

МЕТОДОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОДГОТОВКИ ПРОЕКТАНТОВ И ОПЕРАТОРОВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

©2021

О. Е. Лукьянов кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
lukyanovoe@mail.ru

Д. В. Золотов магистрант института авиационной техники;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
dmitriy.zolotov.98@mail.ru

Предложена концепция сквозной подготовки проектантов и операторов беспилотных летательных аппаратов на основе использования специализированных учебных БПЛА самолётного типа. Обсуждаются обучающие возможности концепции с точки зрения различных направлений подготовки. Разработана методика выбора основных параметров учебного беспилотного летательного аппарата самолётного типа с комплексным учётом аэродинамических и весовых характеристик. Обозначен широкий спектр специфических требований, предъявляемых к БПЛА для приобретения первоначальных навыков управления в ручном и автоматическом режимах. В основе разработанной методики используется уравнение существования самолёта, которое модифицировано с учётом специализированных требований малоразмерных аппаратов. Данная методика включает в себя также процесс выбора наивыгоднейшего сочетания геометрических и кинематических параметров воздушного винта самолёта с использованием теории изолированного элемента лопасти. Методика проектирования БПЛА с учётом выбора параметров воздушного винта реализована в виде программы для ЭВМ на языке PascalABC.NET. Представлен демонстрационный пример выбора основных параметров учебного БПЛА под конкретные требования. Приводятся полученные основные технические характеристики БПЛА. На основе расчётных данных разработана трёхмерная геометрическая модель БПЛА и изготовлен лётный образец. Проведена серия испытательных полётов лётного образца с аппаратурой записи лётных параметров. Обсуждаются пути использования описанной методики для разработки учебно-исследовательских БПЛА.

Учебный БПЛА; самолёт; уравнение существования; взлётная масса; выбор параметров; теория лопасти винта; проектирование; аэродинамика; натурный образец; испытания

Цитирование: Лукьянов О.Е., Золотов Д.В. Методологическое обеспечение подготовки проектантов и операторов беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 14-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28

Введение

Интенсивность развития современных технологий и повышение их доступности обусловили расширение возможностей использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в различных сферах человеческой деятельности. Существенно более низкая стоимость производства и эксплуатации и, часто, упрощённые требования к сертификации БПЛА по сравнению с пилотируемыми ЛА открыли возможность применения беспилотников для аэро-, фото- и видеосъёмки и наблюдений, геологической разведки местности, мониторинга лесных пожаров, состояния аграрных посевов, промышленных сооружений, поиска и целеуказания. Прорабатываются варианты и других новых способов использования БПЛА, таких как доставка грузов, обработка химикатами сельскохозяйственных культур, ретрансляция связи и интернета и многих

других [1 – 3]. Задействование БПЛА в оборонных целях позволяет перекрыть широкий спектр потребностей армии без необходимости использования более крупногабаритных, дорогих и сложных пилотируемых ЛА.

Повсеместное внедрение БПЛА во многие отрасли хозяйственной деятельности послужило причиной появления новой профессии – так называемых внешних пилотов или пилотов-операторов БПЛА. При этом потребность в таких специалистах настолько увеличилась, что в последние годы в России открываются целые направления подготовки пилотов-операторов на базе существующих коммерческих и государственных учебных заведений высшего, а также среднего специального образования [4; 5]. Овладеть данной профессией можно не только в Москве, но уже и в регионах, в частности в Самарском авиационном техникуме [6].

Стоит отметить, что массовое обучение данной профессии требует наличия существенной материальной базы в учебных организациях, определяемой в основном собственным наличием БПЛА различных типов, на которых проводится получение навыков непосредственного управления и самостоятельной разработки полётных заданий для автопилота в случае выполнения полёта в автоматическом режиме. Сегодня большинство учебных заведений чаще всего комплектуются БПЛА импортного производства, массово поставляемыми, как правило, из стран юго-восточной Азии.

В то же время известно, что в России давно накоплен богатый опыт разработки летательных аппаратов различных типов, размерностей и назначений, а также сложилась сильная, богатая традициями школа обучения авиационными специальностями. В этой связи российские учебные заведения обладают существенным преимуществом: имеется возможность осуществлять обучение пилотов-операторов с использованием учебных БПЛА собственного производства, которые в силу особенностей конструкции могут быть доступны для изготовления самими пилотами или учащимися по другим авиационным направлениям. Таким образом может быть получен замкнутый цикл проектирования, производства БПЛА и применения их в учебных целях, что в совокупности позволит существенно повысить обучающий эффект за счёт приобретения реальных практических навыков, а также откроет возможности к модернизации БПЛА и улучшения характеристик для новых задач.

Подобная концепция позволит сформировать не только централизованный процесс выпуска востребованных пилотов-операторов на БПЛА собственной разработки, но и образует целую цепочку подготовки будущих специалистов по каждой из научных областей, используемых при разработке и эксплуатации летательных аппаратов на всех стадиях жизненного цикла. Именно практическое изучение стадий жизненного цикла летательного аппарата с непосредственным личным участием обучающегося переводит учебный процесс на качественно другой уровень: появляется связь полученных теоретических знаний с практической реальностью, происходит материальное восприятие законов природы, повышается ответственность за принятие технических решений, начинает накапливаться профессиональный опыт ещё до практической деятельности на промышленном предприятии. В частности, обучающиеся по самолётостроительным специальностям приобретут навыки формирования тактико-технических требований и проведения этапа предварительного проектирования ЛА с использованием параметрической многодисциплинарной оптимизации. Для будущих инженеров-аэродинамиков это хорошее подспорье изучить механику газа в теории и на практике: контрольно-измерительная аппаратура на борту БПЛА позволит получать характеристики динамики полёта в натурном лётном эксперименте. Студенты-технологи смогут самостоятельно изготавливать планер ЛА, осваивая на практике современные технологии производства самолётных конструкций. Готовящиеся специалисты в области механики материалов получат возможность сопоставлять результаты расчётов конструкции на

прочность и жёсткость с напряжениями и деформациями силовых элементов планера ЛА в полёте или на стенде статических испытаний согласно заданным расчётным случаям. Студенты-программисты, а также обучающиеся разработке систем управления, авионики и электронного оборудования могут принимать участие в изготовлении и подготовке контрольно-измерительной аппаратуры, программировании автопилота, создании цепей электроснабжения ЛА. И, наконец, курсанты-операторы получают летательный аппарат для отработки первоначальных навыков пилотирования и обслуживания после прохождения подготовки на тренажёре.

