

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«НОВОСИБИРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ» (НОВОСИБИРСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ, НГУ)

Факультет Физический

Кафедра Автоматизации физико-технических исследований

Направление подготовки 03.03.02 - Физика

Образовательная программа Бакалавриат

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА БАКАЛАВРА

Епифанова Ростислава Юрьевича

Тема работы: Разработка экстремальной системы поддержания требуемой
высоты полета парашюта

«К защите допущена»

Заведующий кафедрой,

к.т.н.

Лысаков К. Ф./.....

«.....».....2018 г.

Научный руководитель

к.т.н.

ст. н. с., ИАиЭ СО РАН

Котов К. Ю./.....

«.....».....2018 г.

Дата защиты: «.....».....2018 г.

Новосибирск, 2018

Аннотация

В настоящее время в мире активно занимаются развитием беспилотных летательных аппаратов. В задачах, где требуется от беспилотных летательных аппаратов наличие таких качеств, как компактность, большое отношение грузоподъемности, управляемость, способность к мониторингу, получили широкое применение парапланы. Для парапланов, как и для беспилотных летательных аппаратов в целом, существует проблема ограниченного полетного времени. Есть два ключевых подхода к решению данной проблемы: улучшение летных характеристик беспилотных летательных аппаратов и разработка алгоритмов для увеличения полетного времени.

Лаборатория нечетких технологий Института автоматики и электрометрии с 2014 года ведет разработку алгоритмов траекторного управления для парапланов. В текущий момент одной из задач исследования является решение проблемы ограниченного полетного времени. Результатом решения данной проблемы для горизонтального полета стал алгоритм минимизации потребления энергии при поддержании высоты полета.

Алгоритм построен в виде двухконтурной системы управления, основанной на методе синхронного детектирования. Критерий качества работы контура минимизации энергии основан на коэффициенте аэродинамического качества. Для проверки эффективности алгоритма реализована модель параплана с девятью степенями свободы на языке C++ и проведен численный эксперимент. Для проверки эффективности алгоритма в реальных условиях разработана система управления парапланом.

Содержание

Введение	3
1 Описание объекта управления	5
1.1 Устройство парашюта	5
1.2 Обзор моделей, описывающих динамику парашюта	6
1.3 Моделирование движения объекта управления	7
1.3.1 Уравнения кинематики и динамики	7
1.3.2 Силы и моменты, действующие на объект управления	9
1.3.3 Описание воздействия строп управления на парашют	12
1.3.4 Матричное представление уравнение модели	13
1.3.5 Реализация математической модели парашюта	14
2 Разработка алгоритма минимизации потребления энергии при поддержании высоты полета	15
2.1 Задача поддержания высоты полета	15
2.2 Задача минимизация энергии	15
2.2.1 Аэродинамическое качество БПЛА	15
2.2.2 Метод синхронного детектирования	16
2.3 Функциональная схема алгоритма	17
2.4 Результаты численного моделирования	18
3 Задача разработки системы управления парашютом	21
3.1 Постановка задачи. Предоставленное оборудование	21
3.2 Описание реализации системы управления парашютом	21
3.2.1 Коммуникация верхнего и нижнего уровня	21
3.2.2 Интеграция с ROS	22
3.2.3 Обеспечение ручного управления	22
3.2.4 Опрос датчиков	23
3.2.5 Формирование управляющих сигналов	24
3.2.6 Архитектура системы управления	24
3.3 Тестирование системы управления	25
Заключение	26

Введение

В 2014 году компания Intel открыла программу “Do-It-Yourself Challenge”, в рамках которой предоставила Лаборатории нечетких технологий Института автоматизации и электротехники один из двадцати наборов с компонентами для создания парaplана. Цель данного проекта – на основе предоставленных материалов собрать автономный беспилотный летательный аппарат (БПЛА) и адаптировать его к практическим задачам.

Лаборатория принимала участие в проекте для исследования возможности использования преимуществ парaplана в практических задачах. К преимуществам парaplана традиционно относят следующие качества: способность к высококачественному мониторингу, управляемость и наличие стационарных режимов планирования, низкая стоимость сборки и эксплуатации, компактность, большое отношение грузоподъемности к массе. В рамках данной программы лабораторией нечетких технологий был реализован первый прототип парaplана на основе связи микроконтроллера Arduino Mega 2560 и компьютера Raspberry PI 3.

В настоящее время работа над проектом продолжается при поддержке гранта РФФИ, направленного на разработку новых методов управления движением беспилотных летательных аппаратов. Проект направлен на решение фундаментальной научной проблемы синтеза систем управления движением сложных динамических объектов - автономных летательных аппаратов, функционирующих в условиях неопределенности и наличия ограничений, связанных с нелинейной динамикой движения.

В текущий момент одной из задач исследования является решение проблемы ограниченного полетного времени. Существует два ключевых подхода к решению проблемы ограниченного полетного времени:

1. модификация конструкции и улучшение летных характеристик БПЛА;
2. разработка алгоритмов для увеличения полетного времени.

Алгоритмический подход к решению данной проблемы интересен в тех случаях, когда БПЛА уже построен, но, к примеру, в силу недостатков конструкции или изменения полетного задания не способен обеспечить требуемое полетное время.

Целью дипломной работы является разработка алгоритма минимизации потребления энергии при поддержании требуемой высоты полета.

Задачи, решенные в ходе дипломной работы:

1. анализ существующих моделей парaplанов и выбор модели, подходящей для достижения поставленной цели;

2. реализация математической модели парашюта с различными математическими моделями влияния загиба задней кромки крыла (ЗКК) на аэродинамическое качество (АК);
3. разработка алгоритма минимизации потребления энергии при поддержании высоты полета с 5% увеличением времени относительно алгоритма поддержания высоты и проведение численного эксперимента;
4. исследование поведения алгоритма минимизации потребления энергии в зависимости от математической модели влияния ЗКК на АК;
5. разработка нового прототипа системы управления парашютом.

Данная работа состоит из трех глав. В первой главе произведен обзор моделей динамики парашютов и описана реализованная модель парашюта. Во второй главе описана разработка алгоритма минимизации потребления энергии. Третья глава посвящена разработке системы управления парашютом.

1 Описание объекта управления

1.1 Устройство парашлана

Объектом исследования данной работы является малогабаритный мотопарашлан. В качестве его структурных компонентов можно выделить: планер, силовую установку, бортовую электронику.

Планер летательного аппарата состоит из крыла, к которому посредством строп крепится каретка, оснащенная бортовой электроникой и силовой установкой.

