

1. Прочностные расчеты

В отчете необходимо было привести оценки перегрузок на ЛА: посадочных, маневренных и в неспокойном воздухе. Также требовалось указать диапазон эксплуатационных перегрузок ЛА.

В комментариях экспертов было указано, что данные о прочностных расчетах отсутствуют, как следствие – баллы не были проставлены в 3 пунктах.

Однако описание вышеуказанных параметров было приведено в отчете на странице 6 после описания эксплуатационного диапазона числа Рейнольдса. Приводим ниже раздел о прочностных расчетах из отчета:

Расчет нагрузки в неспокойном воздухе по нлг по приказу N 970-П: удельная нагрузка на крыло по программе xflr5 3.3 кг / м²; САХ 0.35 м; Ude = 23 м/с из НЛГ, V = 16.7 м/с (крейсерская), Cy(alpha) = 0.085. Отсюда $n = 1 \pm 0.42$ [4]

Расчет маневренной перегрузки исходил из качественной оценки по приложенной к ТЗ карте радиуса разворота в ~8 м, скорости разворота в 12 м/с. Центростремительная перегрузка $n = \sqrt{V^4 / R^2 + g^2} / g = 2$.

Посадка в условиях травяного покрытия не дает возможности оценить численно нагрузку, но качественно оценивается как слабонагруженный участок полета. Однако так же проведена оценка по формуле $n = V / (dt * g)$ из закона изменения импульса. При взятых вертикальной скорости 1.5 м/с, dt 0.1с получается посадочная перегрузка $n = 1.5$. Отсюда эксплуатационные нагрузки оцениваются в 0.6 - 2 g.

2. Оценка времени автономного полета

Необходимо было оценить время автономного полета без подзарядки, рассчитать энергопотребления бортового оборудования.

В экспертной оценке указано о неверном определении потребной тяги для крейсерского полета, ошибка в оценке крейсерской скорости для выбранной аэродинамической конфигурации и как следствие - неверное решение энергетического расчета, представленного в виде тепловой карты времени автономного полета ЛА.

Оценка крейсерской скорости, приведенная в отчете, действительно, ошибочна и не соответствует выбранным аэродинамической конфигурации и геометрическим характеристикам. Правильная оценка - $42 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$. Что, конечно, влияет на выбор мотора, его размеров и мощности. Однако оценка крейсерской скорости $60 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$, приведенная в отчете, обусловлена постановкой и требованиями к полетному заданию и является адекватной. В ходе дальнейшей разработки геометрия ЛА будет приведена к требуемому виду, удовлетворяющему значению крейсерской скорости $60 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$. Именно это значение было использовано для оценки времени автономного полета ЛА:

Согласно выражению (№) оценочное аэродинамическое качество равно. Для оценки E в зависимости от m_p и m_b использовалась формула () из [5].

$$E = 3.6 \frac{L}{D} \frac{E_{sb} \eta_p \eta_s}{gV} \frac{m_b}{m} \quad ()$$

С учетом того, что $m = m_e + m_b + m_p = 3$ кг. и (), из () получаем ():

$$E = 3.6 \frac{L}{D} \frac{E_{sb} \eta_p \eta_s}{gV} \frac{m_b}{1.8 + m_b + m_p} \quad ()$$

Помимо скорости необходимо было оценить аэродинамическое качество L/D , что было сделано в отчете. Конечно, при изменении геометрических характеристик ЛА для

достижения требуемой крейсерской скорости $60 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$, аэродинамическое качество так же изменится, вследствие изменения площади поверхности крыла.

Для того чтобы показать, что оценка времени автономного полета ЛА, приведенная в отчете, правильно отражает порядок величин и эту оценку можно брать во внимание при дальнейшей разработке ЛА, мы оценили относительное изменение γ максимального времени полета ЛА 13 минут, приведенного в отчете, при изменении геометрии крыла для удовлетворения требования к крейсерской скорости $60 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$.

В геометрии из отчета оценка площади поверхности ЛА, взаимодействующей с воздушным потоком, была оценена и составила:

$$S_{wet} = 2.5 \text{ м}^2$$

Для достижения требуемой крейсерской скорости средняя аэродинамическая хорда и размах были выбраны соответственно $C = 0.25 \text{ м}$ и $b = 2 \text{ м}$. Новому значению площади крыла $S = C \cdot b = 0.5 \text{ м}^2$ соответствуют новые площади поверхностей хвостового оперения, которые были пересчитаны согласно выражениям, приведенным в отчете, и составили:

$$S_{ht} = \frac{C_{ht}CS}{L_{ht}} = 0.07 \text{ м}^2 \quad (1)$$

$$S_{vt} = \frac{C_{vt}bS}{L_{vt}} = 0.04 \text{ м}^2 \quad (2)$$

3D модель ЛА была вновь сделана рисунок 1 для оценки нового значения для S_{wet} : S_{wet}^{new} , которое составило:

$$S_{wet}^{new} = 2(S_{vt} + S_{ht}) + 2S + S' = 1.42 \text{ м}^2 \quad (3)$$

Где S' включает площадь фюзеляжа и хвостовой балки.

