электронный журнал
МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК
Издатель Общероссийская общественная организация "Академия инженерных наук им. А.М. Прохорова"
ISSN 2307-0609

02, апрель 2018

УДК 620.193

Разработка конструкции элемента крыла высотного беспилотного летательного аппарата из композиционных материалов

Долгих Д.И., *студент*
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Ракетно-космические композитные конструкции»
dmitry201094@mail.ru

Научный руководитель: Михайловский К.В., к.т.н, доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Ракетно-космические композитные конструкции»
kosmiv@yandex.ru

Аннотация: В статье рассмотрена разработка конструктивно-силовой схемы и несущего крыла из полимерных композиционных материалов беспилотного летательного аппарата с длительным сроком непрерывного полета на основе параметрического моделирования. разработка конструктивно-силовой схемы и несущего крыла из полимерных композиционных материалов беспилотного летательного аппарата с длительным сроком непрерывного полета на основе параметрического моделирования.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (air drone), несущее крыло (lift airfoil), численное моделирование (numerical modelling), полимерные композиционные материалы (polymeric composite material).

Введение

В современных условиях возникает потребность в беспилотных летательных аппаратах (БПЛА), способных к длительному нахождению в воздухе, и предназначенных для выполнения различных функций, таких как: исследование процессов в атмосфере; ретрансляция сигнала для систем связи; воздушная фотосъемка.

В последние десятилетия за рубежом проводятся активные исследования и разработки в области создания БПЛА, предназначенных для длительных беспосадочных полетов на больших высотах с электрическими двигателями, работающими от солнечных батарей. Они могут использоваться в военных целях, а также для мониторинга окружающей среды, контроля воздушного пространства.

* * *

Отличительная особенность такого класса БПЛА – большие размеры поверхности крыла (сотни м^2), высокая массовая эффективность конструкции за счет применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) и новых конструктивно-компоновочных решений, солнечные батареи с повышенной энергоэффективностью и экономичные и высоконадежные электродвигатели.

Так БПЛА Zephyr HA-LE UAV (High-Altitude Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicle) компании Qineti Q побил сразу три мировых рекорда, что было подтверждено федерацией Asronautique Internationale. БПЛА Zephyr стал рекордсменом по высоте, дальности автономного полета среди аппаратов его класса, и, так же установил абсолютный рекорд продолжительности полета, составивший 14 суток и 21 минуту.

Еще один представитель аппаратов, использующих солнечную энергию – швейцарский БПЛА «Solar Impulse», созданный одноименной компанией. Этот аппарат имеет схему обычного четырёхмоторного высокоплана с крестообразным оперением. БПЛА «Solar Impulse» изготовлен из ПКМ. Его масса 1600 кг при размахе крыла 63,40 м (площадь 200 м^2) и длине 21,85 м. Нагрузка на крыло составляет 8 кг/м^2. Двигатели имеют мощность по 7,35 кВт (примерно 10 л.с.) и обеспечивают скорость полета до 70 км/ч.

Панели солнечных батарей состоят из 11628 отдельных элементов с КПД преобразования солнечной энергии в электрическую 22,5%. Интересной особенностью проекта можно считать установку части солнечных батарей на нижней поверхности крыла. В июле 2010 года «Solar Impulse» выполнил полет продолжительностью 26 часов, что является рекордом для БПЛА на солнечной энергии.

Одним из самых известных БПЛА является NASA Helios. Данный проект разработала компания Aero Vironment, Inc. в рамках программы Environmental Research Aircraft and Sensor Technology (ERAST) под эгидой NASA в 1999 году. А уже 13 августа 2001 года, Helios HP01, дистанционно пилотируемый Грегом Кендаллом, достиг высоты 29 524 метров и пробыл на такой высоте более 40 минут. Это является действующим на текущий момент мировым рекордом высоты устойчивого горизонтального полёта для крылатых летательных аппаратов без реактивных двигателей.

NASA Helios был изготовлен на базе предыдущей конструкции — NASA Centurion, путем добавления шестой 12-метровой секции крыла и пятой стойки шасси. Он стал четвёртым прототипом в серии самолётов — демонстраторов технологий, выполненных по схеме летающего крыла. Увеличение крыла по сравнению с предшественниками позволяло разместить солнечные батареи большей площади, и, тем самым, обеспечить достаточную мощность для планируемых экспериментальных полётов. Большая часть конструкции самолета была изготовлена из углепластика и органопластика, пенопласта. Геометрические параметры крыла аппарат унаследовал от своего предшественника. Хорда крыла – 2,4 м, толщина профиля составляла 290 мм (относительная толщина – 12 %) и была неизменной по всей его длине. Задняя кромка крыла имела небольшой изгиб профиля вверх, что

обеспечивало улучшение его несущей способности при малых скоростях. Основу конструкции крыла составлял трубчатый лонжерон, выполненный из углеродного волокна, дополнительно усиленный в верхней и нижней части сечения волокнами Nomex и кевлара, для компенсации вертикальных изгибающих усилий, возникающих на крыле во время полета. Нервюры также изготавливались из углепластика, передняя кромка крыла содержала пенопластовый заполнитель. В качестве обшивки использовалась прозрачная пластиковая пленка.