Реализация такого комплексного подхода при подготовке будущих кадров авиационной промышленности в рамках учебного заведения возможна на простых в техническом плане учебных БПЛА из доступных недорогих материалов за счёт использования современного электронного оборудования малых габаритов и массы.

На сегодня не существует определённых норм лётной годности, которые могли бы регламентировать требования к учебным БПЛА, учитываемые при проектировании. Известные методики проектирования летательных аппаратов [7 – 10] не ориентированы на ЛА такой малой размерности и сверхмалых скоростей полёта. В то же время такой БПЛА также относится к летательным аппаратам, при проектировании которых учитываются все основополагающие физические принципы, включая законы аэродинамики, динамики полёта, механики твёрдых тел и так далее.

Следует также заметить, что в последнее время прослеживается тенденция ухода от применяемых ранее последовательных принципов проектирования, когда определение аэродинамических, весовых, энергетических и других характеристик производится итерационно друг за другом, уточняясь на каждом шаге. Такой способ определения технического облика на начальных стадиях проектирования чреват значительным увеличением трудоёмкости и затрат времени и средств в случае допущения любого рода неточностей в определении той или иной характеристики на очередном шаге. На смену последовательному подходу приходят методики комплексного, одновременного учёта ключевых показателей эффективности ЛА на его технический облик в целом, использующие математические модели из разных предметных дисциплин и методы многодисциплинарной оптимизации с возможностью формализации, алгоритмизации и автоматизации расчётов [11 – 14]. Основные идеи реализации такого подхода изложены в [15], который в существенной мере может быть продемонстрирован на примере разработки простых в изготовлении учебных БПЛА.

В данной работе ставится задача разработки выбора основных параметров учебного БПЛА с одновременным учётом аэродинамических, весовых и энергетических характеристик, а также ряда специальных требований.

Требования к учебным БПЛА самолётного типа

Рассмотрим требования, которые целесообразно предъявить к учебным БПЛА. Такой аппарат должен обладать свойством «прощать» ошибки пилотирования, которые неизбежно могут возникнуть во время обучения курсантов. Таким образом, данный аппарат должен обладать необходимым запасом продольной, путевой и поперечной статической устойчивости, а также необходимыми характеристиками боковой устойчивости в балансе с хорошими характеристиками управляемости. Данные характеристики определяются величинами и знаками производных $m_z^{c_{ya}}$, m_x^γ и соотношениями производных m_x^β и m_y^β [7].

Кроме того, для увеличения времени на реакцию обучающегося пилота следует иметь возможность выполнять полёт на небольших скоростях V , что требует снижения

величины удельной нагрузки на крыло p_0 и повышения коэффициента подъёмной силы c_{ya} за счёт выбора формы профиля.

Большая продолжительность полёта учебному аппарату не обязательна, это обстоятельство можно использовать в целях снижения взлётной массы и удельной нагрузки на крыло.

БПЛА для получения самых первоначальных навыков пилотирования должен иметь наиболее простую конструкцию, изготавливаемую из доступных и недорогих материалов без использования сложного специализированного оборудования, что облегчало бы и ускоряло процесс изготовления самолёта и его ремонта при возможных поломках. Из этих соображений целесообразно оснащение БПЛА электрическим двигателем. Для удобства транспортировки, эксплуатации, быстрого развёртывания и свёртывания следует выполнять самолёт наиболее компактных габаритов с удобным членением конструкции.

Особенности выбора основных параметров БПЛА на основе уравнения существования

Известно, что свойства каждой функциональной части ЛА требуют определённых затрат массы. Совокупность масс всех этих частей определяет взлётную массу самолёта m_0 [16; 17]. Она определяет возможность полёта и является одним из основных параметров в концептуальном проектировании.

Вычисление значения взлётной массы выполняется с помощью уравнения существования [17]:

$$m_0 = \sum_i m_i / \sum_k \bar{m}_k, \quad (1)$$

где индекс суммирования i относится к заранее известным массам частей самолёта, записываемым в числитель дроби в абсолютном выражении, а индекс k – к относительным массам частей самолёта в знаменателе, величина абсолютной массы которых подлежит определению.

Использование уравнения существования (1) в классической форме [7] для маломерных летательных аппаратов может быть неудобно в силу того, что некоторые массы мало зависят от размерности такого БПЛА и его взлётной массы. Кроме того, одни категории масс целесообразно выделить в отдельные слагаемые, а другие – объединить в одно. В таком случае выражение (1) целесообразно переписать в следующем виде:

$$m_0 = \frac{m_{\text{об.упр}} + m_{\text{о.а}} + m_{\text{эл.с}} + m_{\text{р}}}{1 - (\bar{m}_{\text{АКБ}} + \bar{m}_{\text{дв}} + \bar{m}_{\text{в.в}} + \bar{m}_{\text{к}})}, \quad (2)$$

где $m_{\text{об.упр}} = n m_{\text{с.п}} + m_{\text{р.п}} + m_{\text{р.о}}$ – масса оборудования управления может быть известна заранее, включающая в себя массу сервоприводов $m_{\text{с.п}}$, кг; массу приёмника радиосигнала $m_{\text{р.п}}$, кг; массу регулятора тока для двигателя $m_{\text{р.о}}$, кг; n – количество сервоприводов; $m_{\text{эл.с}}$ – масса электросетей известна по величине электрических токов и расстояния их передачи, кг; $m_{\text{р}}$ – резерв, кг; $m_{\text{о.а}}$ – масса оборудования автоматического управления, кг; $\bar{m}_{\text{АКБ}}$ – относительная масса аккумуляторных батарей; $\bar{m}_{\text{дв}}$ – относительная

масса двигателя силовой установки; $\bar{m}_{в.в}$ – относительная масса воздушного винта; $\bar{m}_к$ – относительная масса конструкции планера.

