

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЛЁТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

© 2023

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 аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; dmitriy.zolotov.98@mail.ru

О. У. Эспиноса Барсенас аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; oscar.espinosa.barcenas@gmail.com

В. А. Комаров доктор технических наук, профессор, профессор кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; komarov.va@ssau.ru

Рассматривается методика, программно-аппаратное обеспечение и результаты определения аэродинамических характеристик малоразмерного беспилотного летательного аппарата из лётного эксперимента. Существо предлагаемой методики состоит в использовании малоразмерных беспилотных летательных аппаратов для исследования аэродинамических характеристик различных аэродинамических компоновок и новых технических решений. Особенность программно-аппаратной реализации методики состоит в использовании малоразмерных электронных элементов и электромеханических компонентов, доступных на рынке, для разработки достаточно универсальной системы бортовых измерений. Приводятся описание и технические характеристики разработанной системы. Тестирование системы проведено на специально спроектированном и изготовленном беспилотном летательном аппарате с традиционной аэродинамической схемой, при проектировании которого использованы известные и достаточно достоверные аэродинамические характеристики для подобного типа аппаратов. Приводятся результаты обработки лётного эксперимента и вычисленные на его основе аэродинамические характеристики, которые показали достаточно хорошее совпадение с заложенными параметрами при проектировании экспериментального беспилотного летательного аппарата.

Беспилотная летающая лаборатория; малоразмерность; бортовые измерения; полётные параметры; аэродинамические характеристики; эксперимент

Цитирование: Лукьянов О.Е., Золотов Д.В., Эспиноса Барсенас О.У., Комаров В.А. Определение аэродинамических характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов в лётном эксперименте // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 59-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74

Введение

Оперативное определение аэродинамических характеристик летательных аппаратов с помощью лётного эксперимента представляет особый интерес в настоящее время, когда во многих научных, производственных и любительских коллективах генерируется множество самых разнообразных аэродинамических компоновок и технических решений в связи с актуальностью и спецификой широчайшего использования беспилот-

ных летательных аппаратов (БПЛА) в различных сферах хозяйственной деятельности и двойного применения. Появление и активное развитие возможностей микроэлектромеханических систем и прочих электронных компонентов позволяет создавать достаточно универсальные системы автоматического управления для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, которые в свою очередь можно использовать в качестве натуральных исследовательских моделей для новых образцов авиационной техники [1].

Создание достаточно универсальной системы бортовых измерений в настоящее время представляется актуальным и вполне возможным. Главные требования к такой системе: возможность получения ключевых аэродинамических характеристик, включая испытания в манёвре, простота, надёжность в эксплуатации, возможность ремонта, низкая стоимость и возможность усовершенствования.

Исследованию проблемы получения аэродинамических характеристик в ходе лётного эксперимента посвящено значительное количество работ. Например, в [2] изложена методика идентификации аэродинамических коэффициентов самолёта в эксплуатационном диапазоне углов атаки с учётом изменения работы двигателя. В [3] приведена методика оценки характеристик устойчивости и управляемости современных корабельных авиационных комплексов с использованием методов моделирования и идентификации, разработано программное обеспечение, предназначенное для автоматизированной обработки результатов лётных экспериментов. В [4] проведён анализ проблем измерения высотно-скоростных параметров винтокрылых и сверхлёгких летательных аппаратов и определены направления совершенствования систем измерения, их элементов и устройств. В [5] разработан метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления. Авторами [6] проведён анализ влияния погрешностей датчиков давления и акселерометров на погрешность косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата. В [7] разработана электронная система оценки аэродинамических характеристик самолётов в полёте. Авторы [8] провели сопоставление показаний датчиков полётного контроллера Pixhawk, установленного на экспериментальной модели, и результатов расчёта аэродинамических характеристик. В [9] приведён порядок проектирования полётного контроллера для БПЛА конвертопланного типа на основе экспериментальных лётных данных. В [10] описана разработка бортовой системы сбора информации для расчёта аэродинамических характеристик БПЛА.

В то же время, несмотря на относительную доступность на рынке уже готовых решений, в том числе полётных контроллеров [11 – 13], для решения некоторых задач экспериментальных исследований они часто представляют собой «чёрный ящик», не позволяющий вносить изменения в аппаратную и программную часть. В настоящее время такие электронные устройства производятся иностранными компаниями, в связи с чем их массовые поставки затруднены, а стоимость постоянно растёт. Данное обстоятельство обуславливает необходимость разработки достаточно простых систем бортовых измерений (СБИ) из доступных на рынке электронных элементов для получения аэродинамических характеристик самолётов на основе малоразмерных исследовательских БПЛА.

Целью данной работы является разработка системы бортовых измерений для определения и сохранения полётных параметров БПЛА и разработка методики расчёта аэродинамических характеристик по получаемым полётным параметрам.

Предлагаемая методика определения аэродинамических характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов на основе лётного эксперимента

Среди большого количества аэродинамических характеристик летательных аппаратов, в том числе беспилотных, рассмотрим определение коэффициентов аэродинамических сил в вертикальной плоскости и эффективности работы силовой установки. К таковым относятся соответственно коэффициенты подъёмной силы c_{ya} , силы лобового сопротивления c_{xa} и коэффициент полезного действия силовой установки η .

Расчёт коэффициентов c_{ya} и c_{xa} в скоростной системе координат по результатам снятия полётных параметров в эксперименте осуществляется с помощью известных соотношений пересчёта из коэффициентов нормальной силы c_y и тангенциальной (продольной) силы c_x в связанной системе координат через угол атаки и угол скольжения.

Коэффициенты тангенциальной c_x и нормальной c_y сил в связанной системе координат определяются по соотношениям [14; 15]:

$$c_x = \frac{P - m_0 g n_x}{q S_{кр}}, \quad (1)$$

$$c_y = \frac{m_0 g n_y}{q S_{кр}}, \quad (2)$$

где n_x и n_y – величины продольной и нормальной перегрузок; $S_{кр}$ – площадь крыла; q – скоростной напор; m_0 – масса БПЛА; P – сила тяги, создаваемая силовой установкой; g – ускорение свободного падения.

При разработке методики определения аэродинамических характеристик и программно-аппаратного комплекса регистрации полётных параметров предполагается ориентация на эксплуатацию БПЛА с электрической силовой установкой.

