра, а так же оборудованном приспособлением для разгрузки клетки копра.

Шасси, прошедшие испытания по данной программе, в дальнейшем не пригодны для испытаний и установки на изделие.

Предприятие, проводящие испытание, обеспечивает установку датчиков в соответствии со схемами и монтаж контрольно-записывающей аппаратуры.

Шасси, прошедшее испытания, разобрать и провести в соответствии с таблицей микрообмеров 702.4101-0 ТБМ обмер деталей шасси.

Материалы исследований приложить к отчёту.

Испытание в рабочем диапазоне температур проводить после испытаний при нормальных условиях путём моделирования.

4 Материально-техническое обеспечение испытаний.

Рабочие чертежи шасси и деталей входящих в него.

Технический паспорт на шасси с диаграммой статического обжатия.

Чертежи приспособления, обеспечивающего крепление шасси к клетки.

Таблица микрообмеров.

5 Исходные данные.

Исходные данные на работоемкость.

Вес срабатываемого груза – 140 кг

Горизонтальная скорость объекта – 2,5м/с

Конструктивные параметры

Геометрия шасси

6 Объем испытаний

Испытания на работоемкость проводить при $T=+20 \pm 10^{\circ}\text{C}$
Проверить систему амортизации согласно исходным данным, указанным в п.5
Произвести тензометрирования узлов шасси и замер параметров в соответствии со схемами.
Проверить стабильность характеристик амортизации при повторных сбросах шасси. После следующих испытаний (выше) перейти к испытаниям до $T=+60^{\circ}\text{C}$.
Снять статическую диаграмму.
Перейти к испытаниям для $T= - 60^{\circ}\text{C}$
Снять статическую диаграмму.
Повторить испытания для случая Аэ, при этом не превышать максимально допустимой нагрузки.

Испытания на многократные сбросы.

Испытания на многократные сбросы производить только для $T=+20^{\circ}\text{C}$. Испытаниям подвергается шасси, прошедшие испытания на работоемкость во всем диапазоне температур. (эксплуатационных)

Испытания производить при нагрузке, соответствующие поглощению шасси заданной эксплуатационной работы Аэкс. Испытания производить без разгрузки.

Через каждые 2000 сбросов производить контрольный сброс с записью. Испытания производить до разрушения, но не более 6000 сбросов.

Испытания по определению максимальной работоемкости.

Испытаниям подвергается опора шасси, прошедшая испытания на работоемкость и на многократные сбросы и производить испытания для $T=+20^{\circ}\text{C}$.

Определить максимальную работоемкость шасси, увеличивая вес сбрасываемого груза ступенями на 5% от веса заданного в п.5. Испытания проводить с полной разгрузкой. При этом высота сброса должна быть постоянной и равной высоте, полученной при поглощении Амах с весом, заданным в п.5 с полной разгрузкой.

Определить максимальную работоемкость системы (шасси), увеличивая вертикальную скорость V_y ступенями на 10% от скорости, соответствующей поглощению амортизацией Амах с весом по п.5.

Испытания производить с полной разгрузкой. При этом вес сбрасываемого груза должен быть постоянным и равным весу груза, указанному в п.5

При испытаниях не превышать предельной нагрузки, заданной в п.5, более чем на 10%.

7 Условия проведения испытаний.

Испытания должны производиться с соблюдением техники безопасности.

При испытаниях на работоспособность время между сбросами не ограничено, а при испытаниях на многократные сбросы не менее 30 сек.

8. Метрологическое обеспечение.

Выбор и назначение средств линейных измерений размеров от 1 до 500мм в соответствии с РТМ 1.4.331-84. Выбор средств измерений по другим видам измерения по ОСТ 1 00075-80-ОСТ 1 0038-80. Погрешность измерения нагрузок линейных перемещений $\pm 3\%$ от максимально-измеряемых величин.

9. Оценка результатов испытаний.

Шасси считается выдержавшей испытания, если:

- при испытаниях на работоспособность и многократные сбросы не произошло разрушений деталей шасси;
- при поглощении работ Аэ и Амах нагрузки на опору для $T=20^{\circ}\text{C}$ не превышали заданных программой;
- Если после испытаний на многократные сбросы нагрузки изменились не более 10% от первоначальных значений.

11. Отчетность.

По результатам испытаний должен быть оформлен отчет, включающий в себя:

- заключение по результатам испытаний;
- виды испытаний;
- цель испытаний;
- объект испытаний(N агрегата, дата выпуска);
- фотографии установки шасси при испытаниях и мест разрушения, если они есть;
- приведены кривые зависимостей в соответствии с требованиями.

Отчёт испытаний утверждается предприятием, где проводились испытания, и согласовывается с представителем заказчика.

9. ЭКОНОМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ.

9.1. Затраты на создание опытных образцов

Трудоёмкость проектно-конструкторских работ ($T_{пкр}$ чел.-ч.) определена из экспертных оценок.

Стоимость проектно-конструкторских работ ($C_{пкр}$) оценивается по формуле

$$C_{пкр} = \frac{T_{пкр} \times r_{пкр}}{S_{пкр}} \times 100 \quad (\text{долл.}),$$

где $r_{пкр}$ — стоимость 1 чел.-ч работ при проектно-конструкторских работах, долл./ч; $S_{пкр}$ — удельный вес статьи «Расходы на оплату труда» в общих затратах на проектно-конструкторские работы, %.

Трудоёмкость изготовления опытных образцов гексокоптера ($T_{оп}$) вычисляется по следующей формуле (предполагается изготовление трех опытных образцов гексокоптера — для статических, динамических и летных испытаний):

$$T_{оп} = t_{уд.оп} \times G_{П} \times t_{В}^{0,23} \quad (\text{чел.-ч.}),$$

где $t_{уд.оп}$ — удельные (на 1 кг массы пустого гексокоптера) затраты труда на изготовление опытных образцов, чел.-ч/кг.

$$t_{уд.оп} = 875 \times G_{П}^{-0,36} \quad (\text{чел.-ч/кг}),$$

Стоимость изготовления опытных образцов ($C_{оп}$) оценивается по формуле

$$C_{оп} = \frac{T_{оп} \times r_{оп}}{S_{оп}} \times 100 \quad (\text{долл.}),$$

где $r_{оп}$ - стоимость 1 чел.-ч работ при изготовлении опытных образцов, долл./ч; $S_{оп}$ — удельный вес статьи «Расходы на оплату труда» в общих затратах на опытное производство, %.

Трудоёмкость проведения испытаний гексокоптера ($T_{исп}$) равна:

$$T_{исп} = t_{уд.исп} \times G_{П} \times t_B^{0,23} \quad (\text{чел.-ч.}),$$

где $t_{уд.исп}$ - удельные (на 1 кг массы пустого гексокоптера) затраты труда на проведение испытаний гексокоптера, чел.-ч/кг.

$$t_{уд.исп} = 1250 \times G_{П}^{-0,422} \quad (\text{чел.-ч/кг}),$$

Стоимость испытаний гексокоптера ($C_{исп}$) определяем по формуле

$$C_{исп} = \frac{T_{исп} \times r_{исп}}{S_{исп}} \times 100 \quad (\text{долл.}),$$

где $r_{исп}$ — стоимость одного чел.-ч работ при испытании гексокоптера, долл./ч; $S_{исп}$ — удельный вес статьи «Расходы на оплату труда» в общих затратах на испытания гексокоптера, %.

Обычно в результате проведения испытаний в конструкцию гексокоптера приходится вносить изменения и улучшения, изготавливать новые образцы отдельных узлов и агрегатов, а затем проводить их испытания. Указанный процесс получил название доводки конструкции. По статистике, в зависимости от многих факторов, затраты на доводку ($C_{дов}$) составляют от 50 до 90 % от затрат на проектирование, постройку и испытания.

Стоимость проведения работ по сертификации гексокоптера ($C_{серт}$) равна

$$C_{серт} = 0,2 \times C_{исп} \quad (\text{долл.}),$$

Суммируя полученные значения находим общие затраты трудовых ($T_{разр}$) и финансовых ресурсов ($C_{разр}$) на разработку гексокоптера

$$T_{разр} = T_{нкр} + T_{он} + T_{исп} + T_{дов} + T_{серт} \quad (\text{чел.-ч.})$$

$$C_{разр} = C_{нкр} + C_{он} + C_{исп} + C_{дов} + C_{серт} \quad (\text{долл.})$$

Трудоемкость и стоимость проведения предпроектных НИОКР ($T_{нир}$ и $C_{нир}$) определяется в долях от затрат этих ресурсов на разработку гексокоптера:

$$T_{нир} = 0,1 \times T_{разр} \quad (\text{чел.-ч.})$$

$$C_{нир} = 0,1 \times C_{разр} \quad (\text{долл.})$$

Таким образом, полная трудоемкость ($T_{полн}$) и себестоимость ($C_{полн}$) разработки нового гексокоптера составят

$$T_{полн} = T_{разр} + T_{нир} \quad (\text{чел.-ч.})$$

$$C_{полн} = C_{разр} \times C_{нир} \quad (\text{долл.})$$

Планируемая прибыль разрабатывающей организации (P_p) исчисляется в долях от полной себестоимости

$$P_p = K_{пр} \times C_{полн} \quad (\text{долл.})$$

где $K_{пр}$ — доля прибыли от полной себестоимости разработки. Устанавливается разработчиком и определяется сложившейся рыночной конъюнктурой.

