

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«НОВОСИБИРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»
(НОВОСИБИРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ, НГУ)

Факультет информационных технологий

Кафедра систем информатики

Направление подготовки: 09.04.01 ИНФОРМАТИКА И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА

Образовательная программа 09.04.01 ИНФОРМАТИКА И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА.

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

**ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА МАГИСТРА
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПАРАПЛАНА НА
ОСНОВЕ МЕТОДА СТРУКТУРНОГО СИНТЕЗА**

утверждена распоряжением проректора по учебной работе №371 от «15» декабря 2016г.

скорректирована распоряжением проректора по учебной работе №133 от «8» мая 2018г.

Семенюка Евгения Денисовича, группа 16225

«К защите допущена»

Заведующий кафедрой,

д.ф-м.н, профессор

Лаврентьев М. М./.....

«.....».....20...г.

Руководитель ВКР

Д.ф-м.н, профессор ФИТ НГУ

Федотов А. М./.....

«.....».....20...г.

Дата защиты: «.....».....20...г.

Новосибирск, 2018г.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	4
Основная часть	6
1 Описание метода структурного синтеза	6
2 Разработка алгоритма управления	8
2.1 Описание объекта	8
2.2 Постановка задачи управления	12
2.3 Синтез алгоритма управления	12
3 Оценка состояния объекта	16
4 Результаты экспериментов	18
5 Реализация системы управления	22
5.1 Однопоточная реализация	22
5.2 Многопоточная реализация	23
Заключение	24
Список использованных источников и литературы	25

ВВЕДЕНИЕ

Выпускная квалификационная работа выполнена в лаборатории 09 Института автоматике и электротехники СО РАН (ИАиЭ СО РАН).

Данная работа является продолжением бакалавровской работы, особенность которой была в использовании нелинейной модели парашюта.

Ранее алгоритм управления был реализован на основе пропорционально-интегрально-дифференцирующего (ПИД) регулятора. Используя классический подход, где сложное движение парашюта разбивается на простейшие его виды (продольное и поперечное), были созданы два регулятора для каждого вида движения.

Численные эксперименты проводились на дискретной реализации нелинейной модели парашюта. Данные эксперименты позволили подобрать коэффициенты регуляторов, а также проверить их совместную работу. Разработанный алгоритм управления показал свою работоспособность, однако не во всех ситуациях он выдерживал требуемые значения. В частности, во время поворота происходила потеря высоты. Это обусловлено тем, что ПИД регулятор не использует описание объекта.

Данная выпускная квалификационная работа выполнена в рамках гранта РФФИ № 17-48-540019 "Разработка новых методов управления движением беспилотных летательных аппаратов".

Целью проекта является разработка 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.

Метод структурного синтеза позволяет использовать полное нелинейное описание объекта, синтезировать систему управления с постоянной структурой и обеспечить заданное качество регулирования при изменении параметров траектории и внешних возмущениях. Синтез структуры системы управления производится на основе использования требуемого дифференциального уравнения поведения регулируемых параметров во времени.

Цель дипломной работы: Разработка алгоритма управления движением парашюта на основе метода структурного синтеза.

Задачи дипломной работы:

- изучение метода структурного синтеза
- синтез алгоритма управления
- проведение экспериментов
- анализ результатов

Алгоритм, реализованный на языке Java, обеспечивает монотонные переходные процессы без перерегулирования по высоте и курсовому углу.

Работа включает в себя три главы. В первой главе приводится описание метода структурного синтеза. Во второй главе повествуется о постановке задачи управления и синтезе алгоритма управления. В третьей главе рассказывается об численных экспериментах и их результатах.

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

1 Описание метода структурного синтеза

Структурный синтез автоматических систем состоит в определении схемы (структуры) регулятора, необходимого для отработки объектом некоторого задания.

В каждый момент времени необходимо знать состояние объекта n -го порядка с одним управляющим воздействием и одной выходной величиной. Для этого должно быть известно n величин, однозначно определяющих состояние объекта в любой момент времени, — его фазовые координаты, которые представляют собой значения выходной (регулируемой) величины объекта и ее $(n - 1)$ производных.

Знание фазовых координат объекта еще не позволяет, однако, предсказать движение объекта, т. е. состояние его в последующий момент времени (через бесконечно малый интервал времени dt). Для знания движения объекта необходимо в общем случае знать не только фазовые координаты объекта, но и скорости их изменения [1].

Широкий класс объектов управления, в частности механических систем, удобно описывать системой дифференциальных уравнений

$$\dot{x} = f(x, \lambda, u). \quad (1)$$

Здесь $x = [x_1, \dots, x_n]^T$ — вектор-столбец переменных состояния системы; $\lambda = [\lambda_1, \dots, \lambda_m]^T$ — вектор-столбец возмущающих воздействий. Для любой из координат x_i может быть указано задание $\psi_i(t)$. Более того, $\psi_i(t)$ может являться функцией координат или выходных величин объекта.

Необходимое движение объекта обеспечивается определением старших производных регулируемых величин x_i . Это значение старшей производной находится из требуемого дифференциального уравнения движения, связывающего регулируемую величину и задающее воздействие $\psi_i = \psi_i(t)$:

$$S_i(x_i, x_i^{(j)}, \psi_i, k_j) = 0, \quad (2)$$

где k_j — параметры настройки; $i = 0, 1, 2, \dots, m$; $j = 0, 1, 2, \dots, n_1$.