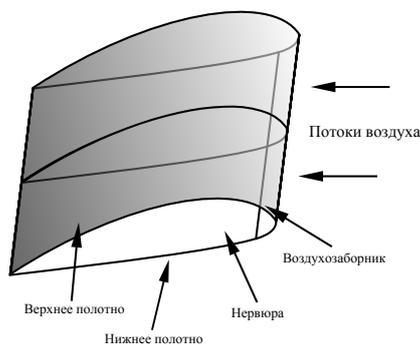


Рис. 1: Схематичное изображение крыла парашлана

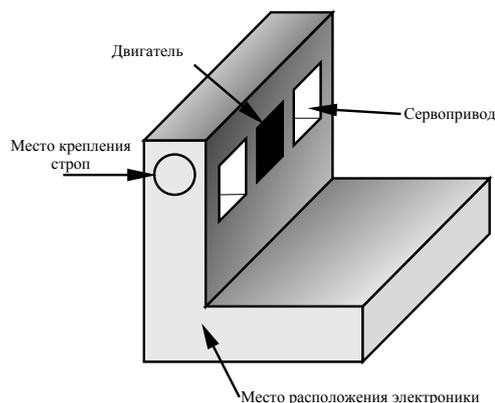


Рис. 2: Схематичное изображение каретки парашлана

Крыло планера является гибким и состоит из секций, образованных верхним и нижним полотном и разделенных продольными перегородками (нервюры), которые задают аэродинамический профиль крыла (рис. 1). В нервюрах расположены технологические отверстия, распределенные по всей длине для обеспечения равномерного наполнения крыла воздушным потоком как следствие для выравнивания давлений по всему размаху крыла планера. Вдоль задней кромки нижняя и верхняя поверхность крыла сшиты, тем самым разграничивая секции от внешнего воздушного потока, вдоль передней кромки, расположен воздухозаборник, усиленный жесткой лентой. Крыло приобретает жесткость за счет набегающего потока, который через воздухозаборники нагнетается в крыло и создает повышенное давление по всей площади крыла.

Каретка выполнена в виде жесткого г-образного каркаса (рис. 2). В верхней части расположены разъемы для крепления нижнего яруса стропной системы. Стропная система планера состоит из нескольких ярусов и рядов. Стропы верхнего яруса крепятся к петлям, расположенным на нижнем полотне крыла. Управляющие стропы крепятся к сервоприводам. Бортовая электроника расположена внутри каркаса и защищена от внешних механических воздействий тонкостенной

металлической оболочкой.

Силовая установка, которой оснащен планер, является бесколлекторным двигателем постоянного тока.

Бортовая электроника состоит из сервоприводов, контролирующих натяжение управляющих строп, инерциальных датчиков ускорений, угловых скоростей и атмосферного давления, датчиков расхода энергии, принимающего устройства для возможности ручного управления, микроконтроллера с управляющей программой.

1.2 Обзор моделей, описывающих динамику парашюта

Основополагающей задачей в разработке алгоритмов управления БПЛА является разработка или реализация модели динамики летательного аппарата. Для решения данной задачи проведен литературный анализ способов математического моделирования динамики парашютов. В ходе анализа выделены следующие модели парашютов: модели с девятью степенями свободы (СС), модели с восемью СС и модели с шестью СС.

Для описания динамики парашюта в реальности достаточно двенадцати СС, шесть из которых описывают динамику крыла, в то время как остальные шесть - динамику каретки.

В моделях парашютов с девятью степенями свободы делается допущение о сохранении взаимного положения крыла и каретки, такое допущение возможно, так как стропы парашюта не растяжимы. Таким образом, модель учитывает шесть вращательных степеней и три поступательные. Взаимодействие между крылом и кареткой описывается силой скручивания, препятствующей изменению взаимной ориентации крыла и каретки. Данная модель описана в работах [6, 4]. В работе [4] учтены аэродинамические силы, сила тяжести, сила присоединенных масс, в то время как в работе [6] рассмотрена модель без учета аэродинамических сил, действующих на каретку.

Модели парашютов с восемью степенями свободы необходимы для описания динамики парашютов, где существует конструктивное ограничение, не позволяющее изменять угол крена каретки относительно крыла. Таким образом каретка имеет только две степени свободы в отличие от девятистепенной модели. Такая модель рассмотрена в работе [3].

Для шестистепенных моделей делается допущение о сохранении взаимной ориентации и взаимного положения крыла и каретки. Модели такого рода рассмотрены в работах [5, 6]. В работе [6] рассмотрена модель с учетом аэродинамических сил и силы тяжести, в то время как в работе [5] учтены ещё и силы присоединенных масс.

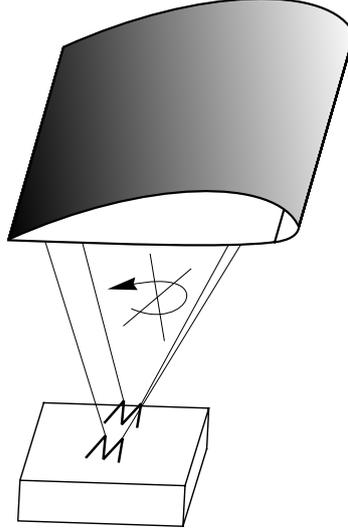


Рис. 3: Модель парашлана с восемью СС. Конструктивное ограничение вращения

В силу того, что у объекта исследования нет конструктивных ограничений, было решено реализовать модель с девятью СС потому, что она детальней описывает изменение ориентации крыла и каретки в пространстве, по сравнению с моделью с шестью СС.

1.3 Моделирование движения объекта управления

1.3.1 Уравнения кинематики и динамики

Опишем математическую модель парашлана в терминах векторной алгебры. Будем опираться на уравнения модели парашлана, приведенные в работе [6]. Введем I инерциальную систему координат (СК), P СК, связанную с центром масс крыла, и F СК, связанную с центром масс каретки. Обозначим положение парашлана в I через $X = [x, y, z]^T$, углы Эйлера крыла $\Theta_p = [\phi_p, \theta_p, \psi_p]^T$, углы Эйлера каретки $\Theta_f = [\phi_f, \theta_f, \psi_f]^T$, скорость парашлана в I через $V = [u, v, w]^T$, угловую скорость крыла через $\Omega_p = [p_p, q_p, r_p]^T$ и угловую скорость каретки через $\Omega_f = [p_f, q_f, r_f]^T$ (рис. 4).

Определим для дальнейшего изложения матрицы поворота координат T_p и преобразования угловых скоростей A_p для крыла и матрицы поворота координат T_f и преобразования угловых скоростей A_f для каретки.