Представленная модификация уравнения существования (2) относительно его классической формы записи [7] упрощает ввод исходных данных и позволяет более гибко использовать его при оптимизации параметров БПЛА или его модернизации. Массы, записанные в числитель, почти не зависят от взлётной массы ЛА такого класса и известны заранее и потому вводятся в уравнение в абсолютном виде. При этом массы ряда агрегатов чувствительны к величине m_0 и вводятся в (2), будучи отнесёнными к m_0 .

Относительная масса аккумуляторов зависит от продолжительности полёта и определяется по выражению:

$$\bar{m}_{АКБ} = \frac{k_{АКБ} \gamma_{АКБ} \bar{N} T}{\eta_{\text{дв}}}, \quad (3)$$

где $\gamma_{АКБ}$ – удельная масса аккумулятора, кг/Вт·ч; \bar{N} – потребная энерговооружённость самолёта, Вт/кг; T – требуемое время полёта, ч; $\eta_{\text{дв}}$ – коэффициент полезного действия двигателя; $k_{АКБ}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы аккумулятора за счёт корпуса, проводов и разъёмов.

Относительная масса двигателя определяется энерговооружённостью самолёта:

$$\bar{m}_{\text{дв}} = k_{\text{дв}} \gamma_{\text{дв}} \bar{N}, \quad (4)$$

где $\gamma_{\text{дв}}$ – удельная масса двигателя, кг/Вт; $k_{\text{дв}}$ – коэффициент, учитывающий увеличение массы двигателя за счёт системы крепления, проводов и крепёжных элементов.

Потребная энерговооружённость определяется с запасом на набор высоты с заданным градиентом:

$$\bar{N} = \left[\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \text{tg} \theta \right] \frac{V g}{\eta_{в.в}}, \quad (5)$$

где $K_{\text{наб}}$ – аэродинамическое качество в наборе высоты с заданным углом наклона траектории; θ – заданный угол наклона траектории при наборе высоты; V – скорость полёта, м/с; g – ускорение свободного падения; $\eta_{в.в}$ – КПД воздушного винта.

Относительная масса воздушного винта определяется из расчёта средней массы одного метра лопасти, умноженной на диаметр винта и соотнесённой ко взлётной массе самолёта:

$$\bar{m}_{в.в} = \frac{k_{в.в} D_{в.в}}{m_0}, \quad \text{где } D_{в.в} \text{ – диаметр воздушного винта, м; } k_{в.в} \text{ – погонная масса}$$

воздушного винта, кг/м.

Масса конструкции планера учебного БПЛА, в отличие от более крупных пилотируемых ЛА, в силу его малой размерности и низких интенсивностей нагрузок в основных силовых элементах часто определяется технологией изготовления и эксплуатационными требованиями, а не силовой работой её элементов. Таким образом, относительная масса конструкции в основном зависит от абсолютных размеров БПЛА. Например, если в конструкции учебного БПЛА широко используется пенополистирол

или лёгкие породы древесины (бальза), то массу конструкции можно определить простым геометрическим расчётом, умножив площадь омываемой поверхности $S_{ом}$ на толщину оболочки $\delta_{об}$ и плотность материала ρ_k : $m_k = S_{ом} \delta_{об} \rho_k$, а относительная масса конструкции будет равна $\bar{m}_k = \frac{m_k}{m_0}$. Толщина оболочки определяется из сообра-

жений технологии и условий эксплуатации. Масса силовых элементов (лонжероны, шпангоуты), выполняющихся из прочных материалов, определяется из условий жёсткости. Все элементы конструкции, параметры которых выбраны из соображений технологии и жёсткости, подлежат проверочному расчёту на прочность. В связи с зависимостью некоторых масс отдельных частей самолёта от взлётной массы и, наоборот, вычисление взлётной массы самолёта по (2) выполняется итерационно до достижения сходимости.

Блок-схема алгоритма расчёта взлётной массы самолёта представлена на рис. 1.

