

УДК 629.735

В. В. ГАВРИЛКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КОНСТРУИРОВАНИЕ СВЕРХЛЕГКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ НОВЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Рассмотрены вопросы конструирования сверхлегких беспилотных летательных аппаратов на примере авиамоделей с применением композиционных материалов на основе сверхтонких углеродных тканей. Предложены рациональные конструктивно технологические решения основных агрегатов авиамоделей, таких как крыло, фюзеляж и оперение. Приведен алгоритм проекторочного расчета крыла авиамодели. Представлен численный пример проектирования крыла радиоуправляемого планера. На основании полученных результатов подтверждена эффективность применения сверхтонких углеродных тканей в конструкции сверхлегких беспилотных летательных аппаратов.

Ключевые слова: *сверхлегкий беспилотный летательный аппарат, авиамодель, радиоуправляемый планер, композиционный материал, крыло, оперение, фюзеляж.*

Введение

В настоящее время применение беспилотных летательных аппаратов позволяет решать задачи контроля, охраны, отработки новых конструктивных решений и проведения активного досуга.

Использование композиционных материалов (КМ), имеющих уникальные характеристики по сравнению с традиционными материалами, позволяет получать сверхлегкие беспилотные летательные аппараты (СБЛА) с высокими аэродинамическими характеристиками при минимальной массе и коэффициенте полезной нагрузки, равному единице и больше.

Отсутствие методик проектирования, конструктивно-технологических решений и технологии изготовления из КМ беспилотных летательных аппаратов сдерживает их массовое использование. При этом не вызывает никакого сомнения эффективность использования таких аппаратов как для охраны труднодоступных объектов, разведывательной функции, а также и просто при участии в соревнованиях для летающих объектов, где они могут показать хорошие аэродинамические характеристики и высокую управляемость. Решения комплексной задачи создания сверхлегких беспилотных летательных аппаратов могут быть также реализованы в современном массовом производстве, обеспечивающем потребности рыночной экономики и приносящем экономический эффект.

Учитывая вышесказанное, разработка новых подходов при конструировании и производстве сверхлегких беспилотных летательных аппаратов с улучшенными аэродинамическими характеристика-

ми для массового производства является актуальной научно-технической задачей.

1. Особенности конструирования сверхлегких беспилотных летательных аппаратов на примере авиамоделей

Авиамодель – это СБЛА с двигателем или без него, не способный поднять человека, который используется для спортивных соревнований или развлечения, при этом может в некоторых случаях использоваться как беспилотный летательный аппарат для коммерческих, научно-исследовательских или военных целей.

Все летающие модели делятся на 4 класса: свободнолетающие (те, что во время полета не связаны ни с участником соревнований, ни с его помощником), кордовые (летающие по кругу и управляющиеся авиамоделистами при помощи специальных тяг - корд), радиоуправляемые и модели-копии (представляют собой точные копии самолетов, выполненные в определенном масштабе).

Наиболее технически сложными являются радиоуправляемые модели, конструкция которых практически аналогична конструкции пилотируемых летательных аппаратов (ЛА). Радиоуправляемые модели имеют, как правило, стандартный набор управляющих поверхностей, отклонение которых осуществляется по радиокмандам, передаваемым пилотом, находящимся на земле.

Несмотря на то, что для авиамоделей не предъявляется таких строгих требований к летной годности, как к пилотируемым ЛА, тем не менее, достижение высоких спортивных результатов невозмож-

но без удачного сочетания аэродинамических, прочностных, жесткостных и весовых характеристик авиамоделей, поэтому проектирование и изготовление авиамоделей, нацеленной на высокие спортивные результаты, является достаточно сложным и наукоемким процессом.

Как и для всех классов ЛА тактико-технические характеристики авиамоделей во многом зависят от их массовых характеристик, следовательно, при разработке конструкции ЛА данного класса ориентированных на достижение высоких спортивных результатов, необходимо уделить особое внимание снижению их массы при обеспечении необходимой прочности и жесткости.

При разработке конструкции авиамоделей также необходимо учитывать особенности их применения такие как:

- большие инерционные нагрузки, возникающие при старте и жесткой посадке, что требует применение конструктивно-технологических решений, обеспечивающих равномерное распределение и демпфирование эксплуатационных нагрузок;

- возможность столкновения с препятствиями, требующая повышение живучести ЛА;

- необходимость размещения радиоэлектронной аппаратуры, требующая применение радиопрозрачных материалов в конструкции фюзеляжа;

- возможность удобной транспортировки ЛА, требующая применение конструктивно-технологических решений обеспечивающих быструю сборку и разборку конструкции в полевых условиях.

Главной особенностью сверхлегких БЛА является достаточно малая воздушная нагрузка на несущие поверхности, что определяет некоторые особенности конструкции их основных агрегатов.