Размах крыльев прототипа – около 75 метров, превышал аналогичные характеристики крупнейших серийных самолетов, строившихся в США – военно-транспортного C-5 (67,88 м) и гражданского Boeing-747 (от 59,6 до 68,5 м у различных модификаций). Площадь крыла составила 183,6 м², что обеспечило при взлетной массе 726 кг нагрузку 3,95 кг/м². Крыло собиралось из шести 12-метровых секций, в месте соединения которых к нему подвешивались гондолы – обтекатели шасси. Концевые секции крыла были отклонены от горизонтали на 10° вверх, для придания самолету большей поперечной устойчивости.

В движение аппарат приводился 14 (в конфигурации HP01) электродвигателями, мощностью по 1,5 кВт каждый. Питание электродвигателей осуществлялось от аккумуляторов – во время взлета, а также в течение всего полета в период первоначальных испытаний. Панели солнечных батарей производства компании Sun Power были установлены на верхней плоскости крыла в начале 2000 года, и, обеспечивали двигатели аппарата энергией во время полетов при его дальнейшей эксплуатации. В конфигурации HP03 силовая установка дополнительно оснащалась специально модифицированными коммерческими водород-воздушными топливными элементами для обеспечения питания в ночное время.

26 июня 2003 года, в ходе испытательного полёта, проводившегося в целях проверки систем дистанционного управления для намеченных на следующий месяц испытаний на максимальную длительность нахождения в воздухе, прототип NASA Helios (рис. 1) разрушился и упал в Тихий океан примерно в 16 км к западу от Гавайского острова Каури.

Рис. 1. ЛА NASA «Helios»

Исходя из проведенного анализа литературных источников и предположительной максимальной скорости полета в 50 м/с в качестве объекта исследования и разработки в настоящей работе был выбран дозвуковой несимметричный профиль «ЦАГИ 6-12%», который при минимальной толщине и минимальных углах атаки позволяет получить максимальные значения коэффициента подъемной силы (рис. 2) [1]. Данные для построения профиля крыла приведены в таблице 1.

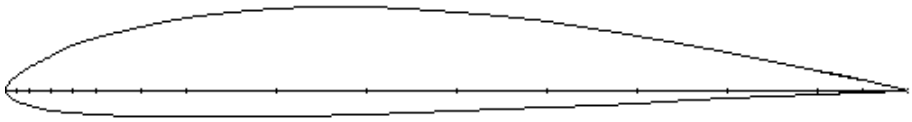

Рис. 2. Общий вид профиля ЦАГИ-6-12%

Таблица 1

Данные для построения профиля крыла

Геометрические характеристики			Аэродинамические характеристики			
X	Yв	Yн	α°	C_y	C_x	C_m
0	0	0	-4	-0,096	0,0136	0,044
0,0125	0,0170	-0,0124	-2	0,036	0,0120	0,078
0,025	0,0254	-0,0163	0	0,170	0,0136	0,110
0,05	0,0389	-0,0211	2	0,304	0,0176	0,144
0,075	0,0491	-0,0240	4	0,442	0,0244	0,176
0,1	0,0576	-0,0260	6	0,576	0,0336	0,210
0,15	0,0700	-0,0283	8	0,704	0,0460	0,242
0,2	0,0802	-0,0288	10	0,828	0,0610	0,270
0,3	0,0908	-0,0282	12	0,942	0,0780	0,296
0,4	0,0918	-0,0262	14	1,068	0,0988	0,322
0,5	0,0867	-0,0224	16	1,168	0,1230	0,340
0,6	0,0754	-0,0175	18	1,190	0,1540	0,342
0,7	0,0597	-0,0132	20	1,168	0,2030	0,364
0,8	0,0420	-0,0084				
0,9	0,0218	-0,0037				
0,95	0,0111	-0,0014				
1	0	0				

Исходные данные для проектирования включают массу ЛА, скорость и высоту полета, коэффициенты аэродинамического сопротивления и подъемной силы, соответствующие выбранному профилю крыла (таблица 2).