В итоге цена разработки нового гексокоптера ($C_{разр}$) будет равна

$$C_{разр} = C_{полн} + P_p \quad (\text{долл.})$$

Таб. 9.1. Исходные данные

Вес пустого вертолѐта	$G_{п=}$	90	кг
Поправочный коэффициент, учитывающий увеличение трудоемкости работ в связи с усложнением конструкции	$t_{в=}$	1,1	
Стоимость 1 чел.-ч при ПКР	$r_{пкр=}$	4,5	\$/ч
Удельный вес статьи "расход на оплату труда" в % от общих затрат на ПКР	$S_{пкр=}$	20	%
Стоимость 1 чел.-ч при изготовлении опытных образцов	$r_{оп=}$	3	\$/ч
Удельный вес статьи "расход на оплату труда" в % от общих затрат на опытное производство	$S_{оп=}$	17	%
Стоимость 1 чел.-ч при проведении испытаний	$r_{исп=}$	5	\$/ч
Удельный вес статьи "расход на оплату труда" в % от общих затрат на проведение испытаний	$S_{исп=}$	20	%
Поправочный коэффициент, учитывающий увеличение стоимости и времени доводочных работ в % от затрат на проектирование, постройку и испытания	$k_{дов=}$	20	%
Коэффициент прибыли от полной себестоимости разработки	$K_{пр=}$	25	%

Таб. 9.2. Затраты на создание опытных образцов

Трудоемкость проектно-конструкторских работ	$T_{пкр} =$	12 000	чел.-ч
Стоимость проектно-конструкторских работ	$C_{пкр} =$	270 000	\$
Удельные (на 1 кг массы пустого гексокоптера) затраты труда на изготовление опытных образцов	$t_{уд.оп} =$	173	чел.-ч/кг
Трудоемкость изготовления опытных образцов	$T_{оп} =$	15 931	чел.-ч
Стоимость изготовления опытных образцов	$C_{оп} =$	281 136	\$
Удельные (на 1 кг массы пустого гексокоптера) затраты труда на проведение испытаний	$t_{уд.исп} =$	187	чел.-ч/кг
Трудоемкость проведения испытаний	$T_{исп} =$	17 218	чел.-ч
Стоимость проведения испытаний	$C_{исп} =$	430 450	\$
Стоимость доводки конструкции	$C_{дов} =$	196 317	\$
Стоимость сертификации	$C_{серг} =$	86 089,9	\$
Трудоемкость доводки конструкции	$T_{дов} =$	3 000	чел.-ч
Трудоемкость сертификации	$T_{серг} =$	3 443	чел.-ч
Трудоемкость разработки	$T_{разр} =$	51 592	чел.-ч
Стоимость разработки	$C_{разр} =$	1 263 992	\$
Трудоемкость научно-исследовательских работ	$T_{нир} =$	5 159	чел.-ч
Стоимость научно-исследовательских работ	$C_{нир} =$	116 083	\$
Трудоемкость полная	$T_{полн} =$	56 751	чел.-ч
Стоимость полная	$C_{полн} =$	1 380 076	\$
Прибыль планируемая	$P_p =$	345 018	\$
Цена разработки нового гексокоптера	$C_{разр} =$	1 725 095	\$

9.2. Затраты на серийное производство гексокоптера

Для определения цены гексокоптера в серийном производстве применяется тот же подход, какой был использован при определении затрат на разработку прототипа. Для расчетов

используем полученную в результате обработки статистических данных зависимость удельной (т. е., отнесенной к массе планера) трудоемкости планера гексокоптера с системами от массы планера.

Известно, что чем больше машин планируется выпустить в серии, тем ниже будет трудоемкость производства гексокоптеров. Поэтому удельная трудоемкость планера зависит не только от размера гексокоптера, но и от общего количества выпускаемых машин. Для вычисления удельной трудоемкости планера с системами используется формула

$$T_{нл.уд.N} = 327,58 \times G_{нл}^{-0.44} \times N^{-0.31} \quad (\text{чел.-ч/кг}),$$

где ; $G_{нл}$ — масса планера гексокоптера с системами, кг; N — размер серийного выпуска гексокоптеров, шт.

$G_{нл}$ с системами определяется как разность между массой пустого гексокоптера и массой втулки и лопастей несущего винта, автомата-перекоса, хвостового винта и его редуктора, редуктора несущего винта и трансмиссии, силовой установки.

Трудоемкость изготовления планера гексокоптера с системами рассчитывается по формуле

$$T_{нл.N} = T_{нл.уд.N} \times G_{нл} \times t_B^{0,17} \quad (\text{чел.-ч.}),$$

где $t_B^{0,17}$ — поправочный коэффициент, учитывающий увеличение трудоемкости работ в связи с усложнением конструкции и повышением ее качества с момента серийного производства гексокоптера-аналога.

Стоимость серийного изготовления планера с системами $C_{нл.N}$ оценивается по формуле

$$C_{нл.N} = \frac{T_{нл.N} \times r_{нл}}{S_{нл}} \times 100 \quad (\text{долл.}),$$

где $r_{нл}$ — стоимость одного чел-часа работ при серийном производстве гексокоптеров, долл./ч; $S_{нл}$ — удельный вес статьи «Расходы на оплату труда» в общих затратах на серийное производство гексокоптера, %.

В соответствии со сложившейся в нашей промышленности практикой серийный завод, выпускающий гексокоптер, в своем производстве изготавливает планер с системами и лопасти несущего винта. Остальные агрегаты, приборы и двигатели (так называемые «покупные готовые изделия») приобретаются на других предприятиях. При дальнейших расчетах будем считать, что трудоемкость изготовления комплекта лопастей ($T_{лоп}$) несущего винта составляет 15 % от трудоемкости планера:

$$T_{лоп} = 0,15 \times T_{нл.N} \text{ (чел.-ч.)}$$

$$C_{лоп} = 0,15 \times C_{нл.N} \text{ (долл.)}$$

Покупные изделия можно разделить на две группы. К первой группе относятся агрегаты, приборы и системы, спроектированные специально для данного гексокоптера и запускаемые в производство на других специализированных заводах. К таким агрегатам относятся, например, втулка несущего винта, автомат перекося, главный редуктор и ряд других. Ко второй группе относятся агрегаты, приборы и системы, применяющиеся на разных летательных аппаратах.

Особенностью покупных готовых изделий первой группы является зависимость их трудоемкости, а следовательно, и цены от серийности производства гексокоптеров. Поэтому можно принять, что трудоемкость и цена этих покупных готовых изделий пропорциональна трудоемкости и стоимости планера с системами. При дальнейших расчетах будем считать, что цена покупных готовых изделий первой группы ($C_{пг1}$) составляет 25 % от стоимости планера с системами:

$$C_{пг1} = 0,25 \times C_{нл.N} \text{ (долл.)}$$

Цена покупных готовых изделий второй группы ($C_{пг2}$) не зависит от серийности выпуска данного гексокоптера. Ее величина принимается постоянной и устанавливается из соотношения:

$$C_{пг2} = 1,5 \times C_{пг1} \text{ (долл.)}$$

где $C_{nzu1N=200}$ — цена покупных готовых изделий первой группы, соответствующая выпуску 200 шт. гексокоптеров.

Цена двигателя ($C_{дв}$) берется из каталога цен на двигатели или устанавливается по аналогии с двигателями, имеющимися в эксплуатации в настоящее время.

Таким образом, полные затраты на серийное производство гексокоптера в зависимости от серийности составят:

$$C_{полнN} = C_{пл.N} + C_{лоп.N} + C_{nzu1N} + C_{nzu2} + C_{дв} \times n_{дв} \quad (\text{долл.}),$$

где $n_{дв}$ — число двигателей, устанавливаемых на гексокоптер, шт.

Принимая коэффициент рентабельности $R = 1,25$, получим цену гексокоптера:

$$C_{вN} = C_{полнN} \times 1,25 \quad (\text{долл.}),$$

Расчеты цены произведем для разных масштабов выпуска гексокоптеров: $N = 100; 200; 300; 400; 500; 1000$ шт.

Таб. 9.3. Исходные данные

Вес планера гексокоптера с системами	$G_{пл} =$	140	кг
Размер серийного выпуска гексокоптеров	$N =$	200	шт
Поправочный коэффициент, учитывающий увеличение трудоемкости работ в связи с усложнением конструкции	$t_{в} =$	1,1	
Стоимость 1 чел.-ч при серийном производстве	$r_{пл} =$	3	\$/ч
Удельный вес статьи "расход на оплату труда" в % от общих затрат на серийное производство	$S_{пл} =$	17	%
Трудоемкость и стоимость изготовления комплекта лопастей в % от $T_{пл.N}$ и $C_{пл.N}$	$T_{лоп} =$	15	%
Стоимость готовых изделий первой группы % от $C_{пл.N}$	$C_{пгг1} =$	20	%
Цена двигателя	$C_{дв} =$	689	\$
Кол-во двигателей	$n_{дв} =$	6	шт
Коэф. рентабельности	$R =$	1,25	

Таб. 9.4. Затраты на серийное производство (при N=200шт)

$T_{пл.уд.N=}$	7	22	чел.- ч/кг
$T_{пл.N=}$	1 024	88 071	чел.- ч
$C_{пл.N=}$	18 062	¹ 554 194	\$
$T_{лоп.N=}$	154	13 211	чел.- ч
$C_{лоп.N=}$	2 709	233 129	\$
$Ц_{пги1N=}$	3 612	388 549	\$
$Ц_{пги2=}$	5 419	582 823	\$
$C_{полн.N=}$	33 937	³ 298 695	\$
$Ц_{вN=}$	42 421	⁴ 123 369	\$