Порядок требуемых дифференциальных уравнений (2) определяется порядком той производной ошибки, которая в любой момент времени явно зависит от управляющих воздействий. Для объектов управления, описываемых дифференциальными уравнениями, которые неразрешимы в алгебраической форме относительно управляющих воздействий, применяются различные методы решения нелинейных уравнений.

Задача синтеза – обеспечение точного соответствия движения системы заданному [2].

Так как при использовании предложенного метода синтеза обеспечивается движение системы согласно задаваемому дифференциальному уравнению, то путем выбора его вида, в частности коэффициентов этого уравнения, можно достичь указанных свойств. Это имеет место, если управляющие воздействия и координаты объекта не превосходят в процессе регулирования максимально допустимых значений, что проверяется анализом системы и выбором затем соответствующих значений коэффициентов настроек k_j .

Применение этого метода обеспечивает инвариантность изменения выходной величины относительно контролируемого возмущения. Действительно, если требуемое управление реализуемо, то движение системы описывается уравнением (2). Так как в это уравнение рассматриваемое возмущение не входит, то вынужденная составляющая движения от него не зависит [1], [3].

2 Разработка алгоритма управления

2.1 Описание объекта

Параплан – сверхлёгкий летательный аппарат с неподвижным крылом. Мягкое крыло при помощи системы строп соединено с подвесной системой. На подвесной системе расположена необходимая аппаратура. Конфигурация, когда на подвесной системе располагается тяговый двигатель с винтом, называется мотопараплан. Внешний вид мотопараплана представлен на Рисунке 1. Далее под парапланом будет пониматься мотопараплан.



Рисунок 1 — Внешний вид мотопарапалана

Тяговый двигатель обеспечивает набор высоты. К задней кромке крыла прикреплены управляющие стропы (свободные концы). При натяжении правого

свободного конца задняя кромка крыла меняет форму, и парашютист поворачивает направо. При натяжении левого свободного конца парашютист поворачивает налево.

Рассмотрим нелинейную математическую модель динамики движения парашютиста [4].

Введем обозначения:

$[a_B^C]^D$ обозначает величину a системы координат B относительно системы координат C , выраженную в системе координат D . Имеются системы отсчёта: центра масс аппарата – $]^B$, крыла – $]^P$, подвесной системы (фюзеляжа) – $]^F$ земли (географические координаты) – $]^G$. $[\overline{a_B^C}]^D$ – обозначает транспонирование $[a_B^C]^D$. Данные системы отсчёта изображены на Рисунке 2.

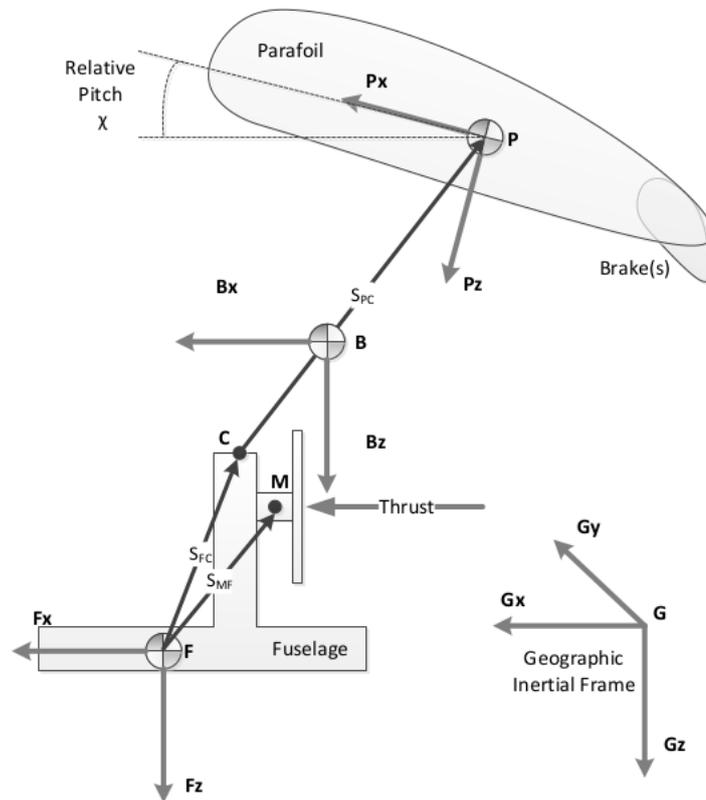


Рисунок 2 — Системы отсчёта парашютиста

Данная модель парашютиста содержит вектор состояния из 12 элементов. В него входят $[x_B^G]^G = [\overline{x}, \overline{y}, \overline{z}]$ – координаты центра масс аппарата относительно земли в системе координат земли, $[v_B^G]^G = [\overline{u}, \overline{v}, \overline{w}]$ – линейная скорость центра масс аппарата относительно земли в системе координат земли, $[\omega^{BG}]^B = [\overline{p}, \overline{q}, \overline{r}]$ – угловая скорость центра масс относительно земли в системе координат центра

масс, $[\overline{\phi, \theta, \psi}]$ – углы Эйлера (крен, тангаж, рысканье) относительно земли в системы координат земли.