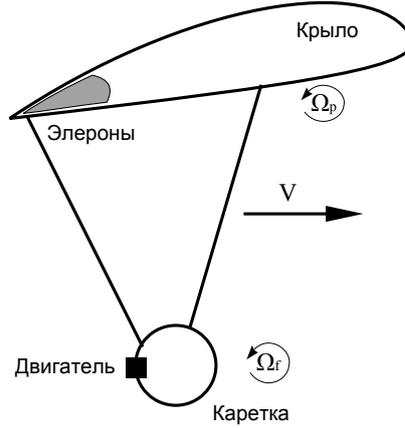


Рис. 4: Схема парашюта

$$\begin{aligned}
 T_p &= \begin{bmatrix} c_{\theta_p} c_{\psi_p} & s_{\phi_p} s_{\theta_p} c_{\psi_p} - c_{\phi_p} s_{\psi_p} & c_{\phi_p} s_{\theta_p} c_{\psi_p} + s_{\phi_p} s_{\psi_p} \\ c_{\theta_p} c_{\psi_p} & s_{\phi_p} s_{\theta_p} s_{\psi_p} + c_{\phi_p} c_{\psi_p} & c_{\phi_p} s_{\theta_p} s_{\psi_p} - s_{\phi_p} c_{\psi_p} \\ -s_{\theta_p} & s_{\phi_p} c_{\theta_p} & c_{\phi_p} c_{\theta_p} \end{bmatrix}, \\
 A_p &= \begin{bmatrix} 1 & s_{\phi_p} t_{\theta_p} & c_{\phi_p} t_{\theta_p} \\ 0 & c_{\phi_p} & -s_{\phi_p} \\ 0 & s_{\phi_p} / c_{\theta_p} & c_{\phi_p} / c_{\theta_p} \end{bmatrix}, \\
 T_f &= \begin{bmatrix} c_{\theta_f} c_{\psi_f} & s_{\phi_f} s_{\theta_f} c_{\psi_f} - c_{\phi_f} s_{\psi_f} & c_{\phi_f} s_{\theta_f} c_{\psi_f} + s_{\phi_f} s_{\psi_f} \\ c_{\theta_f} c_{\psi_f} & s_{\phi_f} s_{\theta_f} s_{\psi_f} + c_{\phi_f} c_{\psi_f} & c_{\phi_f} s_{\theta_f} s_{\psi_f} - s_{\phi_f} c_{\psi_f} \\ -s_{\theta_f} & s_{\phi_f} c_{\theta_f} & c_{\phi_f} c_{\theta_f} \end{bmatrix}, \\
 A_f &= \begin{bmatrix} 1 & s_{\phi_f} t_{\theta_f} & c_{\phi_f} t_{\theta_f} \\ 0 & c_{\phi_f} & -s_{\phi_f} \\ 0 & s_{\phi_f} / c_{\theta_f} & c_{\phi_f} / c_{\theta_f} \end{bmatrix},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где c_{ϕ_p} , s_{ϕ_p} , t_{ϕ_p} обозначают $\cos(\phi_p)$, $\sin(\phi_p)$, $\text{tg}(\phi_p)$, соответственно, для θ_p , ψ_p , ϕ_f , θ_f , ψ_f обозначения аналогичны.

Кинематика движения парашюта задается следующей системой:

$$\begin{aligned}
 \dot{X} &= V, \\
 \dot{\Theta}_p &= A_p \Omega_p, \\
 \dot{\Theta}_f &= A_f \Omega_f.
 \end{aligned} \tag{2}$$

Введем отображение $\tilde{\cdot} : R^3 \times R^1 \rightarrow R^3 \times R^3$ такое, что

$$\begin{bmatrix} \tilde{x}_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix},$$

в тензорной алгебре получившеюся матрицу принято называть бивектором.

Обозначим с помощью M_f и I_f матрицы массы и инерции каретки парашюта, X_f вектор смещения каретки от места крепления. Динамика каретки парашюта в F задается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned} M_f(T_f\dot{V} + \tilde{\Omega}_f\tilde{\Omega}_fX_f - \tilde{X}_f\dot{\Omega}_f) &= F_{\Sigma_f}, \\ I_f\dot{\Omega}_f + \tilde{\Omega}_fI_f\Omega_f &= \tau_{\Sigma_f}, \end{aligned} \quad (3)$$

где F_{Σ_f} и τ_{Σ_f} - сумма сил и моментов сил, действующих на каретку.

Обозначим аналогично вышеизложенному с помощью M_p и I_p матрицы массы и инерции крыла парашюта, X_p вектор смещения крыла от места соединения крыла и каретки. Динамика крыла парашюта в P задается следующей системой уравнений:

$$\begin{aligned} M_p(T_p\dot{V} + \tilde{\Omega}_p\tilde{\Omega}_pX_p - \tilde{X}_p\dot{\Omega}_p) &= F_{\Sigma_p}, \\ I_p\dot{\Omega}_p + \tilde{\Omega}_pI_p\Omega_p &= \tau_{\Sigma_p}, \end{aligned} \quad (4)$$

где F_{Σ_p} и τ_{Σ_p} - сумма сил и моментов сил, действующих на крыло.

1.3.2 Силы и моменты, действующие на объект управления

Опишем последовательно силы, действующие на каретку и крыло.

Тогда разложим силу F_{Σ_f} на составляющие

$$F_{\Sigma_f} = W_f + F_{A_d}^f + F_e - T_f F_R, \quad (5)$$

где $F_{A_d}^f$ - сила аэродинамического сопротивления, W_f - сила тяжести, F_e - сила тяги парашюта, F_R - сила сопротивления скручиванию.

Проекция силы тяжести каретки на F равна

$$W_f = M_f T_f \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Представим аэродинамическую силу лобового сопротивления каретку в виде

$$F_{A_d}^f = C_{d_f}(\alpha) S_f Q(V_f) D_d(V_f), \quad (7)$$

где $C_{d_f}(\alpha)$ - аэродинамический коэффициент, зависящий от угла атаки α , S_f - площадь каретки, $Q(V) = \frac{\rho V^2}{2}$ - аэродинамическое давление, ρ - плотность воздуха, $V_f = V + \tilde{\Omega}_f X_f$, $D_d(V) = -\frac{V}{\|V\|}$ - направление силы лобового сопротивления.

Из предположения, что ось двигателя параллельна оси X система координат F , сила тяги равна

$$F_e = \begin{bmatrix} th \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (8)$$

где th - величина силы тяги, создаваемая двигателем.

Разложим силу F_{Σ_p} на составляющие

$$F_{\Sigma_p} = W_p + F_{A_d}^p + F_{A_l}^p + F_{app} - T_p F_R, \quad (9)$$

где $F_{A_d}^p$ - аэродинамическая сила лобового сопротивления, $F_{A_l}^p$ - подъемная аэродинамическая сила, W_p - сила тяжести, F_{app} - сила присоединенных масс.

Сила W_p по-анalogии с W_f представима как

$$W_p = M_p T_p \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Сила лобового сопротивления $F_{A_d}^p$ и подъемная сила крыла $F_{A_l}^p$ выражается следующими формулами:

$$\begin{aligned} F_{A_d}^p &= C_{d_p}(\alpha) S_p Q(V_p) D_d(V_p), \\ F_{A_l}^p &= C_{l_p}(\alpha) S_p Q(V_p) D_l(V_p), \end{aligned} \quad (11)$$

где $C_{d_p}(\alpha)$ и $C_{l_p}(\alpha)$ - аэродинамические коэффициенты, S_p - характерная площадь крыла, $V_p = V + \tilde{\Omega}_p X_p$, $D_l(V) = \frac{[w, 0, -u]^T}{\|V\|}$ - направление подъемной силы.

Выпишем выражение для силы присоединенных масс F_{app} следующим образом [1]

$$F_{app} = -M_{app} T_p \dot{V} - M_{app} \tilde{\Omega}_p \tilde{\Omega}_p X_p + M_{app} \tilde{X}_p \dot{\tilde{\Omega}}_p - \tilde{\Omega}_p M_{app} (T_p V + \tilde{\Omega}_p X_p), \quad (12)$$

где M_{app} - диагональная матрица, определяющая массу присоединенных масс, вида 13 с параметрами: a - высота арки крыла, b - размах крыла, c - средняя хорда крыла, t - толщина крыла, λ - удлинение крыла, $k_1 = 0.848 \frac{\pi}{4}$, $k_2 = 0.339 \frac{\pi}{4}$, $k_3 = \frac{\lambda}{1+\lambda} \frac{\pi}{4}$.

$$M_{app} = \begin{bmatrix} k_1 \rho t^2 b (1 + \frac{8}{3} a^3) & 0 & 0 \\ 0 & k_2 \rho c (t^2 + 2a^2 (1 - t^2)) & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \rho c^2 b \sqrt{1 + 2a^2 (1 - t^2)} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Распишем момент сил τ_{Σ_f} , действующих на каретку,

$$\tau_{\Sigma_f} = \tilde{X}_e F_e + M_c + \tilde{X}_f T_f F_R, \quad (14)$$

где $\tilde{X}_e F_e$ - моменты сил, создаваемый силой тяги F_e , M_c - момент сил сопротивления скручиванию.