Таблица 2

Исходные данные для проектирования

Параметр	Крейсерский режим	Взлетный режим
Скорость, м/с	48	14
Высота, м	20000	0
Коэффициент C_x	0,02	0,02
Коэффициент C_y	1,5	1,5

Площадь крыла, необходимая для обеспечения подъемной силы, определяется по формуле:

$$S = \frac{2g \cdot M}{C_y \rho \upsilon^2},$$

где g– ускорение свободного падения, м/с^2; M – масса аппарата, кг; C_y – коэффициент подъемной силы (принят равным 1,5); ρ – плотность атмосферы (принята равной 0,025), кг/м^3; υ – скорость аппарата (принята равной 50), м/с.

Далее вычислялись сила сопротивления воздуха и необходимая мощность двигателей:

$$T = C_D \frac{\rho}{2} S \cdot \upsilon^2$$

$$P_l = T \cdot \upsilon.$$

На следующем этапе производился выбор конструктивной схемы крыла – прямое или изогнутое крыло. Была выбрана изогнутая схема крыла, которая при одинаковой длине будет иметь большую площадь, а соответственно и большую подъемную силу. Секции крыла целесообразно отклонить от горизонтали на 10° вверх, для придания БПЛА большей поперечной устойчивости.

На следующем этапе вычислялась мощность, необходимая для поддержания самолета в воздухе, и обеспечения электрической энергией всех систем ЛА:

$$P_e = \frac{1}{\eta_{ctrl} \cdot \eta_{mot} \cdot \eta_{grb} \cdot \eta_{plr}} P_l + \frac{1}{\eta_{bec}} (P_{av} + P_{pld}),$$

где η_{ctrl} – КПД контроллера электроники (принят равным 0,95); η_{mot} – КПД двигателей (принят равным 0,85); η_{grb} – КПД коробки передач/редуктора (принят равным 0,97); η_{plr} –

КПД пропеллера (принят равным 0,85); η_{bec} – КПД понижающего преобразователя (принят равным 0,65); P_{av} – мощность системы автопилотирования (принята равной 1500), Вт; P_{pld} – мощность для системы полезной нагрузки (принята равной 500), Вт.

Затем производился расчет площади солнечных батарей для обеспечения ЛА необходимым количеством энергии, суммарная площадь солнечных батарей при этом должна быть меньше общей площади крыла:

$$A_{sc} = \frac{\pi}{2 \cdot \eta_{sc} \cdot \eta_{cbr} \cdot \eta_{mppt} \cdot I_{\max} \cdot \eta_{wthr}} (1 + \frac{T_{night}}{T_{day}} \cdot \frac{1}{\eta_{chrg} \cdot \eta_{dchrg}}) \cdot P_e,$$

где η_{sc} – КПД солнечных батарей (принят равным 0,169); η_{cbr} – коэффициент, учитывающий изогнутость солнечных батарей (принят равным 0,9); η_{mppt} – КПД контроллера зарядки батарей (принят равным 0,97); η_{wthr} – фактор освещенности кромки (принят равным 0,7); η_{chrg} – КПД заряда (принят равным 0,95); η_{dchrg} – КПД разряда (принят равным 0,95); $I_{\max}$ – максимальная интенсивность солнечного излучения (принята равной 950), Вт/м2; T_{night} – время ночного полета (принято равным 7), ч; T_{day} – время дневного полета (принято равным 17), ч.

Если площадь крыла получается меньше требуемой площади солнечных батарей, то проводится коррекция принятых проектных решений.

Масса солнечных батарей определялась как:

$$m_{sc} = A_{sc}(k_{sc} + k_{enc}),$$

где k_{sc} – погонная масса солнечных батарей (принята равной 0,32), кг/м^2; k_{enc} – погонная масса дополнительного оборудования для установки солнечных батарей (принята равной 0,26), кг/м^2.

Далее рассчитывается масса контроллера управления мощностью солнечных батарей:

$$m_{mppt} = k_{mppt} \cdot I_{\max} \cdot \eta_{sc} \cdot \eta_{mppt} \cdot \eta_{cbr} \cdot A_{sc},$$

где k_{mppt} – удельная масса контроллера управления мощностью солнечных батарей (принята равной 0,00042), кг/м^2.

Масса аккумуляторных батарей определяется из соотношения:

$$m_{bat} = \frac{T_{night}}{\eta_{dchrg} \cdot k_{bat}} P_e,$$

где k_{bat} – энергетическая плотность литий-ионных аккумуляторных батарей (принята равной 2500), Дж/кг.

Исходя из полученных масс для агрегатов, приборов и конструкций, находится масса полезной нагрузки [2]:

$$M_{pld} = M - M_{af} - m_{sc} - m_{mppt} - m_{bat}$$

Результаты расчетов обобщены в таблице 3.