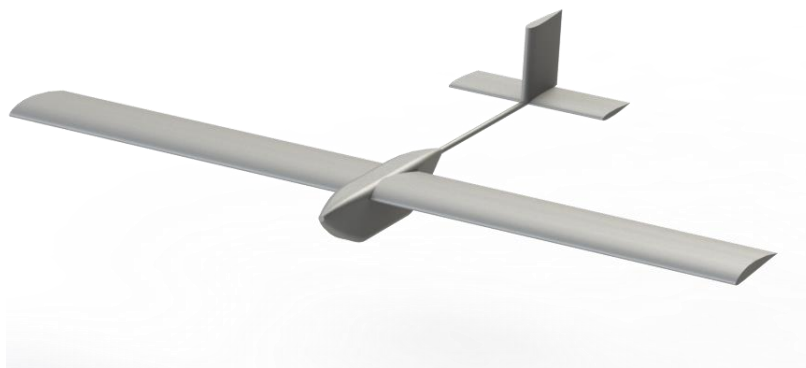


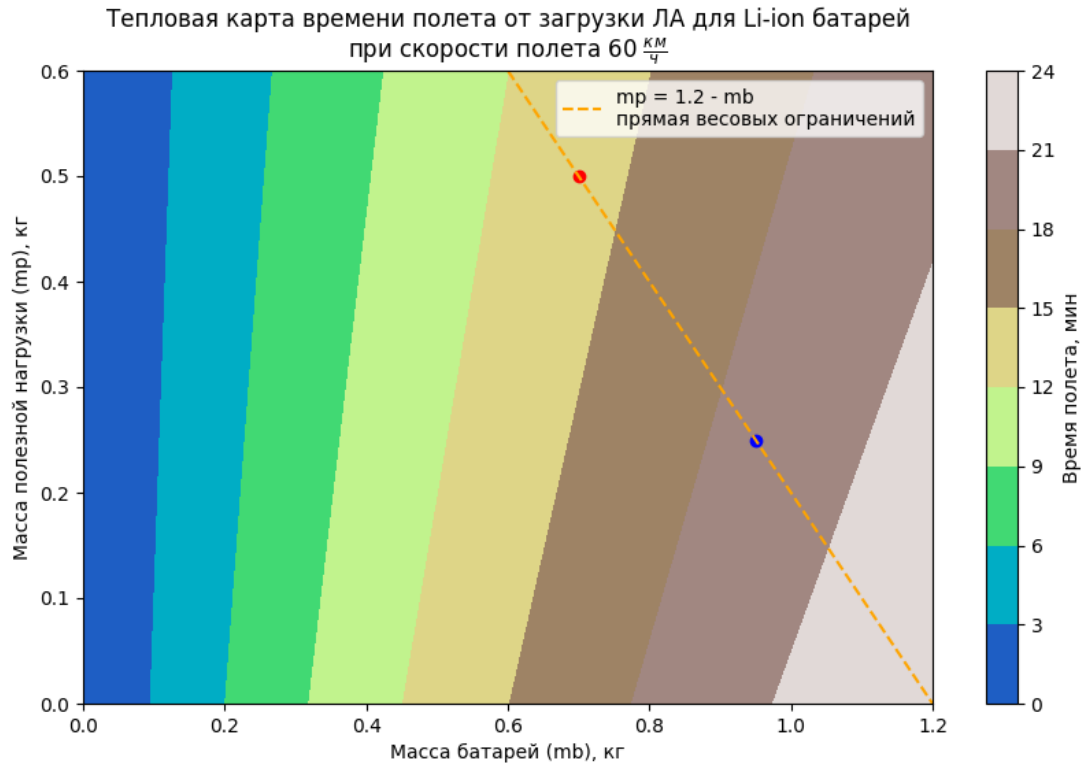
Рисунок 1. К оценке площади поверхности ЛА

Тогда согласно (3) и новым значениям C и b получаем оценку для нового значения аэродинамического качества L/D из выражения, которое было приведено в отчете:

$$\frac{L}{D} = 9 \sqrt{\frac{(b/C)}{S_{wet}^{new}/S}} = 15 \quad (4)$$

Тогда вновь проводя вычисления для времени автономного полета ЛА по формуле, приведенной в отчете, для массы полезной нагрузки в 0.5 кг и теми же значениями КПД для мотора и бортового оборудования η_p и η_s соответственно; которые не изменяются, так как, несмотря на то, что выбор мотора был ошибочен, иной мотор будет иметь КПД сопоставимый с выбранным, как и все бесколлекторные моторы.

$$E = 3.6 \frac{L}{D} \frac{E_{sb} \eta_p \eta_s}{gV} \frac{m_b}{1.8 + m_b + m_p} \quad (5)$$



Как видно из графика, приведенного выше на рисунке 2, оценочное время автономного полета при новых геометрических характеристиках ЛА составило 13.9 минуты. То есть относительное изменение времени полета в новой конфигурации по сравнению с приведенной в отчете составило:

$$\gamma = \frac{13.9 - 13}{13} \approx 0.07 \quad (6)$$

На основании приведенных выкладок (1) – (6), мы считаем, что ошибка в 7% не является существенной для оценки времени автономного полета и те данные, что приведены в отчете, могут быть использованы для дальнейшей оценки в процессе разработки и являются адекватными. Просим рассмотреть наше несогласие с оценкой, касающейся следующего пункта: «БО: Расчёт электропотребления бортового оборудования и расчёт времени автономного полёта без подзарядки»