Известно, что для СБЛА часто является целесообразным применение несущей обшивки. Толщина обшивки таких ЛА, рассчитанная по условиям прочности может составлять десятые, и даже сотые доли миллиметра, в то же время для удовлетворения условиям устойчивости, жесткости, живучести и технологичности приходится значительно утолщать обшивку, что приводит к существенному увеличению массы конструкции.

В связи с этим, для сверхлегких БЛА и в частности для авиамоделей, традиционной стала конструктивно силовая схема, включающая силовой каркас, воспринимающий все виды нагрузок, действующих на ЛА и несущей обшивки, воспринимающей и распределяющей по элементам силового каркаса воздушную нагрузку [1 – 3]. Так, например, в конструкции крыла применяются лонжероны с замкнутым контуром, работающие на кручение и часто расположенные нервюры, на которые натягивается полотняная обшивка.

При всех достоинствах описанного подхода к разработке КСС авиамоделей, ему присущи некоторые существенные недостатки, а именно:

- каркасные конструкции включают в себя достаточно большое количество деталей, что значительно затрудняет процесс их изготовления;

- при такой КСС трудно обеспечить высокое качество аэродинамических поверхностей.

Все сказанное выше делает актуальным поиск новых конструктивно-технологических решений основных агрегатов сверхлегких летательных аппаратов, основанных на использовании новых материалов и технологий.

Если до 80-х г.г. основным конструкционным материалом для авиамоделей являлась древесина и ее производные [4 – 7], то в настоящее время все больше предпочтение отдается полимерным композитам, открывающим новые перспективы развития авиамоделей.

Значительных успехов в области снижения массы сверхлегких летательных аппаратов можно достичь с применением сверхтонких углеродных тканей SpreadTowCarbon с поверхностной плотностью до 38-40 г/м² и толщиной до 0,02 мм, являющихся фирменной разработкой фирмы Vladimir's Models. Применение SpreadTowCarbon в сочетании с легкими наполнителями из бальзы или пенопласта открывает широкие перспективы получения сверхлегких конструкций, обладающих необходимой прочностью и жесткостью.

Кроме этого применение композитов позволяет значительно снизить количество деталей в конструкции ЛА за счет применения интегральных и полунтегральных конструкций их агрегатов, что также позволяет обеспечивать высокую геометрическую точность их поверхностей.

Таким образом, в силу указанных особенностей создания и эксплуатации авиамоделей предлагается новый подход к проектированию и конструированию СБЛА основанный на использовании сверхтонких углеродных тканей SpreadTowCarbon и предложены рациональные конструктивно-технологические решения (КТР) основных элементов их конструкции.

2. Конструктивно-технологические решения основных агрегатов авиамоделей

Исходя из опыта и анализа поведения авиационных моделей, в качестве наиболее предпочтительного конструктивного решения предлагается однолонжеронная схема крыла, в которой лонжерон расположен в зоне максимальной высоты аэродина-

мического профиля. В такой схеме лонжерон является основным элементом, обеспечивающим прочность и жесткость крыла при изгибе, а прочность и жесткость крыла при кручении обеспечивается многозамкнутым контуром, образованным стенкой лонжерона, задней стенкой и работающей на сдвиг обшивкой (рис. 1).

Наиболее предпочтительной для рассматриваемого класса ЛА является коробчатая форма лонжерона. Для обеспечения высокой прочности и жесткости при изгибе, полки лонжерона целесообразно изготавливать из однонаправленного углепластика. В конструкции стенки, хорошо зарекомендовало себя применение легкого заполнителя из бальзы или пенопласта. Применение бальзы позволяет значительно увеличить ресурс лонжерона, поскольку данная древесина меньше всего склонна к усталости, чем любой другой его заменитель.

Для лучшего восприятия касательных напряжений, стенку из бальзы целесообразно делать составной, таким образом, чтобы волокна древесины располагались под углами $+45^\circ$ и -45° к продольной оси лонжерона (рис. 2). Для увеличения прочности и жесткости стенки на сдвиг, возможно применение тонких стенок из SpreadTowCarbon (см. рис. 2) или обмотку из карбонового шнура (рис. 3) с армированием под углами $\pm 45^\circ$.

Для стенок лонжерона с заполнителем из пенопласта целесообразно применение усилений из однонаправленного углеродного волокна (см. рис. 3), для предотвращения разрушения стенки от поперечного сжатия, возникающего при изгибе крыла.

Для повышения живучести ЛА, снаружи лонжерон может иметь обмотку из кевлара.

Задняя стенка крыла не участвует в восприятии изгибающего момента и может быть выполнена из пенопласта или бальзовой фанеры покрытой стеклопластиком.

В рассматриваемой конструкции крыла, обшивка является несущей и воспринимает преимущественно касательные усилия от кручения крыла и воздушную нагрузку. Для повышения изгибной жесткости, применяется «сэндвичевая» конструкция обшивки с заполнителем из пенопласта. Обшивка изготавливается из слоев SpreadTowCarbon, стеклоткани или кевлара. Для лучшего восприятия сдвиговых усилий несущие слои обшивки целесообразно армировать под углами $\pm 45^\circ$. Для включения обшивки в работу на изгиб, вводятся слои с продольным армированием, либо применяется схема армирования $\pm 30^\circ$.