Таблица 3

Результаты проектного расчета

Параметр	Крейсерский режим
Масса аппарата, кг	3830
Площадь крыла, м^2	687
Мощность двигателя, кВт (л.с)	15 (20,4)
Площадь солнечных батарей, м^2	670
Масса солнечных батарей, кг	455
Масса аккумуляторов, кг	100

Наибольшие нагрузки будут действовать на крыло на этапе взлета БПЛА, то все дальнейшие расчеты будут происходить при высоте 0 м. Основные нагрузки, действующие на крыло: аэродинамические нагрузки; сила тяжести двигателей.

1) Аэродинамические нагрузки на крыло определяются формулой:

$$p_i = \bar{p}_i * q_\infty + p_\infty,$$

где p_∞ – атмосферное давление, Па; $\bar{p}_i$ -коэффициент давления в некоторой точке профиля; p_i – давление в некоторой точке профиля, Па; q_∞ – скоростной напор, Н/м^2.

Скоростной напор выражается формулой:

$$q_\infty = \frac{\rho_\infty * V^2_\infty}{2},$$

где ρ_∞ – плотность воздуха, кг/м^3; V_∞ – скорость аппарата, м/с.

Далее для определения нагрузок профиль крыла верхняя и нижняя кромки были разбиты на 12 участков, каждому из которых соответствует свой коэффициент давления. Расчетные значения нагрузок приведены в таблице 4, а схема нагружения на рисунке 3.

Таблица 4

Расчетные значения нагрузок для приложения к профилю крыла

Координаты точек в % от длины	Числовые значения, мм	Давление на высоте 0 м для верх. поверхности, Па	Давление на высоте 0 м для нижней поверхности, Па
0,025	60	91605	90226
0,5	120	91544	90531
0,075	180	91314	90385
0,1	240	90900,8	90277
0,2	480	90621,6	90046
0,3	720	90451,9	89906
0,4	960	90325	89894
0,5	1200	92004	89906
0,6	1440	90094	89906
0,7	1680	90021,4	89913
0,8	1920	89936	89913
0,95	2280	89918	90021

2) Для обеспечения необходимой тяги при разгоне и наборе высоты, решено использовать 14 двигателей BLDC фирмы Golden Motor [3] мощностью 10 кВт и массой 17 кг.

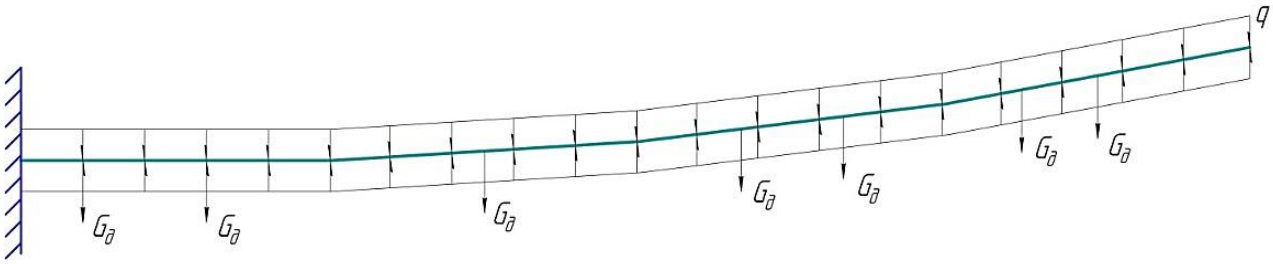

Рис. 3. Нагрузки, действующие на консоль крыла

Далее для выбора рациональной конструктивно-компоновочной схемы рассматриваются различные варианты. В качестве опорного варианта была предложена компоновка крыла без лонжеронов с использованием 34 нервюр. Толщина обшивок 10 мм. Геометрическая модель и отдельные результаты расчета приведены на рис. 4 – 6 и обобщены в таблице 5.