Для получения связи силы тяги силовой установки P , а также потребляемой мощности, частоты вращения и крутящего момента воздушного винта от величины ширины импульса управляющего сигнала τ , мкс были выполнены предварительные экспериментальные исследования (рис. 1) [16] в аэродинамической трубе Т-3 Самарского университета весовым методом [17].

Полученные характеристики далее приводятся для малоразмерного бесколлекторного электродвигателя ($KV = 1800$; диаметр и длина ротора 28×6 мм) с воздушным винтом (диаметр и шаг 8×4 дюйма соответственно) (рис. 1).

Отрицательные значения некоторых из представленных величин объясняются тем, что при подаче большого скоростного напора в аэродинамической трубе воздушный винт мог развивать тягу только при больших значениях частоты вращения, а при малых – являлся источником аэродинамического сопротивления. Очевидно, что такой режим работы силовой установки можно получить только на стендовых испытаниях, полёт на таких режимах невозможен.

Тяга P , действующая в полёте, прямо пропорциональна отношению плотности воздуха в полёте $\rho_B^{\text{экс}}$ к плотности воздуха при проведении эксперимента ρ_B . Таким образом, для определения тяги двигателя необходимо знать скорость набегающего потока V , которая вычисляется из скоростного напора q с учётом плотности воздуха ρ_B .

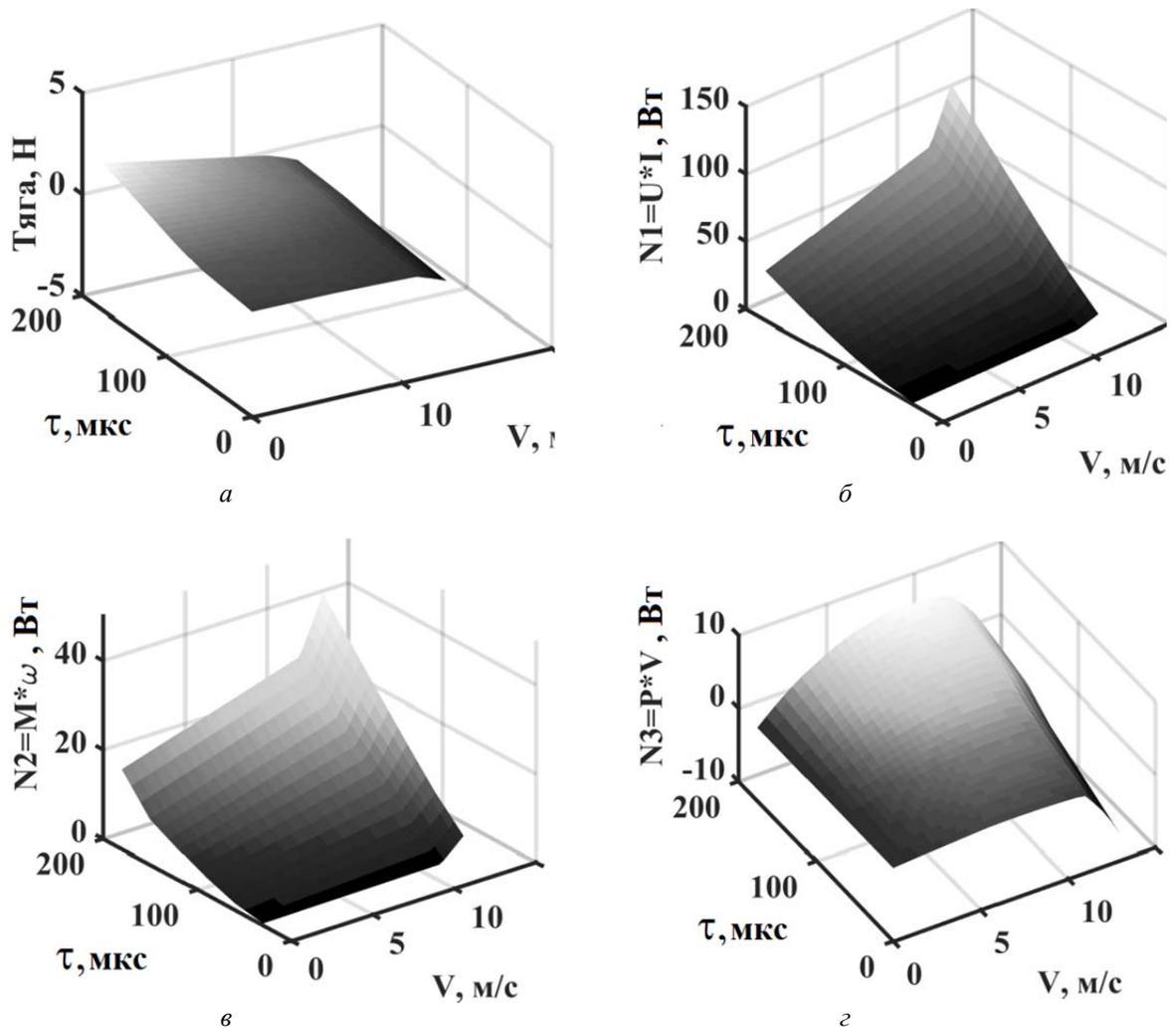


Рис. 1. Зависимости характеристик силовой установки от величины ширины импульса управляющего двигателем сигнала и скорости полёта: а – тяга; б – произведение подаваемого на двигатель напряжения и потребляемой двигателем силы тока (мощность, потребляемая двигателем); в – произведение крутящего момента и угловой скорости вращения (выдаваемая двигателем мощность); г – произведение тяги силовой установки и скорости полёта (полезная мощность)

Плотность воздуха ρ_e зависит от атмосферного давления p , температуры воздуха T , относительной влажности воздуха φ . Данные параметры воздуха могут быть определены по таблицам, номограммам и известным соотношениям [15; 18; 19].

Определение тяги силовой установки возможно на основе интерполяции полученных экспериментальных данных (рис. 1, а).

Коэффициент полезного действия (КПД) силовой установки определяется следующим образом:

$$\eta = \eta_{\text{винт}} \eta_{\text{дв}} \quad (3)$$

КПД воздушного винта и двигателя отдельно определяются по соотношениям:

$$\eta_{\text{винт}} = \frac{N_3}{N_2} = \frac{PV}{M\omega}, \quad (4)$$

$$\eta_{\text{дв}} = \frac{N_2}{N_1} = \frac{M\omega}{UI}, \quad (5)$$

где P – тяга, Н; N_1 – мощность, потребляемая двигателем, Вт; N_2 – выдаваемая двигателем мощность, Вт; N_3 – полезная мощность силовой установки, Вт; V – скорость набегающего потока, м/с; M – крутящий момент на валу двигателя, Н·м; ω – угловая скорость вращения вала двигателя, с⁻¹; U – напряжение, подаваемое на двигатель, В; I – сила тока, потребляемая двигателем, А.