Таб. 9.5. Затраты на серийное производство

N	$T_{пл.уд.N}$	$T_{пл.N}$	$C_{пл.N}$	$T_{лоп.N}$	$C_{лоп.N}$	$Ц_{пги1N}$	$Ц_{пги2}$	$C_{полн.N}$	$Ц_{вN}$
100	8,91	1268,8	22391	190,33	3358	4478,3	5418,64	39781,5	49726,9
200	7,19	1023,5	18062	153,52	2709	3612,4	5418,64	33936,5	42420,6
300	6,34	902,62	15928	135,39	2389	3185,7	5418,64	31056,4	38820,5
400	5,8	825,61	14569	123,84	2185	2913,9	5418,64	29221,7	36527,1
500	5,41	770,43	13595	115,56	2039	2719,1	5418,64	27907,1	34883,8
1000	4,36	621,46	10967	93,21	1645	2193,4	5418,64	24358,1	30447,6

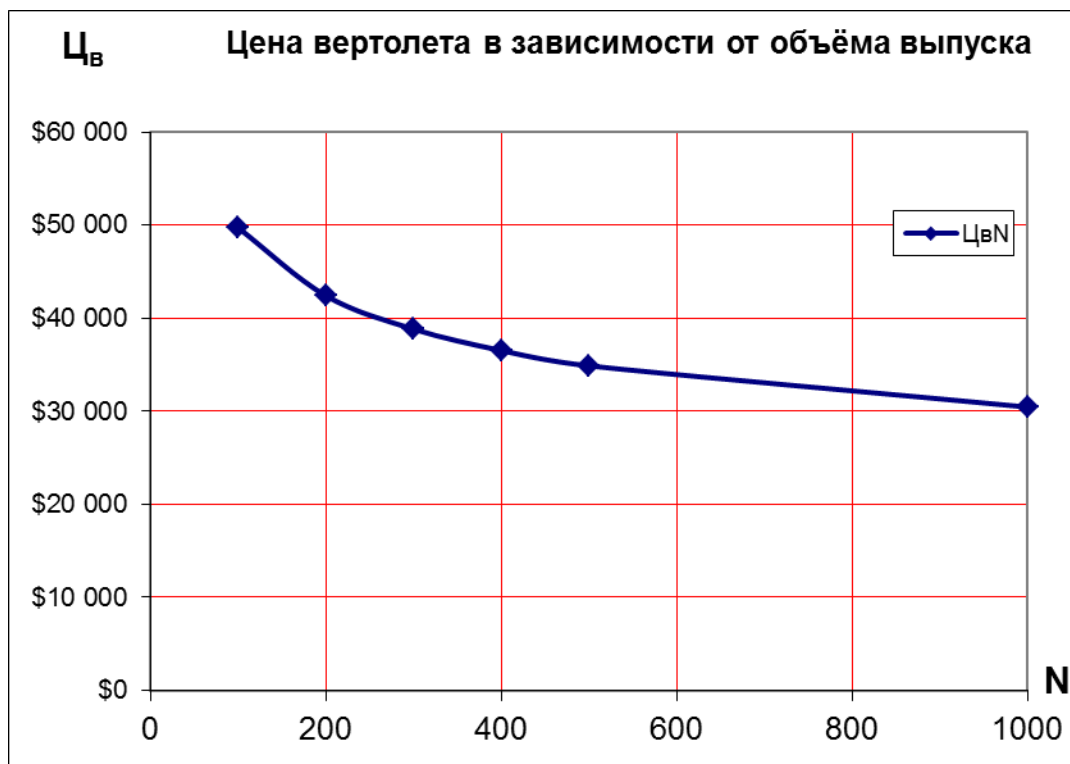


Рис. 9.1. Стоимость гексакоптера в зависимости от количества произведённых шт.

9.3. Затраты на эксплуатацию гексакоптера

Расчет себестоимости летного часа гексакоптера

Себестоимость одного летного часа ($C_{лч}$) эксплуатации гексакоптера (для собственного гексакоптера) рассчитывается по следующей формуле:

$$C_{лч} = A_{ла} + KP_{ла} + B_p + Э_p + З_{лс} + З_{нс} + НЗ_{лс+нс} + ТО + ПР \text{ (долл./ч)},$$

где $A_{ла}$ — амортизация ЛА и двигателей; $KP_{ла}$ — расходы на капитальный ремонт ЛА и двигателей; B_p — расходы на дополнительные аккумуляторы; $Э_p$ — расходы на электроэнергию; $З_{лс}$ — оплата труда летного состава; $З_{нс}$ — оплата труда наземного состава; $НЗ_{лс+нс}$ — начисления на заработную плату летного и наземного состава; $ТО$ — расходы на техническое обслуживание; $ПР$ — прочие производственные и общехозяйственные расходы.

В свою очередь отдельные статьи расходов рассчитываются следующим образом:

Амортизация гексокоптера и двигателей ($A_{ла}$):

$$A_{ла} = \frac{Ц_в + k_{зб} * Ц_б}{T_{ам}} \quad (\text{долл./ч}),$$

где $T_{ам}$ — амортизационный срок службы гексокоптера, ч (принимается равным 10000 ч), $k_{зб}$ — количество запасных комплектов батарей, $Ц_б$ — стоимость комплекта батарей.

Расходы на капитальные ремонты гексокоптера и двигателей ($KP_{ла}$).

Для перспективных расчетов можно принять, что затраты на капитальные ремонты гексокоптера и двигателей за весь срок службы гексокоптера и отнесенные на один месяц срока службы примерно в два раза меньше чем амортизация, чем затраты на амортизацию, т.е.:

$$KP_{ла} = \frac{A_{ла}}{2} \quad (\text{долл./ч})$$

Расходы на электроэнергию (\mathcal{E}_p):

$$\mathcal{E}_p = Ц_э \times Q \times k \quad (\text{долл./ч}),$$

где Q — объем энергии в одном комплекте батарей, кВт/ч; $Ц_э$ — цена энергии, долл.* кВт/ч, количество предусмотренных комплектов.

Оплата труда летного состава ($З_{лнс}$):

$$З_{лнс} = C_{эк} \times n_{эк} \quad (\text{долл./ч}),$$

где $C_{эк}$ — часовая заработная плата одного члена экипажа, долл./ч; $n_{эк}$ — количество членов экипажа, чел.

Оплата труда наземного состава ($З_{нс}$):

$$З_{нс} = 0,5 \times З_{лнс} \quad (\text{долл./ч}),$$

Начисления на заработную плату летного и наземного состава ($НЗ_{лнс+нс}$):

$$НЗ_{лнс+нс} = K_{сн} \times (З_{лнс} + З_{нс}) \quad (\text{долл./ч}),$$

где $K_{сн}$ — коэффициент социального налога (уточняется на момент написания дипломного проекта).

Расходы на техническое обслуживание (ТО):

$$ТО = T_{ТО} \times r_{ТО} \text{ (долл./ч)},$$

где $T_{ТО}$ — трудоемкость технического обслуживания гексокоптера, приходящаяся на один летный час, (чел-час)/ч; $R_{ТО}$ — стоимость одного чел.-ч работ при техническом обслуживании гексокоптера, долл./ч.

Трудоемкость технического обслуживания гексокоптера, приходящаяся на один летный час ($T_{ТО}$)

$$T_{ТО} = 0,05 \times G_{П}^{0,42} \text{ (чел.-ч/ч)},$$

где $G_{П}$ — масса пустого гексокоптера, кг.

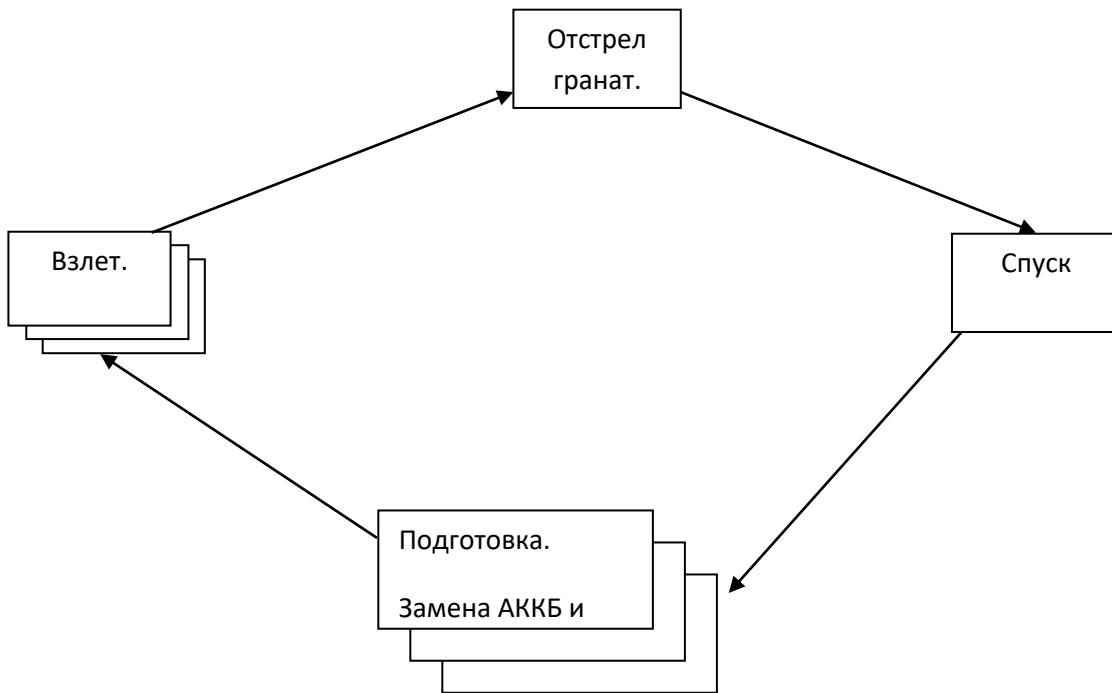
Аэропортовые расходы (АЭ):

АЭ — составляют 5 % в себестоимости одного летного часа гексокоптера.