Основу модели составляют уравнения динамики и кинематики:

$$m^B \frac{d[v_B^G]^B}{dt} + m^B [\Omega^{BG}] [v_B^G]^B = [f]^B, \quad (3)$$

где f^B – это сумма всех сил, действующих на тело, в системе координат центра масс, $[\Omega^{BG}]^B$ – кососимметричная матрица угловых скоростей, m^B – масса параплана;

$$[I_B^B]^B \frac{d[\omega^{BG}]^B}{dt} + [\Omega^{BG}] [I_B^B]^B [\omega^{BG}]^B = [M_B]^B, \quad (4)$$

где $[I^{BB}]^B$ – момент инерции параплана относительно центра тяжести, в системе координат центра масс, $[M_B]^B$ – сумма моментов сил, действующих на тело, в системе координат центра масс;

$$[\dot{x}_B^G]^G = [v_B^G]^G. \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где T – матрица преобразования координат, связанных с центром масс, в географические координаты. Стабилизация полета по высоте обеспечивается регулированием тяги f_T , по курсу – изменением угла управляющих поверхностей δ_L и δ_R .

Рассмотрим силы, которые действуют на параплан. Сила притяжения

$$[f_G]^B = m^B [T]^{BG} [\overline{0, 0, g}]^G, \quad (7)$$

где g – ускорение свободного падения. Сила тягового двигателя направлена вдоль оси X фюзеляжа

$$[f_T]^B = [\overline{f_T, 0, 0}]^B \quad (8)$$

Аэродинамические силы, действующие на фюзеляж и крыло можно рассматривать отдельно. Предполагается что фюзеляж не способен создавать

подъемную силу. Тогда его аэродинамическая сила – это сила сопротивления, которая действует в центре масс фюзеляжа

$$[f_T^A]^B = -\frac{1}{2}\rho A^F \|[v_F^G]^B\| C_D^F [v_F^G]^B, \quad (9)$$

где ρ – плотность воздуха считаем постоянной, A^F – площадь фюзеляжа.

Аэродинамическая сила, действующая на крыло содержит подъемную силу и силу сопротивления. Для простоты считаем, что аэродинамический центр крыла совпадает с центром масс. Результирующая сила задаётся

$$[f_P^A]^P = -\frac{1}{2}\rho A^P \|[v_P^G]^P\| (C_L^P [\overline{w_p, 0, -u_p}]^P - C_D^P [v_P^G]^P), \quad (10)$$

где A_P – площадь крыла.

Напомним, что свободные концы позволяют опускать две части задней кромки крыла. При натяжении одного свободного конца происходит увеличение подъемной силы и силы сопротивления. Как следствие, происходит поворот в сторону натянутого свободного конца и потеря высоты. Натяжения левого и правого свободных концов моделируется изменением угла наклона частей задней кромки крыла и обозначается δ_L и δ_R соответственно. Натяжение может быть симметричным – $\delta_s = \min(\delta_L, \delta_R)$ и несимметричным – $\delta_a = \delta_L - \delta_R$. Силы натяжения свободных концов измеряются в системе отчёта крыла

$$[f_\delta^A]^B = \frac{1}{2}\rho A^P V_P A_\delta \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{bmatrix} \quad (11)$$

Перейдём к рассмотрению моментов объекта. Моменты центра масс парашюта имеют вид

$$[M_B^{FA}]^B = [S_{FB}]^B [f_F^A]^B, [M_B^{PA}]^B = [S_{PB}]^B [f_P^A]^B, \quad (12)$$

где $[S_{FB}]^B$ и $[S_{PB}]^B$ кососимметричные формы $[s_{FB}]^B$ и $[s_{PB}]^B$ соответственно. Аэродинамические моменты сгенерированные вращением вокруг центра масс имеют вид

$$[M_B^A]^B = \frac{1}{2}\rho A^P V_P^2 \begin{bmatrix} \frac{C_{l_p} b^2 p}{2V_P} + C_{l_\phi} b \phi \\ \frac{C_{m_q} c^2 q}{2V_P} + C_{m_0} c + C_{m_a} c a^P \\ \frac{C_{n_r} b^2 r}{2V_P} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Для удобства записи приняли $\|v_P^G\| = V_P$. Размах и хорда крыла обозначены b и c соответственно. Также зададим момент по тангажу, который образуется смещения тягового мотора относительно центра масс

$$[M_B^T]^B = [S_{MB}]^B [f_T]^B, \quad (14)$$

где $[S_{MB}]$ кососимметричная форма $[s_{MB}]$.

Несимметричное натяжение свободных концов добавляет моменты по крену и рысканью, необходимые для совершения манёвров. Результирующий момент имеет вид

$$[M_\delta^A]^B = \frac{1}{2}\rho A^P V_P V^2 \begin{bmatrix} \frac{C_{l_{\delta_a}} b}{d} \\ 0 \\ \frac{C_{n_{\delta_a}} b}{d} \end{bmatrix} \delta_a, \quad (15)$$

где d обозначает длину свободного конца и введена для понимания. Для её коррекции имеются безразмерные $C_{l_{\delta_a}}$ и $C_{n_{\delta_a}}$.

