

### МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
- 2.5.13 – Проектирование конструкция и производство летательных аппаратов;
- 2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
- 2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
- 2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 533.6.05

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71

## Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата

Д.В. Верещиков<sup>1</sup>, И.К. Макаров<sup>1</sup>, И.С. Моисеева<sup>1</sup>,  
С.М. Баранцев<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

**Аннотация:** В статье изложены результаты работ в области создания натурального стенда для исследований в области определения структуры и параметров системы управления беспилотными летательными аппаратами коптерного типа с силовой установкой, имеющей в своем составе электродвигатели с винтами фиксированного шага. Представлены особенности конструктивной реализации стенда с учетом перспектив его развития в части количества степеней свободы (каналов тангажа, крена и рыскания). Описан реализованный принцип интеграции Simulink – модели объекта управления, контроллера на базе платформы Arduino, гироскопа-акселерометра для организации обратных связей в интересах формирования алгоритмов автоматического и позиционного (ручного) управления углом тангажа, ручного управления оборотами электродвигателя. Представлен анализ результатов натурального моделирования в части качества переходных процессов и затрат электроэнергии для различных вариантов настройки PID-регулятора, обеспечивающего формирование сигнала оборотов электродвигателя. Сделан вывод о целесообразности создания и использования экспериментальной базы для обоснования применения адаптивных алгоритмов управления беспилотными летательными аппаратами коптерного типа с элементами искусственного интеллекта в интересах обеспечения требуемых пилотажных характеристик в широком диапазоне свойств объектов управления.

**Ключевые слова:** летательный аппарат коптерного типа, винт фиксированного шага, управление, микроконтроллер, моделирование, PID-регулятор.

**Для цитирования:** Верещиков Д.В. Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата / Д.В. Верещиков, И.К. Макаров, И.С. Моисеева, С.М. Баранцев // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71

## Full-scale simulator to test a control system of an engine-propeller powerplant of a convertible aerial vehicle

D.V. Vereshchikov<sup>1</sup>, I.K. Makarov<sup>1</sup>, I.S. Moiseeva<sup>1</sup>, S.M. Barantsev<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Military Educational and Scientific Center of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, Voronezh, Russia

**Abstract:** The article presents the results of work involved with developing a full-scale simulator for research into determining the structure and parameters of the control system for unmanned aerial copter-type vehicles with a powerplant comprising electric motors with fixed-pitch propellers. The features of the engineering implementation of the simulator, taking into account the prospects for its

development in terms of greater maneuverability (pitch, roll and yaw), are presented. The implemented principle of the Simulink integration – a model of the control object, a controller based on the Arduino platform, a gyroscope-accelerometer to organize feedbacks for the purpose of forming algorithms of the automatic and positional (manual) pitch angle control, manual motor revs control is described. The analysis of the full-scale simulation results in terms of the quality of transients and power costs for various settings of the PID-regulator, which provides generating a signal of electric motor revolutions, is presented. It is concluded that it is feasible to create and use an experimental base to justify the use of adaptive control algorithms for unmanned aerial copter-type vehicles with elements of artificial intelligence to ensure the required flying characteristics in a wide range of properties of control objects.

**Key words:** aerial copter-type vehicle, fixed-pitch propeller, control, microcontroller, modelling, PID-regulator.

**For citation:** Vereshikov, D.V., Makarov, I.K., Moiseeva, I.S., Barancev, S.M. (2024). Full-scale simulator to test a control system of an engine-propeller powerplant of a convertible aerial vehicle. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 1, pp. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71

## Введение

Одним из важнейших этапов создания летательного аппарата (ЛА) является разработка его системы управления [1–4]. В зависимости от предъявляемых требований к характеристикам устойчивости и управляемости ЛА, обладающего индивидуальными особенностями, в системе управления реализуются алгоритмы, требующие оценки адекватности и эффективности их работы [5–7]. Эту задачу целесообразно решать «на земле» с применением стендов и установок, функционирование которых основано на схожих с объектом исследования принципах [8–17]. Целесообразность такого подхода обоснована высокой вероятностью потери (повреждения) ЛА в натурных (летных) испытаниях, невозможностью учета методами математического моделирования всех процессов и явлений, происходящих в полете, а также всего многообразия свойств объекта моделирования. Такая ситуация характерна в том числе и для беспилотных ЛА с винтомоторными электрическими силовыми установками (БЛА коптерного типа).

Практика применения БЛА коптерного типа для решения широкого круга народнохозяйственных задач и задач военного назначения выявила их существенный недостаток – малую дальность полета. Это связано с тем, что энергия аккумуляторных батарей расходуется как на создание подъемной силы, так и на создание силы тяги. Кроме того, задача обеспечения устойчивости и управляемости БЛА решается только путем изменения тяги винтов за счет коррекции величины

их оборотов, а следовательно работы электродвигателей на переходных режимах, сопровождающихся повышенным потреблением энергии. Проблема усугубляется ростом требуемой массы целевой нагрузки, а следовательно массы БЛА, и наличием ветровых возмущений, направление которых далеко не всегда совпадает с маршрутом полета.

Разрешение обозначенной проблемы лежит в плоскости создания и применения конвертируемых БЛА (КБЛА), полет по маршруту которых осуществляется с использованием подъемной силы, создаваемой крылом, а тяга – винтами, развернутыми вместе с электродвигателями в сторону движения. Такой принцип известен, существуют экспериментальные и даже серийные летательные аппараты (рис. 1), однако известен также и комплекс проблем, возникающих при создании и эксплуатации таких ЛА.