Прочие производственные и общехозяйственные расходы (ПР).

ПР — составляют 2 % в себестоимости одного летного часа гексокоптера.

а) С базированием возле небоскреба.



Б) С базированием в пожарной части.

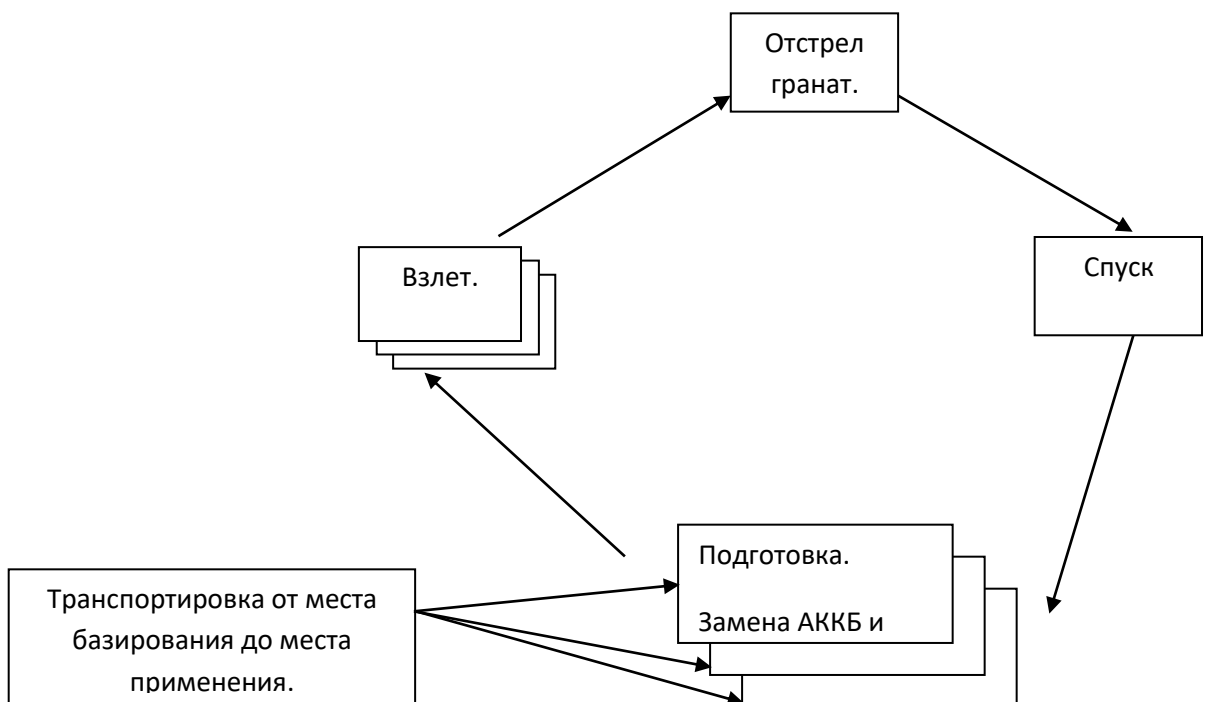


Рис. 9.2. Схема выполнения операции по тушению комплексом ДПЛА.

Расчет цены одного летного часа гексокоптера

Цена летного часа ($C_{л.ч}$) по этому методу определяется по следующей формуле:

$$C_{л.ч} = C_{л.ч} \text{ (долл./ч)},$$

где $C_{л.ч}$ — себестоимость одного летного часа.

Таб. 9.6. Исходные данные

Цена гексокоптера	$C_{в=}$	42 421	\$
Амортизационный срок службы гексокоптера	$T_{ам=}$	10000	ч
Цена тонны топлива	$C_{гсм=}$	-	\$/т
Цена киловатта энергии	$C_{э=}$	0,01	\$/кВт/ч
Часовой расход топлива	$Q=$	-	т/ч
объем энергии в одном комплекте батарей	$Q=$	9	кВт/ч
Количество комплектов батарей	$K=$	4	
Часовая заработную плату члена экипажа	$C_{эж=}$	20	\$/ч
Кол-во членов экипажа	$n_{эж=}$	1	чел.
Коэффициент социального налога	$K_{сн=}$	30	%
Масса пустого гексокоптера	$G_{п=}$	90	\$
Стоимость 1 чел.-ч при ТО	$r_{то=}$	5	\$
Прибыль авиаотряда от использования данного гексокоптера	$\Pi=$	25	%

Таб. 9.7. Затраты на эксплуатацию

$A_{ла} =$	5,7	\$/ч
$KP_{ла} =$	2,9	\$/ч
$ГСМ =$		\$/ч
$\mathcal{E}_p =$	0,54	\$/ч
$З_{лпс} =$	20	\$/ч
$З_{нс} =$	10	\$/ч
$НЗ_{лпс+нс} =$	9	\$/ч
$T_{то} =$	0,33	чел.-ч/ч
$ТО =$	2	\$/ч
$A\mathcal{E} =$	2	\$/ч
$ПР =$	1	\$/ч
$C_{лч} =$	53,3	\$/ч
$\mathcal{C}_{л.ч} =$	53,3	\$/ч

9.4. Расчёт точки безубыточности для предприятия

Точка безубыточности – это объём производства и реализации продукции, при котором расходы будут компенсированы доходами, а при производстве и реализации каждой последующей единицы продукции предприятие начнёт получать прибыль.

$$TB_{нат} = \frac{З_{пост}}{(Ц - З_{пер})}$$

где $TB_{нат}$ — точка безубыточности в натуральном выражении; $Ц$ — цена единицы продукции; $З_{пост}$ — постоянные затраты на единицу продукции; $З_{пер}$ — переменные затраты на единицу продукции. Расчет точки безубыточности приведен на рис. 10.3.

Табл. 9.8. Входные значения для расчета.

$Z_{\text{пост}}$	1 000 000	\$
$Z_{\text{пер}}$	Взяты из таблицы 8.5	\$
C	42 420	\$

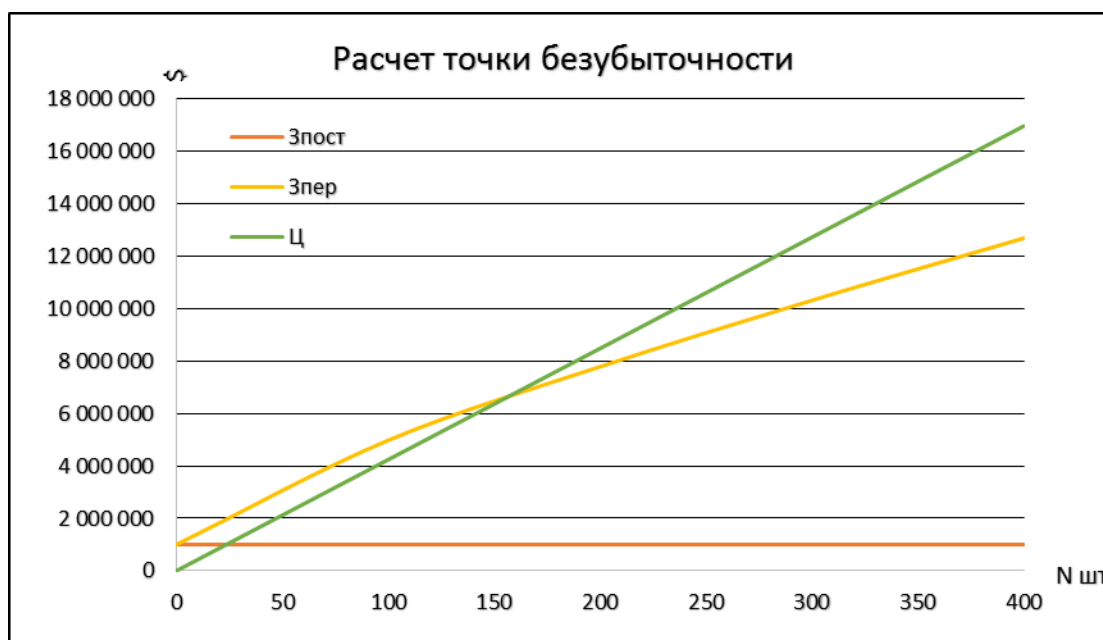


Рис. 9.3. График расчёта точки безубыточности.

Из графика видно необходимое количество проданных единиц товара $N=160$ для преодоления точки безубыточности.

9.5. Организационный раздел

Информационная модель проекта

Данная модель показывает состав, взаимосвязь и направление информации, используемой и создаваемой в процессе функционирования системы между участниками проекта.

План коммуникаций является составной частью плана проекта.