2.2 Постановка задачи управления

Ставится задача управления параметрами режимов полета или совокупностью фазовых координат, а именно, курсового угла и высоты полета. Требуется определить управляющие параметры f_T , δ_L и δ_R , обеспечивающие поддержание требуемых значений курсового угла ψ_{ref} и высоты z_{ref} .

2.3 Синтез алгоритма управления

Введем в рассмотрение ошибки выполнения заданий ψ_{ref} и z_{ref} .

$$\Delta z = z - z_{ref}; \Delta \psi = \psi - \psi_{ref}. \quad (16)$$

Задачей синтеза является нахождение такого управления, чтобы свести с течением времени эти ошибки к нулю. Следуя принятому методу синтеза, составим требуемые дифференциальные уравнения для их изменения во времени [1]:

$$S_z(\Delta z^{(j)}) = 0; S_\psi(\Delta \psi^{(j)}) = 0. \quad (17)$$

Здесь и далее индекс (j) обозначает порядок производной по времени; $j = 0 \dots n$. [1].

Далее будем полагать, что процессы установления требуемых значений заканчиваются за существенно меньший промежуток времени, чем процессы изменения самих требуемых значений. Такое предположение позволяет считать задания кусочно-постоянными функциями, а их производные по времени равными нулю. Тогда уравнения (17)

$$S_z(z^{(j)}, z_{ref}) = 0; S_\psi(\psi^{(j)}, \psi_{ref}) = 0. \quad (18)$$

Как и в большинстве механических систем, в уравнениях (3), (4) динамики параплана от управляющих воздействий зависят только вторые производные координат ψ и z . Исходя из этого, порядок требуемых дифференциальных уравнений (18) может быть равен двум, однако далее будет показано, что в случае управления движением параплана, целесообразно выбирать более высокий порядок требуемых уравнений, задавая тем самым и скорость нарастания управляющих сигналов.

Полагаем, что переходные процессы по высоте и курсовому углу должны быть монотонны и не иметь перерегулирования. Данному требованию удовлетворяют требуемые дифференциальные уравнения с характеристическим полиномом Ньютона.

Биномиальное разложение задается формулой Ньютона:

$$a(p) = p^n + a_1 \omega_0 p^{n-1} + \dots + a_{n-1} \omega_0^{n-1} p + \omega_0^n = (p + \omega_0)^n \quad (19)$$

Переходные функции для таких полиномов 1–6 порядков приведены на Рисунке 3 [5].

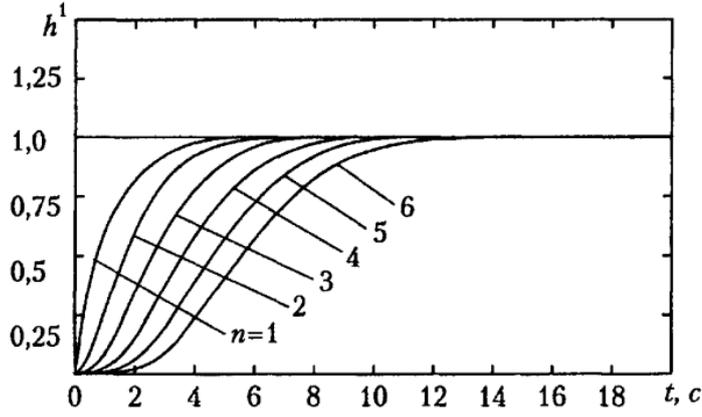


Рисунок 3 — Нормированные переходные функции

При $w_0 = 1$ время переходного процесса t_{π}^1 для дифференциального уравнения 1-го, 2-го, и 3-го порядка составляет 3, 4.8 и 6.3 секунд соответственно. Для расчёта w_0 , удовлетворяющей заданному времени переходного процесса, необходимо воспользоваться формулой

$$w_0 = \frac{t_{\pi}^1}{t_{\pi}}. \quad (20)$$

Например, уравнения 3-го порядка на базе полинома Ньютона имеют вид:

$$\begin{cases} S_z = z_d^{(3)} + 3\omega_{0z}z_d^{(2)} + 3\omega_{0z}^2z_d^{(1)} + \omega_{0z}^3z - \omega_{0z}^3z_{ref}, \\ S_{\psi} = \psi_d^{(3)} + 3\omega_{0\psi}\psi_d^{(2)} + 3\omega_{0\psi}^2\psi_d^{(1)} + \omega_{0\psi}^3\psi - \omega_{0\psi}^3\psi_{ref}, \end{cases} \quad (21)$$

где ω_{0z} и $\omega_{0\psi}$ – константы, определённые для желаемого времени переходного процесса, $z_d^{(j)}$ и $\psi_d^{(j)}$ – требуемые значения (j)-ых производных [5].

Стоит отметить, что только первые производные доступны для физического измерения и оценивания. Поэтому дальнейшее нахождение управляющих воздействий удобно осуществлять, исходя из условия поддержания функционального соотношения:

$$\begin{cases} z_d^{(1)}(z_d^{(j)}, z, z_{ref}, t) - z^{(1)}(f_T, z, t) = 0, \\ \psi_d^{(1)}(\psi_d^{(j)}, \psi, \psi_{ref}, t) - \psi^{(1)}(\delta_L, \delta_R, \psi, t) = 0, \end{cases} \quad (22)$$

где $j = 2 \dots n$.