Значения величин P , N_2 и N_1 определяются из их зависимостей от скорости набегающего потока V и ширины импульса управляющего сигнала τ , полученных в эксперименте в аэродинамической трубе.

На основе изложенных соотношений предлагается следующий алгоритм расчёта аэродинамических коэффициентов:

1. Регистрация датчиками и запись на жёстком носителе следующих параметров:
 - кватерниона абсолютного углового пространственного положения (q_0 – действительная и q_1, q_2, q_3 – мнимая часть кватерниона);
 - компонентов вектора линейного ускорения в связанной системе координат J_x, J_y, J_z ;
 - ширины импульса сигнала управления двигателем τ ;
 - скоростного напора q ;
 - атмосферного давления $p_{\text{атм}}$, температуры T .
2. Выполнение расчёта следующих величин на основе данных, полученных от датчиков:
 - углового положения БПЛА в системе углов Эйлера (крен γ , тангаж ν , рыскание ψ) на основе кватерниона по известным соотношениям [20 – 22];
 - компонентов перегрузки в осях связанной системы координат $n_i = J_i / g$;
 - высоты полёта h на основе атмосферного давления;
 - скорости набегающего потока V на основе скоростного напора.
3. Выполнение расчёта аэродинамических характеристик:
 - коэффициента нормальной силы c_y ;
 - коэффициента тангенциальной силы c_x ;
 - отношения $c_y / c_x \sim K$;
 - коэффициентов полезного действия силовой установки η .

Результатом работы алгоритма является файл с полётными параметрами и аэродинамическими коэффициентами БПЛА. Материальная реализация методики изложена в следующем разделе.

Разработка и изготовление системы бортовых измерений

Для получения аэродинамических коэффициентов по результатам эксперимента разрабатываемая система бортовых измерений должна позволять в режиме реального времени определять и сохранять с достаточной частотой на внешнем носителе пара-

метры, перечисленные выше в пункте 1 алгоритма расчёта аэродинамических коэффициентов.

Перечисленные параметры предложено определять в полёте с помощью набора специальных датчиков, входящих в состав СБИ. Таким образом, для определения углового положения БПЛА в пространстве используются чувствительные элементы, функционирующие на гироскопическом эффекте, в сочетании с датчиками линейного ускорения – акселерометрами. С помощью датчика линейного ускорения производится оценка линейных ускорений по осям в связанной системе координат для расчёта перегрузок: $n_i = J_i / g$, где J_i – измеренное ускорение по i -й оси, а g – ускорение свободного падения. С помощью барометрического датчика давления производится измерение атмосферного давления и определяется его изменение при наборе высоты или снижении. Атмосферное давление при включении СБИ автоматически регистрируется как нулевая высота. Датчик полного давления позволяет регистрировать скоростной напор в полёте и вычислять скорость полёта.

Для разработки электронной системы бортовых измерений были выбраны доступные в продаже датчики, микропроцессор и прочие электронные элементы, позволяющие выполнять измерения и сохранение данных с достаточной точностью и достаточной частотой, позволяющие выполнять удобную тарировку показаний:

- барометрический высотомер: BMP180 (заявленная производителем чувствительность определения высоты ± 1 м) [23];

- датчик абсолютной ориентации + акселерометр + магнитометр: BNO055 (заявленная производителем чувствительность акселерометра 1 бит/мг, чувствительность гироскопа 16 бит/мг) [24];

- датчик полного давления: MPXV7002DP (заявленная производителем чувствительность 1 В/кПа) [25].

Для записи показаний датчиков использован модуль памяти для карт MicroSD [26]. Управление системой осуществляется микроконтроллером Arduino Nano 33 BLE [27]. Управляющие сигналы, генерируемые оператором, с помощью радиопередатчика передаются на БПЛА по радиоканалу, обрабатываются микроконтроллером и сохраняются на карту памяти. Например, сигналы управления силовой установкой регистрируются в виде ширины импульса сигнала τ в микросекундах. Электронная схема системы представлена на рис. 2.

На рис. 3, а показана та же схема в более наглядном представлении с учётом конкретных используемых электронных и электрических элементов в СБИ. На рис. 3, б представлен рабочий прототип системы СБИ с выбранной аппаратной частью согласно представленной схеме.

Полётные параметры сохраняются на карту памяти MicroSD в тестовый файл с расширением *.txt, пример приведён на рис. 4.

Изменение каждого параметра записывается по столбцам, где первый столбец – это время t в миллисекундах, а остальные по порядку: барометрическая высота h , м; кватернион углового положения БПЛА в пространстве представлен четырьмя величинами (действительная q_0 и мнимая часть q_1, q_2, q_3); продольное ускорение J_x , нормальное ускорение J_y и боковое ускорение J_z в связанной системе координат, м/с²; скоростной напор q , Па; ширина импульса сигнала в микросекундах τ .