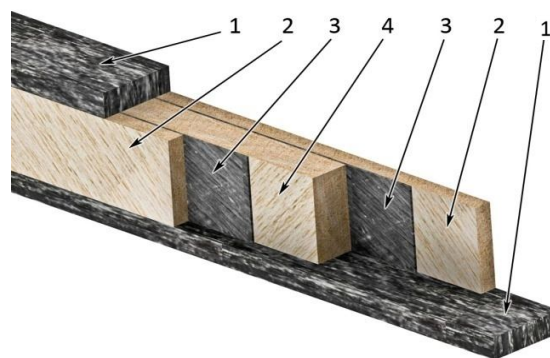


Рис. 2. Лонжерон крыла Р/У планера МАХА:
1 – полки; 2 – стенки из бальзы с направлением волокон -45° ; 3 – слои SpreadTowCarbon пластика структурой $\pm 45^\circ$; 4 – внутренняя стенка из бальзы с направлением волокон $+45^\circ$

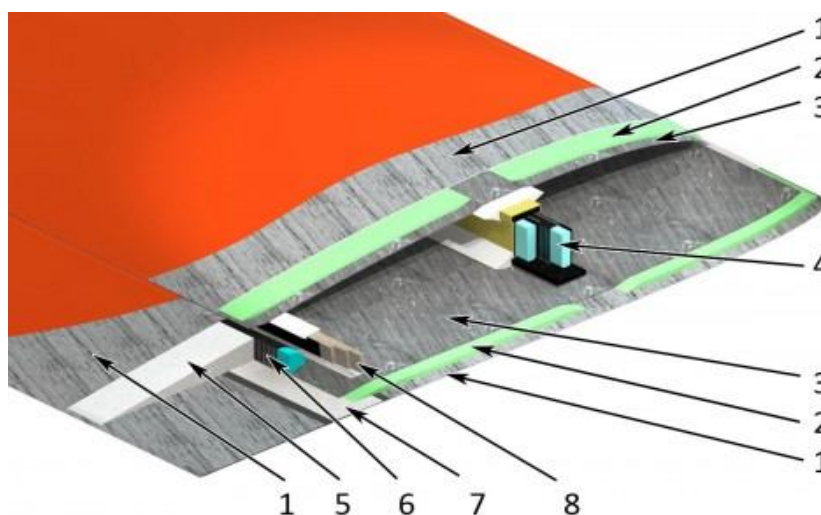


Рис. 1. Крыло Р/У планера SupraHardSpread:
1, 3 – несущие слои обшивки; 2 – заполнитель из пенопласта; 4 – лонжерон;
5 – заполнитель закрылка; 6 – лонжерон закрылка; 7 – полоса шарнирного материала; 8 – задняя стенка

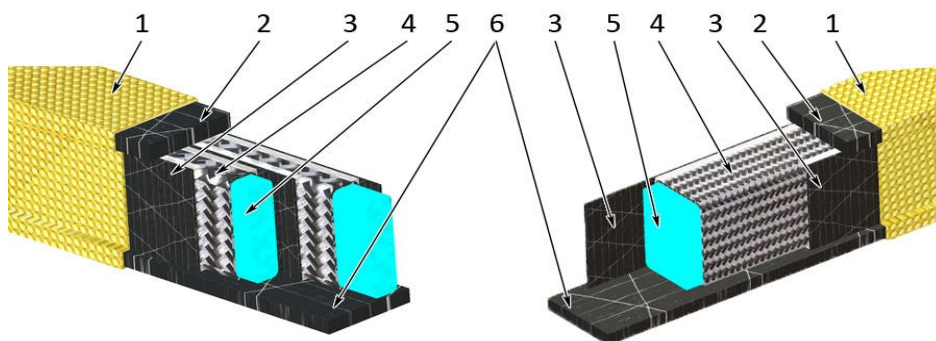


Рис. 3. Варианты конструктивного исполнения лонжерона крыла Р/У планера Supra:
1 – обмотка из кевлара; 2, 6 – полки; 3 – усиления из однонаправленного углеволокна;
4 – обмотка из карбонового шнура; 5 – сердечники из пенопласта

Применение «сэндвичевой» обшивки с легким наполнителем позволяют отказаться от установки рядовых нервюр, что позволяет значительно упростить конструкцию крыла и в совокупности с применением тонких слоев SpreadTowCarbon позволяет получить конструкцию, обладающую достаточной прочностью и жесткостью при исключительно малой массе.