Одной из проблем является необходимость создания таких законов управления КБЛА, которые бы учитывали особенности в динамике их движения на вертолетном, самолетном и переходном режимах. Как показывают исследования [18–20], система управления КБЛА должна быть электродистанционной, и в ней должны быть использованы интегральные астатические алгоритмы управления. Кроме того, следует иметь в виду то, что весь опыт, накопленный при создании высокоавтоматизированных систем управления самолетов, основанный на возможности разделения каналов продольного и бокового движений, для КБЛА с винтомоторными силовыми установками применим только отчасти. Это связано с существенным взаимо-



Рис. 1. Конвертируемые пилотируемые (а) и беспилотные (б) летательные аппараты  
Fig. 1. Convertible manned (a) and unmanned (b) aerial vehicles

действием продольного, путевого и поперечного каналов управления из-за наличия больших реактивных и гироскопических моментов, слабым собственным демпфированием и недостаточной устойчивостью, существенным разбросом значений параметров, характеризующих частотный портрет КБЛА и его тензор инерции. Кроме того, на КБЛА коптерного типа, в силу желания сэкономить массу конструкции и обеспечить ее надежность, применяются винты фиксированного шага, а значит, основным управляющим фактором для изменения тяги винта являются только его обороты. Приведенные рассуждения наталкивают на мысль о том, что современные достижения в областях создания адаптивных алгоритмов управления и применения аппарата нечеткой логики могут найти свое место на борту КБЛА.

Таким образом, актуальной представляется деятельность по созданию стендовой лабораторной базы для отработки алгоритмов управления КБЛА, позволяющей учесть как можно более широкий спектр его свойств. Целью работы, результаты которой описываются в статье, является создание такого стенда и оценка возможности его применения для определения структуры и параметров системы управления.

## Основная часть

Ставится задача создания натурального стенда для отработки структуры и параметров системы управления оборотами электродвигателя

с винтом фиксированного шага в интересах обеспечения ручного и автоматического управления положением шарнирно закрепленной конструкции маятникового типа.

На рис. 2 представлена конструкция и определен состав разработанного стенда. Основными элементами стенда являются: объект исследования (1); вычислитель – ПЭВМ (2); командный рычаг управления (КРУ) в виде джойстика (3); источник электроэнергии – блок электропитания (4).

Логика взаимодействия структурных элементов стенда предусматривает наличие трех вариантов управления объектом (рис. 3):

1) перемещение рукоятки джойстика «от себя» и «на себя» и формирование таким образом сигнала заданного угла тангажа  $\vartheta_{зад}$  (режим позиционного управления тангажом);

2) перемещение ползунка джойстика и формирование таким образом сигнала заданного значения оборотов электродвигателя (режим прямого управления оборотами электродвигателя);

3) программное ступенчатое управление заданным значением угла тангажа в диапазоне  $-10...12^\circ$  (Step\_режим).

Переключение между режимами управления с джойстика и программным управлением осуществляется кнопкой, размещенной на джойстике (формируется сигнал  $n_{реж}$ ).

Блок электропитания обеспечивает подачу на регулятор оборотов электродвигателя

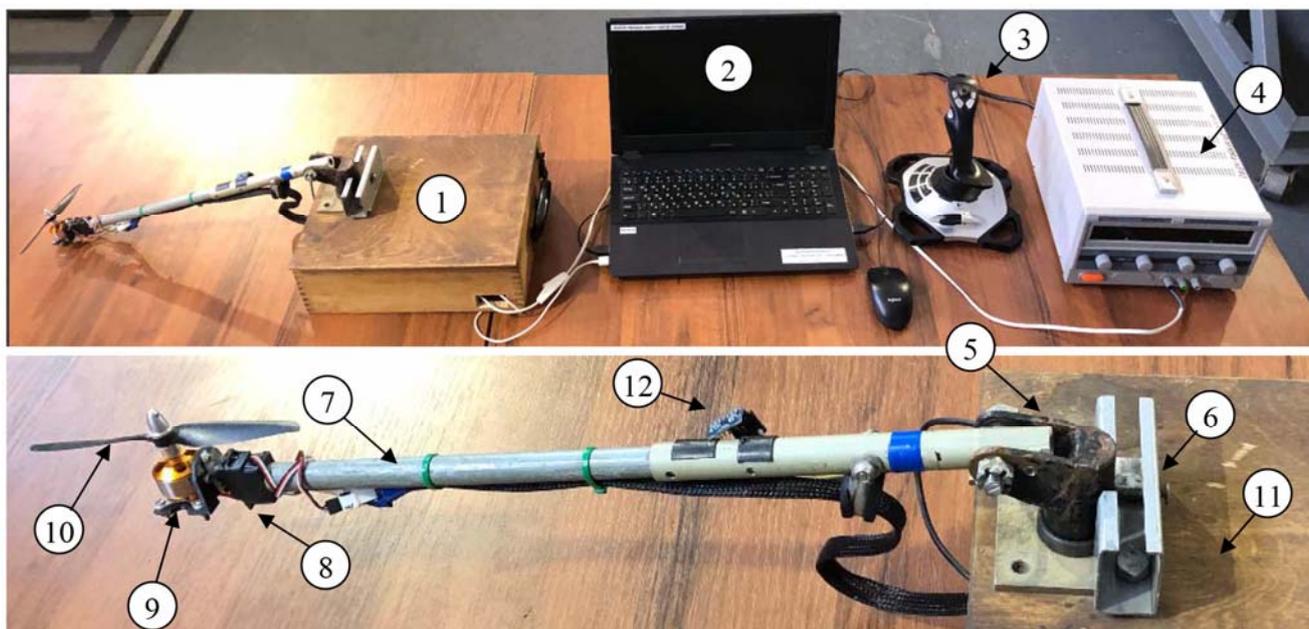


Рис. 2. Конструкция и состав натурного стенда для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой

Fig. 2. The design and the composition of the full-scale simulator for testing a control system of an engine-propeller powerplant

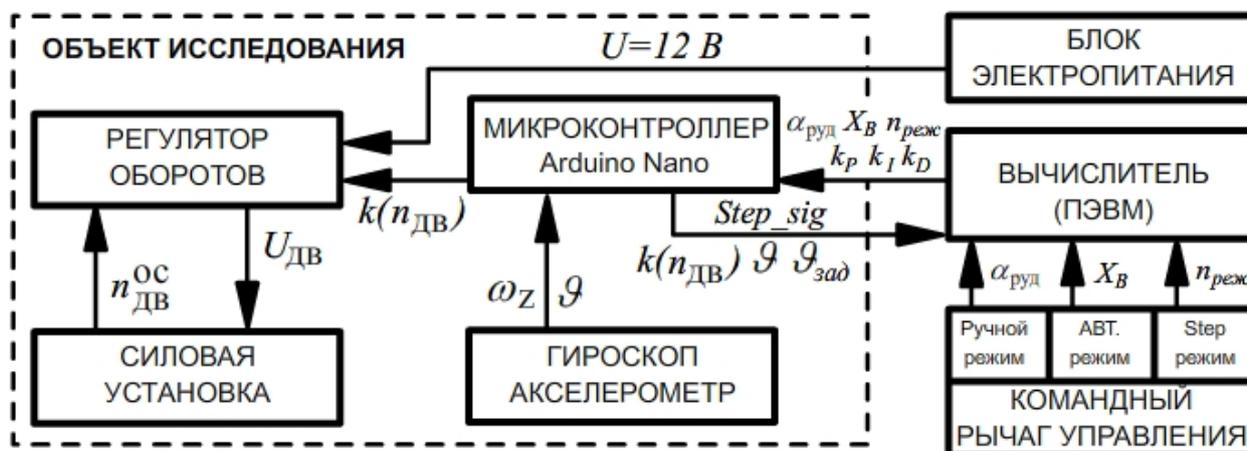


Рис. 3. Схема, иллюстрирующая логику взаимодействия структурных элементов стенда  
Fig. 3. The diagram illustrating the logic of interaction between the structural simulator elements

опорного напряжения 12 В. Регулятор оборотов, получив из микроконтроллера рассчитанное PID-регулятором значение коэффициента оборотов  $k(n_{ДВ})$ , масштабирующее опорное напряжение, формирует сигнал напряжения  $U_{ДВ}$ , обеспечивающий вращение винта с оборотами  $n_{ДВ}$ . Обратная связь по оборотам обеспечивается сигналом  $n_{ДВ}^{ОС}$ .

В вычислителе (ПЭВМ) с использованием Simulink-модели (рис. 4) производится формирование значений коэффициентов усиления PID-регулятора ( $k_p; k_I; k_D$ ) для двух вариантов: «плавного» (1,0; 0,1; 6,5) и «резкого» (1,9; 0,2; 7,0) откликов объекта на управляющий сигнал. Значения коэффициентов подобраны эмпирическим путем исходя из фактических свойств объекта управления и субъ-