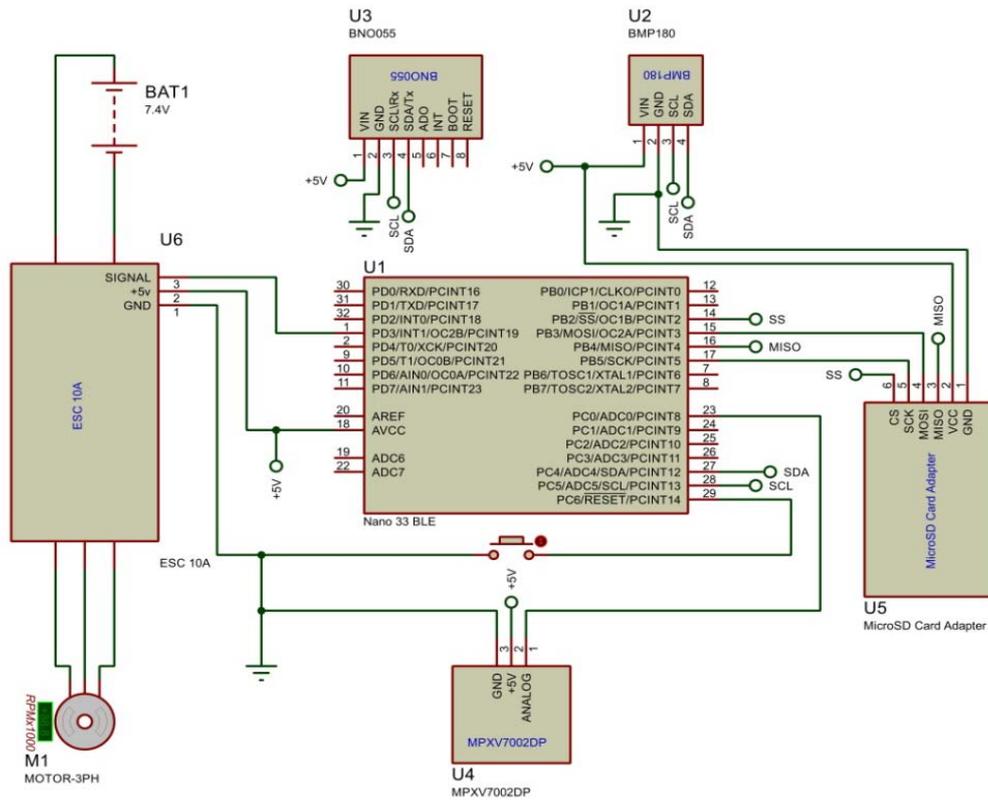


Рис. 2. Электронная схема системы бортовых измерений, полученная с использованием ПО Proteus

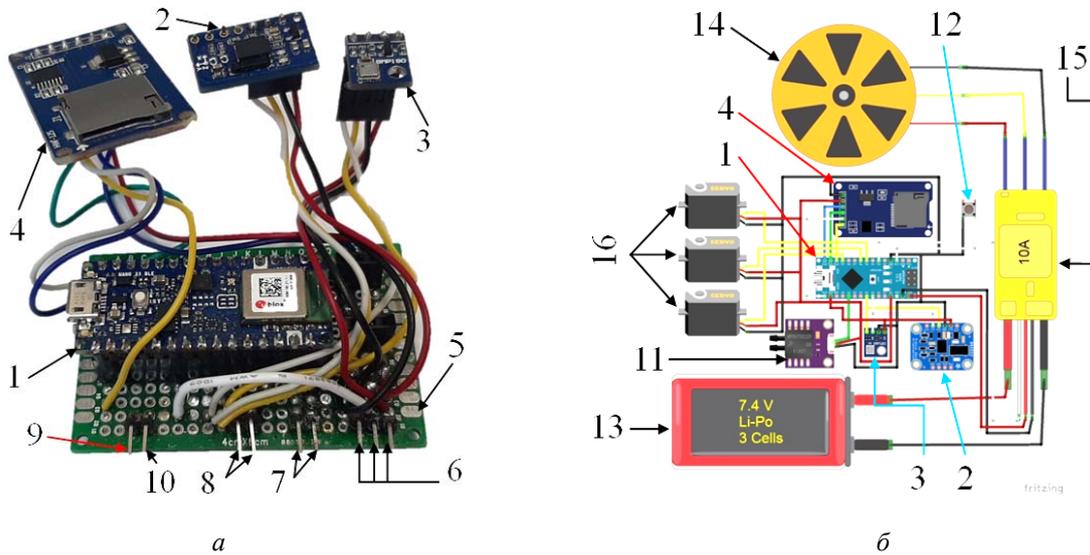
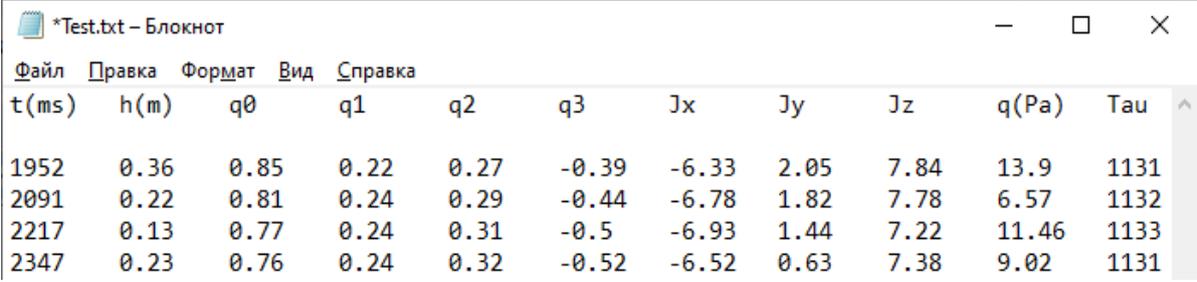


Рис. 3. Основные элементы системы бортовых измерений:

а – прототип СБИ; б – графическая репрезентация схемы СБИ с помощью ПО Fritzing:
 1 – микроконтроллер Arduino Nano 33 BLE; 2 – датчик абсолютной ориентации BNO055; 3 – барометрический высотомер BMP180; 4 – модуль памяти Micro SD Card Adapter; 5 – макетная плата; 6 – клеммы подключения датчика динамического напора MPXV7002DP; 7 – клеммы питания СБИ; 8 – клеммы кнопки перезагрузки; 9 – клемма сигнала, подающегося от приёмника; 10 – клемма сигнала на двигатель, подающегося от СБИ; 11 – датчик динамического напора MPXV7002DP; 12 – кнопка перезагрузки СБИ; 13 – АКБ; 14 – электродвигатель; 15 – регулятор хода двигателя; 16 – сервоприводы



Файл	Правка	Формат	Вид	Справка						
t(ms)	h(m)	q θ	q1	q2	q3	Jx	Jy	Jz	q(Pa)	Tau
1952	0.36	0.85	0.22	0.27	-0.39	-6.33	2.05	7.84	13.9	1131
2091	0.22	0.81	0.24	0.29	-0.44	-6.78	1.82	7.78	6.57	1132
2217	0.13	0.77	0.24	0.31	-0.5	-6.93	1.44	7.22	11.46	1133
2347	0.23	0.76	0.24	0.32	-0.52	-6.52	0.63	7.38	9.02	1131

Рис. 4. Пример записи полётных параметров в файл

Система бортовых измерений начинает регистрировать и сохранять параметры с момента её включения. Все используемые датчики перед сборкой системы должны проходить проверку и тарироваться. В рассматриваемом примере тарировка датчика полного давления выполнялась в аэродинамической трубе путём сравнения показаний датчика и действительного скоростного напора. Проверка правильности показаний датчика ориентации и акселерометра проводилась на специальном стенде с карданным подвесом и лимбами для измерения угловых перемещений.