Немаловажным фактором, определяющим конструктивное исполнение крыла авиамodelей является возможность удобной транспортировки. С данной точки зрения, крыло целесообразно выполнять разборным, состоящим из центроплана и двух консолей. Соединение центроплана крыла с консолями осуществляется по лонжерону с помощью соединительных штырей из углепластика, вставляемых в коробчатый лонжерон (рис. 4, 5). Использование углепластика для изготовления соединительных штырей позволяет достичь незначительного увеличения массы сборного крыла. В месте соединения, в центроплане и консолях устанавливаются усиленные нервюры из пенопласта или бальзовой фанеры покрытые слоями SpreadTowCarbon, обеспечивающие равномерное распределение крутящего момента по обшивке. Перед полетом места соединения центроплана и консолей заклеиваются липкой лентой.



Рис. 4. Соединительные штыри

Центроплан крыла в свою очередь крепиться к фюзеляжу 2-мя или 4-мя винтами. Верхняя обшивка

крыла и монокок фюзеляжа соединяются винтом и фасонной гайкой, проклеенной по всей толщине центроплана. Это позволяет равномерно распределить и демпфировать инерционные нагрузки крыла при жесткой посадке (рис. 6).



Рис. 5. Соединение центроплана крыла с консолями

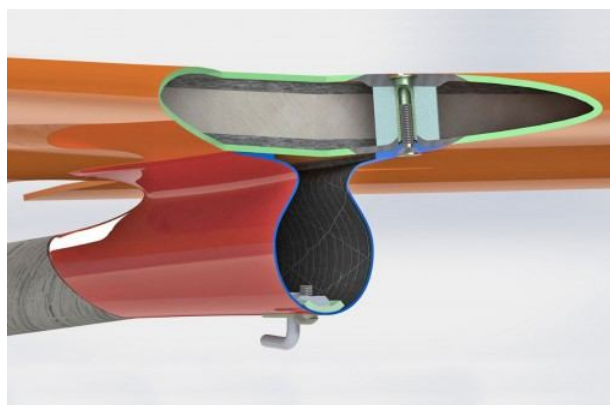


Рис. 6. Крепление крыла к фюзеляжу

В фюзеляже сверхлегкого беспилотного летательного аппарата размещается полезная нагрузка в виде аккумуляторных батарей, машинок управления закрылков, руля высоты, элеронов, руля направле-

ния, радиоприемников и электромоторов. Через фюзеляж проходят тяги управления стабилизаторов и руля направления.

Длина фюзеляжа сверхлегкого беспилотного летательного аппарата должна обеспечивать достаточные управляющие моменты от стабилизаторов и руля направления.

В связи с вышесказанным, наиболее рациональной представляется конструкция фюзеляжа, состоящая из передней части, используемой для размещения полезной нагрузки и крепления крыла и хвостовой балки, длина которой обеспечивает необходимые управляющие моменты.

Передняя часть фюзеляжа (рис. 7) выполняется по схеме монокок. Передняя часть носа радиопрозрачная, может изготавливаться из кевлара и стеклопластика. Что позволяет размещать антенны 2,4GHz приемника внутри носовой части (до конца фонаря).

Важным элементом фюзеляжа является узел крепления крыла. На рис. 8 представлен узел крепления крыла Р/У планера МАХА. Крепление осуществляется на четырех винтах непосредственно к монококу фюзеляжа через посадочные отверстия. В передней части устанавливается также буксировочный крюк (рис. 9).

Хвостовая балка является наиболее нагруженным элементом фюзеляжа. Она работает как консольная балка и воспринимает изгибающий момент и небольшой крутящий момент, возникающие от воздушной нагрузки, действующей на хвостовое оперение.

Исходя из характера действующих нагрузок, хвостовую балку целесообразно армировать под углами 0° и $\pm 45^\circ$. Например, хвостовая балка Р/У планеров МАХА содержит слои тонкой SpreadTowCarbon ткани, уложенной под углом $+45^\circ$ и -45° , а между слоями SpreadTowCarbon ткани уложено 2 слоя однонаправленного высокопрочного углеволокна (рис. 10).

В конструктивно силовой схеме стабилизаторов сверхлегкого летательного аппарата хорошо зарекомендовала себя конструктивно силовая схема, основанная на D-box технологии. В данной схеме крутящий момент воспринимается D-образным профилем, образованным продольной стенкой и носком стабилизатора (рис.11). Применение в конструкции оперения сверхтонких углеродных тканей позволяет значительно снизить массу конструкции. Например, масса оперения Р/У планера МАХА составляет всего 36 г.