Возьмем описание момента M_c из работы [6]

$$M_c = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_c (\bar{\psi}_p - \bar{\psi}_f) + C_c (\widehat{\psi}_p - \widehat{\psi}_f) \end{bmatrix}, \quad (15)$$

где оператор $\bar{\psi} = \text{arctg}(\frac{s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_{psi}}{c_\theta c_{psi}})$ и $\widehat{\psi} = [-c_\theta t_\theta, s_\theta t_\theta, 1] \Omega$.

Распишем момент сил τ_{Σ_p} , действующих на крыло,

$$\tau_{\Sigma_p} = M_A^p + \tau_{app} - T_p T_f^T M_c - \tilde{X}_p T_p F_R, \quad (16)$$

где M_A^p - аэродинамический момент, τ_{app} - момент силы присоединенной массы.

Возьмем выражение для M_A^p из работы [5]

$$M_A^C = Q(V_C) S_C \begin{bmatrix} \frac{C_{l_p}}{2 \|V_C\|} b^2 p + C_{l_\phi} b \phi \\ \frac{C_{m_q}}{2 \|V_C\|} c^2 q + C_m c \\ \frac{C_{n_r}}{2 \|V_C\|} b^2 r \end{bmatrix}, \quad (17)$$

где C_{l_p} , C_{m_q} , C_{n_r} , C_m , C_{l_ϕ} - аэродинамические коэффициенты, b и c - размах крыла и хорда, соответственно.

Момент силы присоединенных масс представим τ_{app} [1] как

$$\tau_{app} = -I_{app} \dot{\Omega}_p - \tilde{\Omega}_p I_{app} \Omega_p - \tilde{V}_p M_{app} V_p, \quad (18)$$

где I_{app} - диагональная матрица, определяющая момент инерции присоединенных масс, вида 19, где $k_1^* = 0.055 \frac{\lambda}{1+\lambda}$, $k_2^* = 0.0308 \frac{\lambda}{1+\lambda}$, $k_3^* = 0.0555$.

$$I_{app} = \begin{bmatrix} k_1^* \rho c^2 b^3 & 0 & 0 \\ 0 & k_2^* \rho c^4 b (1 + \frac{\pi}{6} (1 + \lambda) \lambda a^2 t^2) & 0 \\ 0 & 0 & k_3^* \rho t^2 b^3 (1 + 8a^3) \end{bmatrix} \quad (19)$$

1.3.3 Описание воздействия строп управления на парашлан

Основной метод формирования управляющих воздействий для парашлана являются загиб ЗКК с помощью клевант (строп управления). Поэтому важна разработки модели, которая позволит адекватно описывать формирование управляющих воздействий от загиба ЗКК. При этом нужно в равной степени рассмотреть формирование симметричных воздействий, которые изменяют аэродинамическое обтекание крыла и способствуют набору или потери высоты, а также асимметричных, которые создают дополнительное слагаемое к вектору моментов и изменяют кривизну траектории.

В силу того, что АК крыла у существующего прототипа парашлана не известно вследствие того, что парашлан обладает гибким крылом, для которого затруднительно предварительно произвести продувку в аэродинамической трубе.

Рассмотрим следующие математические модели влияния загиба ЗКК на АК крыла, а также влияние изменения АК крыла от загиба задней КК на поведение алгоритма:

1. Математическая модель влияния загиба ЗКК на АК крыла, описываемая полиномом первой степени, для случая незначительного влияния загиба ЗКК на АК (не более 10 % изменения качества при полном загибе клевант)
2. Математическая модель влияния загиба ЗКК на АК крыла, описываемая полиномом первой степени
3. Уточненная математическая модель влияния загиба ЗКК на АК крыла, описываемая полиномом второй степени

Введем обозначения для симметричного загиба ЗКК $\delta_s = \min(\delta_l, \delta_r)$ и асимметричного загиба ЗКК $\delta_a = \delta_l - \delta_r$, где δ_l - отклонение левой части ЗКК и δ_r - отклонение правой части ЗКК стропами управления.

В первом и во втором случае используются одинаковые математические модели [6], рассмотренные в разных приближениях. Для этих случаев коэффициент подъемной силы C_l и коэффициент лобового сопротивления C_d равны

$$\begin{aligned} C_l &= l_0 + l_1\alpha + c_{\delta_l}\delta_s, \\ C_d &= d_0 + d_1\alpha + d_2\alpha^2 + c_{\delta_d}\delta_s. \end{aligned} \tag{20}$$

Согласно экспериментальным данным [9] коэффициент подъемной силы описывается полиномом первой степени от угла атаки. При достижении критического угла α_{crit} происходит срыв воздушного потока от крыла (рис. 5), что характеризуется резким увеличением турбулентной составляющей потока и снижением



Рис. 5: Срыв потока при достижении критического угла

подъемной силы крыла. Видно, что зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки 20 согласуется с экспериментальными данными при $\alpha < \alpha_{crit}$.

В третьем случае используется модель влияния загиба ЗКК на АК, основанная на модели, взятой из статьи [2]. Для этого случая коэффициент подъемной силы C_l и коэффициент лобового сопротивления C_d равны

$$\begin{aligned} C_l &= l_0 + l_1\alpha + c_{\delta_l}\delta_s, \\ C_d &= d_0 + \frac{C_l^2}{\pi\lambda}. \end{aligned} \quad (21)$$

Видно, что коэффициент силы лобового сопротивления состоит из двух слагаемых: коэффициента аэродинамического сопротивления профиля и индуктивного сопротивления. Коэффициент аэродинамического сопротивления профиля характеризует площадь поверхности на которую набегаёт воздушный поток. Коэффициент индуктивного сопротивления характеризует влияние вихревых усов, создаваемых на боковых кромках крыла, на силу лобового сопротивления [9].

1.3.4 Матричное представление уравнение модели

Представим вектор $[\dot{V}, \dot{\Omega}_p, \dot{\Omega}_b, F_R]^T$ как функцию $F(V, \Omega_p, \Omega_b, \delta_s, \delta_a, F_e)$ от управляющих воздействий симметричное отклонение ЗКК δ_s , асимметричное отклонение ЗКК δ_a , сила тяги F_e

$$A \begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\Omega}_p \\ \dot{\Omega}_b \\ F_R \end{bmatrix} = B, \quad (22)$$

где матрицы A, B представимы в виде

$$A = \begin{bmatrix} (M_p + M_f)T_p & -(M_p + M_f)\tilde{X}_p & 0 & -T_p \\ 0 & I_p + I_f & 0 & \tilde{X}_p T_p \\ M_b T_b & 0 & -M_b \tilde{X}_b & T_b \\ 0 & 0 & I_b & -\tilde{X}_b T_b \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} W_p + F_{A_d}^p + F_{A_l}^p - (M_p + M_{app})\Omega_p \Omega_p X_p - \Omega_p M_{app} V_p \\ M_A^p - T_p T_f^T M_c - \tilde{\Omega}_p (I_p + I_{app}) \Omega_p - \tilde{V}_p M_{app} V_p \\ F_{A_d}^f + W_f + F_e - M_f \tilde{\Omega}_f \tilde{\Omega}_f X_f \\ M_c + \tilde{X}_e F_e - \tilde{\Omega}_f I_f \Omega_f \end{bmatrix}.$$

В силу того, что матрица A обратима, перепишем в окончательном виде

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\Omega}_p \\ \dot{\Omega}_b \\ F_R \end{bmatrix} = A^{-1} B, \quad (23)$$

тогда $F(V, \Omega_p, \Omega_b, \delta_s, \delta_a, F_e) = A^{-1} B$.