Для пересчёта аэродинамических коэффициентов из связанной системы координат в скоростную необходимы данные об угле атаки летательного аппарата. Микроразмерных датчиков угла атаки в свободном доступе на рынке электронных элементов в продаже нет – требуется специальная разработка. В то же время угол атаки может быть вычислен как разница углов тангажа и наклона траектории летательного аппарата при том, что угол тангажа определяется непосредственно датчиком абсолютной ориентации, а угол наклона траектории может быть определён через соотношение поступательной и вертикальной скоростей БПЛА. Вертикальная скорость может быть вычислена как производная высоты полёта по времени. Предварительные исследования показали, что использование такого метода не позволяет достичь высокой точности. Поэтому в данной работе определение аэродинамических коэффициентов в скоростной системе координат не рассматривается. При этом делается допущение, что при рассмотрении характеристик в горизонтальном крейсерском полёте, где углы атаки относительно невелики, можно считать аэродинамические коэффициенты в связанной и скоростной системах координат примерно одинаковыми. Таким образом, аэродинамическое качество в данной работе предложено оценивать как отношение коэффициента нормальной силы к коэффициенту тангенциальной силы.

Компоновка летающей лаборатории

Разработанная система бортовых измерений использовалась в лётном эксперименте на БПЛА, изготовленном авторами и описанном в [28]. Сводка масс и основные геометрические характеристики представлены в табл. 1.

БПЛА выполнен по нормальной схеме с высокорасположенным однолонжеронным прямым крылом и оперением классической схемы. Бесколлекторный электродвигатель располагается в носовой части фюзеляжа для обеспечения возможности запуска броском с руки. Крыло имеет плосковыпуклый аэродинамический профиль Rhode St. Genese 32 с относительной толщиной, равной 12%. Органами управления БПЛА являются руль высоты и флапероны, сочетающие в себе роль элеронов в полёте и закрылков во взлётно-посадочной конфигурации. Отклонение органов управления осуществляется с помощью трёх сервоприводов: двух для флаперонов и одного для руля высоты.

Таблица 1. Основные характеристики БПЛА

Взлётная масса, кг	0,422
Относительная масса конструкции m_k/m_0	0,440
Относительная масса силовой установки $m_{с.у.}/m_0$	0,104
Относительная масса аккумулятора $m_{АКБ}/m_0$	0,156
Относительная масса воздушного винта $m_{в.в.}/m_0$	0,030
Относительная масса системы управления $m_{упр.}/m_0$	0,114
Относительная масса СБИ $m_{СБИ}/m_0$	0,154
Удлинение крыла λ	6
Размах крыла l , м	0,876
Площадь крыла S , м ²	0,128
Площадь миделевого сечения фюзеляжа $S_{м.ф.}$, м ²	0,005
Относительная площадь горизонтального оперения $\bar{S}_{Г.О.}$	0,184
Относительная площадь вертикального оперения $\bar{S}_{В.О.}$	0,068
Длина БПЛА L , м	0,625
Расчётная скорость полёта V , км/ч	35
Максимальная мощность двигателя $N_{дв.}$, Вт	60
Положение центра масс БПЛА, % САХ	24,50

В центральной части БПЛА под крылом располагается отсек для размещения системы бортовых измерений полётных параметров и приёмника радиосигнала от оператора БПЛА. В носовой части БПЛА располагаются источник питания – аккумуляторная батарея и контроллер управления двигателем. Приёмники полного и статического давления установлены на консольных частях крыла.

На рис. 5 показана трёхмерная геометрическая модель БПЛА (а) и готовый БПЛА в полёте (б). На рис. 6 представлено размещение СБИ в специальном корпусе (а) и в отсеке фюзеляжа (б). Размеры корпуса СБИ: 62×46×61 мм.

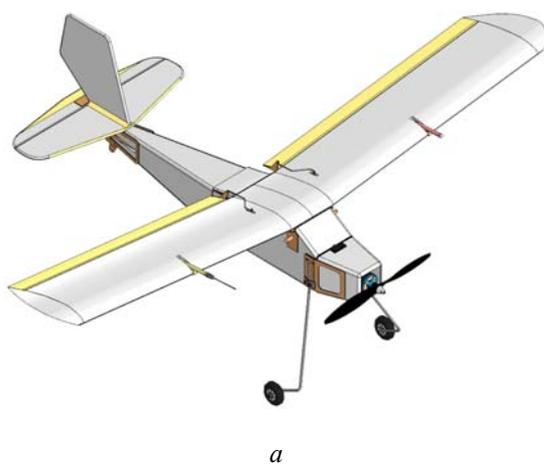


Рис. 5. Трёхмерная модель беспилотной летающей лаборатории и фото изготовленного БПЛА: а – модель БПЛА; б – готовый БПЛА в полёте



а



б

Рис. 6. Размещение датчиков системы бортовых измерений:
а – в специальном корпусе; б – в отсеке фюзеляжа

Результаты экспериментального исследования аэродинамических характеристик БПЛА

Лётный эксперимент производится на открытом пространстве. БПЛА запускается броском с руки. Управление осуществляется оператором дистанционно по радиосигналу. Запись полётных параметров начинается с момента подачи питания в электросистему БПЛА. В процессе работы СБИ происходит непрерывная запись снимаемых с датчиков параметров на карту памяти. После завершения полёта и отключения электросистемы БПЛА от питания файл с полётными данными может быть переписан с карты памяти на компьютер для их анализа и расчёта на их основе аэродинамических характеристик БПЛА. В течение всего полёта производится запись на видео с земли.

В табл. 2, 3 приводятся результаты обработки экспериментальных данных при выполнении горизонтального установившегося полёта. При этом горизонтальный полёт выполнялся два раза на разных скоростях. В табл. 2, 3 приведены усреднённые значения полётных параметров и рассчитанные на их основе аэродинамические характеристики и значения КПД электродвигателя, воздушного винта и силовой установки для режима горизонтального полёта. Полёты производились с небольшим интервалом времени при температуре воздуха $T = -7^{\circ}\text{C}$, атмосферном давлении $p = 758$ мм рт. ст. и относительной влажности воздуха $\varphi = 74\%$.

