

1 Общие сведения

Спроектированный беспилотный летательный аппарат выполнен по аэродинамической схеме «утка». В центральной части фюзеляжа расположено крыло, вертикальное оперение расположено в задней части фюзеляжа, горизонтальное оперение – в передней. Два роторных двигателя 225CS расположены в мотогондолах, которые, в свою очередь, закреплены на концах консолей крыла. Двигатели приводят во вращения два несущих винта. Каждая мотогондоло вместе с двигателем, несущим винтом и другими элементами силовой установки имеет возможность независимо поворачиваться вокруг оси, перпендикулярной продольной оси летательного аппарата на 180° . Эскиз спроектированного летательного аппарата в вертолётном режиме представлен на рисунке 1.1.

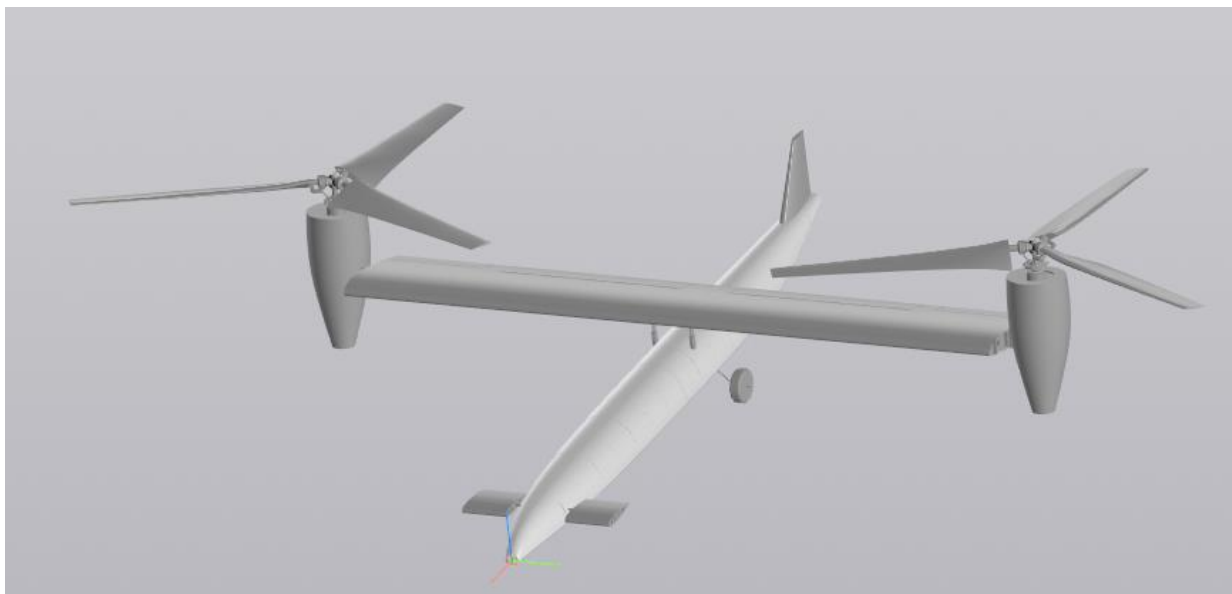


Рисунок 1.1 – Эскиз спроектированного летательного аппарата в вертолётном режиме

При вертикальном расположении осей вращения несущих винтов, летательный аппарат представляет собой вертолёт с поперечным расположением НВ (вертолётный режим). При повороте мотогондол и изменении положения осей вращения винтов от вертикального к горизонтальному летательный аппарат представляет собой самолёт

«утку» с двумя тянущими воздушными винтами. Таким образом, летательный аппарат является конвертопланом.

Спроектированный беспилотный летательный аппарат является многоцелевой платформой с возможностью установки различного навесного оборудования для решения широкого спектра задач. Перечень основных характеристик аппарата представлена в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Основные характеристики спроектированного летательного аппарата

| № п.п | Наименование | Ед. изм. | Значение |
|-------|-----------------------|----------|----------|
| 1 | Длина фюзеляжа | м | 4,214 |
| 2 | Размах крыла | м | 4 |
| 3 | Крейсерская скорость | км/ч | 350 |
| 4 | Максимальная скорость | км/ч | 500 |
| 5 | Статический потолок | км | 1 |
| 6 | Взлётная масса | кг | 280 |
| 7 | Дальность полёта | км | 300 |
| 8 | Время полёта | ч | 1 |

Основные сферы применения беспилотного летательного аппарата перечислены ниже

- Сельское хозяйство.

В случае навески на летательный аппарат соответствующего оборудования, имеется возможность выполнять обработку химикатами путём распыления, выполнять полив растений, а также засевание новых сельскохозяйственных культур.

В данном случае применение аппарата представляется особо эффективным из-за возможности в широком диапазоне регулировать скорость обработки и зависать над нужным участком обрабатываемого поля при необходимости. Для развертывания техники не требуется развитая специализированная инфраструктура. Взлёт и посадка осуществляется вертикально.

- Транспортировка грузов.

Размещение грузов возможно как внутри фюзеляжа, так и на внешнем подвесе. За счёт высокой максимальной скорости и других аэродинамических качеств, доставка может осуществляться в сложных метеоусловиях за короткий промежуток времени. Из-за наличия возможности вертикального взлёта и посадки, доставка может осуществляться в труднодоступную и необорудованную для авиатранспорта местность.

- Геодезическая разведка и аэрофотосъёмка.

В течение полётного времени летательный аппарат имеет возможность производить стабильную съёмку местности и вести геодезическую разведку. Качество съёмки зависит от применяемого навесного оборудования.