Он включает:

- план сбора информации и методы ее получения;

- план распределения информации;
- детальное описание каждого документа, который должен быть получен или передан;
- план ввода в действие тех или иных видов коммуникаций.

В рамках проекта существует потребность в осуществлении различных видов коммуникаций:

- внутренние и внешние;
- формальные и не формальные;
- письменные и устные;
- вертикальные и горизонтальные.

Системы сбора и распределения информации должны обеспечивать потребности различных видов коммуникаций.

Процессы сбора и обработки данных о фактических результатах и отображение информации о состоянии работ в отчетах обеспечивают основу для координации работ, оперативного планирования и управления.

Основные промежуточные результаты хода работ должны быть формально задокументированы.

Далее приведена структура информационных связей отдела каркасных конструкций.

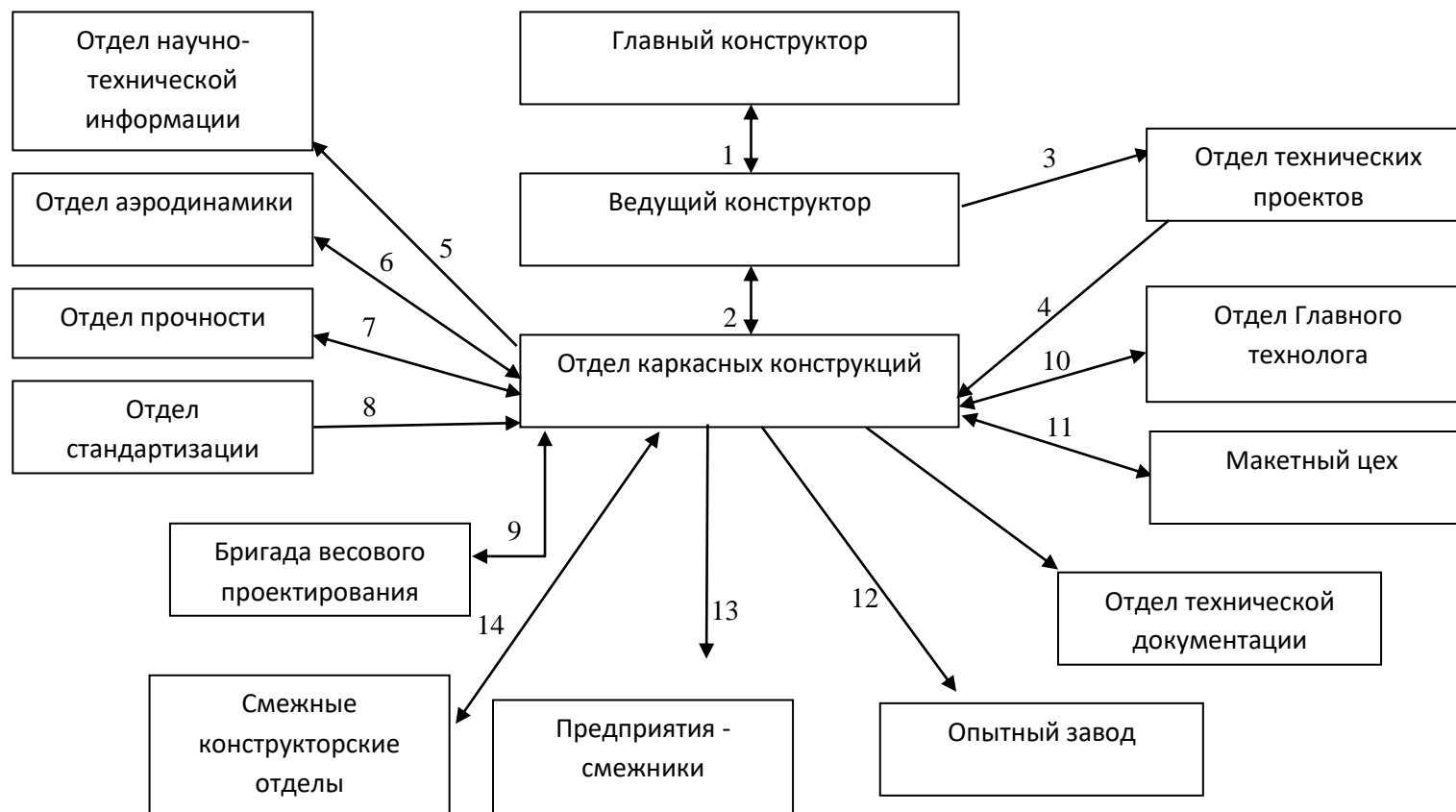


Рис 9.4. Структура информационных связей отдела каркасных конструкций.

1. ТЗ на разработку ЛА;
2. Устранение разногласий между отделами;
3. ТЗ на разработку ЛА;
4. ТЗ на рабочее проектирование стабилизатора;
5. Заказы на научно-техническую информацию;
- 6, 7. Данные об основных внешних и аэродинамических нагрузках, условия прочности;
8. Требования по стандартизации и унификации;
9. Весовые лимиты на агрегаты и системы;
10. Требования к технологичности конструкции;
11. Уточнение компоновки и эргономических требований;
12. Заказы на экспериментальные образцы и перечень стендов, которые необходимо построить;
13. Разработка и выдача ТЗ на разработку систем и готовых изделий, сроки их выполнения и поставки;
14. Уточнённые увязочные чертежи.

10. ОХРАНА ТРУДА.

Охрана труда – система законодательных актов, социально-экономических, организационных, технических, гигиенических и лечебно-профилактических мероприятий и средств, обеспечивающих безопасность, сохранение здоровья и работоспособности человека в процессе труда.

Охрана здоровья трудящихся, обеспечение безопасности условий труда, минимизация профессиональных заболеваний, ликвидация производственного травматизма составляет одну из главных забот человеческого общества. Обращается внимание на необходимость широкого применения прогрессивных форм научной организации труда, создания обстановки, исключающей профессиональные заболевания и производственный травматизм.

Условия труда на рабочем месте, безопасность технологических процессов, машин, механизмов и других средств производства, состояние средств коллективной и индивидуальной защиты, которые используются работником, а также санитарно-бытовые условия должны отвечать требованиям нормативных актов по охране труда.

Администрация обязана внедрять современные средства техники безопасности, предупреждающие производственный травматизм, и обеспечивать санитарно-гигиенические условия, предотвращающие возникновение профессиональных заболеваний работников.

Работники обязаны соблюдать инструкции по охране труда, устанавливающие правила выполнения работ и поведения в производственных помещениях. Такие инструкции разрабатываются и утверждаются администрацией предприятия, учреждения, организации совместно с соответствующим выборным профсоюзным органом предприятия, учреждения, организации.

Работники обязаны также соблюдать установленные требования обращения с машинами и механизмами, пользоваться выдаваемыми им средствами индивидуальной защиты.

10.1. Технологический процесс производства рессор ползкового шасси из ПКМ

Рессора изготавливается из стекло- и углеволокон на связующем. Это позволяет значительно снизить массу изделия. Рессоры для ползковых шасси будем производить методом термокомпрессионного прессования.

Метод термокомпрессионного прессования можно осуществить с использованием двух основных типов технологической оснастки: с постоянным (рис. 6.1, а) и переменным (рис. 6.1, б) объемами формования.

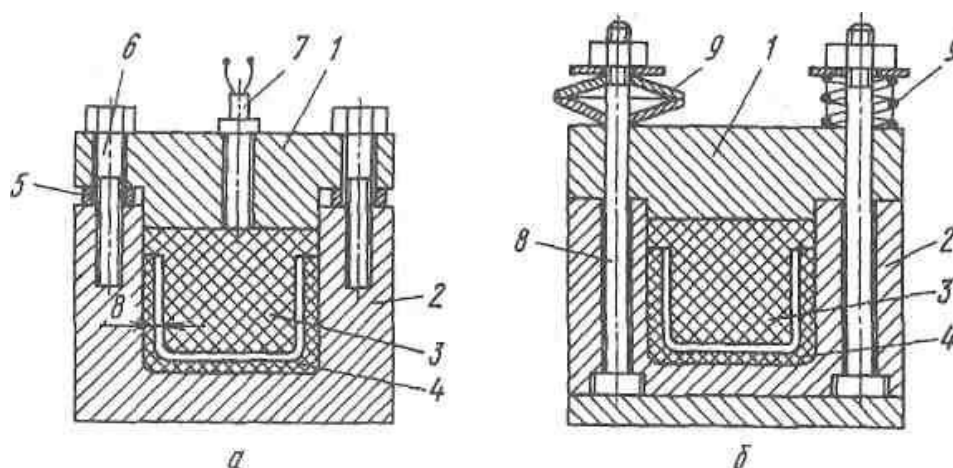


Рисунок. 10.1. Оснастка для термокомпрессионного формования с постоянным (а) и переменным (б) объемом:

1 — металлический пуансон; 2 — металлическая матрица; 3 — эластичный формующий элемент; 4 - уплотняемый пакет; 5 — опорные планки; 6 — фиксирующие элементы; 7 - датчик давления; 8 - направляющие колонки-фиксаторы; 9 - упругие тарированные элементы

Для реализации метода термокомпрессионного прессования используются специальные пресс-формы, основными частями которых являются жесткая металлическая матрица, имеющая конфигурацию изготавливаемой рессоры, и эластичный формуемый элемент (ЭФЭ). Между ЭФЭ и матрицей располагается уплотняемый пакет. Деформация пакета осуществляется за счет расширения материала эластичного формующего элемента при нагревании. К материалам, из которых изготовляют эластичные формующие элементы, предъявляют следующие требования: высокая эластичность, необходимая для передачи давления по всем направлениям; стабильность свойств; высокое значение термического коэффициента линейного расширения.