Таблица 2. Полётные параметры, полученные в ходе лётных экспериментов

№ эксп.	h , м	ϑ , °	n_x	n_y	q , Па	V , м/с	P , Н	N_3 , Вт
1	8,71	-3,37	0,0551	0,9871	26,11	8,3	0,7154	5,9462
2	6,4	-0,21	-0,0255	1,0371	43,20	11,0	0,5617	6,1859

Таблица 3. Аэродинамические характеристики и КПД, полученные в результате обработки полётных параметров

№ эксп.	c_x	c_y	K	$\eta_{\text{дв}}$	$\eta_{\text{винт}}$	η
1	0,0796	0,6398	8,0347	0,406	0,471	0,191
2	0,0610	0,3828	6,2780	0,401	0,371	0,149

Примечательно, что режим горизонтального полёта при меньшей скорости более выгоден с точки зрения аэродинамического качества и энергопотребления силовой установки. Несмотря на большие значения коэффициента продольной силы c_x , на этом

режиме наблюдаются более высокие значения коэффициента нормальной силы c_y и коэффициента полезного действия силовой установки.

Результаты выполнения фигуры «петля» представлены на рис. 7.

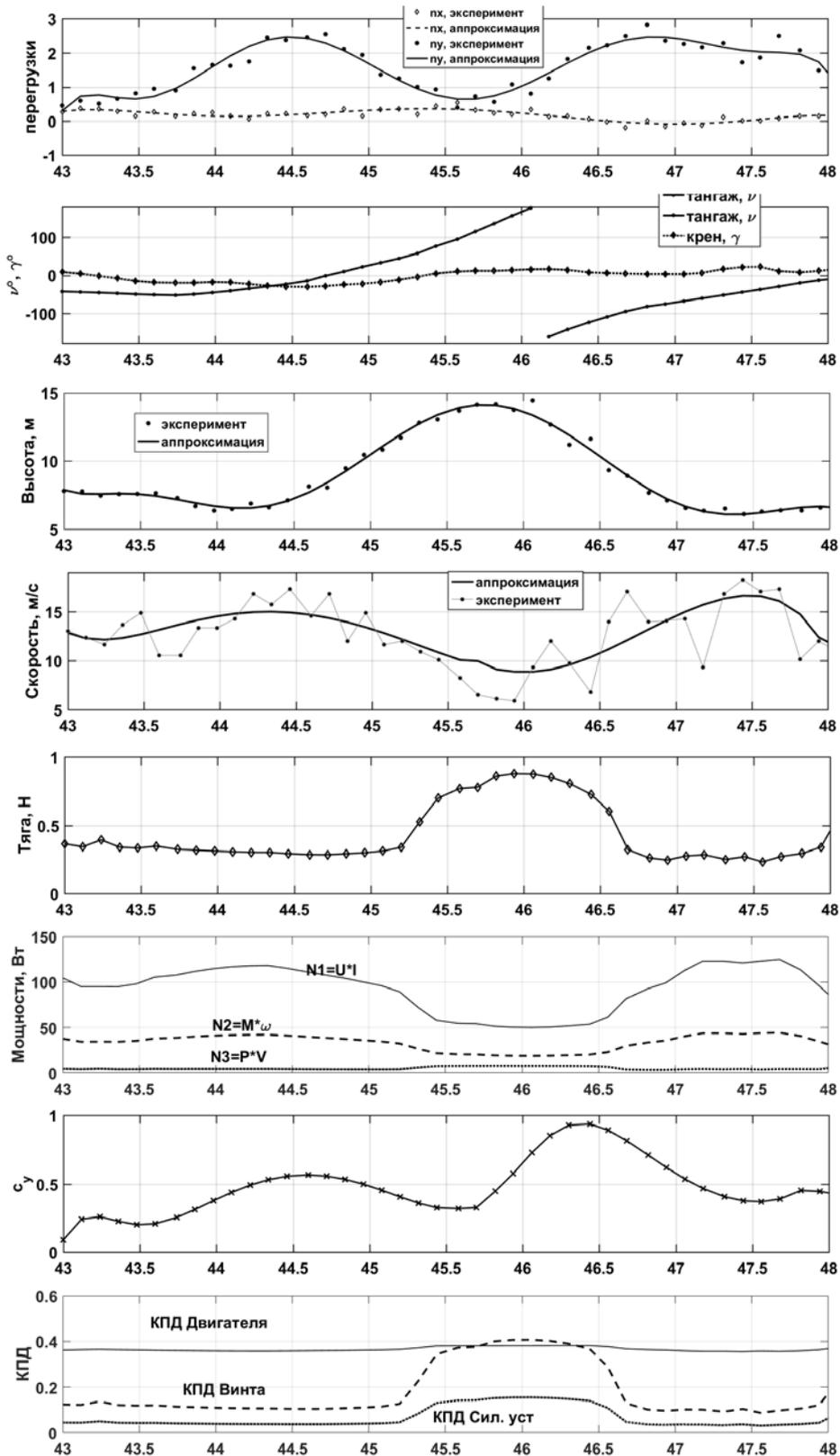


Рис. 7. Полётные параметры и аэродинамические характеристики при выполнении фигуры «петля»

Используемые датчики позволяют получать данные с высокой точностью. Так, некоторые из них оснащены фильтрами измеряемых величин, что позволяет эффективно избавляться от шума и повысить качество снимаемых данных. Датчик полного давления выдаёт показания с довольно высоким шумом, так как он предназначен для измерения более высоких значений скоростного напора воздуха, поэтому его показания были усреднены после обработки результатов полёта.

На графиках наблюдается взаимное соответствие между полётными параметрами. Нормальная перегрузка n_y возрастает до достижения первого экстремума, соответствующего углу тангажа $\vartheta = 45^\circ$, после чего снижается до единицы в момент переворота и снова возрастает до достижения второго экстремума при $\vartheta = -45^\circ$ с последующим снижением. Продольная перегрузка n_x достигает максимума при $\vartheta = 180^\circ$ и минимума при $\vartheta = -45^\circ$. Угол тангажа ϑ возрастает до достижения наивысшей точки петли, соответствующей $\vartheta = 180^\circ$, после чего происходит его отражение до $\vartheta = -180^\circ$, свидетельствующее о перевороте БПЛА в вертикальной плоскости, и последующее возвращение к околонулевым значениям. Барометрическая высота h , тяга P и мощность W возрастают до достижения максимального значения в точке переворота и снижаются после него. Воздушная скорость V возрастает до достижения первого экстремума, соответствующего углу тангажа $\vartheta = 45^\circ$, после чего снижается до минимума в момент переворота и снова возрастает до достижения второго экстремума при $\vartheta = -45^\circ$ с последующим снижением.