1.1 Конструкция планера

1.1.1 Конструкция крыла

Основным элементом планера, создающем подъёмную силу на самолётном режиме, является крыло. В плане крыло имеет прямоугольную форму (угол стреловидности как по передней, так и по задней кромке равен нулю). Это позволяет максимально упростить конструкцию крыла и повысить её технологичность. В качестве аэродинамического профиля выбран профиль К-3 с относительной толщиной $\bar{c} = 0,164$. Отличительной особенностью профиля является малое значение смещение центра давлений при изменении угла атаки. Основные характеристики крыла приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Основные характеристики крыла спроектированного летательного аппарата

| № п.п | Наименование | Ед. изм. | Значение |
|-------|---------------------|----------|----------|
| 1 | Размах крыла | м | 4 |
| 2 | САХ крыла | м | 0,725 |
| 3 | Удлинение крыла | - | 5,5 |
| 4 | Сужение крыла | - | 1 |
| 5 | Угол стреловидности | град | 0 |
| 6 | Профиль крыла | К-3 | |
| 7 | Угол установки | град | 4 |

Конструктивно крыло выполнено по однолонжеронной схеме с двумя балками. Поперечный силовой набор представлен нервюрами в количестве 21 штук. Аэродинамический профиль крыла создаёт обшивка толщиной 1 мм. Лонжерон - основной силовой элемент крыла, воспринимающий изгибающие нагрузки. Также лонжерон служит для крепления механизма поворота мотогондолы.

На обшивке крыла имеются лючки для проведения мероприятий по обслуживанию и ремонту механизмов поворота мотогондолы и приводов механизации крыла. Так же на центроплане имеются люк для стыковки и отстыковки крыла к фюзеляжу.

Механизация крыла представлена элеронами и закрылками, узлы навески механизации расположены на нервюрах. Управление механизацией осуществляется за счёт сервоприводов, которые располагаются на нервюрах крыла и через тяги подключены к закрылкам и элеронам.

Все силовые элементы крыла изготавливаются из ПКМ методом автоклавного формования.

1.1.2 Конструкция фюзеляжа

Фюзеляж БПЛА служит для соединения между собой других агрегатов конструкции. Также во внутреннем пространстве фюзеляжа размещаются коммуникации, система управления и полезная нагрузка аппарата.

Конструкция фюзеляжа представляет собой набор продольных силовых элементов – стрингеров – и поперечных силовых элементов – шпангоутов. Основные характеристики фюзеляжа представлены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Основные характеристики фюзеляжа спроектированного летательного аппарата

| № п.п | Наименование | Ед. изм. | Значение |
|-------|--------------------|----------|----------|
| 1 | Длина фюзеляжа | м | 4,214 |
| 2 | Диаметр фюзеляжа | м | 0,4 |
| 3 | Удлинение фюзеляжа | - | 10,5 |

В центральной части фюзеляжа расположены два силовых шпангоута, на которых находятся узлы крепления крыла летательного аппарата. Оборудование управления и радиолокационное оборудование находятся в носовой части фюзеляжа и закреплены на шпангоутах. Убирающиеся стойки шасси расположены в нижней центральной части фюзеляжа, передняя стойка расположена в носовой части. Стойки убираются во внутреннее пространство фюзеляжа, люки под уборку шасси закрываются створками.

Все элементы конструкции фюзеляжа изготавливаются из ПКМ.

1.1.3 Конструкция горизонтального оперения

Цельноповоротное горизонтальное оперение представлено двумя отклоняемыми аэродинамическими поверхностями, которые расположены в носовой части фюзеляжа и служат для балансировки и управления движением летательного аппарата в воздухе. Горизонтальное оперение приводится в движение

сервоприводом, расположенном в фюзеляже. Вращение горизонтального оперения происходит вокруг оси лонжерона.

В плане горизонтальное оперение имеет форму прямоугольника. Для ГО выбран аэродинамический профиль К-3. Этот профиль широко распространен и исследован, он обладает высоким аэродинамическим качеством и большими критическими углами атаки.

Конструктивно силовая схема горизонтального оперения включает в себя лонжерон и 5 нервюр и обшивку. Все элементы конструкции ГО изготовлены из ПКМ. Основные характеристики горизонтального оперения представлены в таблице 1.4.

Таблица 1.4 – Основные характеристики горизонтального оперения спроектированного летательного аппарата

| № п.п | Наименование | Ед. изм. | Значение |
|-------|---------------------|----------|----------|
| 1 | Размах ГО | м | 0,91 |
| 2 | САХ ГО | м | 0,288 |
| 3 | Удлинение ГО | - | 4 |
| 4 | Сужение ГО | - | 1 |
| 5 | Угол стреловидности | град | 0 |
| 6 | Профиль ГО | К-3 | |

1.1.1 Конструкция вертикального оперения

Цельноповоротное вертикальное оперение представлено одной аэродинамической поверхностью трапецевидной формы. Расположено ВО в хвостовой части фюзеляжа и служит для балансировки и управления движением летательного аппарата в воздухе. Для вертикального оперения был выбран профиль Н. Вертикальное оперение приводится в движение сервоприводом, расположенном в фюзеляже. Вращение вертикального оперения происходит вокруг оси лонжерона.

Конструктивно силовая схема вертикального оперения включает в себя лонжерон, нервюры и обшивку. Все элементы конструкции ГО изготовлены из ПКМ. Основные характеристики вертикального оперения представлены в таблице 1.5.

Таблица 1.5 – Основные характеристики вертикального оперения спроектированного летательного аппарата

| № п.п | Наименование | Ед. изм. | Значение |
|-------|---------------------|-----------|----------|
| 1 | Размах ВО | м | 0,4 |
| 2 | САХ ВО | м | 0,22 |
| 3 | Удлинение ВО | - | 1 |
| 4 | Сужение ВО | - | 2 |
| 5 | Угол стреловидности | град | 15 |
| 6 | Профиль ВО | НАСА-0010 | |

1.1.2 Конструкция шасси

Опорой летательного аппарата на земле является шасси. Для спроектированного БПЛА разработана система из трёх опор с двумя основными стойками и одной носовой. Шасси служит опорой ЛА при взлёте и посадке на самолётном режиме, а также при перемещении аппарата по аэродрому. Конструкция агрегата позволяет совершать взлёт и посадку как с асфальтированных площадок, так и на неподготовленной грунтовой местности.