Этапы производства.

- Комплектовочная

Транспортировка со склада комплекта полуфабрикатов (препрега) стекло- и углепластика их проверка на соответствие чертежу и условиям поставки.

- Технологическая

Раскрой по шаблонам и выкладка слоёв препрега по объёму заготовок изделия на специальном столе.

Прессование выложенного армирующего материала путём приложения равномерного давления и соблюдением температурного режима.

Обрезка технологических припусков на специальном столе.

Механическая обработка рессоры: сверление отверстий.

- Сборочная

Установка на клею втулок.

- Установочная

Установка и крепление деталей к рессоре.

- Сборочная

Соединений деталей с помощью болтовых соединений.

- Контрольная

Контроль на отсутствие механических повреждений и соответствие чертежу.

- Транспортная

Транспортировка на склад готовой продукции.

10.2. Анализ вредных факторов при изготовлении и сборке ползкового шасси из ПКМ

Согласно ГОСТ 12.1.007-76 производственные факторы в зависимости от последствий воздействия на человека разделяются на опасные и вредные.

Опасными называют те факторы, воздействия которых при определённых условиях может причинить острого заболевания или внезапного ухудшения здоровья, смерти.

Вредными факторами называют факторы трудового процесса, воздействие которого при определённых условиях может вызвать временное или стойкое снижение работоспособности, повысить соматических и инфекционных заболеваний, вызвать профессиональную патологию, привести к нарушению здоровья потомства.

Опасные и вредные факторы.

- Освещение.

В рассматриваемом производственном помещении для производства лонжерона применяется совмещённое освещение:

Естественное боковое освещение через окна.

Искусственное освещение осуществляется с использованием люминесцентных ламп.

Параметры освещения производственных помещений должны соответствовать требованиям СНиП 23-05-95.

- Микроклимат.

При нормировании отдельно устанавливаются оптимальные и допустимые параметры микроклимата, которые обеспечивают комфортное или нормальное функционирование организма.

Параметры микроклимата в производственном цехе должны соответствовать требованиям ГОСТ 12.1.005-88.

Для контроля над показателями температуры и относительной влажности воздуха непосредственно у рабочих мест должны быть установлены самопишущие приборы (термографы марки М-16А и психрометры марки М-21А ГОСТ 6416-75 или их аналоги).

- Электробезопасность.

Электрооборудование, находящееся в помещении (сверильный автомат, пульты и стенды управления и т.д.).

Помещение, с повышенной опасностью характеризующееся наличием в нем следующих условий, создающих повышенную опасность:

- Токопроводящих полов (металлические, земляные, железобетонные, кирпичные и т.п.)

- Возможность одновременное прикосновение человека к имеющим соединениям с землёй металлоконструкциям зданий, станков, аппаратов, с одной стороны, и к металлическим корпусом электрооборудования- с другой.

Электробезопасность в цехе регулируется по положениям нормативного документа ГОСТ Р 12.1.019-2009 ССБТ «Электробезопасность. Общие требования и номенклатура видов защиты»

- Электромагнитное излучение.

Источниками электромагнитного излучения в помещении являются различные пульты дистанционного управления и некоторые участки электропроводки.

ЭМП радиочастот следует оценивать показателями интенсивности поля и создаваемой им энергетической нагрузкой.

Допустимые уровни воздействия ЭМП радиочастот не должны превышать допустимые в пределах ГОСТ 12.1.006-84.

- Шум.

Источником постоянного шума в помещении являются электродвигатели, устройства для приготовления связующего в ваннах, подвижные элементы сверлильного оборудования.

Продолжительное действие шума на человека вызывает общее утомление, головные боли, приводит к уменьшению слуха, иногда даже к глухоте, а так же к снижению памяти.

Допустимые уровни звукового давления в октановых полосах частот, уровни звука и эквивалентные уровни звука на постоянных рабочих местах и в рабочих зонах производственных помещений устанавливаются в соответствии с ГОСТ 12.1.003-83 «Шум. Общие требования безопасности».

- Вибрация.

Источником вибрации является ручной сверлильный или шлифовальный инструмент, при работе с которым на рабочего оказывается влияние вибрации локального типа.

При таких вибрациях наблюдается нарушение деятельности центральной нервной системы (головные боли, нарушение работы сердца, понижение работоспособности, плохой сон, головокружение).

Параметры приведенного оборудования должны соответствовать «СНиП при работе с машинами и оборудованием, создающие локальную вибрацию, передающуюся на руки работающих» №3041-84 от 13.07.84г.

- Пожароопасность.

В процессе изготовления элементов стабилизатора для зачистки поверхностей используются растворители (ацетон, бензин и др.). Они содержатся в ёмкостях небольшого объёма в рабочей зоне. При открытых ёмкостях они служат источником открытого испарения. При нанесении на очищаемую поверхность создаются поверхности испарения вредных веществ, что приводит к быстрому насыщению

воздуха парами и образованию высоких концентраций. Выделение паров происходит при нанесении, размешивании.

Пары данных веществ могут образовывать взрывоопасные смеси, что при достаточных концентрациях приводит к взрыву.

Требования, обеспечения и контроля описаны в ГОСТ 12.1.010-76 «Взрывобезопасность».

Наиболее опасный фактор.

Особенно опасным является применение в качестве связующего в композиционных материалах и компонентах клея: эпоксидной смолы.

Особенностью эпоксидных смол является необходимость их отверждения непосредственно при применении, что приводит обычно к выделению в воздух летучих ингредиентов.

Выделение летучих элементов значительно повышается при нагреве, при этом в воздух выделяются компоненты:

- Эпихлоргидрин
- Дибутиладипинат
- Дефенилолпропан

Влияние опасных и вредных факторов на человека

Эпоксидные смолы нашли широкое применение в различных отраслях промышленности в качестве клеев, лаков, связующих для пластиков, герметиков, пресс-материалов и т.д.

Эпоксидные смолы представляют собой в большинстве случаев продукт конденсации эпихлоргидрина и дифенилолпропана в щелочном растворе. Это вязкие, малолетучие при обычных температурах (18-30°C) жидкости от янтарного до тёмно-коричневого цвета. При нагревании эпоксидных смол до 60° и выше выделяются летучие вещества, в составе которых содержатся эпихлоргидрин и толуол.

Летучие соединения из эпоксидных смол обладают токсическим действием на нервную систему и печень. Эпоксидные смолы способны вызывать заболевания кожи (дерматит, экзема) аллергического характера не только при непосредственном контакте со смолой или её отвердителем, но также при действии низких концентраций паров указанных продуктов.

Таблица 10.1. Летучие соединения на производстве

Летучие компоненты эпоксидных смол	Зоны поражения	Допустимая концентрация паров
<p>Эпихлоргидрин</p> $ \begin{array}{c} \text{CH}_2 - \text{CH} - \text{CH}_2\text{Cl} \\ \diagdown \quad / \\ \text{O} \end{array} $	<p>Раздражение кожи и слизистых оболочек глаз;</p> <p>Бронхи, лёгкие и почки;</p> <p>Сосудистая система.</p>	<p>1 мг/м³</p>
<p>Толуол</p> $ \text{C}_6\text{H}_5 - \text{CH}_3 $	<p>Нервная система, кровь, кожа и слизистые оболочки.</p>	<p>50 мг/м³</p>
<p>Фталевый ангидрид</p> $ \begin{array}{c} \text{O} \\ \\ \text{C} \\ / \quad \backslash \\ \text{C}_6\text{H}_4 \quad \text{O} \\ \backslash \quad / \\ \text{C} \\ \\ \text{O} \end{array} $	<p>Слизистые оболочки глаз, верхних дыхательных путей, кожное раздражение.</p>	<p>1 мг/м³</p>

Таблица 10.1. Летучие соединения на производстве (продолжение)

<p>Малеиновый ангидрид</p> $ \begin{array}{c} \text{O} \\ \parallel \\ \text{CH} - \text{C} \diagdown \\ \parallel \quad \diagup \text{O} \\ \text{CH} - \text{C} \\ \parallel \\ \text{O} \end{array} $	<p>Сходен с фталевым ангидридом, но с более выраженными симптомами.</p>	<p>1 мг/м³</p>
<p>Гексаметилендиамин</p> $\text{NH}_2(\text{CH}_2)_6\text{NH}_2$	<p>Относится к высокотоксичным продуктам.</p> <p>Изменение состава крови, снижение уровня кровяного давления, нарушение проницаемости сосудов, болезнь глаз.</p>	<p>1 мг/м³</p>

Наибольшую опасность представляют заболевания кожи, возникающие от непосредственного контакта, образования пыли при сверлении и в результате сенсибилизации. Дерматиты сопровождаются иногда раздражением глаз и верхних дыхательных путей. Токсическое действие усугубляется применением отвердителей, обладающих раздражающими и сенсибилизирующими свойствами.

10.3. Методы защиты

По условиям ГОСТ 12.1.005-88ССБТ воздух не должен содержать вредные примеси в количествах, превышающих предельно допустимые концентрации. Эта задача может быть решена следующими путями:

1. Разбавлением выделяющихся вредных паров до предельно допустимых концентраций;
2. Капсулированием отдельных процессов с применением местных вытяжных устройств;
3. Удалением (вытяжкой) выделяющихся вредных паров.