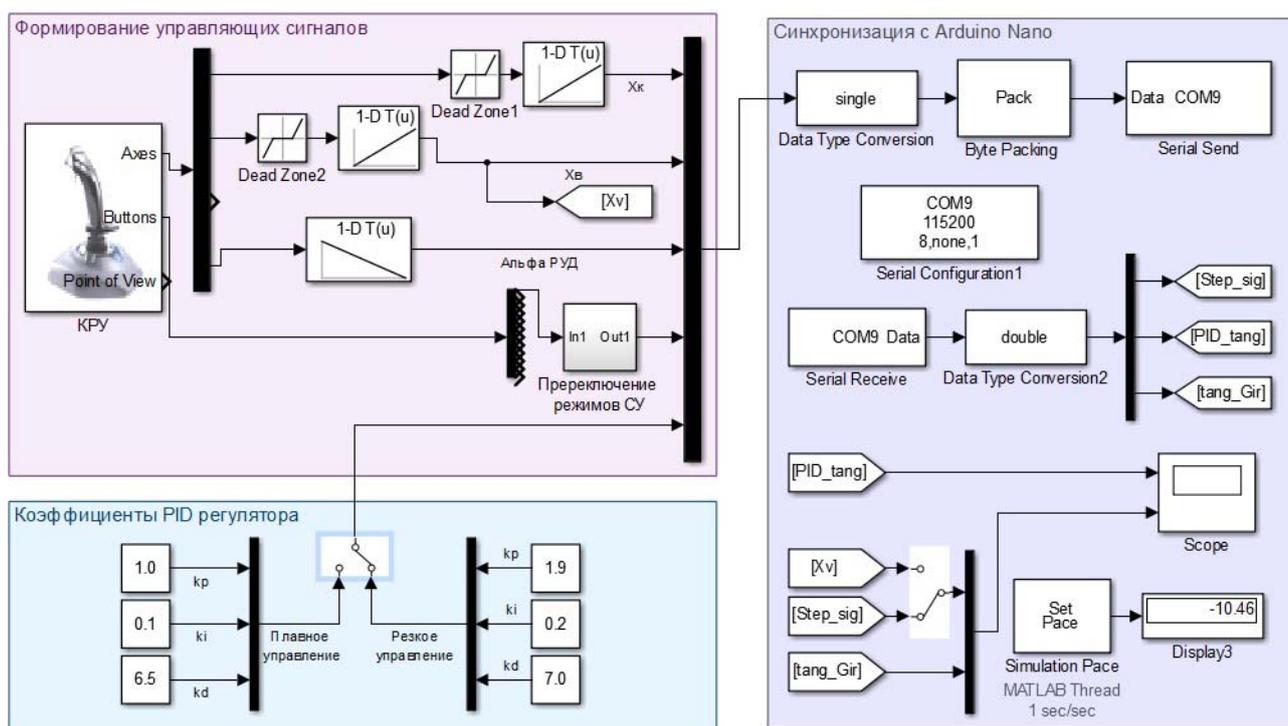


Рис. 4. Simulink-модель для формирования управляющих сигналов и обработки результатов моделирования  
Fig. 4. Simulink is a model to generate control signals and process simulation results

активно ожидаемого характера переходных процессов. Кроме того, Simulink-модель обеспечивает вывод результатов моделирования на экран, масштабирование сигналов с джойстика, прием информации из микроконтроллера по коэффициенту оборотов  $k(n_{ДВ})$ , текущему значению тангажа  $\mathcal{S}$ , сигналу заданного значения тангажа  $\mathcal{S}_{зад}$ , а также параметрам ступенчато заданного сигнала тангажа Step\_sig.

Обмен информацией между вычислителем и микроконтроллером осуществляется в цифровом формате с использованием UART-соединения. Эта задача решается в блоке «Синхронизация с Arduino Nano». Поступающие в блок синхронизации сигналы конвертируются в читаемый микроконтроллером формат, структурируются в элементе Byte Packing и отправляются в COM-порт. Настройки UART-обмена данными осуществляются с использованием блока Serial Configuration. Для приема данных из микроконтроллера используется элемент Serial Receive.

Синхронизация времени между Simulink-моделью и микроконтроллером осуществляет-

ся с помощью элемента Simulation Pace с дискретизацией 0,02 с. Переключение между пакетами сигналов со значениями коэффициентов усиления PID-регулятора осуществляется в Simulink-модели в темпе проведения эксперимента или при подготовке модели к запуску с использованием блока Switch. Настройка микроконтроллера Arduino nano выполняется с использованием встроенного языка в среде программирования Arduino IDE. Основные элементы программного кода с соответствующими комментариями представлены на рис. 5.

Блок синхронизации микроконтроллера Arduino с Simulink-моделью (рис. 5) решает задачу преобразования данных вещественного типа, применяемых при расчете кинематических параметров движения объекта в целочисленный тип uint\_8 при организации UART-соединения. В блоке синхронизации значения рассчитываемых параметров перед отправкой преобразуются в целочисленный формат, отправляются и затем снова «собираются» в вещественный формат.

Значение коэффициента оборотов  $k(n_{ДВ})$  вычисляется на основе значений коэффици-

```

#include <Servo.h>
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050_6Axis_MotionApps20.h"
int zad_tangaj, zad_enging, zad_regimraboty = 0;

void setup() {
  myservo.attach(9); Serial.begin(115200); Wire.begin();
  mpu.initialize(); mpu.dmpInitialize(); mpu.setDMPEnabled(true);
}

void loop() {
  if (mpu.dmpGetCurrentFIFOPacket(fifoBuffer)) {
    mpu.dmpGetQuaternion(&q, fifoBuffer);
    mpu.dmpGetGravity(&gravity, &q);

    if (Serial.available() == 28) {
      input1.number = getFloat(); zad_kren = input1.number;
      input2.number = getFloat(); zad_tangaj = input2.number;
      input5.number = getFloat(); kp = input5.number;
      input6.number = getFloat(); ki = input6.number;
      input7.number = getFloat(); kd = input7.number;
      send1.number = flag; send2.number = PID_tang;
      send3.number = tang_gir;
      Serial.write('A');
      for (int i = 0; i < 4; i++) {Serial.write(send1.bytes[i]);}
      for (int i = 0; i < 4; i++) {Serial.write(send2.bytes[i]);}
      for (int i = 0; i < 4; i++) {Serial.write(send3.bytes[i]);}
      Serial.print('\n');}

    if (zad_regimraboty == 0) {
      analogWrite(3, constrain (zad_enging, minOut, maxOut));
      PID_tang = computePID(tang_gir, tang_gir - 10, kp, ki, kd, dt,
        minOut, maxOut);}

    if (zad_regimraboty == 1){
      analogWrite(3, PID_tang = computePID(tang_gir, zad_tangaj, -20, 20),
        kp, ki, kd, dt, minOut, maxOut);}

    if (zad_regimraboty == 2){static uint32_t tmr;
      if (millis() - tmr <= 6000) {flag = 10;}
      if (millis() - tmr >= 6000) {flag = -12;}
      if (millis() - tmr >= 12000) {tmr = millis();}
      analogWrite(3, PID_tang = computePID(tang_gir, flag, kp, ki, kd, dt,
        minOut, maxOut));}
      break; }}}

float computePID(float input, float setpoint, float kp, float ki, float kd,
float dt, int minOut, int maxOut) {
  float err = setpoint - input; static float integral = 0, prevErr = 0;
  integral = constrain(integral + (float)err * dt * ki, minOut, maxOut);
  float D = (err - prevErr) / dt; prevErr = err;
  return constrain(err * kp + integral + D * kd, minOut, maxOut);}