Рис. 7. Носовая часть фюзеляжа Р/У планера МАХА



Рис. 8. Узел крепления крыла Р/У планера МАХА

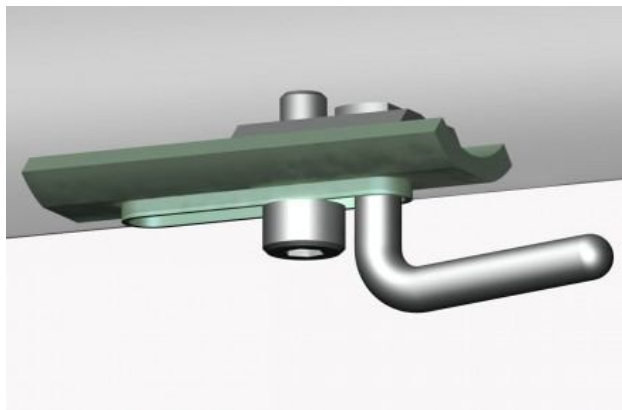


Рис. 9. Буксировочный крюк Р/У планера AVA PRO

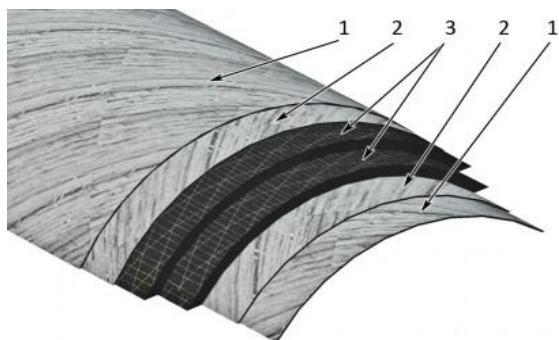


Рис. 10. Схема укладки хвостовой балки Р/У планера МАХА:

1, 2 – слои SpreadTowCarbon ткани, уложенной под углом $+45^\circ$ и -45° ; 3 – слои однонаправленного высокопрочного углеволокна



Рис. 11. Стабилизатор Р/У планера МАХА

3. Пример проекторочного расчета на прочность крыла авиамодели

Крыло является наиболее ответственным агрегатом СБЛА и от его рационального конструирования во многом зависят тактико-технические характеристики ЛА. Например, масса крыла радиоуправляемого планера категории F3J может составлять

более половины веса всей модели и испытывает существенные нагрузки в полете. Кроме того, жесткость крыла во многом определяет устойчивость и управляемость модели.

В связи с этим актуальной задачей при разработке конструкции СБЛА является рациональное проектирование конструкции крыла из условия минимума массы при ограничениях по несущей способности и жесткости.

К сожалению, в литературе достаточно мало внимания уделено расчету на прочность и проектированию конструкции СБЛА и в частности авиамodelей. Тем не менее, расчет данного класса ЛА не имеет принципиальных отличий от расчета на прочность пилотируемых самолетов и планеров, и его можно проводить с использованием методик представленных, например, в источниках [8, 9].

Методики проектирования основных элементов конструкций из КМ подробно изложены в источнике [10].

Рассмотрим алгоритм определения потребных параметров крыла авиамodelи, на примере Р/У планера SUPRA.

Для данного ЛА принимаем значение максимальной эксплуатационной перегрузки $n_{y\max}^3 = 54$, что соответствует перегрузке при старте с леера.

При определении параметров лонжерона, можно считать, что он полностью воспринимает весь изгибающий момент и поперечную силу от действия воздушной нагрузки.

Закон распределения воздушной нагрузки по размаху крыла может быть получен по данным аэродинамического моделирования или согласно методике, описанной в [9].

Для упрощения расчетов, можно принять равномерный закон распределения нагрузки по размаху крыла, а величину погонного усилия определить по формуле

$$q = \frac{f n_{y\max}^3}{L_{\text{кр}}},$$

где $L_{\text{кр}}$ – размах крыла;

$n_{y\max}^3$ – максимальная эксплуатационная перегрузка;

f – коэффициент безопасности.

Для рассматриваемого ЛА $L_{\text{кр}} = 3400$ мм. Коэффициент безопасности примем равным $f = 1,5$.

По известной воздушной нагрузке определим максимальные значения изгибающего момента M_x и поперечной силы Q_y в корневом сечении крыла по формулам

$$Q_y = \frac{qL_{кр}}{2}; M_x = \frac{q}{2} \left(\frac{L_{кр}}{2} \right)^2.$$

Для рассматриваемого ЛА получим
 $q = 0,438 \text{ Н/мм}; Q_y = 744 \text{ Н};$

$$M_x = 632259 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

Найдем минимально допустимую ширину полки лонжерона из условия прочности соединения полки со стенкой.

Согласно [9], касательные напряжения в данном соединении можно найти по формуле

$$\tau_c = \frac{Q_y}{H_{эф} b}, \quad (1)$$

где $H_{эф}$ – эффективная высота лонжерона;

b – ширина полки.

Эффективную высоту лонжерона в первом приближении можно принять как $H_{эф} = (0,85 \dots 0,95)H$, где H высота профиля в месте установки лонжерона.

Тогда минимальная ширина полки лонжерона будет равна

$$b = \frac{Q_y}{H_{эф} [\tau]}, \quad (2)$$

где $[\tau]$ – допустимые касательные напряжения в соединении, которые в случае совместного формования полок со стенкой будут равны пределу прочности КМ на межслойный сдвиг, а в случае клеевого соединения пределу прочности на сдвиг клея.