При капсулировании укрывают поверхности испарения связующего и устраивают местный отсос на рабочих местах.

Местные отсосы – наиболее эффективное средство удаления вредных веществ в виде пыли или пара непосредственно от мест образования. Они применяются на всех этапах изготовления узлов из ПКМ.

При работах с эпоксидными смолами у рабочих столов или места формования оборудуется вытяжка, обеспечивающая скорость воздушного потока 0,65 м/с.

В данном разделе дипломного проекта проводится расчёт промышленной вентиляции. В свою очередь, промышленную вентиляцию можно разделить на два типа – естественную и механическую.

Естественная вентиляция бывает двух видов: аэрация и воздухообмен.

Аэрация – вентиляция, в которой используется кинетическая энергия ветра, разность температур, плотности, давления, возникающие между наружным воздухом и воздухом внутри проветриваемого помещения.

Воздухообмен - это поток подаваемого или удаляемого воздуха из производственного помещения, в м³/ч.

Недостатком вентиляции является невозможность регулирования метеорологических параметров.

Вентиляция бывает: приточная, местная, вытяжная, общеобменная и комбинированная.

На рис. 1 представлена схема приточной и вытяжной вентиляции в рабочем помещении:

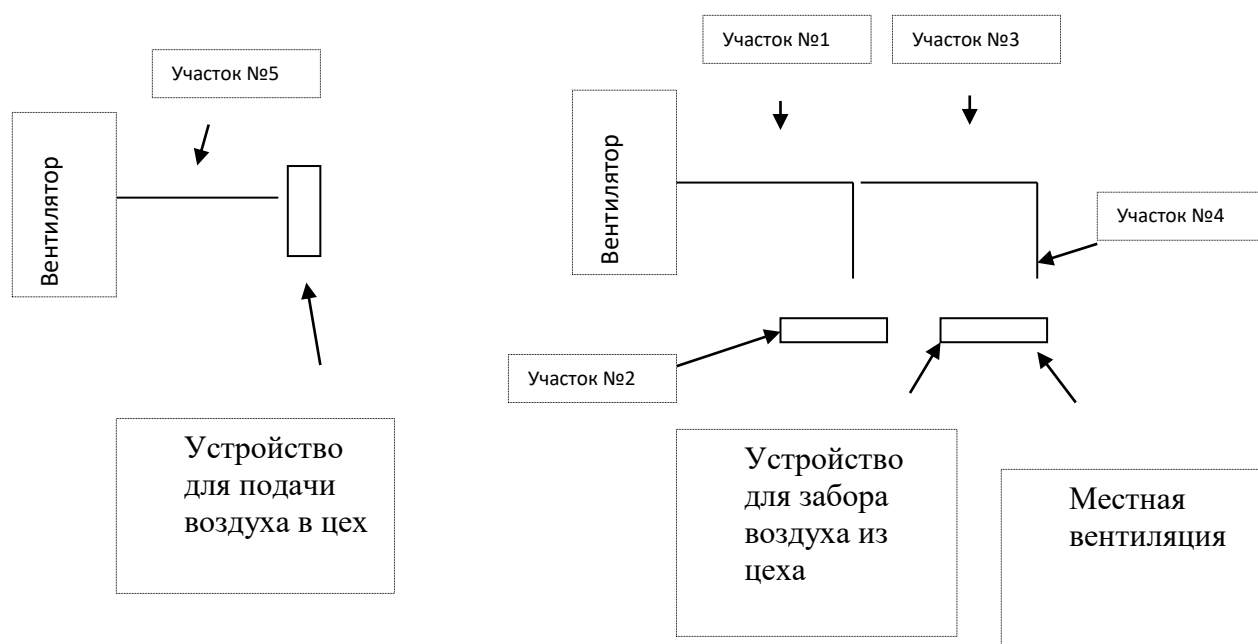


Рис.10.1. Схема воздуховода.

При работе с клеями производственные помещения должны быть оборудованы общей приточно-вытяжной вентиляцией с местным отсосом воздуха. Вентиляция должна обеспечивать оптимальные или допустимые метеорологические условия. Разница между приточным и вытяжным воздухом не должна превышать 10%. При работе с клеями, содержащими большое количество летучих органических растворителей, и при обезжиривании растворителями следует соблюдать правила противопожарной безопасности. Шум в помещении на рабочих местах не должен превышать допустимых уровней звукового давления согласно ГОСТ 12.1.003-83.

При сборке ползкового шасси вредное воздействие летучих веществ встречается во многих операциях (изготовление связующего, пропитка, выкладка, термообработка).

10.4. Расчёт вентиляции

Расчёт местной вентиляции

Главным элементом безопасности работы персонала с композиционными материалами является система местной вентиляции, которая обязательно должна применяться при получении готовых изделий. 80% композиционных материалов получают при использовании эпоксидных смол.

При расчёте КМ с эпоксидной матрицей следует учитывать выделение вредных элементов при нагревании, что и происходит в процессе формования рессоры (температура формования 150°C).

По нормам техники безопасности и промсанитарии, при работе с эпоксидными смолами скорость местного отсоса в зоне формования должна составлять $0,65\dots 3$ м/с.

При формовании используется гидравлический пресс с подогревом, который обеспечивает хорошие механические характеристики КМ.

При формовании, вместе с конвективным потоком горячего воздуха выходят вредные элементы, которые в принципе следует удалять с помощью вытяжного зонта.

Объем воздуха, отсасываемого вытяжным зонтом:

$$L_3 = L_K \cdot \frac{F_3}{F_H} = 181,46 \cdot \frac{1,5}{1} = 272,2 \text{ м}^3 / \text{ч}$$

где: $L_K = 64\sqrt[3]{Q_n \cdot z \cdot F_H^3}$ - объем воздуха, подтекающего к зонту с конвективной струей;

$F_3 = 2 \text{ м}^2$ - площадь поверхности зонта;

$F_H = 1 \text{ м}^2$ - площадь поверхности источника тепла;

$$L_K = 64\sqrt[3]{Q_n \cdot z \cdot F_H^3} = 64\sqrt[3]{7,59 \cdot 3 \cdot 1^3} = 181,46 \text{ м}^3 / \text{ч}$$

где: $Q_n = 1,5\sqrt{t_H - t_B}$ - количество конвективной теплоты, выделяющееся с поверхности

источника тепла;

$z = 3\text{м}$. - расстояние от поверхности источника тепла до зонта;

$$Q_n = 1,5\sqrt{t_H - t_B} = 1,5\sqrt{150 - 20} = 7,59$$

где: $t_H = 150^{\circ}$ - температура поверхности источника $^{\circ}\text{C}$;

$t_B = 20^{\circ}$ - температура окружающего воздуха $^{\circ}\text{C}$;

Расход приточного воздуха.

Для производственных помещений, в которых выделяются вредные вещества или резко выраженные неприятные запахи, количество удаляемого воздуха должно превышать приток, т.е. должен предусматриваться отрицательный дисбаланс.

Расход приточного воздуха по массе выделяющихся вредных веществ:

$$L_{п.вещ} = L_{м.от} + \frac{m_{вещ} - L_{м.от} \cdot (q_{р.з} - q_{пр})}{q_{выт} - q_{пр}} = 272,2 + \frac{20 - 789,7 \cdot (0,02 - 0)}{0,01 - 0} = 1727,79 \text{ м}^3/\text{ч}$$

где: $L_{м.от} = 272,2 \text{ м}^3/\text{ч}$ - расход воздуха удаляемого через местные отсосы;

$m_{вещ} = 20 \text{ мг}/\text{ч}$ - масса вредного вещества, поступающего в воздух помещения;

$q_{р.з} = 0,02 \text{ г}/\text{ч}$ - концентрация вредного вещества в воздухе рабочей зоны, удаляемого

местными отсосами;

$q_{пр} = 0 \text{ г}/\text{ч}$ - концентрация вредного вещества в воздухе, подаваемом в помещение;

$q_{выт} = 0,01 \text{ г}/\text{ч}$ - концентрация вредного вещества в воздухе, за пределами рабочей зоны.

Расчёт воздуховодов.

Удаление из производственного помещения загрязнённого или нагретого воздуха и подача свежего осуществляется по системе воздуховодов.

Исходные данные: $Q_B = 20 \text{ м}^3/\text{с}$ – расход воздуха;

$V = 12 \text{ м}/\text{с}$ – скорость движения воздуха;

$L = 8 \text{ м}$ – длина участка.

Гидравлический диаметр воздуховода:

$$d_r = \sqrt{\frac{4Q_B}{\pi V}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 20}{3,14 \cdot 12}} = 1,45 \text{ м.}$$

Потери давления на трение в воздуховодах (для гидравлически шероховатых труб):

$$p_{тр} = \lambda \cdot \frac{L}{d_r} \cdot \frac{\rho V^2}{2} = \frac{1}{\left(1,14 + 21g \frac{d_r}{K}\right)^2} \cdot \frac{L}{d_r} \cdot \frac{\rho V^2}{2} = \frac{1}{\left(1,14 + 21 \cdot 9,81 \cdot \frac{1,45}{40}\right)^2} \cdot \frac{8}{1,45} \cdot \frac{1,226 \cdot 12^2}{2} = 6,49 \text{ Па.}$$

где: λ - коэффициент сопротивления трению;

$\rho = 1,226 \text{ кг/м}^3$ - плотность воздуха;

$g = 9,81$ – ускорение свободного падения;

$K = 40 \text{ мкм}$ – абсолютная шероховатость внутренних стенок;

Потери давления на местные сопротивления:

$$p_M = \xi \frac{\rho V^2}{2} = 1,2 \cdot \frac{1,226 \cdot 12^2}{2} = 105,92 \text{ Па}$$

где: $\xi = 1,2$ - коэффициент местного сопротивления.