Заключение

Результаты выполненного эксперимента показывают, что создание системы сбора бортовых измерений по предложенной методологии для малоразмерных летательных аппаратов возможно с малыми затратами. Предложенная система позволяет получать широкий спектр регистрируемых параметров и вычисленных аэродинамических характеристик с интервалом до 50 мс и сохранять их на внешнем носителе.

При проектировании использованного в лётном эксперименте БПЛА в крейсерском режиме полёта закладывалось значение аэродинамического качества 7 единиц и коэффициент подъёмной силы $c_{ya} = 0,6$. В результате экспериментальных лётных исследований получены значения аэродинамического качества от 6 до 8 единиц при различных режимах полёта и коэффициент нормальной силы $c_y = 0,64$, что приемлемо согласуется с проектными расчётными данными.

Таким образом, разработанную методику определения аэродинамических характеристик малоразмерных БПЛА в лётном эксперименте и её программно-аппаратную реализацию можно рекомендовать для широкого применения в поисковых исследованиях при предварительных экспериментальных исследованиях новых БПЛА, оснащать их системой бортовых измерений во время выполнения первых полётов.

Исследования выполнены при поддержке программы развития Самарского университета на 2021-2030 годы «Приоритет 2030», номер соглашения № ПР-НУ/2.1-08-2023.

Библиографический список

1. Миронов А.Д., Владычин Г.П., Кондратов А.А. Методы исследований на летающих моделях. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.
2. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолёта в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 4. С. 269-276. DOI: 10.17587/mau.16.269-276
3. Николаев С.В. Методика оценки характеристик устойчивости и управляемости корабельных авиационных комплексов на основе рационального сочетания моделирования, идентификации и лётных экспериментов // Наука и Образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 10. С. 171-193. DOI: 10.7463/1015.0813316
4. Тюрина М.М., Поронов А.А. Система измерения высотно-скоростных параметров винтокрылых и сверхлёгких летательных аппаратов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2007. № 4. С. 53-57.
5. Максимов А.К. Метод косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2019. Т. 62, № 10. С. 893-899. DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-10-893-899
6. Максимов А.К. Оценка погрешностей косвенного измерения аэродинамических углов летательного аппарата с использованием акселерометров и датчиков давления // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 7. С. 634-639. DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-7-634-639
7. Higashino S.I., Sakurai A. A UAV flight-experiment system for the estimation of aerodynamic characteristics // 2nd AIAA Unmanned Unlimited Conf. and Workshop & Exhibit (September, 15-18, 2003, San Diego, California). DOI: 10.2514/6.2003-6584
8. Chung P.-H., Ma D.-M., Shiao J.-K. Design, manufacturing, and flight testing of an experimental flying wing UAV // Applied Sciences. 2019. V. 9, Iss. 15. DOI: 10.3390/app9153043
9. Sato M., Muraoka K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. V. 38, Iss. 6. P. 1071-1082. DOI: 10.2514/1.g000263
10. Хамза М.А.Х. Проектирование системы сбора полётной информации для расчёта аэродинамических характеристик БПЛА // Онтология проектирования. 2023. Т. 13, № 1 (47). С. 90-98. DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-1-90-98
11. Pixhawk. Flight controller: <https://pixhawk.org/products/>
12. FeiyuTech FY-51AP. Flight controller. <https://store.feiyu-tech.com/collections/uav-autopilot/products/feiyutech-fy-51ap-flight-controller-for-fixed-wing-aerial-photography-uav-drone-rc-plane-fpv>
13. AutoQuad autonomous multi rotor vechile controller. <http://autoquad.org/>
14. Балакин В.Л., Лазарев Ю.Л. Динамика полёта самолёта. Расчёт траекторий и лётных характеристик: конспект лекций. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2002. 56 с.
15. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 501 с.
16. Lukyanov O.E., Espinosa Barsenas O.U., Zolotov D.V. Experimental model of an electric power plant for small UAV's automatic control systems // 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC) (June, 23-25, 2021, Samara, Russian Federation). DOI: 10.1109/ec52789.2021.10016802

17. Лукьянов О.Е., Тарасова Е.В., Мартынова В.А. Удалённое управление экспериментальной установкой и автоматизация обработки экспериментальных данных // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 1. С. 128-132.

18. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика: учеб. пособие для вузов. М.: Высшая школа, 1970. 423 с.

19. Buck A.L. New equations for computing vapor pressure and enhancement factor // Journal of Applied Meteorology. 1981. V. 20, Iss. 12. P. 1527-1532. DOI: 10.1175/1520-0450(1981)020<1527:nefcvp>2.0.co;2

20. Beard R.W., McClain T.U. Small unmanned aircraft: Theory and practice. Princeton University Press, 2012. 320 p. DOI: 10.1515/9781400840601

21. Челноков Ю.Н. Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением. М.: Физматлит, 2011. 556 с.

22. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твёрдого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.

23. BMP180. Digital pressure sensor. <https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf>

24. BNO055. Intelligent 9-axis absolute orientation sensor. <https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bno055-ds000.pdf>

25. MPXV7002. Integrated silicon pressure sensor, on-chip signal conditioned, temperature compensated and calibrated. <https://www.nxp.com/docs/en/datasheet/MPXV7002.pdf>

26. Обзор модуля micro SD карт, SPI: <https://robotchip.ru/obzor-modulya-micro-sd-kart-spi/>

27. The Arduino Nano 33 BLE. <https://docs.arduino.cc/static/8d5ff8c913179005a1245cf76bc97df7/ABX00031-datasheet.pdf>

28. 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

DETERMINING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLES INVOLVING FLIGHT EXPERIMENT

© 2023

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 Postgraduate Student of the Institute of Aerospace Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; dmitriy.zolotov.98@mail.ru

O. U. Espinosa Bارسenas Postgraduate Student of the Institute of Aerospace Engineering; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; oscar.espinosa.barcenas@gmail.com

V. A. Komarov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Construction and Design, Samara National Research University, Samara, Russian Federation; komarov.va@ssau.ru

The methodology, software and hardware and the results of determining the aerodynamic characteristics of a small-sized UAV on the basis of a flight experiment are considered in the article. The peculiarity of the proposed technique is the use of small-sized UAVs to study the aerodynamic characteristics of various aerodynamic configurations and new engineering solutions. The main feature of the software and hardware implementation of the methodology consists in the use of small-sized electronic elements and electromechanical components available on the market in order to develop a sufficiently universal system of airborne measurements. The description and technical characteristics of the developed system are given. The system was tested on a specially designed and manufactured UAV with a traditional aerodynamic configuration that was designed using well-known and sufficiently reliable aerodynamic characteristics for such aircraft. The results of processing the data of the flight experiment and the aerodynamic characteristics calculated on its basis are presented. They show fairly good agreement with the parameters laid down in the design of the experimental UAV.

