

УДК 007.52

РАЗРАБОТКА СВЕРХЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Новожилов А.Е., Кириллов А.Г., Мурычева В.В., Куксевич В.Ф.

Аннотация: В статье рассмотрены вопросы расширения возможностей беспилотной авиации с помощью методик проектирования крыла и шасси сверхлёгкого БПЛА, выбраны аэродинамические параметры, выбрана конструктивно-силовая схема и согласно ней проработана компоновка изделия, подобрано всё внутреннее оборудование, создана 3Д модель и сборочный чертёж.

Ключевые слова: беспилотная авиация, крыло, шасси, аэродинамика, 3Д модель

В настоящее время беспилотная авиация становится всё более востребованной. Она позволяет решать многие задачи, не подвергая риску жизнь и здоровье человека. Зачастую, машина с человеком на борту оказывается экономически менее выгодной, по сравнению с машиной без лётчика. Существует множество разновидностей беспилотных летательных аппаратов, в данной работе рассматриваются малые летательные аппараты самолётного типа.

Крыло – аэродинамическая поверхность, создающая подъёмную силу под действием набегающего потока воздуха. Так основной несущей поверхностью самолёта является именно крыло, соответственно именно от него во многом зависят летательные характеристики машины. Определим основные характеристики самолёта, для которого проектируется крыло:

- масса полезной нагрузки $m_{\text{пл}} = 0,75$ кг;
- эксплуатационная перегрузка $n_{\text{уз}} = +7g$;
- скорость сваливания $V_{\text{св}} = 50$ км/ч;
- крейсерская скорость $V_{\text{кр}} = 80 \dots 100$ км/ч;
- дальность полёта не менее 50 км.

На рисунке 1 представлена конструкция самолета.

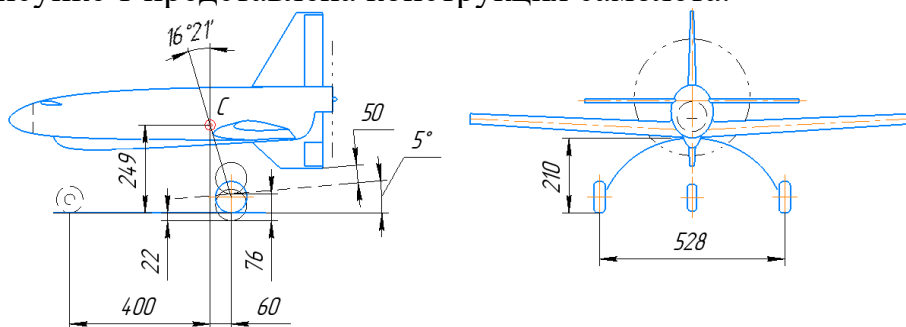


Рисунок 1 – Конструкция самолета

Далее определили взлетную массу в первом приближении, профиль крыла, его удлинение и сужение, параметры элеронов.

В нашем случае элерон имеет большую площадь, т.к. совмещает в себе функции и посадочной механизации (флаперон). Для самолёта подобной аэродинамической схемы применение механизации затруднено, т.к. её использование значительно увеличивает коэффициент момента крыла (на пикирование), а переднее горизонтальное оперение (ПГО) не способно его компенсировать. Так, в нашем случае использование флаперонов не приведёт к уменьшению посадочной скорости, но позволит уменьшить посадочный угол атаки, что позволит уменьшить высоту стоек шасси. К тому же на низких посадочных скоростях эффективности обычных элеронов может оказаться недостаточной.

Дальнейшая оптимизация параметров выполнялась путём большого количества виртуальных опытных продувок модели в программе XFLR5 – менялся профиль и геометрия крыла, размер и угол отклонения флаперонов, в небольших пределах изменялось расчётное положение центра тяжести.

Итоговые аэродинамические характеристики и параметры крыла отображены на рисунках 2 и 3.