Для рассматриваемого ЛА, при $H = 25 \text{ мм}; [\tau] = 9 \text{ МПа}$, получим

$$H_{эф} = 0,9H = 22,5 \text{ мм}; b = 3,68 \text{ мм}.$$

Полученное значение технологически нереализуемо, поэтому из технологических соображений примем его равным $b = 10 \text{ мм}$.

Толщина полок δ_n определяется из условия прочности лонжерона на изгиб. Согласно [10], нормальные напряжения в полках лонжерона приближенно можно определить по формуле

$$\sigma_n = \frac{M_x}{H_{эф} b \delta_n}. \quad (3)$$

Тогда потребная толщина полок будет равна

$$\delta_n = \frac{M_x}{H_{эф} b F_n}, \quad (4)$$

где F_n – минимальный из пределов прочности материала полки на растяжение и сжатие.

Для рассматриваемой конструкции при $F_n = 1850 \text{ МПа}$, получим $\delta_n = 1,1 \text{ мм}$.

После определения потребной по условиям прочности толщины полок лонжерона, необходимо

выполнить проверку лонжерона на прогиб. Принимая, для упрощения расчетов, равномерное распределение воздушной нагрузки по размаху крыла, имеем следующую формулу для вычисления прогиба

$$w = 0,013 \frac{qL_{кр}^4}{EJ},$$

где E – модуль упругости материала полки;

J – момент инерции полок.

Приближенно момент инерции полок можно найти по формуле

$$J = \frac{b \delta_n H_{эф}^2}{2}.$$

Если прогиб лонжерона превышает допустимый, который следует принимать не более 20% от размаха крыла, необходимо увеличить толщину полок пропорционально отношению действительного прогиба w к допустимому $w_{доп}$

$$\delta_n^* = \delta_n \frac{w}{w_{доп}},$$

где δ_n^* – толщина полки, обеспечивающая выполнение условий прочности и допустимого прогиба.

Для рассматриваемой конструкции при $E = 120 \text{ ГПа}$, получим $w = 1269 \text{ мм}$.

Тогда при допустимом прогибе $w_{доп} = 0,2 \cdot 3400 = 680 \text{ мм}$, толщину полок необходимо увеличить до значения $\delta_n = 2,2 \text{ мм}$.

Значение, полученное из условия допустимого прогиба значительно превышает значение, рассчитанное из условия прочности, что объясняется большим размахом крыла при малой толщине профиля.

Очевидно, что увеличение толщины полок приведет к увеличению массы конструкции, поэтому при значительном превышении прогиба допустимого значения, целесообразно выбрать другой материал полок с большим значением модуля упругости.

Для определения потребной толщины поперечных стенок лонжерона с армированием $\pm 45^\circ$, работающих на сдвиг от поперечной нагрузки, пренебрежем работой на сдвиг заполнителя. Тогда, по аналогии с формулой (2), толщину стенок можно найти как

$$\delta_{ст} = \frac{Q_y}{H_{эф} n_{ст} F_{ст}},$$

где $F_{ст}$ – предел прочности стенки на сдвиг;

$n_{ст}$ – количество стенок.

Предел прочности стенки на сдвиг можно найти с использованием методов механики слоистых

материалов [10], зная все характеристики однонаправленного слоя. Приблизительно предел прочности стенки на сдвиг можно определить по формуле

$$F_{ст} = \frac{1}{2} \min(F_{1p}, F_{1c}),$$

где F_{1p}, F_{1c} – соответственно пределы прочности слоя на растяжение и сжатие в направлении волокна (или в направлении волокон основы для тканых материалов).

Для случая двух стенок (см. рис. 2) при $F_{ст} = 250$ МПа, получим $\delta_{ст} = 0,055$ мм.

Реализация толщины стенок такого порядка технологически может быть осуществима с использованием сверхтонкой ткани SpreadTowCarbon.

Определим требуемую толщину несущих слоев обшивки.

Согласно [9], крутящий момент в однолонжеронном крыле воспринимается преимущественно замкнутым контуром, образованным носком обшивки и стенкой лонжерона. Принимая, что данный контур воспринимает весь крутящий момент, касательные напряжения в несущих слоях «сэндвичевой» обшивки найдем по формуле

$$\tau = \frac{M_{кр}}{\Omega \delta_{н.с.}},$$

где $M_{кр}$ – максимальное значение крутящего момента в корневом сечении;

Ω – удвоенная площадь контура;

$\delta_{н.с.}$ – толщина несущих слоев обшивки.

Отсюда

$$\delta_{н.с.} = \frac{M_{кр}}{2\Omega F_{н.с.}},$$

где $F_{н.с.}$ – предел прочности несущих слоев на сдвиг.