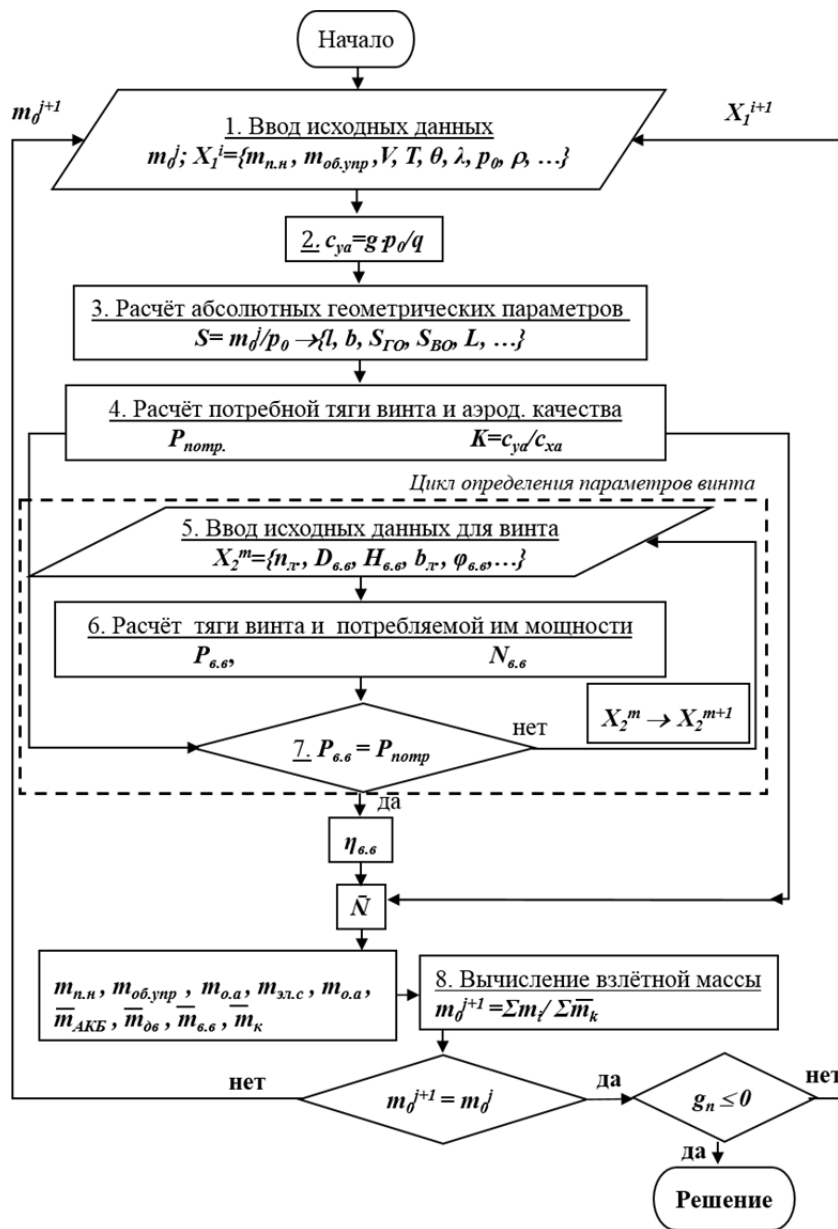


Рис.1. Блок-схема алгоритма вычисления взлётной массы

На основе представленного алгоритма разработано программное обеспечение «BPLADesign» на языке PascalABC.NET [18].

Пользователь данной программы имеет возможность задать на вход вектор исходных данных X_1 , в числе которых удельная нагрузка на крыло p_0 , относительные геометрические характеристики самолёта, величины известных заранее масс, скорость полёта V , время полёта T и так далее (рис. 1, блок 1). Вместе с этим задаются также исходные данные для воздушного винта X_2 (рис. 1, блок 5). С полным перечнем исходных данных, а также их условными обозначениями, принятыми на блок-схеме, можно ознакомиться в табл. 1. Кроме прочего пользователь должен задать на вход стартовую величину взлётной массы m_0^0 для выполнения первого приближения. Далее (рис. 1, блок 2) программа осуществляет расчёт потребного коэффициента подъёмной силы для осуществления горизонтального полёта по формуле $c_{ya} = \frac{g P_0}{q}$, где q – скоростной

напор, Па. С помощью соотношения $p_0 = \frac{m_0}{S}$ вычисляется площадь крыла и на её основе – абсолютные геометрические характеристики крыла и самолёта в целом (рис. 1, блок 3). На основе полученного геометрического облика с помощью формул инженерной методики ведётся расчёт аэродинамических характеристик самолёта, в том числе – аэродинамического качества K и коэффициента максимальной подъёмной силы c_{ya}^{\max} с целью проверки выполнения условия $c_{ya}^{\max} > c_{ya}$, а также определяется потребная тяга

для самолёта $P_{\text{потр}} = \left[\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \text{tg} \theta \right] m_0 g$ с учётом запаса для возможности осуществления набора высоты с заданным градиентом θ или выполнение манёвра (рис. 1, блок 4).

После этого (рис. 1, блок 7) программа способна осуществить подбор геометрических и кинематических параметров воздушного винта (количество лопастей n_l , диаметр винта $D_{e.e}$, шаг винта $H_{e.e}$, закон изменения хорд лопасти по её длине b_l , геометрическую крутку и закон её изменения $\varphi_{e.e}$, частоту вращения $n_{e.e}$) с учётом заданных компоновочных и функциональных ограничений таким образом, чтобы обеспечить равенство тяги, выдаваемой воздушным винтом $P_{e.e}$, потребной тяге, т.е. $P_{e.e} = P_{\text{потр}}$. При этом пользователь имеет возможность поочерёдно варьировать каждым из параметров при «замороженных» остальных, чтобы при выполнении условия $P_{e.e} = P_{\text{потр}}$ достигнуть максимальной величины КПД $\eta_{в.в} \rightarrow \max$ (рис. 1, блок 6, 7), фактически реализуя алгоритм Гаусса-Зейделя. Для решения этой задачи программа может использовать также и любой другой подходящий алгоритм оптимизации. После достижения выполнения условия (рис. 1, блок 7) программа вычисляет требуемую для винта мощность $N_{e.e}$ как произведение крутящего момента $M_{e.e}$ на угловую скорость вращения винта ω . Соотношение полезной мощности ($P_{\text{потр}} V$) и полной $N_{e.e}$ определяет КПД винта $\eta_{e.e}$.

После завершения выбора геометрических и кинематических параметров воздушного винта производится вычисление потребной энерговооружённости самолёта по (5) и относительных масс компонентов самолёта. Затем по (2) производится вычисления взлётной массы самолёта (рис. 1, блок 8).

Полученное значение взлётной массы первого приближения m_0^1 сопоставляется с m_0^0 . При необходимости цикл вычисления взлётной массы повторяется до сходимости,

пока не выполнится условие $\frac{|m_0^j - m_0^{j-1}|}{m_0^{j-1}} \leq \varepsilon$, где j – номер итерации, а ε – наперёд заданная малая величина. После этого проверяется выполнение заданных ограничений $g_j \leq 0$. В случае необходимости пользователь должен изменить значения вектора входных параметров X_1 . Результатом работы алгоритма является не только полученная величина взлётной массы, но и совокупность значений параметров, определяющих её значение.

Пользователь имеет возможность варьировать значениями входных параметров не только с целью удовлетворения ограничениям, но и для минимизации значения взлётной массы самолёта или же других характеристик, принятых за критерий качества.

Расчёт аэродинамических характеристик воздушного винта

Воздушный винт является неотъемлемой частью летательного аппарата, выбор параметров которого осуществляется совместно с проектированием облика самого БПЛА согласно блок-схеме алгоритма (рис. 1).

В основе расчёта аэродинамических характеристик воздушного винта во время выбора его параметров, перечисленных в описании алгоритма, используется теория изолированного элемента лопасти. Теоретические основы этого метода описаны в работах Б.Н. Юрьева, В.Л. Александрова [19; 20]. Ниже представлена реализация этого метода в алгоритме программы «BPLADesign».

В основе определения основных интегральных аэродинамических характеристик воздушного винта в зависимости от его геометрических и кинематических параметров используется интегрирование распределённых аэродинамических характеристик по длине лопасти. Они определяются коэффициентами нормальных и тангенциальных сил, действующих в каждом сечении лопасти:

$$dY = c_y b \rho \frac{W^2}{2} dr, \quad (6)$$

$$dX = c_x b \rho \frac{W^2}{2} dr, \quad (7)$$

где Y, X – соответственно нормальная и тангенциальная силы в сечении лопасти; c_y, c_x – соответственно коэффициенты этих сил в сечении; b – хорда сечения; $\rho \frac{W^2}{2}$ – скоростной напор в сечении; dr – длина элемента лопасти.