1.3.5 Реализация математической модели параплана

Приведем полную систему уравнений, описывающих динамику параплана

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\Omega}_p \\ \dot{\Omega}_b \\ \dot{X} \\ \dot{\Theta}_p \\ \dot{\Theta}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^*(V, \Omega_p, \Omega_b, \delta_s, \delta_a, F_e) \\ V \\ A_p \Omega_p \\ A_f \Omega_f \end{bmatrix}, \quad (24)$$

где вектор F^* образован из первых девяти координат вектора F . Видно, что в (24) в левой части уравнения находится вектор первых производных переменных, в то время как в правой части - вектор-функция от этих переменных. Подобного рода уравнения разрешимы стандартными методами вычислительной математики. Реализовано два метода решения (24): прямой метод Эйлера и метод Рунге-Кутты четвертого порядка.

Метод Рунге-Кутты четвертого порядка необходим для проведения численных экспериментов, так как обладает меньшей локальной ошибкой. Метод Эйлера необходим для моделирования в режиме реального времени, так как обладает меньшей вычислительной сложностью.

2 Разработка алгоритма минимизации потребления энергии при поддержании высоты полета

Задача разработки алгоритма минимизации потребления энергии при поддержании высоты полета разделяется на две подзадачи: задача поддержания высоты полета и задача минимизация энергии.

2.1 Задача поддержания высоты полета

Для решения первой подзадачи был использован ПД-регулятор с компенсацией поперечных колебаний из работы [7]. Данный ПД-регулятор описывается следующим уравнением

$$F_e = K_p(z - z_{ref}) - K_\Omega \Omega_{fy} + F_{e_{base}}, \quad (25)$$

где z_{ref} - требуемая высота, $K_p = 0.9$ - коэффициент пропорциональности отклонения высоты полета от требуемой, $K_\Omega = 20$ - коэффициент пропорциональности компоненты угловой скорости каретки, $F_{e_{base}} = 3.637$ Н - базовая тяга для удержания высоты.

Таблица 1: Времена переходного процессора ПД-регулятора при смене высоты полета

Δz_{ref} , м	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0	4.5	5.0
t , с	7.03	7.05	7.07	7.09	7.11	7.14	7.17	7.20	7.24	7.28

Времена переходного процесса данного ПД-регулятора при смене высоты полета приведены в таблице 1.

2.2 Задача минимизация энергии

2.2.1 Аэродинамическое качество БПЛА

Важной характеристикой для любого крыла является его АК, которое является отношением коэффициента подъемной силы к коэффициенту лобового сопротивления крыла (рис. 6). Данная аэродинамическая характеристика обладает так называемой точкой наивыгоднейшего угла. В теории самолетостроения установлено, что при наивыгоднейшем угле атаки при данном запасе топлива дает максимальную дальность [10]. По этому в качестве функции качества БПЛА, по которой определяется экстремум взято АК. Важно отметить, что АК обратно пропорционально потребляемой мощности во время горизонтального полета.

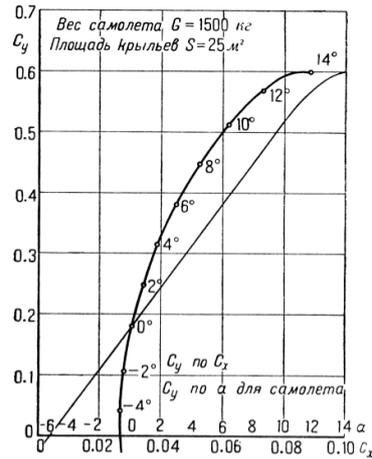


Рис. 6: Характерное АК летательного аппарата

Тогда в математической форме задача минимизации энергии формулируется в следующей форме

$$\begin{cases} \delta_s \in [0,1], \\ Q_{min} \propto \frac{1}{K(\alpha)_{max}} \rightarrow \delta_s, \end{cases} \quad (26)$$

где Q - потребляемая мощность парашютом, $K(\alpha)$ - АК БПЛА, $\rightarrow \delta_s$ следует читать как "за счет управляющих воздействий от симметричного натяжения строп управления".

2.2.2 Метод синхронного детектирования

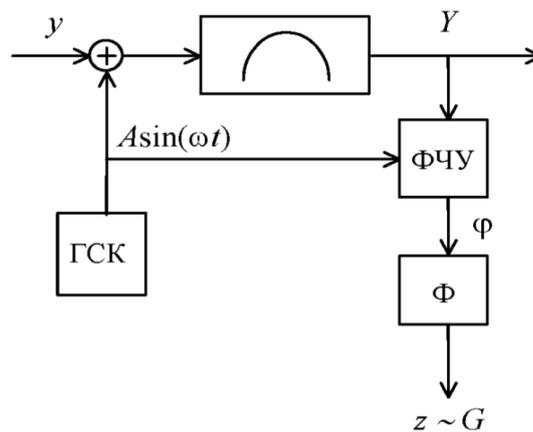


Рис. 7: Функциональная схема оценки градиента методом синхронного детектирования. ГСК - генератор синусоидальных колебаний, ФЧУ - фазочувствительное устройство, Ф - усредняющий фильтр

Задача (26) была решена с помощью метода синхронного детектирования рис.

7. Метод синхронного детектирования основан на идее добавления поискового сигнала к основному сигналу и последующего выделения соответствующей составляющей из выходного сигнала. В данном случае основной сигнал является степенью загиба ЗКК δ_s . Поисковой сигнал представим в виде $\Delta\delta_s \sin(\Omega t)$, при условии $\Delta\delta_s \ll \delta_s$. На выходе из объекта управления сигнал перемножается с поисковым, и фазочувствительным устройством и усредняющим фильтром происходит выделение компоненты сигнала, соответствующей частоте Ω [8]. Данная компонента пропорциональна градиенту выходного сигнала.

Достижение точки экстремума осуществляется накоплением постоянной составляющей интегрирующим звеном.

2.3 Функциональная схема алгоритма

Функциональная схема алгоритма минимизации алгоритма высоты приведена на рисунке 8. Управляющие воздействия алгоритма: F_e - сила тяги двигателя, δ_s - симметричный загиб ЗКК. Задающие воздействия алгоритма: z_{ref} - требуемая высота полета, $F_{e_{base}}$ - сила тяги для поддержания горизонтального полета. Измеряемые выходы: z - высота полета, Ω_{fy} - $y^{ая}$ компонента угловой скорости каретки, α - угол атаки.