Механизмы уборки и выпуска шасси представляют собой сервоприводы, расположенные в фюзеляже. При уборке шасси люки в фюзеляже закрываются створками.

Конструктивно шасси состоит из элементов системы уборки и выпуска, стоек и пневматиков. Стойки, выполненные из рессорной стали, позволяют демпфировать ударные нагрузки при взлёте и посадке, с этой же целью на нижних концах стоек

располагаются пневматики. Силовые элементы механизма уборки и выпуска шасси изготавливаются из алюминиевого сплава.

Основные характеристики шасси представлены в таблице 1.6.

Таблица 1.6 – Основные характеристики шасси спроектированного летательного аппарата

| № п.п | Наименование | Ед. изм. | Значение |
|-------|-----------------------|--------------------------------|----------|
| 1 | Схема | Трёхколёсная с передней опорой | |
| 2 | Высота шасси | м | 0,2 |
| 3 | Колея | м | 0,41 |
| 4 | Продольная база шасси | м | 1,855 |

1.1.3 Конструкция мотогондол

На концах консолей крыла располагаются мотогондолы. Подробно их функциональное назначение, а также конструкция описаны в пункте.

1.2 Управление летательным аппаратом

Управление летательным аппаратом производится посредством отклонения горизонтальных и вертикальных управляющих поверхностей, использования механизации крыла, а также поворота мотогондол и изменения циклического и общего шага несущих винтов.

Привод управляющих поверхностей осуществляется сервоприводами, получающими команды от блока управления по проводам, проложенным в фюзеляже и крыле. Поворот мотогондол осуществляется с помощью поворотного механизма, состоящего из мотор-редуктора и привода. Команды на регулятор поворотного механизма поступают от блока управления. Циклический и общий шаг НВ

изменяется под воздействием автомата перекоса, который в свою очередь приводится тремя сервоприводами.

1.3 Силовая установка

Силовая установка спроектированного летательного аппарата представлена двумя роторными двигателями 225CS с системой обеспечения. Основные характеристики выбранного двигателя представлены в таблице 1.7.

Таблица 1.7 – Основные характеристики двигателя 225CS

| № п.п | Наименование | Ед. изм. | Значение |
|-------|-----------------|----------|----------|
| 1 | Мощность | л.с. | 45 |
| 2 | Рабочие обороты | Об/мин | 8000 |
| 3 | Расход топлива | кг/кВт·ч | 0,235 |
| 4 | Масса двигателя | кг | 10 |

Для стабильной работы двигателя на летательном аппарате присутствует:

- система смазки, закрепленная на двигателе и представленная масляным насосом и патрубками;
- система охлаждения, представленная патрубками и радиатором, закрепленном в задней части мотогондолы;
- топливная система, состоящая из трубопроводов и топливного насоса.

Управление двигателем осуществляется за счёт изменения интенсивности подачи топлива и воздуха в двигатель. Интенсивность подачи топлива меняется за счёт изменения скорости работы топливного насоса, подача воздуха регулируется дроссельной заслонкой. Изменение же величины тяги происходит за счёт изменения общего шага несущих винтов через автомат перекоса, при это одновременно меняются и параметры подаваемой в двигатель топливовоздушной смеси. Это необходимо для поддержания постоянного числа оборотов двигателя.

1.4 Аэродинамическая оценка качества спроектированного летательного аппарата численным методом с использованием CAE систем

Для оценки аэродинамического качества спроектированного летательного аппарата создана расчётная модель с использованием CAE-системы ANSYS, модуль CFX. Построена тетраэдрическая сетка для расчёта по методу конечных элементов. Сетка расчётной области содержит около 3000000 элементов. Размеры элементов по расчётной области непостоянны. Так при приближении к поверхности ЛА размер элементов уменьшается до 10 мм.

Расчёт проведён на самолётном режиме полёта на крейсерской скорости. Для упрощения расчётной модели из неё исключены мотогондолы и несущие винты. Угол атаки летательного аппарата равен нулю. Полученная картина распределения давления по поверхности планера представлена на рисунке 1.2.