Отметим, что при интегрировании (6) и (7) необходимо помнить, что величины c_y, c_x, b и скоростной напор переменные по длине лопасти. Величины c_y, c_x в (6) и (7) определяются формой профиля и текущим углом атаки сечения и при необходимости вычисляются с учётом сжимаемости среды.

Вычисление тяги винта и потребляемой им мощности производится суммированием по длине лопасти сил в её сечениях:

$$P = \sum_{i=1}^n (\Delta Y_i \cos \beta_i - \Delta X_i \sin \beta_i), \quad (8)$$

$$N = \sum_{i=1}^n (\Delta Y_i \sin \beta_i + \Delta X_i \cos \beta_i) r \omega, \quad (9)$$

где P – тяга; N – мощность; ω – угловая скорость вращения винта; β – угол притекания, а также угол атаки α , используемый для оценки c_y , определяются с учётом величины скорости поступательного движения по треугольнику скоростей (рис. 2).

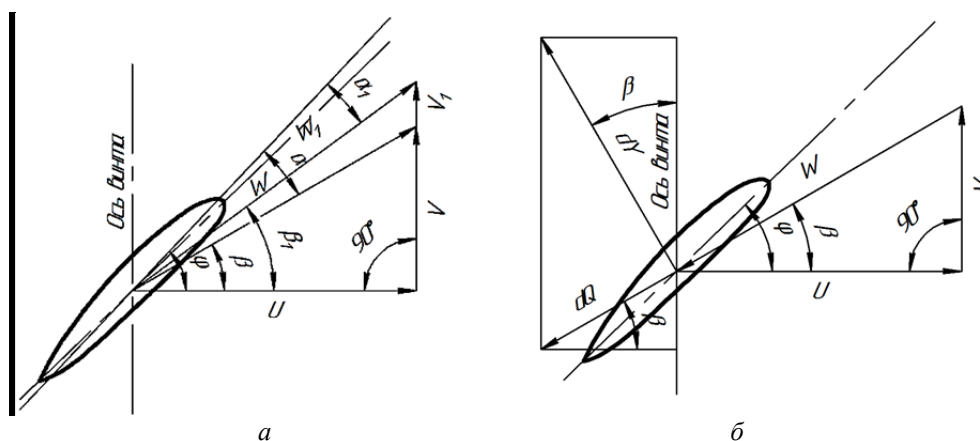


Рис. 2. К определению углов атаки и притекания:
 а – треугольник скоростей с учётом скорости поступательного движения винта;
 б – схема аэродинамических сил на элементе лопасти

На рис. 2 приняты следующие обозначения: $U = 2\pi n s r$ – окружная скорость элемента лопасти; r – расстояние до сечения лопасти от оси вращения винта; V – скорость полёта самолёта; W – скорость набегающего потока на сечение лопасти; α – угол атаки сечения лопасти; φ – угол установки сечения лопасти; β – угол притекания сечения лопасти; V_1 – вызванная винтом осевая скорость; $\alpha_1, \varphi_1, \beta_1$ – соответственно углы атаки, установки и притекания сечения лопасти с учётом вызванной винтом осевой скорости.

Демонстрация предлагаемой методики

Работоспособность предложенной методики рассмотрим на примере выбора основных параметров БПЛА самолётного типа для приобретения курсантами первоначальных навыков пилотирования. В соответствии с требованиями к учебным БПЛА приняты следующие концептуальные решения: БПЛА самолётного типа выполняется по нормальной аэродинамической схеме с одним электрическим двигателем и тянущим винтом, двухопорным шасси с хвостовой опорой. Крыло прямоугольной формы на виде в плане без геометрической крутки оборудовано механизацией задней кромки в виде отклоняемого закрыла по всему размаху крыла, который одновременно выполняет функции элерона. Профиль крыла умеренной толщины имеет выпукло-плоскую форму с целью упрощения изготовления крыла. Предусматривается возможность полёта как в ручном, так и в автоматическом режимах. Основной материал конструкции – сосна в силовых элементах, работающих на растяжение-сжатие, и пенополистирол – в силовых элементах, работающих на сдвиг, и используется также в качестве заполнителя. Скорость горизонтального установившегося полёта $V \leq 10$ м/с; размах крыла $l \leq 1$ м, время полёта $T = 0,25$ ч. Старт выполняется броском с руки, а посадка – на грунт на шасси.

В табл. 1 представлен ряд исходных данных, принятых постоянными.

Таблица 1. Исходные данные

Плотность воздуха ρ , кг/м ³	1,18
Температура воздуха t , °C	25,0
Скорость полёта V , м/с	≤ 10
Скороподъёмность V_y , м/с	$\geq 5,5$
Размах крыла l , м	≤ 1
Время полёта T , ч	0,25
Коэффициент статического момента ГО $\bar{A}_{ГО}$	0,50
Коэффициент статического момента ВО $\bar{A}_{ВО}$	0,04
Угол поперечного V -крыла	+6°
Угол установки крыла φ_k	+3,5°
Угол установки стабилизатора $\varphi_{ст}$	0
Относительная толщина профиля крыла \bar{c} , %	12,5
Максимальный угол отклонения закрылков $\delta_{зк}$	30,0°
Мидель фюзеляжа, мм	67×80
Максимальный угол наклона траектории полёта θ	+30,0°
Удельная энергоёмкость аккумулятора, Вт ч/кг	140
Максимальное напряжение на аккумуляторе U , В	8,60
Масса полезной нагрузки, кг	0,06
Удельная масса электродвигателя $\gamma_{дв}$, кг/кВт	0,36
Плотность конструкционной древесины $\rho_д$, кг/м ³	500
Плотность конструкционного пенополистирола $\rho_{п.п}$, кг/м ³	30,0
Количество лопастей воздушного винта n_v	2
Стартовое значение взлётной массы нулевого приближения m_0^0 , кг	0,5
Масса оборудования управления	
Сервопривод, кг	0,010
Приёмник радиосигнала, кг	0,013
Регулятор тока, кг	0,036
Провода и клеммы, кг	0,010

В результате получены следующие характеристики учебного БПЛА, представленные в табл. 2.