```

Блок подключения библиотек для работы сервомашинны и гироскопа MPU-6050

Блок настройки UART-соединения и гироскопа MPU-6050

Блок инициализации гироскопа MPU-6050

Блок синхронизации микроконтроллера с Simulink-моделью по условию заполнения буфера обмена

Организация ручного режима управления

Организация позиционного режима управления

Управление объектом по ступенчатому изменению заданного угла тангажа

Блок расчета значения коэффициента оборотов

Рис. 5. Основные элементы программного кода  
Fig. 5. The key program code elements

ентов  $k_P, k_I, k_D$ , сигнала текущего тангажа  $\mathcal{G}$ , сигнала заданного тангажа  $\mathcal{G}_{зад}$ , пропорциональному положению рычага джойстика  $X_B$ , сигнала Step\_sig. В режиме ручного управления оборотами коэффициент  $k(n_{ДВ})$  находится в прямой зависимости от перемещения ползунка джойстика  $\alpha_{руд}$ .

Результаты стендовых испытаний динамики движения объекта в канале тангажа представлены на рис. 6 и 7. На рис. 6 показаны

характер изменения коэффициента оборотов  $k(n_{ДВ})$ , заданного ступенчатого значения тангажа и его текущего значения. На рис. 7 показаны такие же параметры в режиме позиционного управления тангажом. На обоих рисунках слева представлены результаты при таких значениях коэффициентов  $k_P, k_I, k_D$ , которые обеспечивают «плавный» отклик объекта на управляющий сигнал, а справа – «резкий».

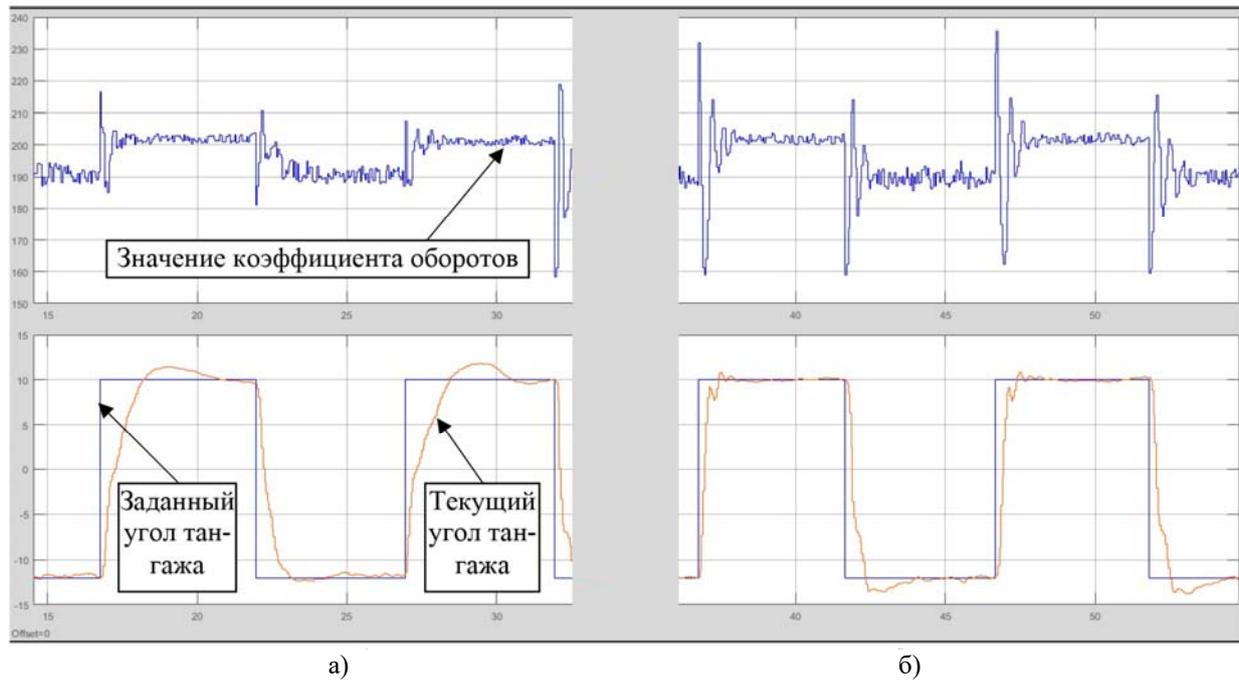


Рис. 6. Результаты стендовых испытаний динамики движения объекта при ступенчатом изменении заданного угла тангажа: *a* – «плавный» отклик объекта; *б* – «резкий» отклик объекта

