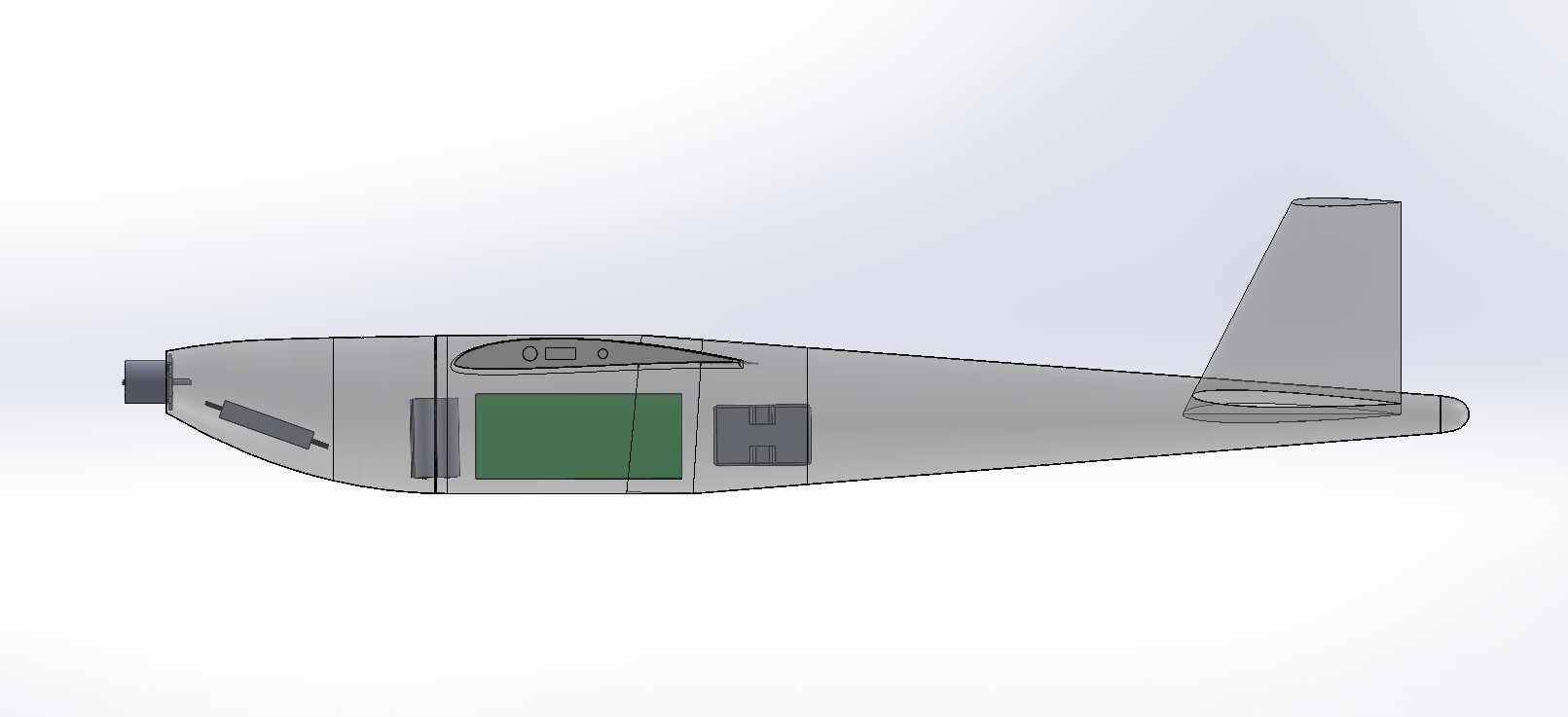
# Аэродинамический облик

В ходе проектирования аэродинамического облика ЛА команда использовала инженерные методы оценки на основе экспериментальных данных, приведенных в [1, 2, 3]. Не смотря на то, что в источнике [1] числа Рейнольдса, при которых проводились эксперимент, выше, чем те, при которых будет эксплуатироваться разрабатываемый ЛА; приводимые оценки отражают динамику изменения аэродинамических характеристик ЛА.

После того, как аэродинамический облик был сформирован, были использованы методы численного моделирования для уточнения параметров… и приведения их в соответствие с требуемыми значениями для выполнения ТЗ.

* 1. Фюзеляж

Выбор формы фюзеляжа и его геометрических размеров (рисунок 1) основан на оценке места, занимаемого БО и грузом; а также на простоте в построении геометрии и в дальнейшем изготовлении. Для размещения необходимых элементов был выбран круговой профиль в поперечном сечении фюзеляжа, что также обеспечивает лучшие аэродинамические характеристики по сравнению с прямоугольным при таком же миделевом сечении [?]. Длина фюзеляжа составила



Figure

* 1. Аэродинамические профили

На основе оценок атласа низкоскоростных профилей [4] был выбран SD7032 для крыла, обладающий приемлемыми характеристиками (таблица 1): спроектирован для эксплуатации на низких числах Рейнольдса (300 000), имеет плавную зависимость на закритическом режиме, высокое аэродинамическое качество.

Особенностью симметричных профилей на низких скоростях является нелинейный характер зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки вблизи [4, стр. 40]. Однако анализ ряда профилей показал в ходе исследования статической устойчивости, что нелинейности не оказывают существенного влияния на способность ЛА удерживать заданный угол атаки в широком диапазоне. Для хвостового оперения был выбран симметричный NACA0008.

* 1. Геометрические характеристики крыла

Начальная оценка потребной площади крыла и его геометрических характеристик основывалась на предположении, что крыло должно создавать необходимую подъемную силу для компенсирования веса ЛА при заданной скорости горизонтального полета , так как геометрические характеристики хвостового оперения и фюзеляжа и их вклад в и еще не определен. Тогда оценка для площади крыла имеет вид:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (1) |

Где был выбран равным 0.5, как целевой коэффициент подъемной силы в горизонтальном полете, который будет в дальнейшем уточнен и оценен из характеристик построенной геометрии ЛА.

Скорость сваливания является важным показателем для оценки потребной площади крыла, его геометрических характеристик и размеров управляющих поверхностей, так как они влияют на достижимый максимальный коэффициент подъемной силы всего ЛА , определяющий значение скорости сваливания. Так как – это минимальная скорость, при которой ЛА может поддерживать полет, то при запуске с рук скорость сообщаемая человеком должна быть больше . Для оценки скорости, сообщаемой человеком при запуске с рук , был проведен эксперимент (рисунок 2), в ходе которого на скоростную съемку был записан момент броска объекта массой 3.5 кг. Из анализа видеозаписи была вычислена :

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2) |

Тогда требуемое значение составило:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (3) |

Геометрические характеристики крыла представлены в таблице 1:

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **A** |  |  |  |  |  |
| 8 | 0.750 | 1.678 | 0.210 | 0.236 | 0.352 |

Таблица 1 – Геометрические характеристики крыла

* 1. Хвостовое оперение

# Список источников

[1] DATCOM

[2] General Aviation Design procedure

[3] Aircraft design conceptual approach

[4] Low Speed airfoil data V1

[5]