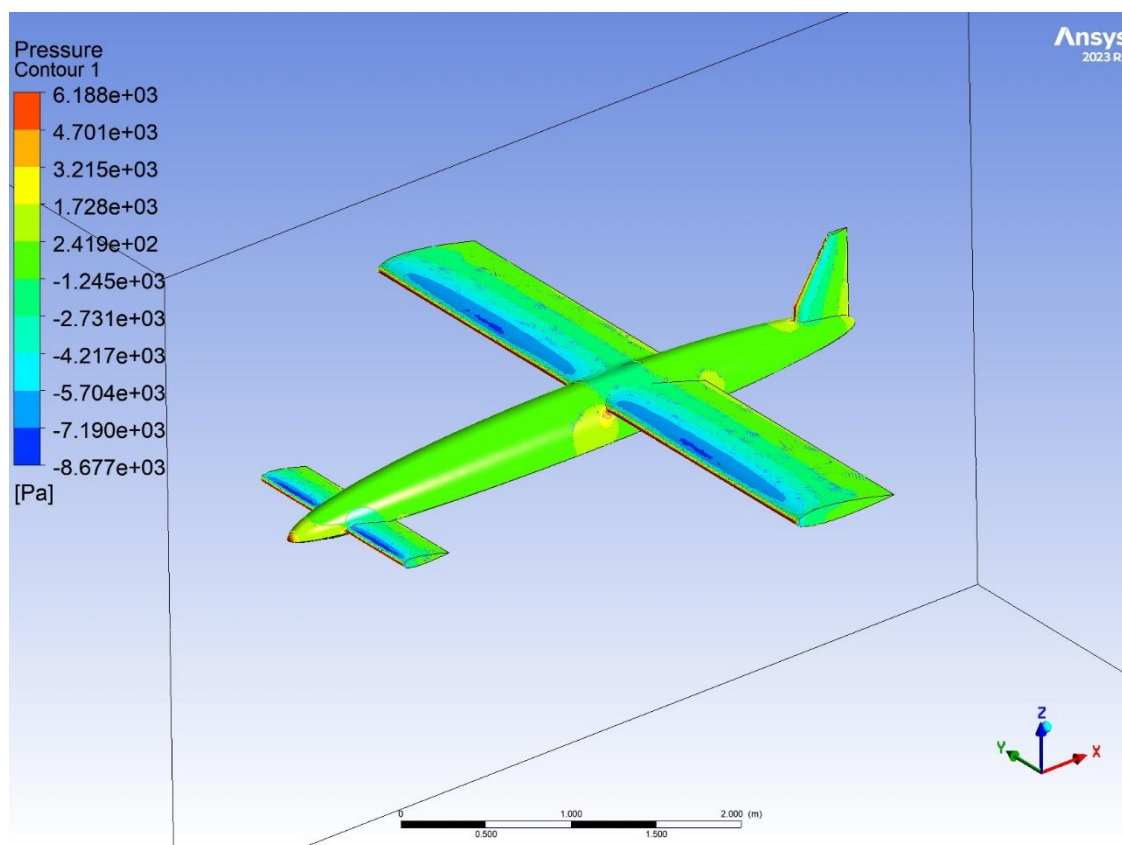


Рисунок 1.2 – Распределение давления по поверхности планера

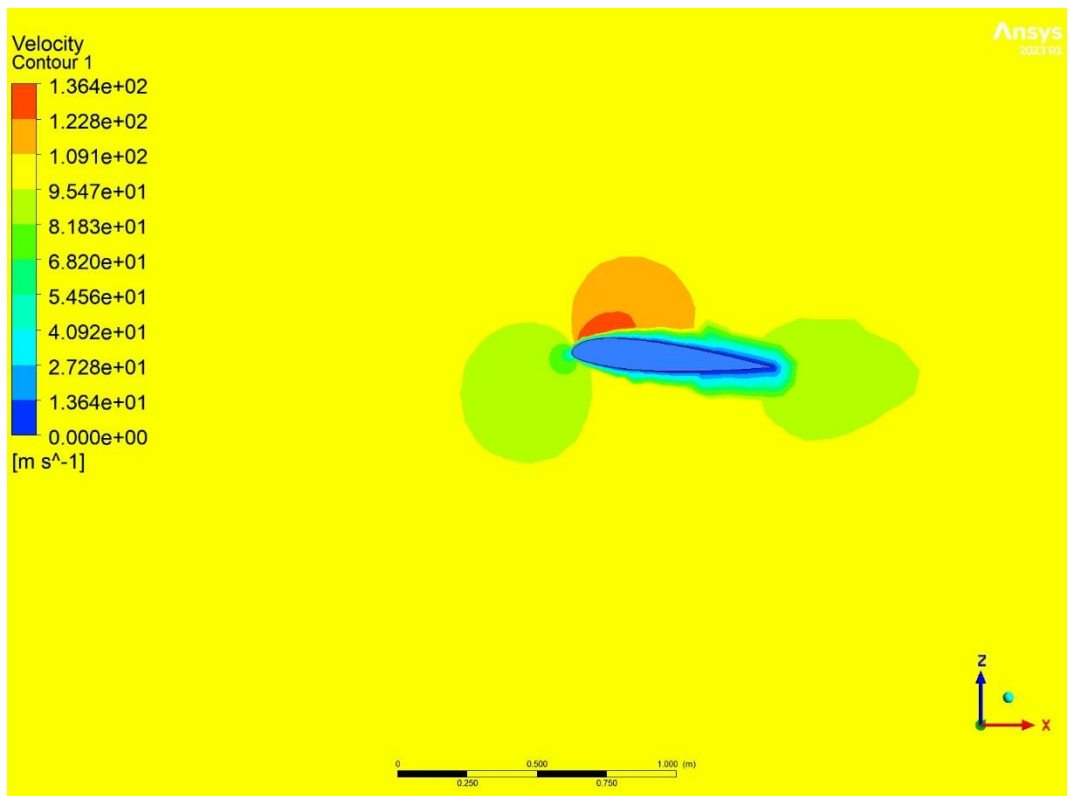


Рисунок 1.3 – Распределение скоростей потока по поверхности крыла в сечении на удалении 1м от плоскости симметрии

ПРИЛОЖЕНИЕ



Рисунок 1.4 - Прототип проектируемого конвертоплана (МИ-30С)