Fig. 6. The bench testing results of object motion dynamics during a stepwise change in an assigned pitch angle: *a* – a “smooth” response of the object; *б* – a “sharp” response of the object

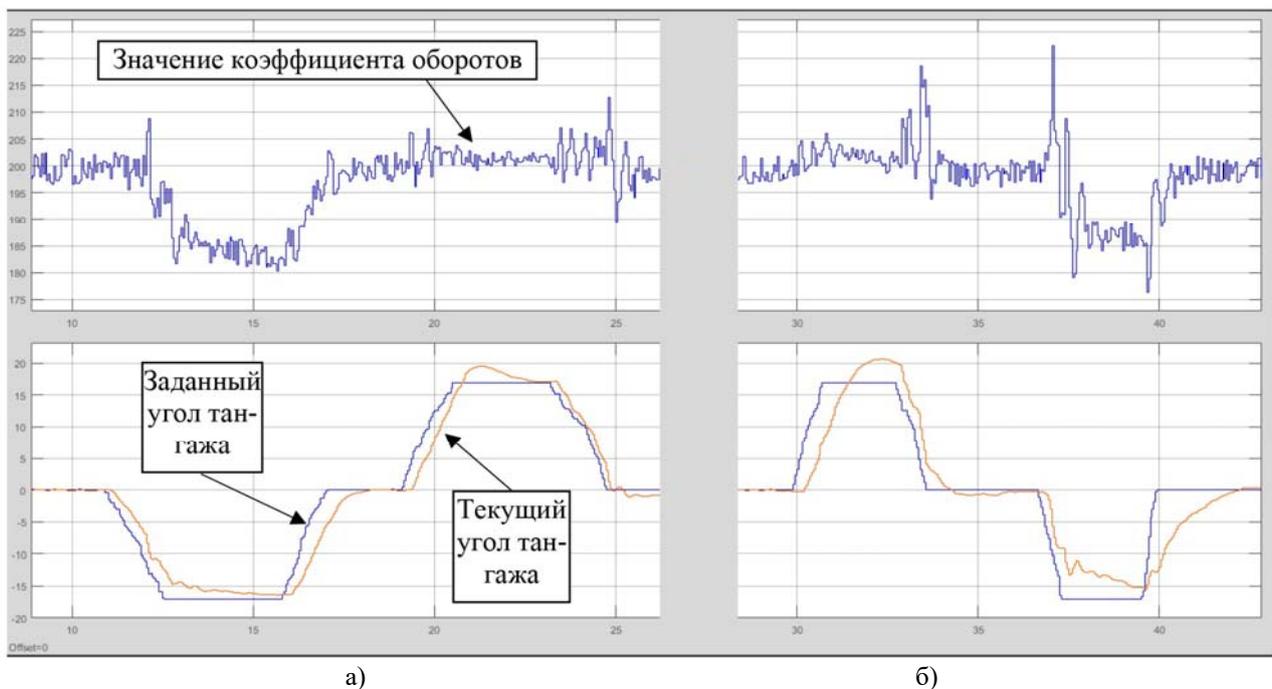


Рис. 7. Результаты стендовых испытаний динамики движения объекта при позиционном управлении тангажом: *a* – «плавный» отклик объекта; *б* – «резкий» отклик объекта

Fig. 7. The bench testing results of object motion dynamics during a positional pitch control: *a* – a “smooth” response of the object; *б* – a “sharp” response of the object

Из графиков, представленных на рис. 6, видно, что при «плавной» реакции объекта на ступенчатый сигнал заданного тангажа при движении объекта с положительной скоростью тангажа наблюдается перерегулирование 7–8 % относительно заданного значения. При движении с отрицательной угловой скоростью в отрицательную область углов тангажа перерегулирование практически отсутствует. Время регулирования составляет около 4,5 с. Используемые для управления значения коэффициента оборотов  $k(n_{ДВ})$  не превышают 50 % всего рабочего диапазона. Обращает на себя внимание разница в значениях коэффициента  $k(n_{ДВ})$  при двух одинаковых пиках заданного сигнала, объясняемая, вероятно, нестабильностью напряжения в управляющей линии между регулятором оборотов и электродвигателем.

При «резкой» настройке коэффициентов усиления PID-регулятора характер изменения значений коэффициента оборотов при обоих пиках заданного тангажа практически не отличается. Время регулирования сокращается до 1,5 с, забросы угла тангажа в его положительной области существенно меньше, а в отрицательной, напротив, возрастают. Диапазон применяемых значений коэффициента оборотов расширяется в 2 раза. Это может быть объяснено необходимостью больших пиковых значений напряжения в моменты появления сигнала рассогласования по тангажу.

Результаты наблюдений позволяют сделать вывод о том, что сокращение времени регулирования объекта требует большего расхода энергии и, как следствие, приводит к уменьшению дальности и продолжительности полета в силу более энергичного разряда аккумуляторных батарей. Таким образом, «резкая» реакция объекта и соответствующие ей настройки PID-регулятора оправданы только в тех случаях, когда иная реакция объекта не обеспечивает требуемого уровня пилотажных характеристик.