Таблица 2. Полученные характеристики БПЛА

Взлётная масса, кг	0,422
Удельная нагрузка на крыло p_0 , кг/м ²	3,3
Удлинение крыла λ	6
Сужение η	1
Размах крыла l , м	0,8760
Хорда крыла b , м	0,1460
Площадь крыла S , м ²	0,1279
Площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{м.ф}$, м ²	0,0055
Относительная площадь элерон-закрылков $\bar{S}_{мех}$	0,1850
Относительная площадь стабилизатора $\bar{S}_{Г.О}$	0,1840
Относительная площадь киля $\bar{S}_{В.О}$	0,0684
Длина самолёта L , м	0,62
Высота самолёта (с шасси) H , м	0,28
Скорость полёта V , км/ч	35,0
Коэффициент подъёмной силы горизонтального полёта c_{ya}	0,60
Мощность двигателя $N_{дв}$, Вт	140

Окончание табл. 2

Масса конструкции m_k / \bar{m}_k , кг/%	0,139/33
Масса двигателя $m_{дв} / \bar{m}_{дв}$, кг/%	0,05/120
Масса аккумулятора $m_{АКБ} / \bar{m}_{АКБ}$, кг/%	0,066/16
Масса воздушного винта $m_{в.в} / \bar{m}_{в.в}$, кг/%	0,018/4
Масса оборудования управления $m_{об.упр} / \bar{m}_{об.упр}$, кг/%	0,089/21
Масса полезной нагрузки $m_{п.н} / \bar{m}_{п.н}$, кг/%	0,06/14
Диаметр воздушного винта D , м	0,178
Шаг винта H , м	0,127
Средняя хорда лопасти винта $b_{А.л}$, м	0,015
Геометрическая крутка лопасти винта $\varphi_{в.в}$	-5°
Толщина комлевого сечения лопасти, мм	1,4
Толщина концевое сечения лопасти, мм	0,4
Частота вращения винта (при максимальной мощности) $n_{в.в}$	10 500

В табл. 2 массы агрегатов даны в абсолютных и относительных величинах через косую черту. Итоговые относительные массы аккумулятора, двигателя, воздушного винта, внесённые в табл. 2, рассчитаны уже по величине абсолютной массы существующих агрегатов, подобранных по результатам расчётов.

Представленные в табл. 2 характеристики получены в результате нескольких шагов, внутри каждого из которых было решено уравнение существования (2). Такая мера понадобилась с целью удовлетворить ограничениям по скорости горизонтального полёта $V \leq 10$ м/с и габаритам БПЛА $l \leq 1$ м, указанным в задании.

Решение задачи выполнялось на одном ядре в два потока процессора Intel Core i5. Затрачиваемое время на выполнение одной итерации решения уравнения существования составляет 0,19 с.

На основе полученных данных разработана трёхмерная геометрическая модель и построен летающий образец учебного БПЛА (рис. 3), а также выполнена серия испытательных полётов на ручном дистанционном управлении (рис. 4).

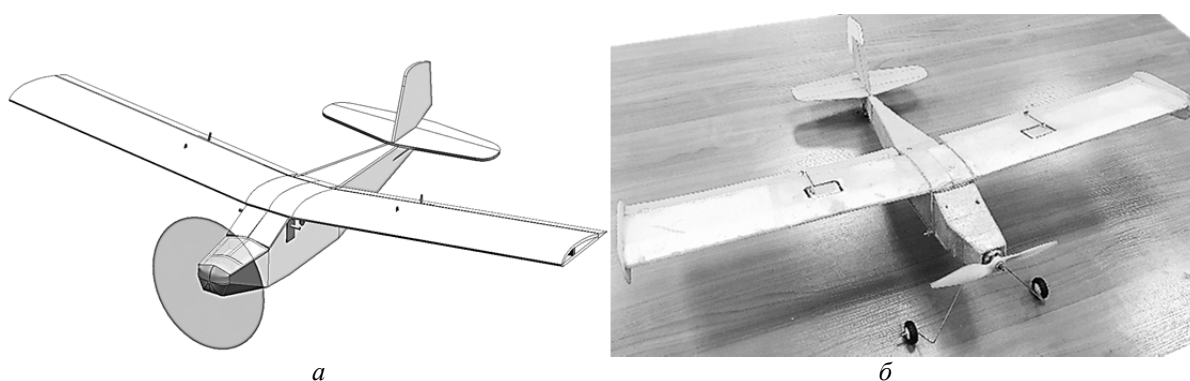


Рис. 3. Учебный БПЛА:
а – трёхмерная геометрическая модель; б – летающий образец

Полётная масса летающего образца соответствует расчётному значению $m_{пол} = 0,42$ кг. Масса изготовленной конструкции составила $m_k = 0,137$ кг.

Для удобства эксплуатации и транспортировки БПЛА предусмотрена возможность отстыковки крыла от фюзеляжа. Отстыкованное крыло открывает доступ в верх-

ний отсек фюзеляжа, где располагаются аккумулятор, приёмник радиосигнала управления, регулятор мощности двигателя, рулевой привод руля высоты. Нижний отсек фюзеляжа отделён от верхнего горизонтальной перегородкой. Он предназначен для размещения контрольно-измерительной аппаратуры и модуля автопилота. Доступ в отсек производится через люк в нижней части фюзеляжа. Крыло цельное, однолонжеронное, во внутреннем объёме которого расположены рулевые приводы элерон-закрылков.

В одном из полётов (рис. 4) в составе полезной нагрузки находился микроконтроллер, барометрический и ультразвуковой датчики высоты, которые предназначались для определения лётно-технических характеристик самолёта. Датчики засвидетельствовали диапазон высот полёта, верхняя граница которого была равна 35 метрам, а диапазон вертикальных скоростей составил $-13,6 < V_y < +8,5$ м/с.