В общем случае решить систему уравнений (22) относительно искомого управляющего воздействия затруднительно, поэтому управляющее устройство

должно быть выполнено в виде блока, непрерывно решающего конечное уравнение (22). Для этого может быть использован какой-либо поисковый или оптимизационный алгоритм [5, 6].

Уравнения (22) могут быть решены при помощи градиентного метода:

$$f_T^{(1)} = \rho_1 \Delta Z; \delta_{L,R}^{(1)} = \rho_2 \Delta \Psi, \quad (23)$$

где $\Delta Z, \Delta \Psi$ левые части уравнений (22). Степень аппроксимации желаемых траекторий $z_d^{(1)}, \psi_d^{(1)}$ зависит от коэффициентов ρ_1, ρ_2 [1].

3 Оценка состояния объекта

В проведённых выше расчётах неявно предполагается, что в каждый момент времени известно, в каком состоянии находится система; другими словами, все внутренние переменные объекта могут быть измерены и получены в качестве выходных величин. Однако трудно предположить, что в большинстве практических ситуаций это на самом деле не так. В действительности нам всегда следует представлять себе состояние объекта как некоторую абстрактную величину, описывающую недостижимые переменные внутри объекта. Не стоит забывать и о погрешности измерения. Так возникает первая трудность, а именно: управление есть функция состояния. Единственное решение этой проблемы состоит в следующем. Кроме закона управления регулятор должен содержать элемент, который определяет состояние системы. Из определения динамической системы ясно, что для нахождения состояния объекта необходима информация о структуре объекта, то есть его переходное отображение, его выходное отображение. Также необходимо знать действительные входные воздействия и выходные величины объекта. Для определения состояния системы предложено использовать фильтр Калмана, поскольку он позволяет получить минимальную ошибку оценивания. В виду нелинейности модели объекта будем использовать расширенный фильтр Калмана (РФК).

Чтобы получить оценку вектора состояния объекта, необходимо представить исходную модель объекта в соответствии со структурой фильтра Калмана [6]

$$\begin{cases} X^{k+1} = f(X^k, U^k) + W^k, \\ Z^k = h(X^k) + V^k, \end{cases} \quad (24)$$

где f – нелинейная функция определённая по уравнениям (3-6), X^k – вектор состояния объекта, U^k – вектор управляющих воздействий, k – шаг дискретизации, W^k – погрешность моделирования (нормальный случайный процесс), V^k – шум датчиков (белый гауссовский шум).

Принимая во внимание, что уравнения (24) нелинейные, будем использовать РФК. Необходимо линеаризовать модель в некоторой окрестности рабочей точки (\bar{X}^k, U^k) . Для этого разложим функцию f в ряд Тэйлора

$$\begin{cases} X^{k+1} \approx f(\bar{X}^k, U^k) + F_k[X^k - \bar{X}^k] + W^k, \\ Z^k \approx h(\bar{X}^k) + H_k[X^k - \bar{X}^k] + V^k, \end{cases} \quad (25)$$

где $F_k = \left. \frac{\partial f}{\partial X} \right|_{X=\bar{X}^k}$, $H_k = \left. \frac{\partial h}{\partial X} \right|_{X=\bar{X}^k}$

Нахождение матрицы частных производных F_k аналитически затруднительно ввиду нелинейности f . Расчёт F_k будет производиться численно в каждый момент времени.

Фильтр Калмана содержит в себе квадратную ковариационную матрицу шума процесса – Q и прямоугольную ковариационную матрицу шума измерений – R .

4 Результаты экспериментов

Для реализации на компьютере непрерывной математической модели, её заменили дискретной моделью с малым шагом дискретизации по времени ($\Delta t = 0.01$). Рекуррентные уравнения динамики (3) и кинематики (4) имеют вид:

$$m^B \frac{[v_B^G]^B - [v_B^G]_{k-1}^B}{\Delta t} + m^B [\Omega^{BG}]_k [v_B^G]^B = [f]_k^B, \quad (26)$$

$$[I_B^B]^B \frac{[\omega^{BG}]_k^B - [\omega^{BG}]_{k-1}^B}{\Delta t} + [\Omega^{BG}]_k [I_B^B]^B [\omega^{BG}]_k^B = [M_B]_k^B, \quad (27)$$

где k – шаг дискретизации. Параметры модели взяты из работы [4].

В ходе работы были проведены численные эксперименты, в которых управляющее воздействие определялось из решения уравнений (22) методом градиента. В качестве желаемых дифференциальных уравнений использовались уравнения, построенные на основе полинома Ньютона.

На Рисунках 4-7 точечной, пунктирной и сплошной кривыми изображены переходные процессы, соответствующие желаемым уравнениям 1-го, 2-го и 3-го порядка, соответственно.