Позиционный режим управления (рис. 7) характеризуется хорошо наблюдаемым фазовым запаздыванием в реакции объекта. В рассмотренных случаях это запаздывание достигает 1,5...2,5 с. Вполне очевидно, что чем меньше градиент управляющего сигнала от

джойстика, тем больше время запаздывания. «Шум» управляющего сигнала, объясняемый свойствами руки оператора, управляющего джойстиком (ремнантой), а также его собственными техническими характеристиками, приводит к увеличению частоты и амплитуды изменения значений коэффициента оборотов, а следовательно, затрат энергии аккумуляторов. Проблема может быть решена применением более эффективного фильтра в D-составляющей регулятора, что, однако, в еще большей степени ожидаемо повысит фазовое запаздывание. Это в свою очередь может привести к разрыву замкнутого контура «пилот – система управления – летательный аппарат» и ухудшению пилотажных характеристик.

В качестве выводов представляется целесообразным отметить следующее.

1. Разработанная конструкция стенда позволяет провести цикл исследований для оценки возможности организации ручного и автоматического управления КБЛА.

2. Комплексное применение Simulink-моделей и платформ на базе устройств Arduino позволяет оперативно изучать состав и структуру систем управления КБЛА с электродвигателями и винтами фиксированного шага в областях управления угловым положением объектов.

3. Анализ качества переходных процессов при резких и плавных реакциях объектов управления на управляющие сигналы позволяет анализировать степень расхода энергии для обеспечения заданного уровня пилотажных характеристик.

4. Разработанная программно-аппаратная база может являться основой для исследования возможностей адаптивных алгоритмов и нечеткой логики для организации управления КБЛА с широким спектром собственных свойств при решении различных целевых задач пилотирования.

## Список литературы

1. Верещиков Д.В., Николаев С.В., Разуваев Д.В. Системы управления летательных аппаратов: учебник. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.

2. **Мышкин Л.В.** Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.
3. **Robinson T.** Train virtual, fight easy [Электронный ресурс] // Royal aeronautical society. 2017. No. 6 (44). Pp. 16–19. URL: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (дата обращения: 18.06.2023).
4. **Heinemann S., Müller H.A., Suliman A.** Toward smarter autoflight control system infrastructure [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15, no. 6. Pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.I010565 (дата обращения: 18.06.2023).
5. **Бизин Г.А., Тихонов В.Н., Торпов В.А.** Определение характеристик устойчивости и управляемости самолетов в летных испытаниях: монография. Волгоград: Изд-во ВолГУ, 2013. 410 с.
6. **Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др.** Динамика полета: учебник для вузов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Машиностроение, 2011. 776 с.
7. **Левицкий С.В., Свиридов Н.А.** Динамика полета: учебник для вузов / Под ред. С.В. Левицкого. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 526 с.
8. **Верещагин Ю.О.** Применение полунатурного моделирования для исследования пилотажных характеристик самолетов на кафедре авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов / Ю.О. Верещагин, П.С. Костин, Т.А. Подкуйко, Д.В. Верещиков // Вестник ВГТУ. 2011. Т. 7, № 11-2. С. 12–14.
9. **Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А.** Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. № 81. 30 с. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (дата обращения: 18.06.2023).
10. **Бейлин В.П., Нараленков М.К.** Пространственная модель полета самолета при ручном автоматизированном управлении // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 85–89.
11. **Журавский К.А., Филатов В.К.** Создание модели динамики продольного движения самолета в программно-моделирующем комплексе Matlab@Simulink // Гагаринские чтения – 2020: сборник тезисов докладов XLVI Международной молодежной научной конференции, Москва, 14–17 апреля 2020 г. М.: МАИ, 2020. С. 117.
12. **Верещиков Д.В., Разуваев Д.В., Костин П.С.** Прикладная информатика: Применение Matlab@Simulink для решения практических задач: учеб. пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. 104 с.
13. **Ефремов А.В.** Система самолет – летчик. Закономерности и математическое моделирование поведения летчика: монография. М.: Изд-во МАИ, 2017. 196 с.
14. **Efremov A.V.** Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks / A.V. Efremov, M.S. Tjaglik, U.V. Tiumentzev, T. Wenqian [Электронный ресурс] // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49, no. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (дата обращения: 18.06.2023).
15. **Штовба С.Д.** Проектирование нечетких систем средствами MATLAB. М.: Горячая линия – Телеком, 2007. 288 с.
16. **Grigorie L.** Fuzzy controllers, theory and applications. IntechOpen, 2011. 384 p. DOI: 10.5772/572
17. **Nicholas D.** Genetic fuzzy trees for intelligent control of unmanned combat aerial vehicles: Doctoral Thesis. College of Engineering and Applied Science University of Cincinnati, 2015. 152 p.
18. **Аникин В.А.** Синтез алгоритмов электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолета / В.А. Аникин, О.В. Анимица, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. 46, № 3. С. 49–69.
19. **Кувшинов В.М.** Синтез астатических алгоритмов продольного канала электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолета // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47, № 1. С. 69–83.
20. **Кувшинов В.М.** Синтез астатических алгоритмов бокового канала электродистанционной системы управления перспективного скоростного вертолета // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47, № 8. С. 61–87.