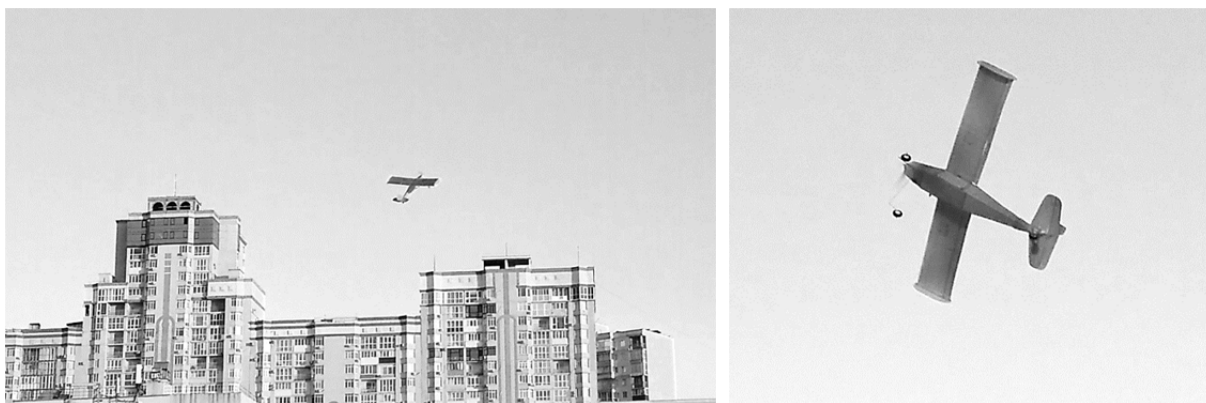


Рис. 4. Учебный БПЛА в полёте

Заключение

На основе модифицированного уравнения существования самолёта и теории изолированного элемента лопасти разработана методика выбора основных параметров малоразмерных низкоскоростных учебных БПЛА на начальных стадиях проектирования. Параллельный учёт весового и энергетического баланса летательного аппарата с помощью уравнения существования самолёта позволяет получать результат за короткое время. Работа предложенной методики продемонстрирована на примере разработки БПЛА для приобретения первоначальных навыков управления в ручном и автоматическом режимах. С учётом полученных расчётных данных построен лётный образец и проведена серия испытательных полётов с измерительной аппаратурой на борту. Лётные испытания подтвердили качественные характеристики ЛА, заложенные при проектировании: аппарат обладает хорошей устойчивостью и управляемостью во всех каналах управления на малых скоростях полёта, а также достаточной величиной энерговооружённости для выполнения интенсивного набора высоты и разворота малого радиуса без скольжения. Механизация крыла позволяет выполнять мягкую посадку на упругое шасси с малой скоростью на площадки ограниченных размеров в условиях города.

В качестве следующего этапа развития предложенной концепции комплексной подготовки проектантов и операторов БПЛА планируется усложнить состав контрольно-измерительной аппаратуры для получения всего спектра характеристик динамики полёта БПЛА в натурном эксперименте – в полёте и сравнения фактических характеристик БПЛА с расчётными характеристиками, полученными при его проектировании по разработанной методике с целью её уточнения.

Предложенный подход применения БПЛА при его возможных технических доработках позволяет дополнительно реализовать концепцию не только учебного, но и учебно-исследовательского БПЛА для проведения исследований по оценке эффекта внедрения отдельных инноваций в конструкцию и оборудование летательных аппаратов. Например, такой БПЛА может послужить летающей платформой для исследования новых аэродинамических схем, изучения перспектив применения адаптивного крыла, распределённой силовой установки, энергетической механизации крыла, реализации эффекта Коанда, эффекта Магнуса и так далее.

Авторы выражают благодарность профессору В.А. Комарову за внимательное чтение рукописи и ряд ценных замечаний.

Библиографический список

1. Федосеева Н.А., Загвоздкин М.В. Перспективные области применения беспилотных летательных аппаратов // Научный журнал. 2017. № 9 (22). С. 26-29.
2. МЧС России. Беспилотные летательные аппараты. <https://www.mchs.gov.ru/ministerstvo/o-ministerstve/tehnika/aviacionnaya-tehnika/bespilotnye-letatelnye-apparaty>
3. Бойко А. Области применения беспилотников. <http://robotrends.ru/robopedia/oblasti-primeneniya-bespilotnikov>
4. Профессия – внешний пилот. Куда пойти учиться на оператора дрона в России? https://aeronet.aero/press_room/analytics/2018_01_22_how_to_become_drone_operator_in_russia
5. ООО «Съёмка с Воздуха». <https://geodrone.su/>
6. В Самарском авиационном техникуме появилась новая специальность – «Управление дронами». https://yandex.ru/turbo/1tv.ru/s/news/2019-11-06/375212-v_samarskom_aviatsionnom_tehnikume_poyavilas_novaya_spetsialnost_upravlenie_dronami
7. Проектирование самолётов / под ред. С.М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
8. Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А. Проектирование самолётов. М.: Машиностроение, 1972. 516 с.
9. Raymer D.P. Aircraft design: a conceptual approach. Washington: Amer. Inst. of Aeronautics and Astronautics, 2012. 227 p.
10. Roskam J. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Lawrence Kansas: Design, Analysis and Research Corporation, 2017. 206 p.
11. Balunov K.A., Chedrik V.V., Tuktarov S.A., Uskov V.M. Multidisciplinary topology-based optimization in design of aircraft structural layouts // 30-th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016 (September, 25-30, 2016, Daejeon, South Korea).
12. Вырыпаев А.А., Козлов Д.М., Комаров В.А., Кузнецов А.С. Выбор рациональных параметров ступенчатого крыла с учётом весовой и аэродинамической эффективности. Депонирована в ВИНТИ № 45-В2010. 28.01.2010. 40 с.
13. Wunderlich T. Multidisziplinärer entwurf und optimierung von flügeln für verkehrsflugzeuge // Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2009 (08-10. Sept. 2009, Aachen, Deutschland). P. 1-10.
14. Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Brooks T. Multidisciplinary design optimization of aircraft configurations — Part 2: High-fidelity aerostructural optimization. Lecture series, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Sint-Genesius-Rode, Belgium, May 2016.