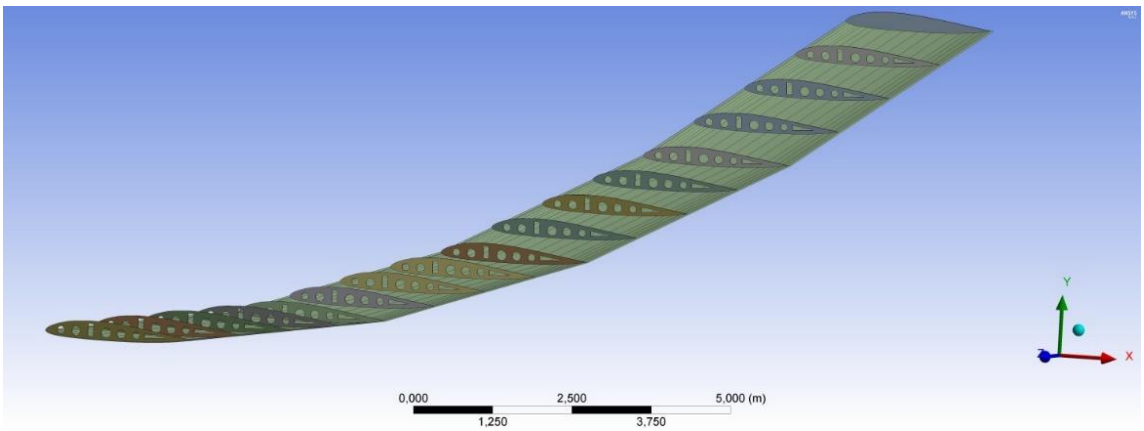

Рис. 4. Внутренняя компоновка крыла

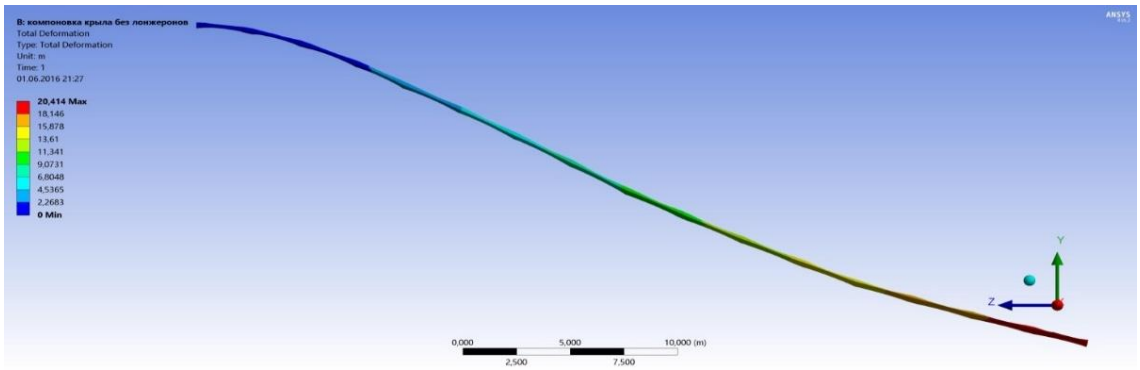

Рис. 5. Максимальные перемещения крыла, м

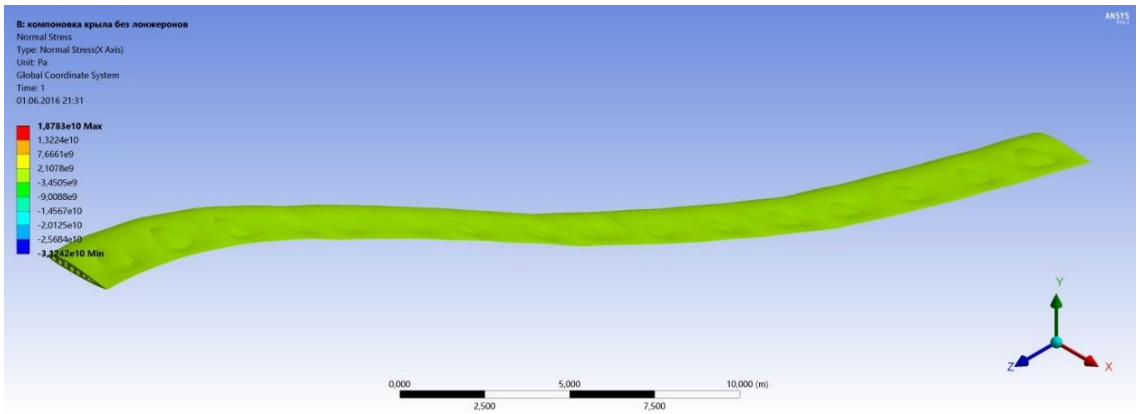

Рис. 6. Нормальные напряжения в конструкции крыла по оси X, Па

Таблица 5

Результаты расчета деформаций и напряжений в конструкции крыла

Ось	Максимальное растягивающее напряжение, МПа	Максимальное сжимающее напряжение, МПа	Максимальная деформация, м	Коэффициент запаса при сжатии	Коэффициент запаса при растяжении
X	18783	31242	20,4	0,164	0,06
Y	10531	31630		0,18	0,063
Z	56078	57237		0,03	0,034

После проведения расчетов было установлено, что данная компоновка крыла не удовлетворяет прочностным свойствам выбранного углепластика в качестве исходного материала [4]. Для второго варианта компоновки крыла было предложено использовать 34 нервюры, с увеличенной толщиной до 50 мм, и 2 лонжеронами диаметром 120 мм. Толщина обшивок составляет 5 мм. Масса крыла при данной компоновки составляет 3765 кг. Геометрическая модель и отдельные результаты расчета приведены на рис. 7 – 9 и обобщены в таблице 6.