## References

1. Vereshchikov, D.V., Nikolayev, S.V., Razuvayev, D.V. (2018). Aircraft control systems: Textbook. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 322 p. (in Russian)
2. Myshkin, L.V. (2006). Forecasting the development of aviation technics: the theory and practice. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)
3. Robinson, T. (2017). Train virtual, fight easy. *Royal aeronautical society*, no. 6 (44), pp. 16–19. Available at: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (accessed: 18.06.2023).
4. Heinemann, S., Müller, H.A., Suleman, A. (2018). Toward smarter autoflight control system infrastructure. *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 15, no. 6, pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.1010565 (accessed: 18.06.2023).
5. Bizin, G.A., Tikhonov, V.N., Toropov, V.A. (2013). Defining characteristics of stability and controllability of airplanes in flight trials: Monograph. Volgograd: Izdatelstvo VolGU, 410 p. (in Russian)
6. Efremov, A.V., Zakharchenko, V.F., Ovcharenko, V.N. et al. (2011). Flight dynamics: textbook for universities, in Byuschgens G.S. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 776 p. (in Russian)
7. Levitsky, S.V., Sviridov, N.A. (2008). Flight dynamics: a textbook for technical universities, in Levitsky S.V. (Ed.). Moscow: Izdatelstvo VVIA im. N.Ye. Zhukovskogo, 526 p. (in Russian)
8. Vereshchagin, Y.O., Kostin, P.S., Podkuiko, T.A., Vereshchikov, D.V. (2011). Application of seminatural modelling for research of flight characteristics of planes on chair of aviation complexes and a design of flying machines. *Vestnik VGTU*, vol. 7, no. 11-2, pp. 12–14. (in Russian)
9. Kostin, P.S., Vereshchagin, Y.O., Voloshin, V.A. (2015). Programmno-modelling complex for seminatural modeling of dynamics of the maneuverable plane. *Trudy MAI*, no. 81, 30 p. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (accessed: 18.06.2023). (in Russian)
10. Beylin, V.P., Naralenzov, M.K. (2015). A spatial model of aircraft flight in manual automated control. *Nauchnyye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.Ye. Zhukovskogo*, no. 3, pp. 85–89. (in Russian)
11. Zhuravsky, K.A., Filatov, V.K. (2020). Creation of a model of the aircraft's longitudinal motion in the Matlab@Simulink simulation complex. In: *Gagarinskiye chteniya – 2020: sbornik tezisov dokladov XLVI Mezhdunarodnoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii*. Moscow: MAI, p. 117. (in Russian)
12. Vereshchikov, D.V., Razuvaev, D.V., Kostin, P.S. (2016). Applied computer science: Application Matlab@Simulink for the decision of practical problems: Tutorial. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 104 p. (in Russian)
13. Efremov, A.V. (2017). Plane – pilot system. Regularities and mathematical simulation of the pilot behavior: Monograph. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)
14. Efremov, A.V., Tjaglik, M.S., Tiumentzev, U.V., Wenqian, T. (2016). Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks. *IFAC-PapersOnLine*, vol. 49, no. 32, pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (accessed: 18.06.2023).
15. Shtovba, S.D. (2007). Designing fuzzy systems using MATLAB. Moscow: Goryachaya liniya – Telekom, 288 p. (in Russian)
16. Grigorie, L. (2011). Fuzzy controllers, theory and applications. IntechOpen, 384 p. DOI: 10.5772/572
17. Nicholas, D. (2015). Genetic fuzzy trees for intelligent control of unmanned combat aerial vehicles: Doctoral Thesis. College of Engineering and Applied Science University of Cincinnati, 152 p.
18. Anikin, V.A., Animitsa, O.V., Kuvshinov, V.M., Leontiev, V.A. (2015). Synthesis of algorithms of an electronic remote control system of the perspective high-speed helicopter. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 46, no. 3, pp. 49–69. (in Russian)
19. Kuvshinov, V.M. (2016). Jugs of astatic algorithms of the longitudinal channel of an electronic remote control system of the perspective high-speed helicopter. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 47, no. 1, pp. 69–83. (in Russian)

20. **Kuvshinov, V.M.** (2016). Jugs of astatic algorithms of the lateral channel of an electronic remote control system of the perspective high-speed helicopter. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 47, no. 8, pp. 61–87. (in Russian)

### Сведения об авторах

**Верещиков Дмитрий Викторович**, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, [vdvikt@mail.ru](mailto:vdvikt@mail.ru).

**Макаров Илья Константинович**, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», [mak-11@yandex.ru](mailto:mak-11@yandex.ru).

**Моисеева Ирина Станиславовна**, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», [irina\\_moiseeva@mail.ru](mailto:irina_moiseeva@mail.ru).

**Баранцев Сергей Михайлович**, кандидат технических наук, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», [bars4558@mail.ru](mailto:bars4558@mail.ru).

### Information about the authors

**Dmitry V. Vereshchikov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Centre of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, Voronezh, [vdvikt@mail.ru](mailto:vdvikt@mail.ru).

**Ilya K. Makarov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Center of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, [mak-11@yandex.ru](mailto:mak-11@yandex.ru).

**Irina S. Moiseeva**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Center of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, [irina\\_moiseeva@mail.ru](mailto:irina_moiseeva@mail.ru).

**Sergey M. Barantsev**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Training and Scientific Center of Air Forces “N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin Academy of Air Forces”, [bars4558@mail.ru](mailto:bars4558@mail.ru).

Поступила в редакцию	09.09.2023	Received	09.09.2023
Одобрена после рецензирования	25.09.2023	Approved after reviewing	25.09.2023
Принята в печать	25.01.2024	Accepted for publication	25.01.2024