Unmanned flying laboratory; small-sized; airborne measurements; flight parameters; aerodynamic characteristics; experiment

Citation: Lukyanov O.E., Zolotov D.V., Espinosa Barsenas O.U., Komarov V.A. Determining aerodynamic characteristics of small unmanned aerial vehicles involving flight experiment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 59-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74

References

1. Mironov A.D., Vladychin G.P., Kondratov A.A. *Metody issledovaniy na letayushchikh modelyakh* [Methods of flying model studies]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 144 p.
2. Korsun O.N., Nikolayev S.V. Identification of the aerodynamic coefficients of longitudinal motion of an aircraft in the operational range of the attack angles. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*. 2015. V. 16, no. 4. P. 269-276. (In Russ.). DOI: 10.17587/mau.16.269-276
3. Nikolayev S.V. Technique for assessing the stability and controllability characteristics of naval aircraft systems based on the rational combination of modeling, identification and flight experiments. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 10. P. 171-193. (In Russ.). DOI: 10.7463/1015.0813316
4. Tyurina M.M., Porunov A.A. A system for measuring the altitude-airspeed parameters of rotorcraft and very light flight vehicles. *Russian Aeronautics*. 2007. V. 50, Iss. 4. P. 422-429. DOI: 10.3103/S1068799807040137
5. Maksimov A.K. Method of indirect measurement of aircraft aerodynamic angles using accelerometers and pressure sensors. *Journal of Instrument Engineering*. 2019. V. 62, no. 10. P. 893-899. (In Russ.). DOI: 10.17586/0021-3454-2019-62-10-893-899
6. Maksimov A.K. Estimation of errors in indirect measurement of aircraft aerodynamic angles using accelerometers and pressure sensors. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. V. 63, no. 7. P. 634-639. (In Russ.). DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-7-634-639
7. Higashino S.I., Sakurai A. A UAV flight-experiment system for the estimation of aerodynamic characteristics. *2nd AIAA Unmanned Unlimited Conf. and Workshop & Exhibit (September, 15-18, 2003, San Diego, California)*. DOI: 10.2514/6.2003-6584
8. Chung P.-H., Ma D.-M., Shiau J.-K. Design, manufacturing, and flight testing of an experimental flying wing UAV. *Applied Sciences*. 2019. V. 9, Iss. 15. DOI: 10.3390/app9153043
9. Sato M., Muraoka K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2015. V. 38, Iss. 6. P. 1071-1082. DOI: 10.2514/1.g000263
10. Hamzah M.A.H. Designing a flight information collection system for calculating the aerodynamic characteristics of a UAV. *Ontology of Designing*. 2023. V. 13, no. 1. P. 90-98. (In Russ.). DOI: 10.18287/2223-9537-2023-13-1-90-98

11. Pixhawk. Flight controller. Available at: <https://pixhawk.org/products/>
12. FeiyuTech FY-51AP. Flight controller. Available at: <https://store.feiyutech.com/collections/uav-autopilot/products/feiyutech-fy-51ap-flight-controller-for-fixed-wing-aerial-photography-uav-drone-rc-plane-fpv>
13. AutoQuad autonomous multi rotor vehicle controller. Available at: <http://autoquad.org/>
14. Balakin V.L., Lazarev Yu.L. *Dinamika poleta samoleta. Raschet traektoriy i letnykh kharakteristik: konspekt lektsiy* [Aircraft flight dynamics. Calculation of trajectories and flight performance: lecture notes]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2002. 56 p.
15. Ostoslavskiy I.V., Strazheva I.V. *Dinamika poleta. Traektorii letatel'nykh apparatov* [Flight dynamics. Aircraft trajectories]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1969. 501 p.
16. Lukyanov O.E., Espinosa Barsenas O.U., Zolotov D.V. Experimental model of an electric power plant for small UAV's automatic control systems. *2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC) (June, 23-25, 2021, Samara, Russian Federation)*. DOI: 10.1109/ec52789.2021.10016802
17. Lukyanov O.E., Tarasova E.V., Martynova V.A. Remote management of experimental installation and automation of processing of experimental data. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 1. P. 128-132. (In Russ.)
18. Gorlin S.M. *Eksperimental'naya aeromekhanika: ucheb. posobie dlya vuzov* [Experimental aeromechanics: study guide for university students]. Moscow: Vysshaya Shkola Publ., 1970. 423 p.
19. Buck A.L. New equations for computing vapor pressure and enhancement factor. *Journal of Applied Meteorology*. 1981. V. 20, Iss. 12. P. 1527-1532. DOI: 10.1175/1520-0450(1981)020<1527:nefcvp>2.0.co;2
20. Beard R.W., McClain T.U. *Small unmanned aircraft: Theory and practice*. Princeton University Press, 2012. 320 p. DOI: 10.1515/9781400840601
21. Chelnokov Yu.N. *Kvaternionnye modeli i metody dinamiki, navigatsii i upravleniya dvizheniem* [Quaternion models and methods of dynamics, navigation and motion control]. Moscow: Fizmatlit Publ., 2011. 556 p.
22. Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* [Use of quaternions in problems of rigid body orientation]. Moscow: Nauka Publ., 1973. 320 p.
23. BMP180. Digital pressure sensor. Available at: <https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf>
24. BNO055. Intelligent 9-axis absolute orientation sensor. Available at: <https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/datasheets/bst-bno055-ds000.pdf>
25. MPXV7002. Integrated silicon pressure sensor, on-chip signal conditioned, temperature compensated and calibrated. Available at: <https://www.nxp.com/docs/en/datasheet/MPXV7002.pdf>
26. *Obzor modulya micro SD kart, SPI* [Survey of a module of micro SD cards]. Available at: <https://robotchip.ru/obzor-modulya-micro-sd-kart-spi/>
27. The Arduino Nano 33 BLE. Available at: <https://docs.arduino.cc/static/8d5ff8c913179005a1245cf76bc97df7/ABX00031-datasheet.pdf>
28. 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. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28