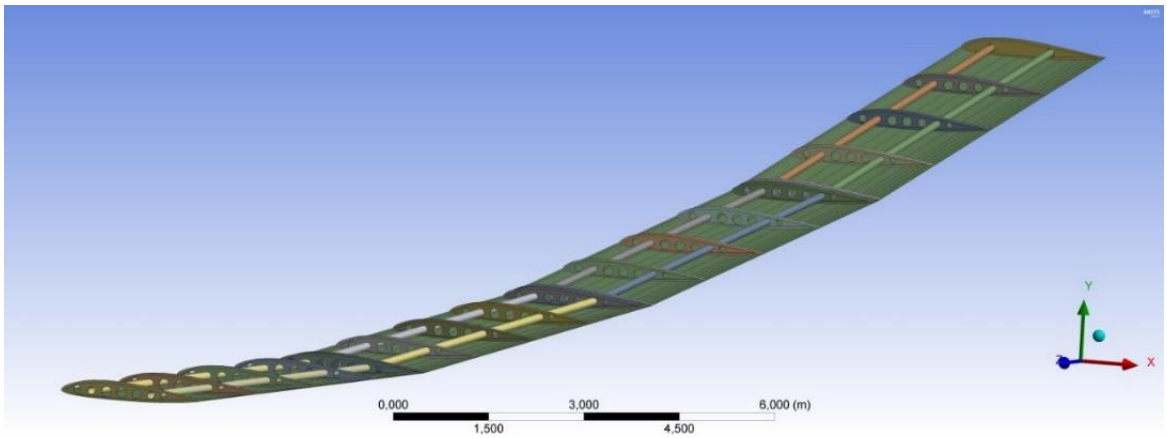

Рис. 7. Внутренняя компоновка крыла

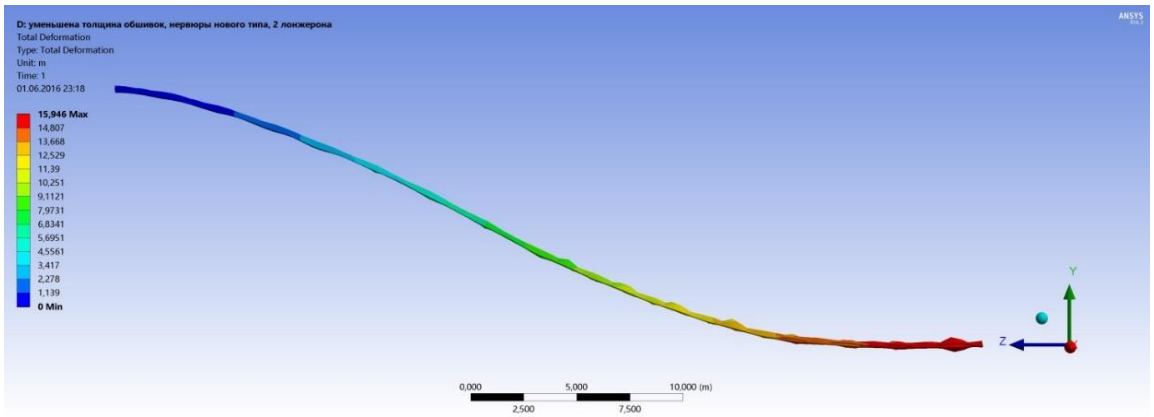

Рис. 8. Максимальные перемещения крыла, м

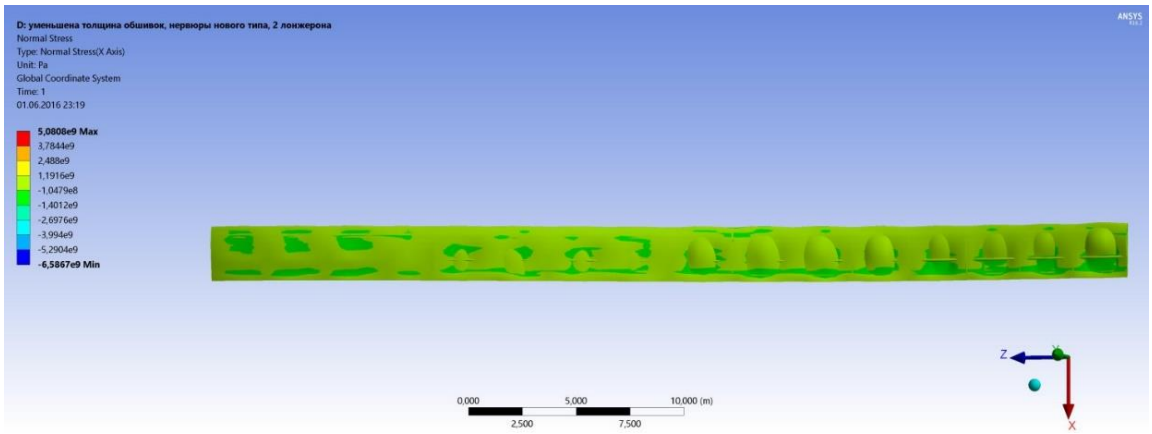

Рис. 9. Нормальные напряжения в конструкции крыла по оси X, Па

Таблица 6

Результаты расчета деформаций и напряжений в конструкции крыла

Ось	Максимальное растягивающее напряжение, МПа	Максимальное сжимающее напряжение, МПа	Максимальная деформация, м	Коэффициент запаса при растяжении	Коэффициент запаса при сжатии
X	5088	6586	15,94	0,39	0,3
Y	21176	22052		0,09	0,09
Z	25592	7329		0,07	0,27

Из данных таблицы 6 видно, что выбранный материал не выдерживает нагрузки, действующие на консоль крыла БПЛА. В следующей компоновки крыла была выбрана конструкция крыла с применением 68 нервюр толщиной 120 мм и поперечными ребрами жесткости. В конструкции используется 5 лонжеронов диаметром 120 мм и 100 мм с поперечными и продольными ребрами жесткости. Толщина обшивок составляет 2,5 мм. Масса крыла при данной компоновки составляет 3891 кг. Геометрическая модель и отдельные результаты расчета приведены на рис. 10 – 12 и обобщены в таблице 7.