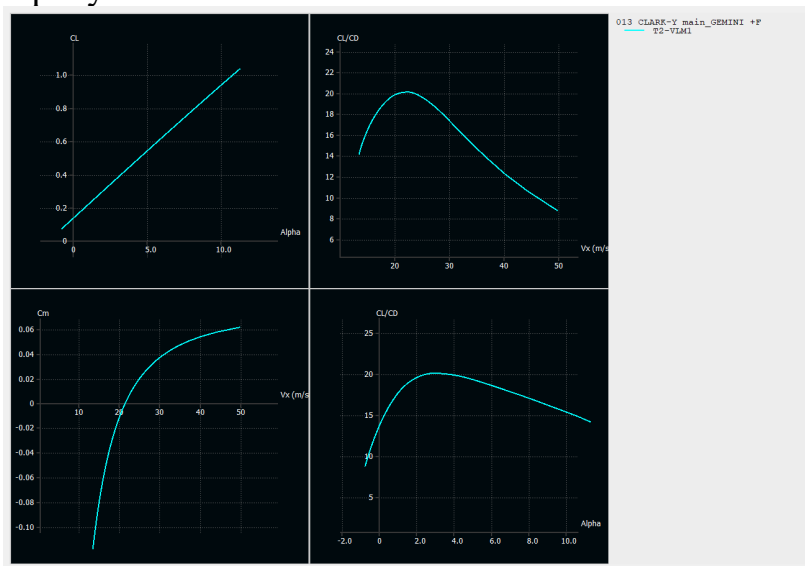


Рисунок 2 – Аэродинамические параметры тандема ПГО-Крыло

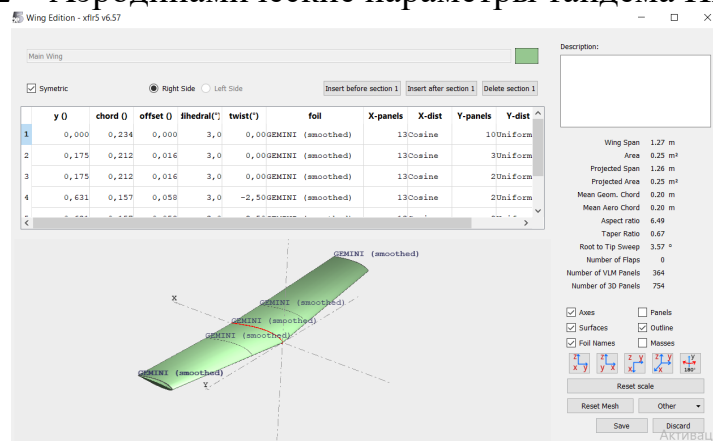


Рисунок 3 – Вид окна создания модели крыла в XFLR5

Далее осуществлен выбор сервопривода: KST X12-708. Несмотря на довольно большой пиковый момент, реальный продолжительный момент такого привода соответствует поставленным задачам. К преимуществам этого изделия следует отнести весьма скромные габариты и вес, бесщеточный мотор (BLDC), цифровой метод обработки управляющего широтно-импульсного модулятора сигнала.

При моделировании крыла применили смесь моноблочной и лонжеронной схем. Основой и формозадающим элементом является пенопласт, который усилен нервюрами из фанеры, деревянными и углепластиковыми стенками, снаружи находится лёгкая и прочная жёсткая углепластиковая обшивка толщиной 0,3 мм, воспринимающая поперечную силу, изгибающий и крутящий моменты. В случае необходимости пространство между первой и второй стенками преобразуется в коробчатый лонжерон.

Масса спроектированного изделия вместе со всем оборудованием 642 грамма, с учётом того, что в неё включена масса сервоприводов, она несущественно превышает запланированную. В дальнейшем планируется выполнение топологической оптимизации и ряда проверочных прочностных расчётов.

При моделировании шасси принимаются во внимания следующие условия:

- шасси должно представлять собой отдельный модуль, который может быть установлен или снят в короткие сроки без использования специализированного инструмента;
- устройство должно обеспечивать безопасную посадку самолёта на асфальт или иную относительно ровную поверхность;
- необходимо также обеспечить возможность руления на земле;
- конструкция должна при заданной прочности иметь небольшой вес.

Ввиду малой скорости полёта целесообразно использовать не убираемые шасси. Учитывая компоновку самолёта, принимаем шасси трёхопорной схемы с передней опорой. Применение шасси такого типа дает определённые преимущества. А именно: хорошую курсовую устойчивость при движении по земле, возможность совершения посадки на повышенной скорости, отсутствие склонности к козлению ввиду расположения центра масс перед основными опорами, чрезвычайно малую вероятность капотирования.

Проведя соответствующие расчёты и выполнив проверку на опрокидывание назад при стоянке, принимаем следующие параметры шасси:

- вынос переднего колеса $a = 400$ мм;
- вынос колёс основных опор $y = 60$ мм;
- база шасси $b = 460$ мм;
- величина максимального обжатия стойки $f = 76$ мм;
- ширина колеи шасси $B = 528$ мм;
- стояночный угол $\psi = 0^\circ$

Основные геометрические параметры шасси представлены на рисунке 4.