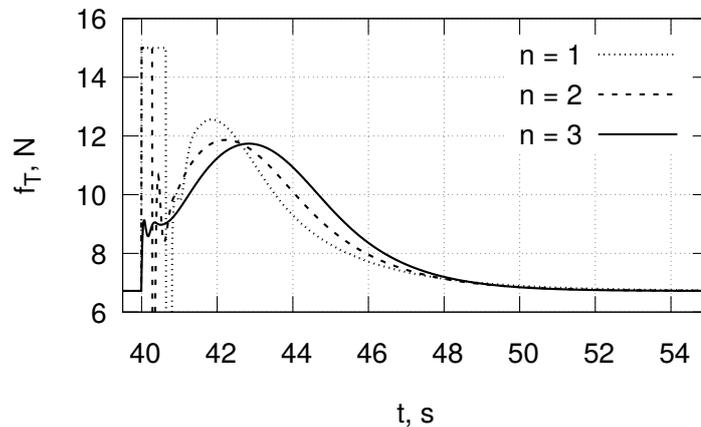


Рисунок 4 — Управляющие воздействия на тяговый двигатель

На Рисунках 4 и 5 изображены результаты моделирования в случае управления высотой в продольной плоскости и курсовым углом в поперечной плоскости независимо. Значения целевой высоты и целевого курсового угла равны 5 м и 1.57 рад, соответственно.

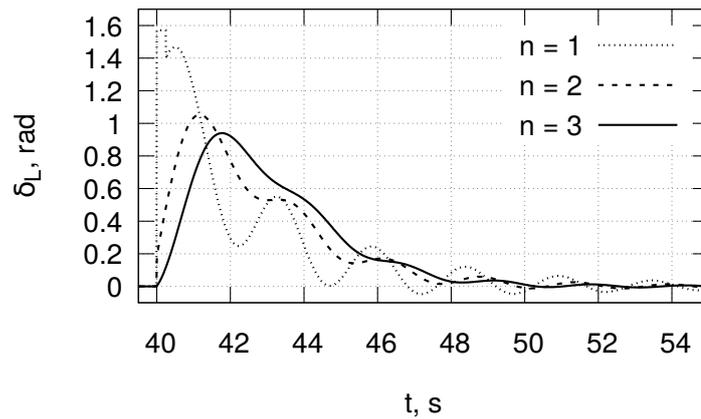


Рисунок 5 — Управляющие воздействия на заднюю кромку крыла

Изменение угла наклона управляющих поверхностей не достигает максимальных значений в случае использования полиномов порядка 2 или 3 в желаемых дифференциальных уравнениях, Рисунок 5. Желательно использовать полином степени 3 или выше для уменьшения амплитуды колебаний в поперечной плоскости. Для исключения перегрузки в канале управления тягой необходимо использовать полином степени 3 или выше Рисунок 4.

Рисунки 6 и 7 иллюстрируют ошибки между реальным и желаемым переходным процессом по высоте и курсовому углу соответственно.

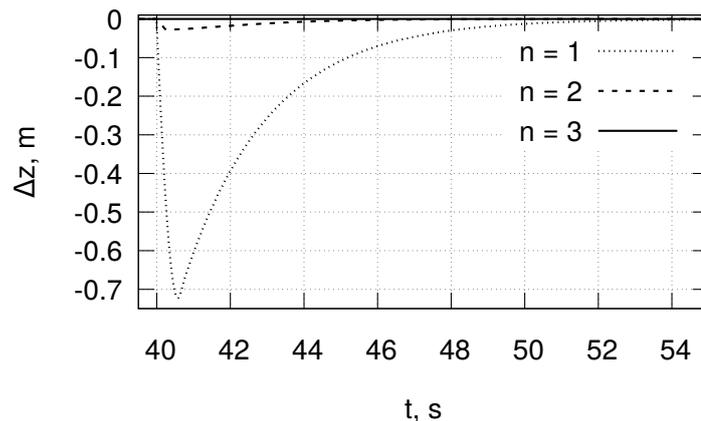


Рисунок 6 — Ошибка между реальным и желаемым переходным процессом
ВЫСОТЫ

При достижении максимально допустимых значений управляющих воздействий f_T , δ_L и δ_R возникают значительные отклонения высоты z и

курсового угла ψ от требуемых значений, Рисунок 6, 7.

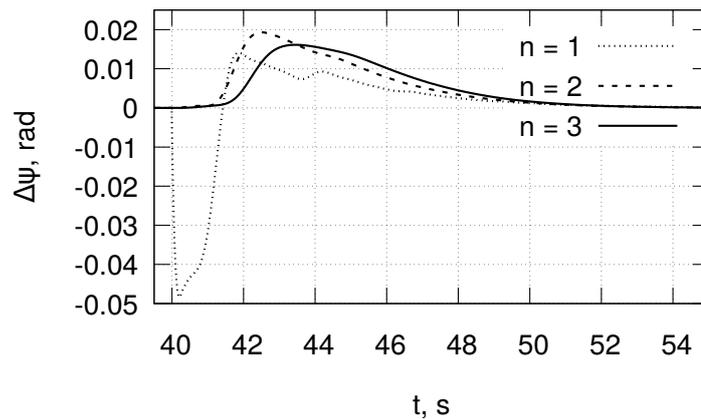


Рисунок 7 — Ошибка между реальным и желаемым переходным процессом курсового угла

На Рисунке 8 приведены результаты численного моделирования траекторного движения парашюта при совместном нахождении управляющих воздействий f_T , δ_L и δ_R из соотношений (22). Желаемые дифференциальные уравнения по высоте и курсовому углу имеют третий порядок. Увеличение целевого курсового угла на 1.57 радиана происходит через каждые 40 секунд. Увеличение целевой высоты на 5 метров происходит в моменты времени равные 20 и 180 секундам.