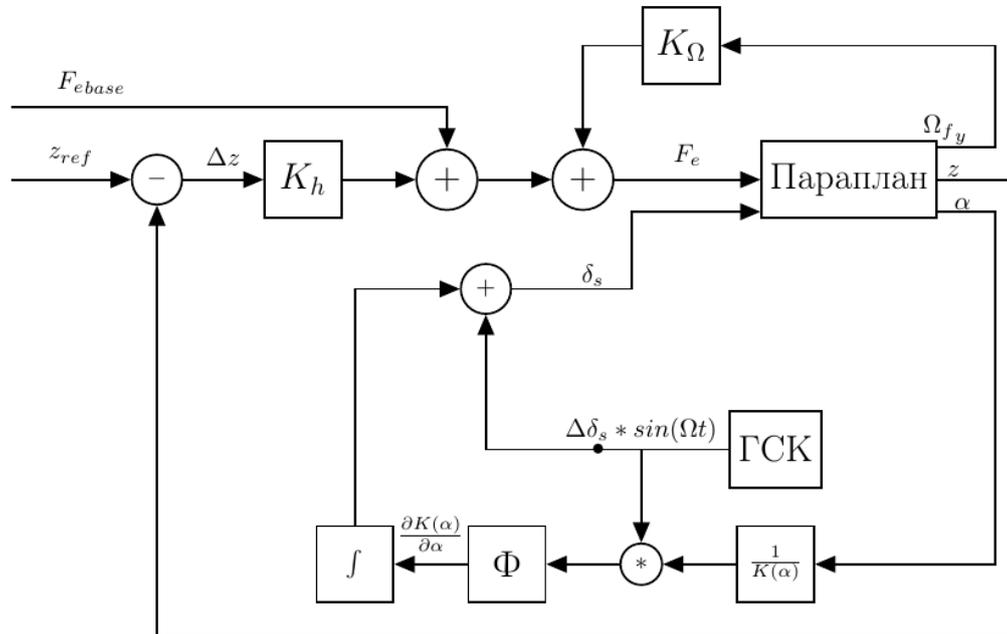


Рис. 8: Функциональная схема алгоритма минимизации потребления энергии при поддержании высоты. ГСК - генератор синусоидальных колебаний, Φ - усредняющий фильтр

2.4 Результаты численного моделирования

Для вышеприведенных моделей влияние загиба ЗКК на АК приведем точки максимума для АК в его области определения в таблице 2. Область определения АК формально определятся как $\alpha \times \delta_s = [0, \alpha_{crit}] \times [0, 1]$, где α_{crit} положим равным 0.5 рад.

Таблица 2: Точки максимума АК для разных моделей влияния загиба ЗКК на АК

Модель 1	Модель 2	Модель 3
$-\frac{l_0}{l_1} + \sqrt{\frac{l_0^2}{l_1^2} - \frac{d_1 l_0 - d_0 l_1}{d_2 l_1}}$	—	$c_{\delta_s} \delta_s + l_1 \alpha + l_0 - \sqrt{d_0 \pi \lambda} = 0$

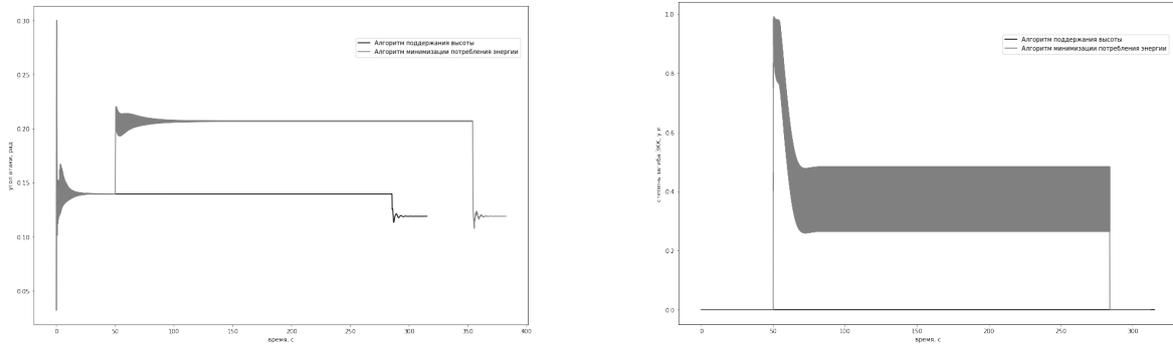


Рис. 9: Зависимость угла атаки и степени загиба ЗКК от времени для первой модели

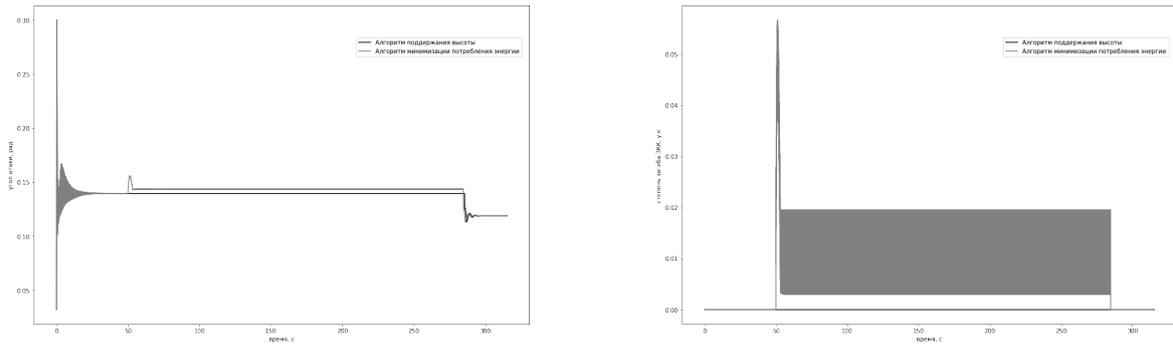


Рис. 10: Зависимость угла атаки и степени загиба ЗКК от времени для второй модели

Результаты численного моделирования приведены в таблице 3. Сравнение проводилось с алгоритмом поддержания высоты, описанном в главе 2.1. Зависимость угла атаки от времени и зависимость степени загиба ЗКК от времени приведены на рис. 9-11. Видно поискового сигнала приведен на рис. 12 Для случая незначительного влияния загиба ЗКК увеличение полетного времени составило 27,6%, для

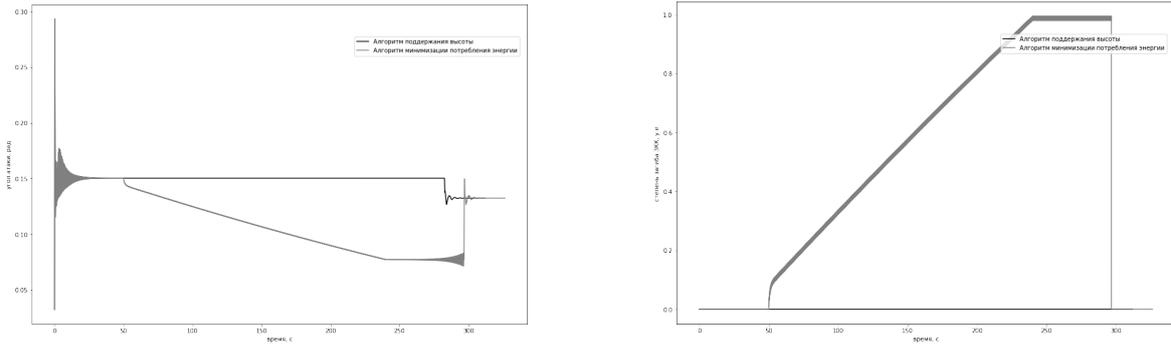


Рис. 11: Зависимость угла атаки и степени загиба ЗКК от времени для третьей модели