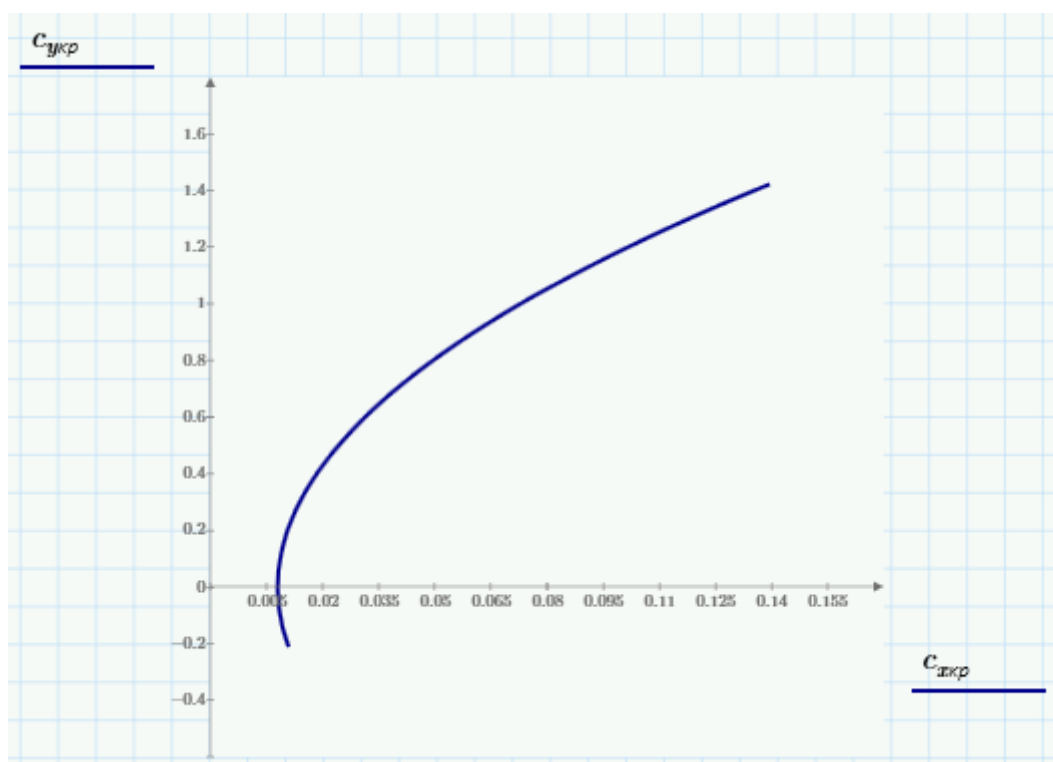


Рисунок 1.5 – Поляра крыла летательного аппарата

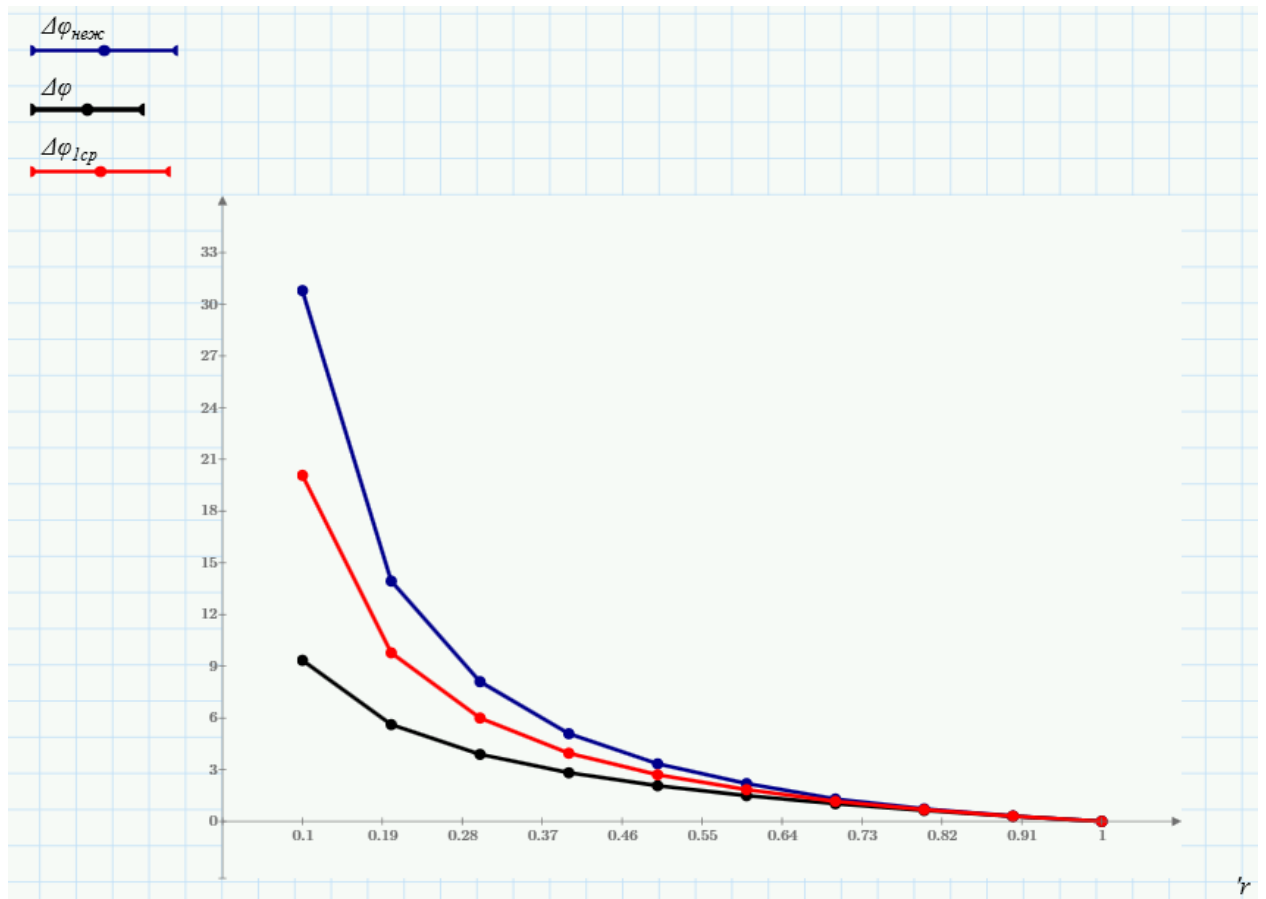


Рисунок 1.6 – Геометрический закон крутки лопасти НВ