Согласно [9], величину крутящего момента следует выбрать максимальной из двух случаев нагружения, когда центр давления расположен на 0,3 и 0,5 хорды крыла (рис. 12).

Величина крутящего момента определяется по формуле

$$M_{кр} = \frac{Y_{кр}}{2} |x_{ц.д.} - x_{ц.ж.}|,$$

где $Y_{кр}$ – подъемная сила крыла, которая для двух случаев нагружения, рассмотренных выше, определяется по формулам:

$$- \text{для случая «А»}: Y_{кр} = 1,5n_y^3 G;$$

$$- \text{для случая «Б»}: Y_{кр} = 0,7n_y^3 G,$$

где G – вес ЛА.

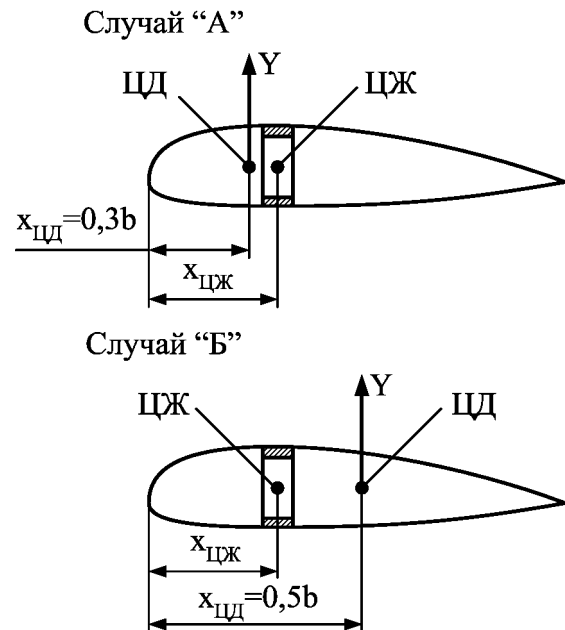


Рис. 12. Схема сил, вызывающих кручение крыла: а - в случае "А", б - в случае "Б"

Для рассматриваемого крыла при $G = 15000$ Н; $x_{ц.ж.} = 75$ мм; $x_{ц.д.} = 140$ мм получим

$$M_{кр} = 18059 \text{ Н} \cdot \text{мм}.$$

Тогда, при $\Omega = 2600$ мм² и $F_{н.с.} = 350$ МПа, получим следующее значение толщины несущих слоев

$$\delta_{н.с.} = 0,014 \text{ мм}.$$

Технологически, значение толщины несущих слоев может быть реализовано кратным двум толщинам слоев SpreadTowCarbon $\delta_{н.с.} = 0,04$ мм.

Учитывая, что обшивка с технологически реализуемой толщиной будет иметь некоторый запас прочности, целесообразно перейти к схеме армирования $\pm 30^\circ$, что позволит в большей степени включить ее в работу на изгиб крыла.

Толщину заполнителя из пенопласта можно найти из условия сохранения формы аэродинамического профиля. Рассматривая полоску обшивки единичной ширины как балку на двух опорах длиной равной расстоянию от лонжерона до задней стенки и нагруженную распределенной нагрузкой, имеем следующую формулу для определения прогиба.

$$w = 0,013 \frac{qL^4}{D},$$

где q – воздушная нагрузка на обшивку, которую можно определить по данным аэродинамического моделирования или принять равной половине воздушного давления на крыло $q = p/2$;

L – расстояние между лонжероном и задней стенкой;

D – изгибная жесткость обшивки.

Пренебрегая жесткостью заполнителя, изгибную жесткость полоски обшивки единичной ширины, приближенно можно найти по формуле

$$D = \frac{E_{н.с.} \delta_{н.с.} \delta_{зап}^2}{2},$$

где $E_{н.с.}$ – модуль упругости несущих слоев в направлении поперек продольной оси лонжерона;

$\delta_{зап}$ – толщина заполнителя.

Тогда, принимая допустимый прогиб обшивки равным 0,2% от расстояния между лонжероном и задней стенкой, получим следующую формулу для определения необходимой толщины заполнителя:

$$\delta_{зап}^2 = 3,62 \sqrt{\frac{qL^3}{E_{н.с.} \delta_{н.с.}}}. \quad (5)$$

Для рассматриваемого крыла получим

$$\delta_{зап} = 3 \text{ мм}.$$

Если значения толщины заполнителя превышают допустимые из технологических соображений, можно увеличить толщину несущих слоев обшивки до обеспечения требуемой изгибной жесткости.

Таким образом, проведенные расчеты подтверждают целесообразность использования сверхтонких углеродных тканей при изготовлении авиамоделей. Так масса обшивки, несущие слои которой изготовлены из двух слоев SpreadTowCarbon при поверхностной плотности 40 г/м² составляет около 38 г, тогда как масса обшивки из углеродной с поверхностной плотностью 200 г/м² – около 195 г, что составляет около 10% от массы всего ЛА.