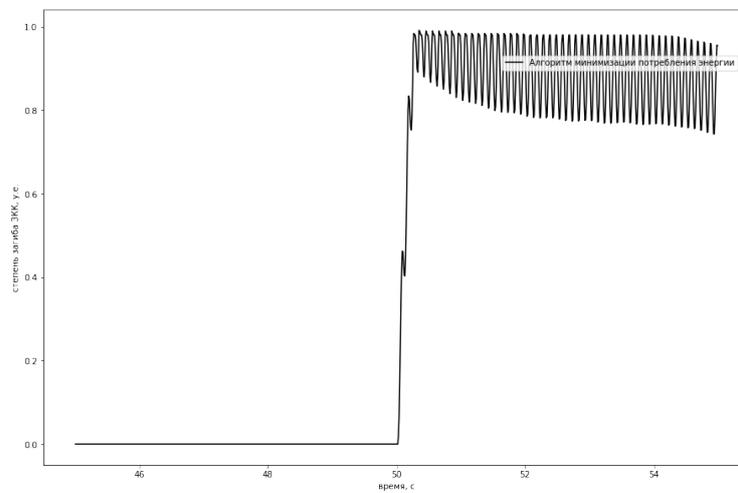


Рис. 12: Вид поискового сигнала

случая уточненной математической модели увеличение составило 5,17%. Можно сделать вывод, что алгоритм будет давать большее увеличение полетного времени при незначительном влиянии натяжения клевант на АК.

Таблица 3: Результаты численного моделирования

	Алгоритм минимизации энергии при поддержании высоты		Алгоритм поддержания высоты		Увеличение полетного времени, %
	Сила тяги, Н	Скорость, м/с ²	Сила тяги, Н	Скорость, м/с ²	
Модель 1	7.35	5	5.8	6.2	27,60
Модель 2	5.8	6.2	5.8	6.2	0,00
Модель 3	5.62	5.87	5.8	6.2	5,17

3 Задача разработки системы управления парашланом

3.1 Постановка задачи. Предоставленное оборудование

Задача разработки системы управления парашланом поставлена для решения задачи разработки полетного контроллера для парашлана на основе дешевых компонент.

Для задачи разработки системы управления были предоставлены следующие компоненты:

1. Компьютер Raspberry Pi 3 Model B;
2. Микроконтроллер STM32 F103C8T6;
3. Датчик MPU6050 (датчик угловой скорости, датчик ускорения);
4. Датчик MS5611 (прецизионный датчик абсолютного атмосферного давления);
5. Датчик HMC5883L (магнитный компас);
6. Датчик напряжения и тока батареи питания;
7. Пульт дистанционного управления с радиоприемником R9DS.

Разработанная система управления должна соответствовать следующими требованиям:

1. Обеспечение нижнего и верхнего уровня управления (микроконтроллер и компьютер);
2. Интеграция на верхнем уровне с ROS;
3. Возможность ручного и автоматического управления парашланом;
4. Получение с датчиков значений угловой скорости, ускорения, давления, напряжения и тока батареи питания с частотой 50 Гц;
5. Формирование управляющих сигналов с частотой 50 Гц.

3.2 Описание реализации системы управления парашланом

3.2.1 Коммуникация верхнего и нижнего уровня

Разработка программного обеспечения для микроконтроллера велась на языке C с использованием библиотеки HAL, для компьютера на языке Python.

Передача данных между верхнем и нижнем уровнем обеспечивается с помощью протокола UART с частотой 115,2 кГц, размер пакета данных равен 50 байт (0.43 мс), структура пакета изображена на рис. 13. Первый и последний байты необходимы для проверки целостности пакета данных.

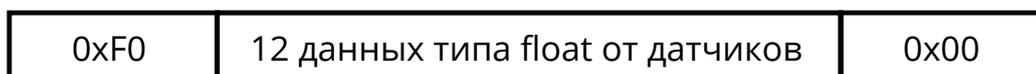


Рис. 13: Пакет данных, передающийся от микроконтроллера к компьютеру

3.2.2 Интеграция с ROS

Введем понятие из среды ROS: узел (node) - процесс, выполняющийся на компьютере, сообщение (message) - пакет данных, тема (topic) - именованный канал между узлами для передачи данных, издатель (publisher) - структура для отправки сообщения с определенной темой, подписчик (subscriber) - структура для получения сообщения с определенной темой.

Для интеграции с ROS на микрокомпьютере создан узел и объявлены издатели с темами:

1. "sensor/acc"(для публикации сообщений с данными от датчика ускорений);
2. "sensor/gyro"(для публикации сообщений с данными от датчика угловых скоростей);
3. "sensor/mag"(для публикации сообщений с данными от магнитометра);
4. "sensor/bat"(для публикации сообщений с данными о токе и напряжении на батарее питания);
5. "sensor/coord"(для публикации сообщений с данными о высоте полета).

Для сохранения показаний с датчиков создан узел с именем logger, который принимает сообщения с вышеперечисленными темами и сохраняет данные в файл.

3.2.3 Обеспечение ручного управления

Для обеспечения возможности ручного управления необходимо принимать данные с пульта управления. Пульт управления может работать в режиме передачи пакетов в формате sbus (рис. 14). В этом режиме радиопередатчик кодирует значение скважности 10 каналов управления, установленных на пульте, в формат sbus ??.

Декодировать на микроконтроллере пакеты sbus можно с помощью протокола UART, настроенного на работу с частотой 100 кГц и длиной кадра 11 бит. Отметим, что для декодирования пакетов sbus необходимо инвертировать аппаратно линию передачи данных, так как микроконтроллер невозможно запрограммировать на прием инвертированной линии данных. Радиоприемник формирует пакеты sbus с частотой 71,4 Гц и длиной 25 байт (2 мс), чтобы не тратить основное время работы процессора микроконтроллера разбор команд от пульта управления происходит в неблокирующем режиме с помощью прямого доступа к памяти.



Рис. 14: Структура пакета sbus

3.2.4 Опрос датчиков

Датчики MPU6050, MS5611, HMC5883L передают данные по протоколу I²C. Размер данных от датчика MPU6050 равен 12 байт (0.96 мс), размер данных от датчика HMC5883L равен 6 байт (0.48 мс), размер данных от датчика MS5611 равен 6 байт (0.48 мс). Для корректного определения атмосферного давления датчику MS5611 требуется измерить предварительные значения температуры и давления, поэтому необходимо переключение в режим измерения температуры, а после в режим измерения давления. Максимальная скорость измерения значения температуры и давления составляет 4.54 мс. Суммарное время для приема данных от этих датчиков составляет 11 мс. Получение данных происходит в блокирующем режиме процессор. Чтобы не занимать время процессора ожиданием используется операционная система для микроконтроллеров FreeRTOS с вытесняющей многозадачностью с временным квантом 4мс. Тогда реально затраченное время процессором на прием данных от датчиков сократится до 1.92 мс. Полученные данные сохраняются в специально зарезервированную область памяти для дальнейшей передачи по UART.