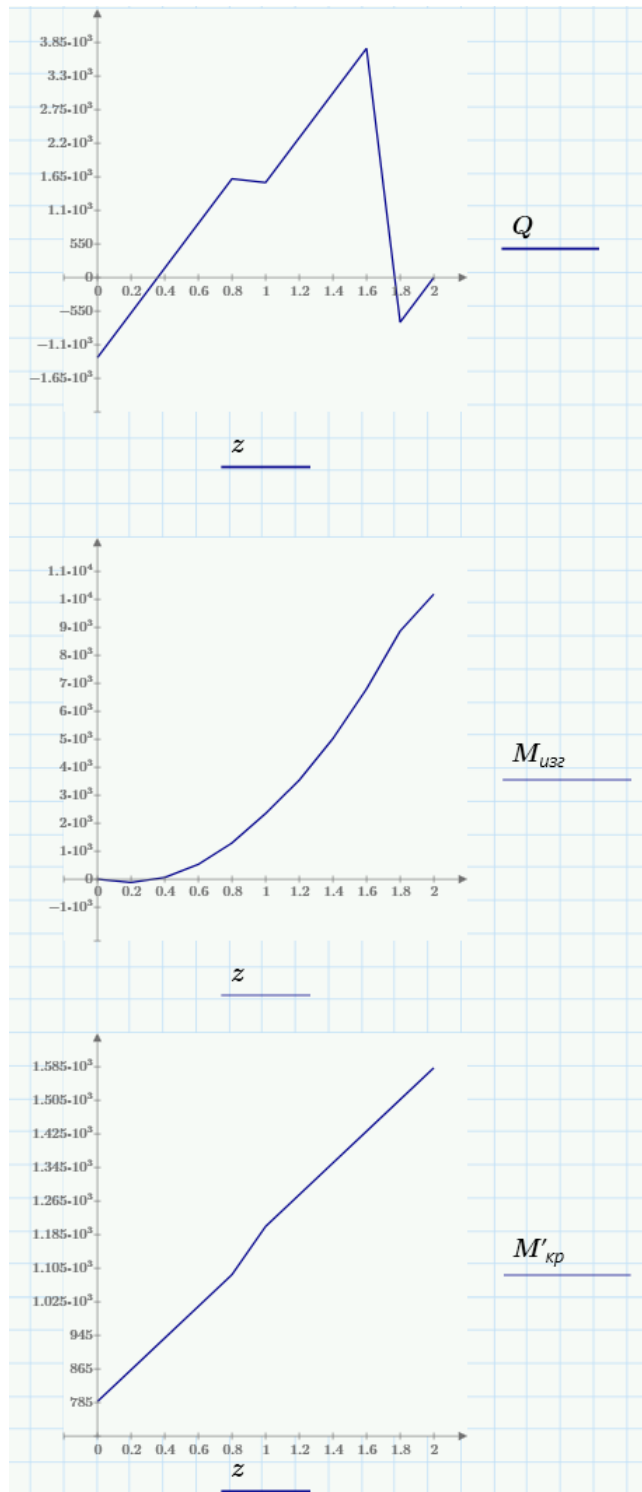


Рисунок 1.7 – Эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов для консоли крыла

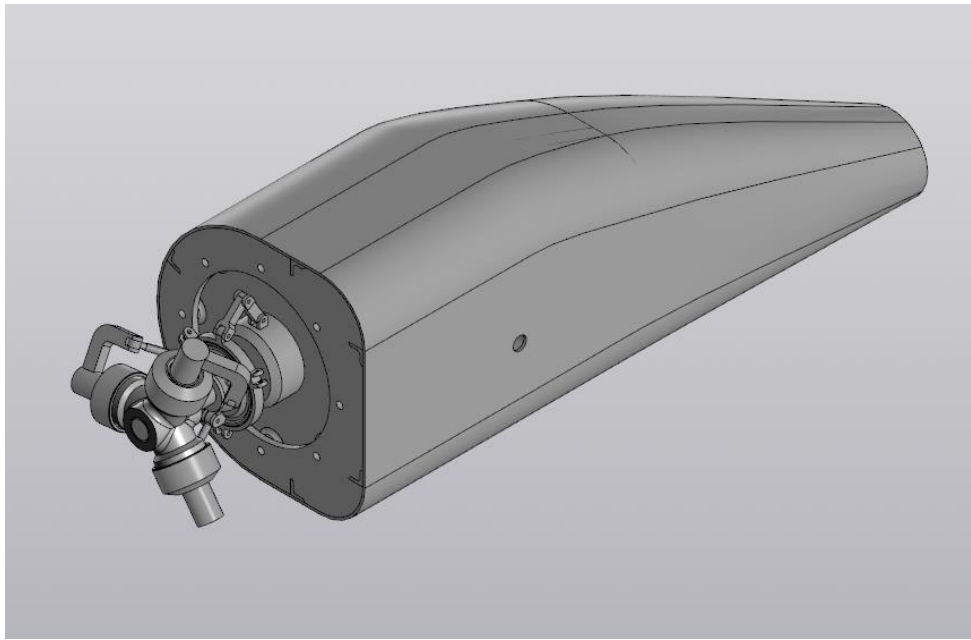
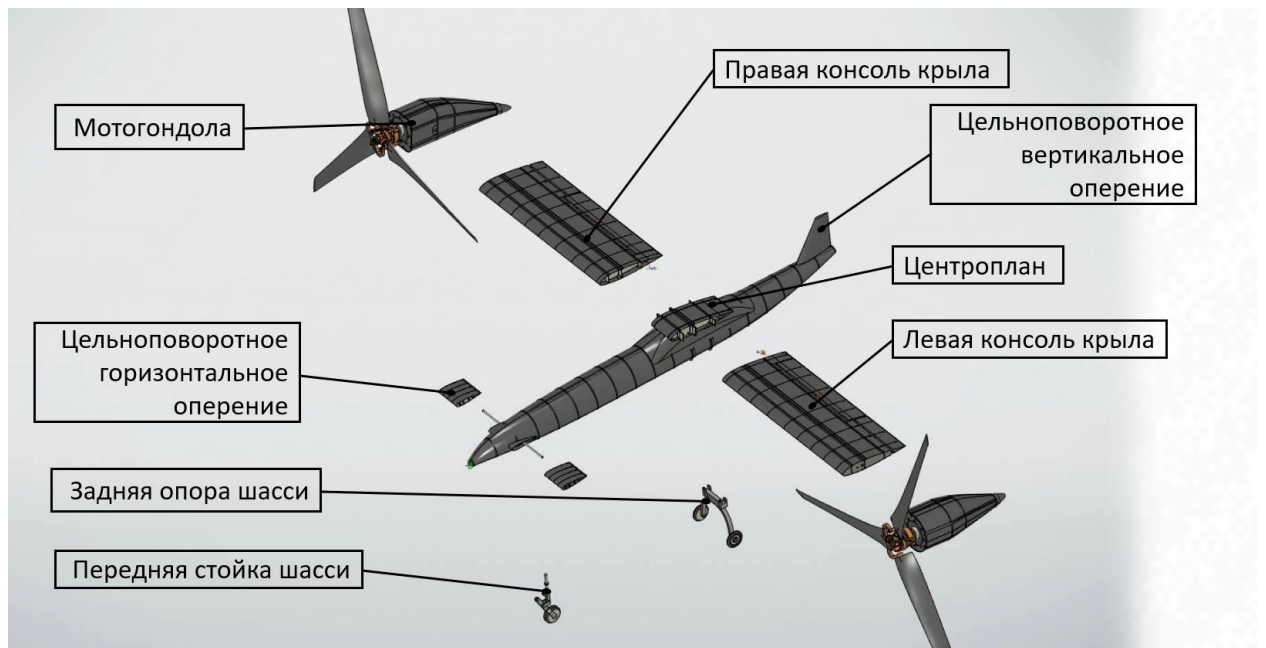