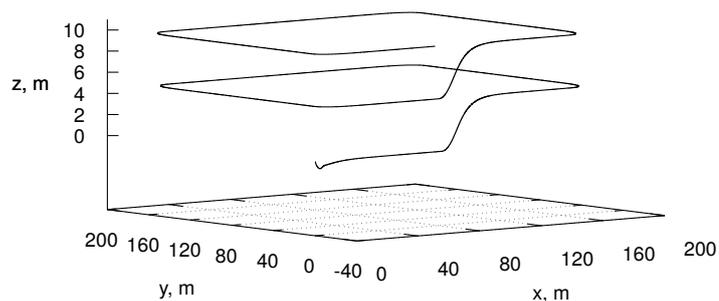


Рисунок 8 — Симуляция траекторного движения

Алгоритм лучше выдерживает заданные значения высоты z и курсового угла ψ . Благодаря этому стало возможно как минимум совершать повороты на 1.57 радиана без потери высоты. При повороте происходит увеличение тяги для компенсации потери высоты (Рисунок 9).

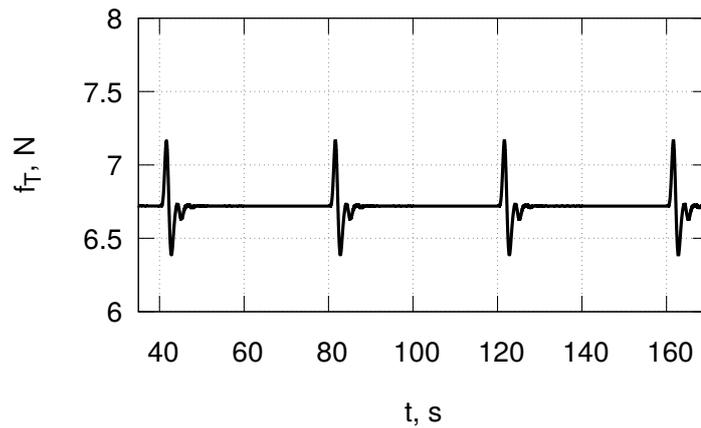


Рисунок 9 — Сила тягового двигателя при поворотах

Проведём этот же эксперимент, но добавим шум в данные и используем РФК для оценки состояния объекта.

Матрица Q имеет на своей диагонали элементы 0.01. Для заполнения матрицы R изменены дисперсии σ^2 показаний различных датчиков в состоянии покоя. На каждую величину вектора состояния был наложен гауссовский шум с соответствующей дисперсией. Коэффициенты градиентного метода (23) подобраны вручную $\rho_1 = -0.001$, $\rho_2 = -0.01$.

Рисунок 10 демонстрирует работу алгоритма на зашумленные данные. Стоит отметить, что удержание высоты на поворотах сохранилось. Однако, появились колебания по тангажу во время начала движения. Также присутствует перерегулирование переходного процесса по высоте. Данные проблемы могут крыться в ошибках поискового алгоритма или некорректных ρ_1 и ρ_2 .

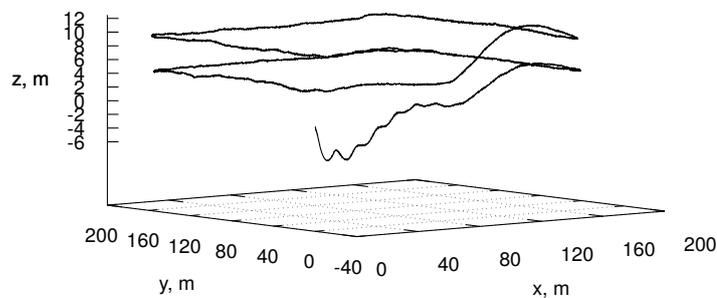


Рисунок 10 — Симуляция траекторного движения

5 Реализация системы управления

5.1 Однопоточная реализация

Далее рассмотрим однопоточную реализацию системы управления, схема которой представлена на рисунке 11. Математическая модель реализована