Заключение

Таким образом, предложен общий подход к конструированию сверхлегкого беспилотного летательного аппарата на примере авиамодели с применением в их конструкции композиционных материалов, в том числе материалов на основе сверхтонких углеродных тканей с поверхностной плотностью до 40 г/м² и толщиной до 0,04 мм, являющихся фирменной разработкой Vladimir'sModels.

Предложены наиболее рациональные КТР крыла, фюзеляжа и оперения СБЛА. Представлен алгоритм определения необходимых по условиям прочности и жесткости параметров основных силовых элементов крыла. Представлены численные результаты проектирования крыла авиамодели на примере Р/У

планера SUPRA. Полученные численные результаты позволяют сделать следующие выводы:

– вследствие большого удлинения крыла авиа-модели толщина полок лонжерона, рассчитанная по условию допустимого прогиба, может в несколько раз превышать толщину, рассчитанную по условиям прочности, что делает целесообразным использование высокомодульных материалов для изготовления полок лонжерона;

– расчеты подтверждают целесообразность использования сверхтонких углеродных тканей в сочетании с легким заполнителем в силовых элементах воспринимающих касательные усилия для снижения массы авиамодели.

Литература

1. Лебединский, М. С. *Авиамодели чемпионов СССР [Текст]: пособие для авиамodelистов / М. С. Лебединский.* – М. : ДОСААФ, 1970. – 66 с.
2. Тарадеев, Б. В. *Модели-копии самолетов [Текст] / Б. В. Тарадеев.* – М. : Патриот, 1991. – 239 с.
3. Потапов, В. Н. *Пилотажные радиоуправляемые модели самолетов [Текст] / В. Н. Потапов, Ю. С. Хухра.* – М. : ДОСААФ, 1965. – 120 с.
4. Борзов, Г. *Обтяжка и окраска летающих моделей [Текст] / Г. Борзов.* – М. : Редиздат ЦС Осоавиахима СССР, 1939. – 18 с.
5. Гаевский, О. К. *Авиамоделирование [Текст] / О. К. Гаевский.* – М. : Патриот, 1990. – 239 с.
6. Мерзлин, В. Е. *Радиоуправляемые модели планеров [Текст] / В. Е. Мерзлин.* – М. : ДОСААФ, 1982. – 160 с.
7. Голубев, Ю. А. *Юному авиамodelисту [Текст] / Ю. А. Голубев, Н. И. Камышев.* – М. : «Просвещение», 197. – 129 с.
8. Евсеев, Л. А. *Расчет на прочность крыла большого удлинения [Текст] : учеб. пособие / Л. А. Евсеев.* – Харьков : Харьк. авиац. ин-т, 1985. – 106 с.
9. Чумак, П. И. *Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов [Текст] / П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко.* – М. : Патриот, 1991. – 238 с.
10. Карпов, Я. С. *Проектирование деталей и агрегатов из композитов: учебник [Текст] / Я. С. Карпов.* – Х. : Нац. аэрокосм. ун-т. «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768 с.

Поступила в редакцию 26.02.2014, рассмотрена на редколлегии 12.03.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектирования ракетно-космических аппаратов В. Е. Гайдачук. Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КОНСТРУЮВАННЯ НАДЛЕГКИХ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З ВИКОРИСТАННЯМ НОВИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

В. В. Гаврилко

Розглянуто питання конструювання надлегких безпілотних літальних апаратів на прикладі авіамоделей із застосуванням композиційних матеріалів на основі надтонких вуглецевих тканин. Запропоновано раціональні конструктивно-технологічні рішення основних агрегатів авіамоделей, таких як крило, фюзеляж і оперення. Наведено алгоритм проектувального розрахунку крила авіа моделі. Представлено чисельний приклад проектування крила радіокерованого планера. На підставі отриманих результатів підтверджено ефективність застосування надтонких вуглецевих тканин в конструкції надлегких безпілотних літальних апаратів.

Ключові слова: надлегкий безпілотний літальний апарат, авіа модель, радіокерований планер, композиційний матеріал, крило, оперення, фюзеляж.

DESIGNING OF ULTRALIGHT UNMANNED AIRCRAFT USING NEW COMPOSITE MATERIALS

V. V. Gavrillo

The problems of ultra-light unmanned aircraft design on the example of model airplanes made of composite materials based on ultra-thin carbon fabrics is considered. The rational constructive technological solutions basic units of model aircraft such as a wing, fuselage and empennage are offered. An algorithm for design strength calculation of the model wing is presented. A numerical example of a radio-controlled glider wing design is presented. Based on these results the efficacy of ultra-thin carbon fabrics in construction of ultra-light unmanned aircraft is confirmed.

Keywords: ultra-light unmanned aircraft, model aircraft, radio-controlled glider, composite material, wing, tail, fuselage.

Гаврилко Владимир Викторович – аспирант каф. авиационного материаловедения, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: vladimir@airplane-model.com.