Рисунок 1.8 – Эскиз проектируемой мотогондолы



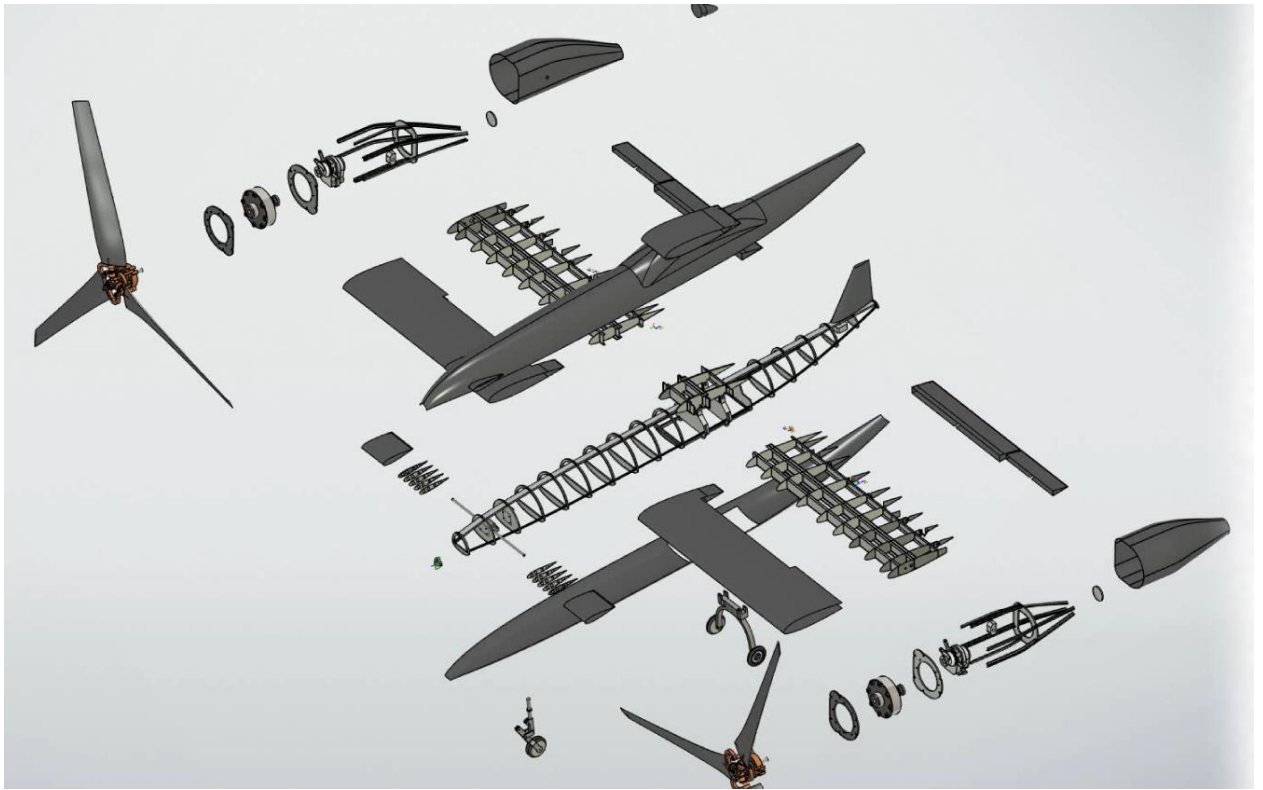


Рисунок 1.9 – Взрыв-схема спроектированного ЛА