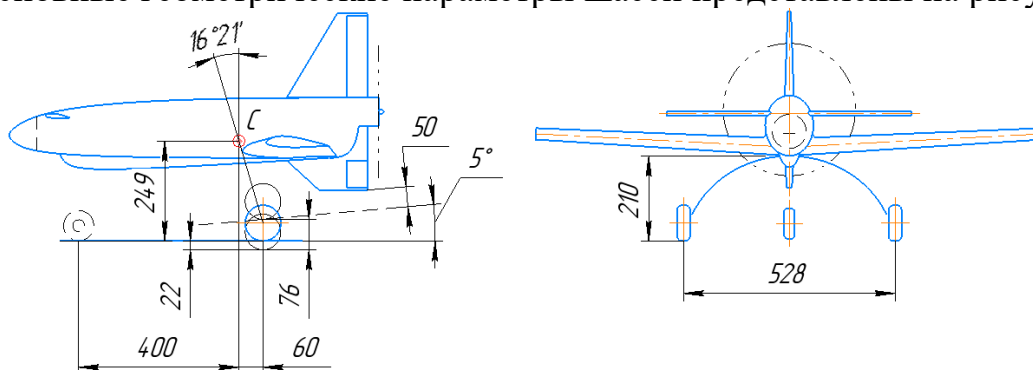


Рисунок 4 – Основные геометрические параметры шасси

Корпус представляет собой пластиковую (ПВХ) деталь - вкладыш. Она клеивается в обтекатель клеем БФ-2. В корпусе размещён механизм привода. Предусмотрены рёбра жёсткости. Расположена одна из двух точек крепления шасси к самолёту (точки крепления выбраны так, чтобы они были максимально близко к силовым шпангоутам фюзеляжа). Вторая точка крепления находится под крылом. Крепление будет осуществляться двумя винтами М6 с цилиндрической головкой. Т.к. при стыковке детали плотно прилегают друг к другу и имеют фасонные поверхности, винты должны работать исключительно на разрыв.

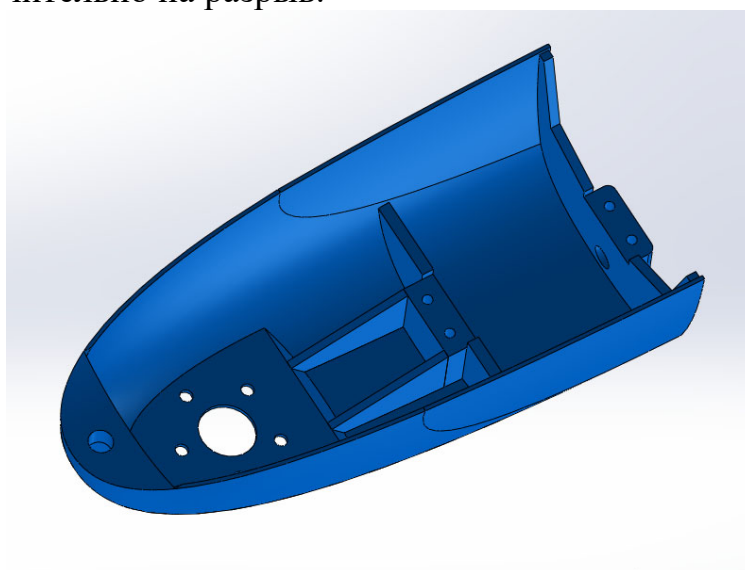


Рисунок 5 – Корпус

Таким образом, установлено, что конструкция обладает излишним запасом прочности, однако это присуще многим миниатюрным изделиям, когда их размеры выбираются из конструктивных соображений. Плюсом является высокая жесткость всей конструкции. Вес конструкции 470 г.

Новожилов Александр Евгеньевич, студент специальности «Компьютерная мехатроника», Км-4, 4 курс, Республика Беларусь, Витебск, УО «Витебский государственный технологический университет»,

Кириллов Алексей Геннадьевич, к.т.н., доцент, Республика Беларусь, Витебск, УО «Витебский государственный технологический университет»,

Мурычева Виктория Владимировна, к.т.н., доцент, murychevavv@yandex.ru, Республика Беларусь, Витебск, УО «Витебский государственный технологический университет».

Куксевич Виталий Фёдорович, старший преподаватель, pallmall5@bk.ru, Республика Беларусь, Витебск, УО «Витебский государственный технологический университет»,

DEVELOPMENT OF AN ULTRALIGHT UNMANNED AERIAL VEHICLE

Borisov A.A., Kirillov A.G., Murycheva V.V., Kuksevich V.F.

Annotation: In the article the questions of expansion of possibilities of unmanned aviation by means of methods of designing of wing and landing gear of ultra-light UAV are considered, aerodynamic parameters are chosen, the structural and power scheme is chosen and according to it the layout of the product is worked out, all internal equipment is picked up, 3D model and assembly drawing are created.

Key words: unmanned aviation, wing, landing gear; aerodynamics, 3D model.