Получение показаний о напряжении и токе батареи питания происходит с помощью аналого-цифрового преобразователя (12 бит), преобразование происходит в непрерывном режиме с частотой 1.28 МГц (0.78 мкс). В данные с такой частотой сохраняются в памяти с помощью прямого доступа, не затрачивая при этом основное время процессора. Отдельным процессом данные о напряжении и токе батареи сохраняются в специально зарезервированную область памяти для дальнейшей передачи по UART.

3.2.5 Формирование управляющих сигналов

Формирование управляющих сигналов для сервоприводов и тягового двигателя подразумевает генерацию импульсно-модулированного сигнала с частотой 67.56 Гц с разным значением скважности сигнала. Широтно-импульсная модуляция сигнала осуществляется за счет таймеров, имеющихся на микроконтроллере. Изменение скважности сигнала при этом происходит в отдельном процессе операционной системы.

3.2.6 Архитектура системы управления

Архитектура, получившейся системы приведена на рис. 15.

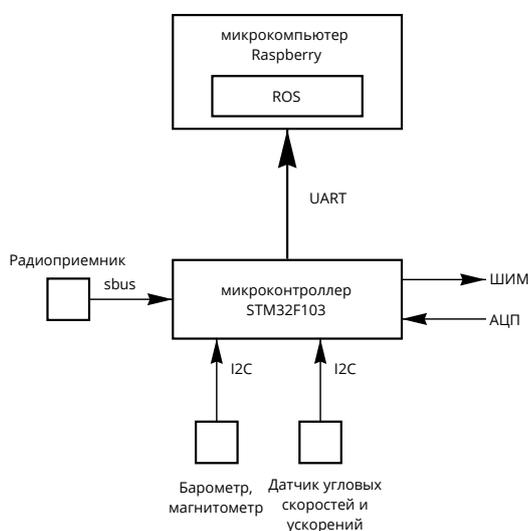


Рис. 15: Архитектура системы управления

Полный список процессов, обрабатываемых на микроконтроллере:

1. Процесс для обработки пакета с командами sbus;
2. Процесс для получения показаний с датчиков (2 мс);
3. Процесс для работы с показаниями аналого-цифрового преобразователя;
4. Процесс для передачи на и приема от данных микрокомпьютера;
5. Процесс для изменения скважности импульсно-модулированного сигнала

Таким образом полное время необходимое для работы системы равно 4 мс.

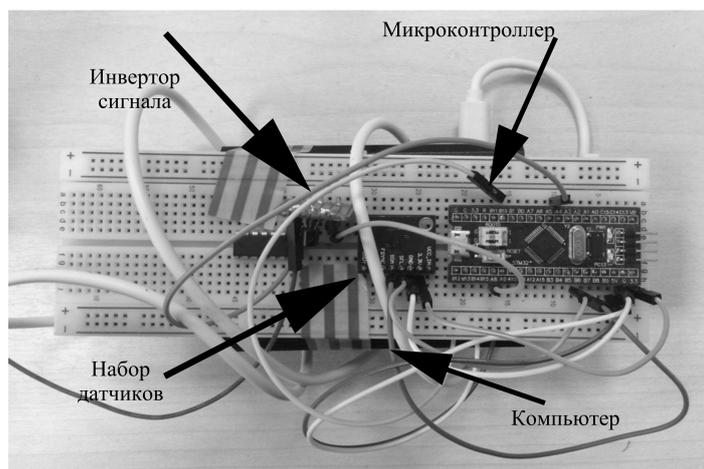


Рис. 16: Макет для тестирования системы

3.3 Тестирование системы управления

Для проверки работоспособности системы управления собран макет для тестирования, приведенный на рис. 16.

Для проверки правильности показания логируемых данных проведена серия поворотов на 90 градусов с возвращением (рис. 17). Видно, что после первичной обработки показания датчика соответствуют действительности. Для проверки показаний о тока и напряжении батареи использовался осциллограф. Для проверки правильного формирования ШИМ сигнала использовался осциллограф.

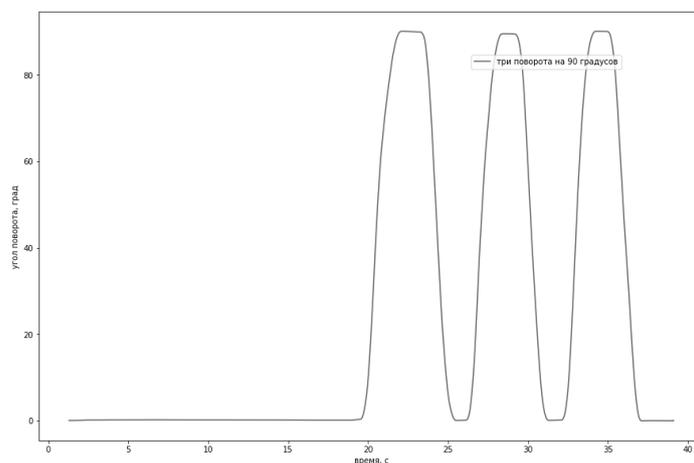


Рис. 17: Серия поворотов на 90 градусов

Заключение

- Реализована девяти степенная модель парашюта с различными математическими моделями влияния загиба ЗКК на АК с учетом аэродинамических и гравитационных сил, силы присоединенных масс и тяги двигателя и их моментов.
- Разработан алгоритм минимизации потребления энергии при поддержание высоты для решения проблемы ограниченного полетного времени алгоритмическим подходом.
- Исследовано по ведение алгоритма в зависимости от математической модели влияния загиба ЗКК на АК и установлено, что для незначительного влияния загиба ЗКК на АК увеличение полетного времени наибольшее.
- Разработана система управления парашютом

Список литературы

- [1] P. Lissaman и Glen Brown. “A High-fidelity Nonlinear Multibody Simulation Model for Parafoil Systems”. В: American Institute of Aeronautics and Astronautics (1993).
- [2] Paul Mortaloni и др. “On the Development of a Six-Degree-of-Freedom Model of a Low-Aspect-Ratio Parafoil Delivery System”. В: American Institute of Aeronautics and Astronautics (май 2003).
- [3] Stefan Muller, O. Wagner и Gottfried Sachs. “A High-fidelity Nonlinear Multibody Simulation Model for Parafoil Systems”. В: American Institute of Aeronautics and Astronautics (2003).
- [4] Nathan Slegers и Mark Costello. “Aspects of Control for a Parafoil and Payload System”. В: Journal of Guidance, Control, and Dynamics 24.6 (2003), с. 898—905.
- [5] Nathan Slegers и Mark Costello. “Model Predictive Control of A Parafoil and Payload System”. В: Journal of Guidance, Control, and Dynamics 28.4 (2005), с. 816—821.
- [6] Chiara Togliа и Marilena Vendittelli. “Modeling and motion analysis of autonomous paragliders”. В: Technical Report 5 (2010), с. 2—21.
- [7] Милованова А. М. “Разработка программы управления автономным продольным движением парашюта: моделирование и эксперимент”. Дис. . . . маг. Новосибирский Государственный Университет, июнь 2016.
- [8] Востриков А. С. и Французов Г. А. Теория автоматического управления. НГТУ, 2003.
- [9] Юрьев Б. Н. Экспериментальная аэродинамика. Часть 2. Издательство наркома оборонной промышленности, 1938.
- [10] Пушнов В. С. Теория самолетостроения. Часть 1. ГОСМАТМЕТИЗДАТ, 1934.