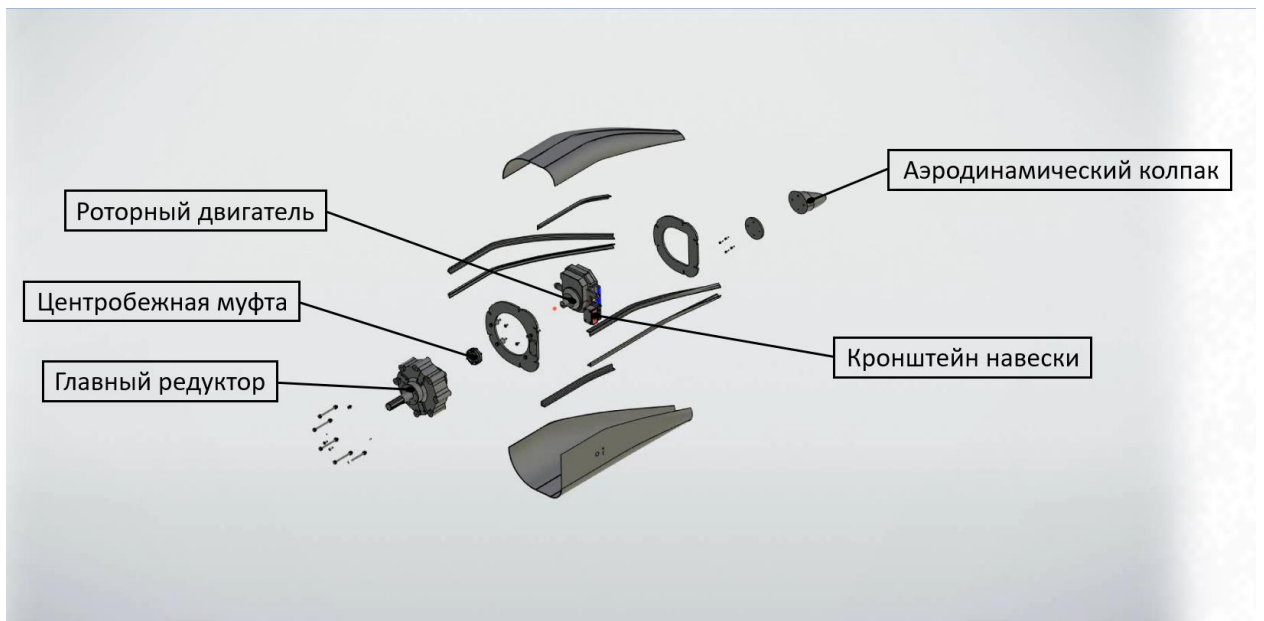


Рисунок 1.10 – Взрыв-схема мотогондолы

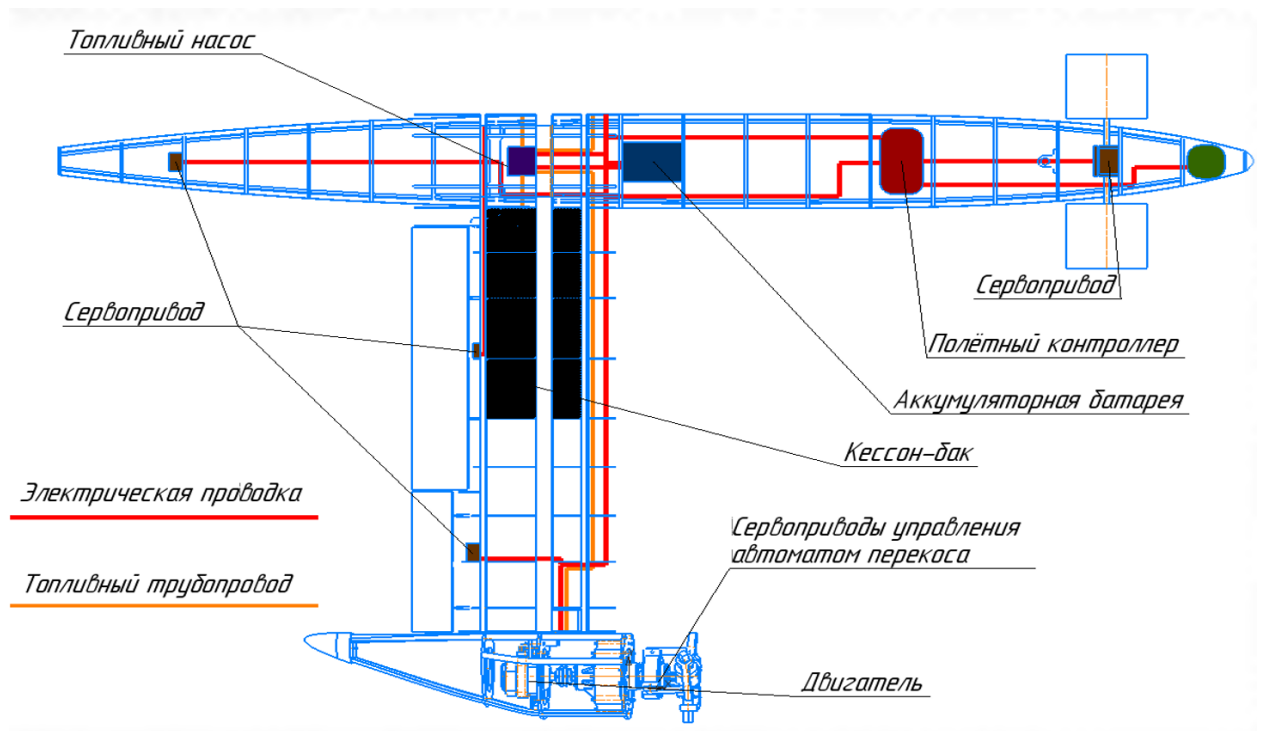


Рисунок 1.11 – Упрощенная схема коммуникаций БПЛА