Суммарные потери давления в воздуховодах:

$$p = \sum_{i=1}^n p_{TPi} + \sum_{j=1}^m p_{Mj} = 6,49 + 105,92 = 112,41 \text{ Па}$$

Системы очистки воздуха.

Установки для очистки поступающего воздуха от пыли и выбрасываемого воздуха от газов и паров выбираются в зависимости от расходов воздуха, вида загрязняющих веществ, их токсичности и физико-химических свойств.

Поскольку при работе с композиционными материалами в воздух попадают такие вредные вещества как бензол, толуол, спирты и т.д., то целесообразней применять адсорбционную очистку с последующим сжиганием; конденсационную очистку; каталитическое дожигание; сжигание в печах.

Выбор вентилятора.

Выбираем вентилятор А4.110-1 со следующими характеристиками:

Частота вращения $n = 910 \text{ об/мин}$.

Установочная мощность двигателя $N_u = 0,37 \text{ кВт}$.

КПД $\eta = 0,77$

Схема вентиляции.

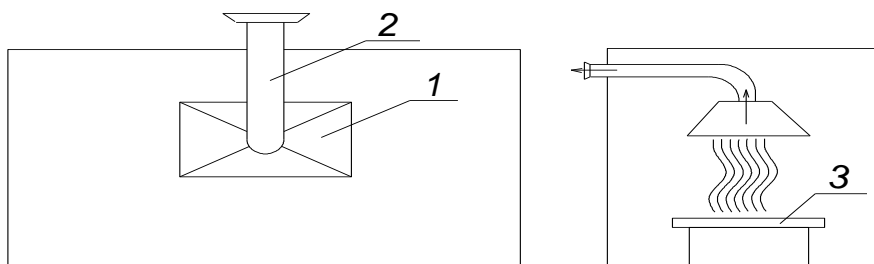


Рис. 10.2. Схема вытяжной вентиляции

1 – Вытяжной зонтик; 2 – Воздуховод; 3 – Рабочее место.

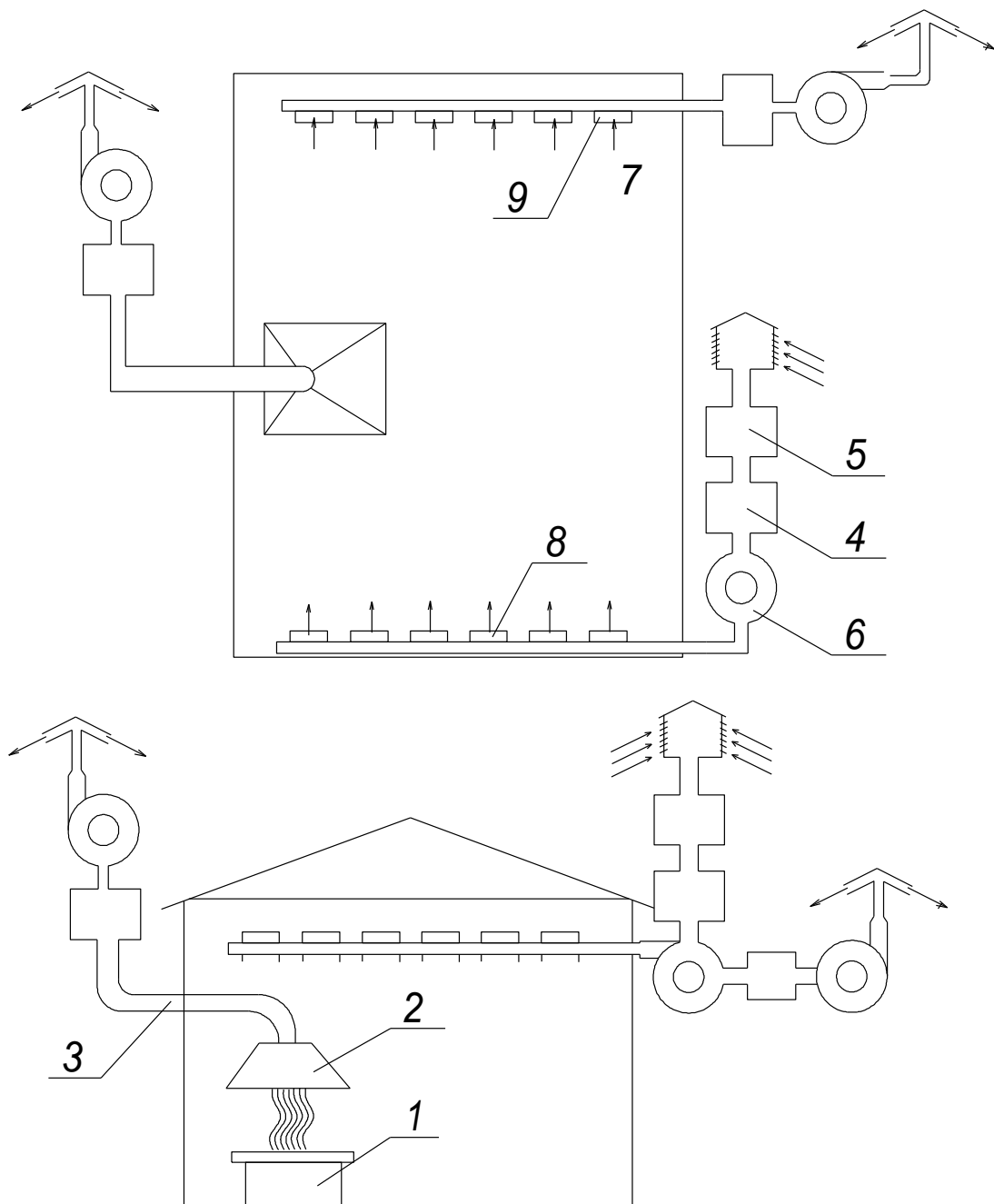


Рис. 10.3. Схема вытяжной вентиляции здания

1 - Рабочее место; 2 - Вытяжной зонг; 3 – Воздуховод; 4 – Калорифер; 5 – Фильтр; 6 – Центробежный вентилятор; 7 – Вытяжная насадка; 8 – Впускные насадки; 9 – Воздухозаборник.

Выводы

С целью избежания несчастных случаев при сборке агрегата необходим инструктаж работников. В процессе работы руководствоваться нормами и правилами по ТБ и производственными инструкциями:

СН и П 245-63 и противопожарные требования П-Г.7-62 и П-А.9-62 .

При получении силового элемента фюзеляжа вертолѐта была применена система местной вентиляции, обеспечивающая отсос вредных веществ непосредственно из зоны образования.

В результате расчѐта были определены характеристики воздухопроводов, количество удаляемых вредных веществ и подбор вентилятора и двигателя, для обеспечения заданных характеристик.

Полученные результаты соответствуют нормам и требованиям при работе с вредными веществами на предприятиях авиационной промышленности.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. http://sopot.ru/spain/article_zdanie.htm
2. <https://fire-truck.ru/pozharnyie-avtomobili/sistemyi-gorizontalnogo-pozharotusheniya-dlya-vertoletov.html>
3. <https://habr.com/ru/company/lakhtacenter/blog/419411>
4. <https://radiovesti.ru/news/471346>
5. https://realty.mail.ru/articles/17153/kak_zashhitit_vysotki_ot_pozharov
6. <https://ria.ru/20120404/618097568.html>
7. <https://www.vesti.ru/doc.html?id=1071547>
8. Башаров Е.А., Дудченко А.А. учебное пособие для курсового и дипломного проектирования «Конструирование агрегатов вертолёта из ПКМ» 2014 г.
9. Вексон-АВС 70 Модуль ТУ 2149-238-10968286-2011
10. Виривский, журнал "Вертолёт" 3,4-2008.
11. Герасимов А.В., Христенко Ю.Ф., Толкачев В.Ф.. Теоретические и экспериментальные исследования высокоскоростного взаимодействия тел.
12. Головагова «Информационно справочная система по охране труда» Москва
13. ГОСТ 12.1.005-88 Общие санитарно-гигиенические требования к воздуху рабочей зоны
14. Мещеряков Ю.И., «Динамическая прочность стали» 2014г.
15. Миль М.Л. и др. Вертолёты. Расчёт и проектирование 1966 г.
16. ПОЖАРНАЯ ТЕХНИКА Классификация пожаров ГОСТ 27331
17. ПОРОШКИ ОГНЕТУШАЩИЕ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ ГОСТ Р 53280.4
18. Савихин А.С., «Прочность и разрушение боросиликатного стекла при ударном сжатии», Журнал технической физики, 2010 год, том 80, выпуск 6.
19. Савихин А.С., Канель Г.И., «Диссипативные процессы при ударном сжатии стекла», Журнал технической физики, 2016 год, том 86, выпуск 3.
20. Статья «Спасение не на высоте» опубликована в журнале «Популярная механика» (№11, Ноябрь 2015).
21. Челомей Вибрации в Технике 1978г.
22. Шайдаков В.И. Обобщенная дисковая вихревая теория и методы расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета. В кн. «Проектирование вертолетов», вып.406, МАИ, 1977 г.