15. Комаров В.А. Точное проектирование // Онтология проектирования. 2012. № 3 (5). С. 8-23.
16. Корольков О.Н. Уравнение и область существования самолёта // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2001. № 10. С. 45-52.
17. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1962. 132 с.
18. Лукьянов О.Е., Эспиноса Барсенас О.У., Золотов Д.В. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ «BPLADesign» № 2021611018; 20.01.2021.
19. Юрьев Б.Н. Воздушные винты. М.: Госмашметиздат, 1933. 400 с.
20. Александров В.Л. Воздушные винты: учеб. пособие для авиац. вузов. М.: Оборонгиз, 1951. 476 с.

METHODOLOGICAL SUPPORT FOR THE TRAINING OF UAV DESIGNERS AND OPERATORS

©2021

- O. E. Lukyanov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; lukyanovoe@mail.ru
- D. V. Zolotov** Master's Student, Institute of Aeronautical Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; dmitriy.zolotov.98@mail.ru

In this paper, we presented the developed concept for end-to-end training of designers and operators of UAVs on the basis of the use of specialized aircraft-type trainers. The educational possibilities of the concept in terms of various training programs are discussed. A methodology for the selection of the main parameters of UAV taking into account the mutual effect of aerodynamics and weight was developed. It provided a wide range of specific requirements for UAVs for acquiring initial control skills in manual and automatic modes. The developed methodology is based on the takeoff-weight buildup equation modified with regard to the specific requirements for small-sized vehicles. This methodology also includes the process of choosing the most advantageous combination of geometric and kinematic parameters of an aircraft propeller using the isolated blade element theory. The methodology is implemented in PascalABC.NET language. A demonstrative example of selecting the main parameters of a training UAV for specific requirements is presented. The obtained basic technical characteristics of the UAV are given. A three-dimensional geometric model of the UAV was developed on the basis of the calculated data, and a prototype was manufactured. The flight parameters recorded through a series of test flights of the prototype are presented. The ways of using the described methodology for the development of training-and-research UAVs are discussed.

UAV trainer; aircraft; takeoff-weight buildup equation; aircraft gross weight; isolated blade element theory; design; aerodynamics; full-scale vehicle; flight experiment

Citation: Lukyanov O.E., Zolotov D.V. Methodological support for the training of UAV designers and operators. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 1. P. 14-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28

References

1. Fedoseeva N.A., Zagvozdkin M.V. Promising areas of use of unmanned aerial vehicles. *Nauchnyy Zhurnal*. 2017. No. 9 (22). P. 26-29. (In Russ.)
2. *MChS Rossii. Bepilotnye letatel'nye apparaty* [Digital source]. Available at: <https://www.mchs.gov.ru/ministerstvo/o-ministerstve/tehnika/aviacionnaya-tehnika/bepilotnye-letatelnye-apparaty>

3. Boyko A. *Oblasti primeneniya bespilotnikov* [Areas of use of unmanned aerial vehicles]. Available at: <http://robotrends.ru/robopedia/oblasti-primeneniya-bespilotnikov>
4. *Professiya – vneshniy pilot. Kuda poyti uchit'sya na operatora drona v Rossii?* [Remote pilot profession. How to become a drone operator in Russia]. Available at: https://aeronet.aero/press_room/analytics/2018_01_22_how_to_become_drone_operator_in_russia
5. ООО «S'emka s Vozdukha» [ООО «Aerial cinematography»]. Available at: <https://geodrone.su/>
6. *V Samarskom aviatsionnom tekhnikume poyavilas' novaya spetsial'nost' – «Upravlenie dronami»* [Digital source]. Available at: https://yandex.ru/turbo/1tv.ru/s/news/2019-11-06/375212-v_samarskom_aviatsionnom_tekhnikume_poyavilas_novaya_spetsialnost_upravlenie_dronami
7. *Proektirovanie samoletov / pod red. S.M. Egera* [Aircraft design / ed. by S.M. Eger]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 616 p.
8. Badyagin A.A., Eger S.M., Mishin V.F., Sklyanskiy F.I., Fomin N.A. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1972. 516 p.
9. Raymer D.P. Aircraft design: a conceptual approach. Washington: Amer. Inst. of Aeronautics and Astronautics, 2012. 227 p.
10. Roskam J. Airplane design. Part I: Preliminary sizing of airplanes. Lawrence Kansas: Design, Analysis and Research Corporation, 2017. 206 p.
11. Balunov K.A., Chedrik V.V., Tuktarov S.A., Uskov V.M. Multidisciplinary topology-based optimization in design of aircraft structural layouts // 30-th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2016 (September, 25-30, 2016, Daejeon, South Korea).
12. Vyrypaev A.A., Kozlov D.M., Komarov V.A., Kuznetsov A.S. Selection of rational parameters of stepped wing with account for their weight and aerodynamic efficiency. VINITI no. 45-B2010. 28.01.2010. 40 p. (In Russ.)
13. Wunderlich T. Multidisziplinärer entwurf und optimierung von flügeln für verkehrsflugzeuge. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2009 (08-10. Sept. 2009, Aachen, Deutschland)*. P. 1-10.
14. Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Brooks T. Multidisciplinary design optimization of aircraft configurations – Part 2: High-fidelity aerostructural optimization. Lecture series, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Sint-Genesius-Rode, Belgium, May 2016.
15. Komarov V.A. Concurrent design. *Ontology of Designing*. 2012. No. 3 (5). P. 8-23. (In Russ.)
16. Korolkov O. N. The equation and the area of existence of an airplane. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2001. No. 10. P. 45-52. (In Russ.)
17. Bolkhovitinov V.F. *Puti razvitiya letatel'nykh apparatov* [Ways of aircraft evolution]. Moscow: Oborongiz Publ., 1962. 132 p.
18. Lukyanov O.E., Espinosa Barsenas O.U., Zolotov D.V. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM «BPLADesign»* [«UAV Design» computer program. State registration certificate]. No. 2021611018, 20.01.2021.
19. Yur'ev B.N. *Vozdushnye vinty* [Airplane propellers]. Moscow: Gosmashmetizdat Publ., 1933. 400 p.
20. Aleksandrov V.L. *Vozdushnye vinty: ucheb. posobie dlya aviats. vuzov* [Airplane propellers]. Moscow: Oborongiz Publ., 1951. 476 p.