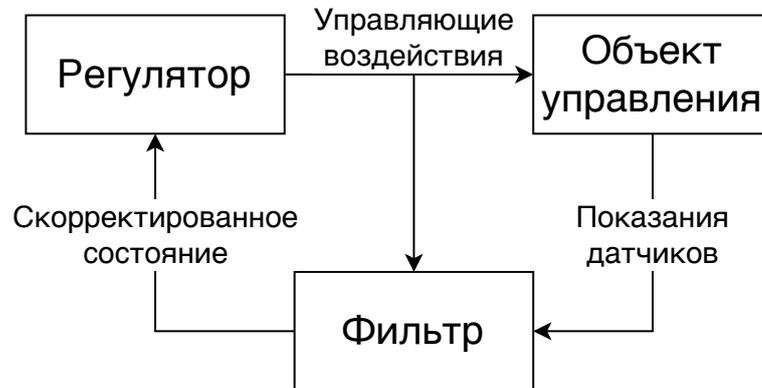


Рисунок 11 — Схема системы управления

на языке Java при помощи библиотеки JAMA. Для моделирования реального объекта используется объект класса Model (realObj). На каждой итерации он использует управляющие воздействия, вычисленные алгоритмом управления для получения нового вектора состояния. К копии данного вектора добавляется шум, соответствующий шуму реальных датчиков. Зашумленный вектор состояния сохраняется для дальнейшего использования в фильтре Калмана. Для расчёта матрицы частных производных используется объект класса Model (predictModel). Производим шаг модели по времени и сохраняем это состояние как предсказанное. Затем в цикле по очереди изменяем каждый элемент последнего оцененного состояния на 0.01. Производим шаг модели по времени с изменённым вектором. Из полученного состояния вычитаем предсказанное состояние и делим эту разность на 0.01. Результат кладётся в очередную строку матрицы частных производных.

Получив матрицу частных производных, используем её, последней оценённый вектор состояния и зашумленный вектор для получения нового оценённого вектора состояния.

Алгоритм управления использует объект класса Model (controlModel). Вычисление актуальных управляющих воздействий производится, используя

оценённый вектор состояния.

5.2 Многопоточная реализация

У вышеописанной структуры есть недостатки. Для получения лучшей оценки состояния объекта необходимо, чтобы фильтр Калмана выполнялся чаще, чем происходит получение реальных значений с датчиков на борту аппарата. Также при однопоточном исполнении проходит не оптимальное использование вычислительного устройства. В виду вышесказанного составим новую схему системы управления. Она представлена на Рисунке 12.

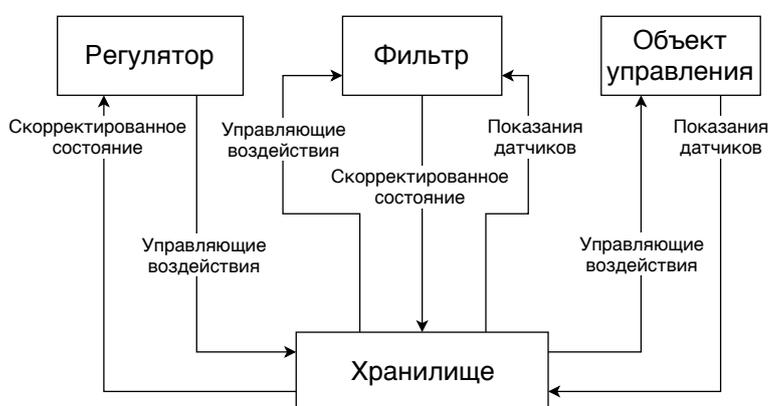


Рисунок 12 — Схема многопоточной реализации системы управления

Исходный код разделяется на три модуля: объект управления, фильтр, регулятор. Каждый из них выполняется в отдельном потоке. Для синхронизации потоков написан класс Storage, который содержит в себе следующие приватные поля: вектор состояния с реального объекта, оценённый вектора состояния и вектор управляющих воздействий. Доступ к полям осуществляется при помощи методов, внутри которых применяется стандартная синхронизация языка Java.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результатом данной работы является метод управления движением параплана, предназначенный для поддержания заданных значений высоты и курсового угла. Структура нелинейной системы управления построена на основе алгоритмического решения требуемого дифференциального уравнения поведения регулируемых параметров во времени.

В дальнейшем планируется реализовать модель на языке программирования C++. Для удобства реализации системы управления использовать Robot Operating System (ROS). Она имеет в себе аппаратную абстракцию, низкоуровневый контроль устройств, реализацию часто используемых функций, передачу сообщений между процессами, и управление пакетами. Реализованный программный модуль будет проверен на прототипе автоматизированной системы управления.

Выпускная квалификационная работа выполнена мной самостоятельно и с соблюдением правил профессиональной этики. Все использованные в работе материалы и заимствованные принципиальные положения (концепции) из опубликованной научной литературы и других источников имеют ссылки на них. Я несу ответственность за приведенные данные и сделанные выводы.

Я ознакомлен с программой государственной итоговой аттестации, согласно которой обнаружение плагиата, фальсификации данных и ложного цитирования является основанием для не допуска к защите выпускной квалификационной работы и выставления оценки «неудовлетворительно».

Семенюк Евгений Денисович
ФИО студента

Подпись студента

«__»_____20__г.

(заполняется от руки)

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ И ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бойчук Л. М. Метод структурного синтеза нелинейных систем автоматического управления. – Рипол Классик, 1971.
2. Золотухин Ю. Н. и др. Робастное управление подвижными объектами в группе лидер-ведомые с использованием метода структурного синтеза //Автометрия. – 2015. – Т. 51. – №. 5. – С. 82.
3. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления //М.: Машиностроение. – 2004. – Т. 576.
4. Umenberger J., Goktogan A. H. Guidance, Navigation and Control of a Small-Scale Paramotor //Proceedings of Australasian Conference on Robotics and Automation. – 2012. – С. 3-5.
5. Мирошник И. В. Теория автоматического управления //Линейные системы. СПб.: Питер. – 2005. – Т. 3.
6. Белоконь С. А. и др. Использование фильтра Калмана в системе управления траекторным движением квадрокоптера //Автометрия. – 2013. – Т. 49. – №. 6. – С. 14-24.