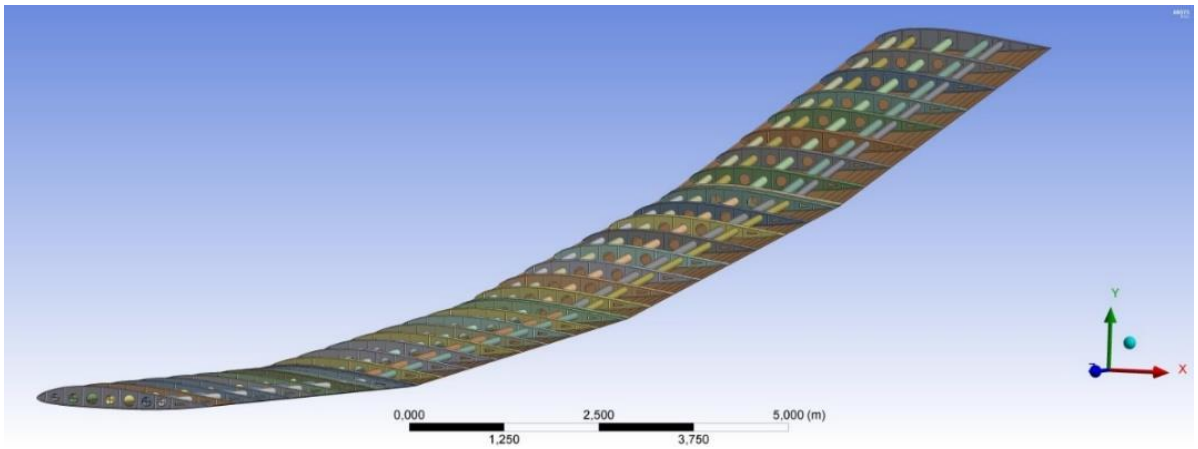

Рис. 10. Внутренняя компоновка крыла

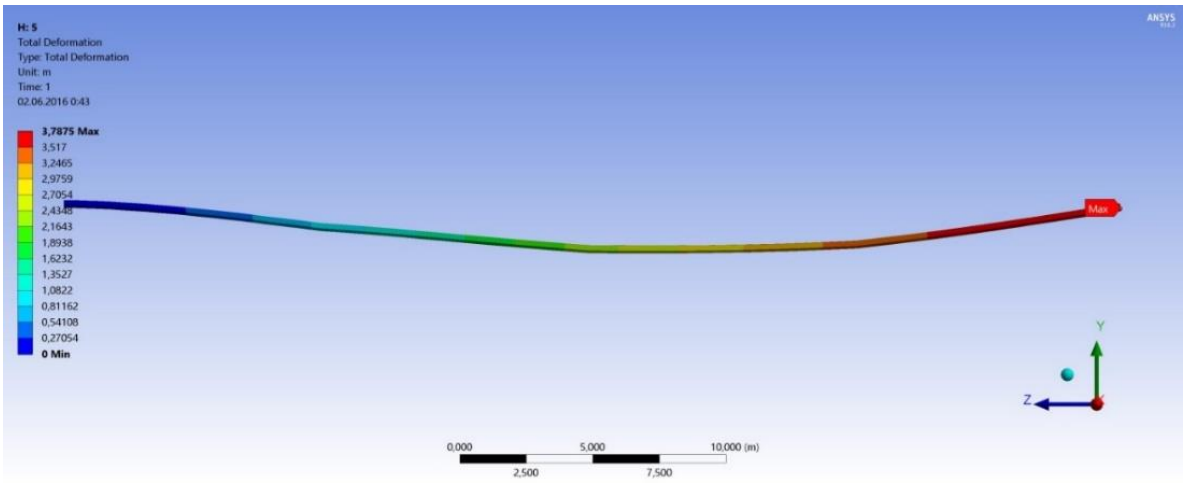

Рис.11. Максимальные перемещения крыла, м

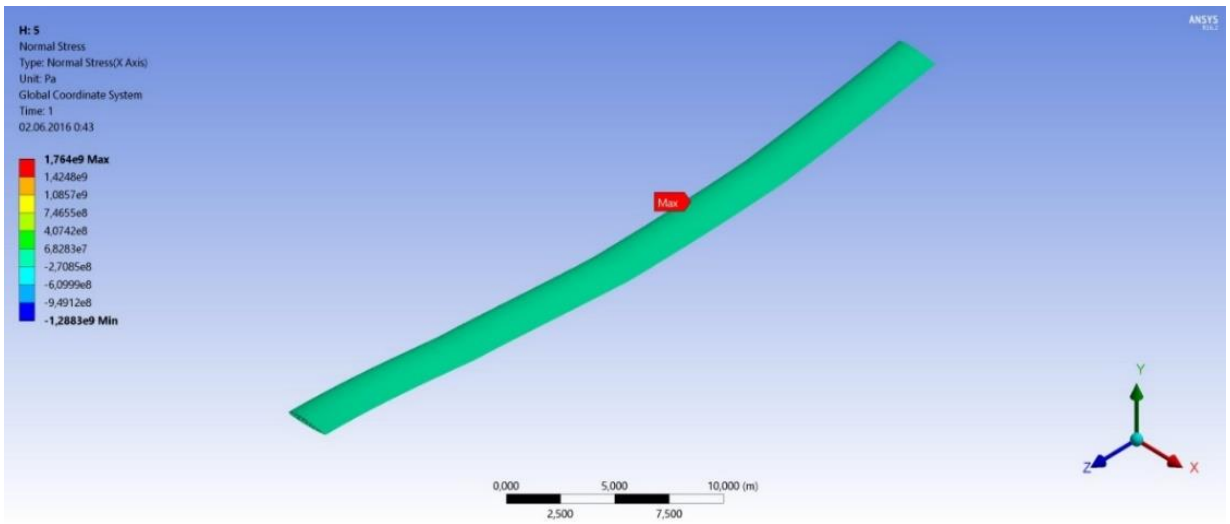

Рис.12. Нормальные напряжения в конструкции крыла по оси X, Па

Таблица 7

Результаты расчета деформаций и напряжений в конструкции крыла

Ось	Максимальное растягивающее напряжение, МПа	Максимальное сжимающее напряжение, МПа	Максимальная деформация, м	Коэффициент запаса при растяжении	Коэффициент запаса при сжатии
X	1764	1288	3,87	1,13	1,5
Y	2283	2146		1,0	1,07
Z	2143	1963		1,07	1,17

По данным из таблицы 7 можно сделать вывод, что данная компоновочная схема крыла соответствует прочностным характеристикам выбранного углепластика.

Заключение

Проведен сравнительный анализ конструктивно-компоновочных решений БПЛА с солнечной энергетической установкой и высотой полета до 20000 м и осуществлен выбор рационального компоновочного решения на основе параметрического моделирования для достижения массовой эффективности.

Список литературы

[1]. Noth A. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight: A dissertation submitted to TH Zurich for the degree of Doctor of Technical Sciences. Zurich, 2008. 170 p.

[2]. Аэродинамика: учеб. пособие / под ред. В.Т Калугина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.

[3]. Бесщёточный электродвигатель BLDC-108, 1500 Вт. Режим доступа: http://goldenmotor.ru/bldc-motors/bldc-108-1500w / (дата обращения: 05.05.2018).

[4]. Бруяка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. пособ. Часть 1. – Самара: Самар. Гос. Техн. Ун-т, 2010. 271 с.