

УДК 681.5.013

Синтез нечёткого навигационного регулятора для малоразмерного вертолётa «Раптор»

Виноградов С.С.

Казанский Национальный Исследовательский Технический Университет им.

А.Н.Туполева, КНИТУ-КАИ, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420045, Россия

e-mail: S.S.Vinogradov@gmail.com

Аннотация

Рассматривается задача синтеза нечеткого закона управления беспилотным вертолетом Raptor, функционирующего в условиях параметрических и внешних возмущений, при неполном измерении вектора состояния. При этом доступными для измерения являются ошибка угла и скорость ее изменения.

Нечеткий регулятор строится на основе подхода Мамдани: для внутреннего контура стабилизации углов по результатам работы вспомогательного регулятора, построенного методом бэкстеппинг, а для внешнего контура пространственного движения по результатам работы регулятора с наблюдателями.

Работоспособность алгоритма управления подтверждена моделированием и экспериментом на лабораторном вертолётном стенде.

Ключевые слова: нечёткая логика, малоразмерный вертолёт, синтез законов управления.

Работа поддержана грантом Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. №11.G34.31.0038.

Введение

Актуальность задачи синтеза систем управления БПЛА определяется сложностью их математической модели, большим числом экспериментально определяемых параметров, а также высокими требованиями к их функционированию, в том числе, при ветровых возмущениях.

Известны различные подходы к проектированию системы управления БПЛА, однако предпочтительными для практической реализации являются законы управления с простой настройкой их параметров.

К таким законам управления традиционно относятся ПИД-регуляторы, которые, однако, они не эффективны в условиях неопределённостей и при наличии связанных между собой каналов управления. Поэтому ведутся разработки автопилотов на основе других законов управления, к которым относятся: ПИД-регуляторы с настройкой коэффициентов и с ограничением на управление; робастные регуляторы с обратной связью по вектору состояния H^∞ , LQR, μ – регуляторы и с компенсацией возмущений; нелинейные законы управления на основе метода backstepping, на основе метода динамической инверсии; адаптивные регуляторы с подстройкой коэффициентов регулирования.

В последнее время широкую популярность находят нечёткие алгоритмы управления. Это связано с тем, что их использование для сложных объектов не требует точного математического описания. Помимо этого, такие системы способны

сохранять свою работоспособность, несмотря на изменение параметров объекта и воздействие на него внешних возмущений.

В основном используются два подхода к построению нечеткого регулятора вертолета: метод Такаги-Сугено, в котором используется нечеткая модель вертолета, и метод Мамдани на основе экспертных знаний о работе системы управления вертолета. Если в подходе Такаги-Сугено требуются знания о модели вертолета, то в подходе Мамдани необходима лишь информация о входных и выходных сигналах, которая может быть получена различными способами. В данной работе предлагается использовать результаты работы известных регуляторов.

1. Математическая модель вертолета Raptor

Рассматривается беспилотный вертолет Raptor, нелинейная математическая модель которого и ее идентифицированные параметры приведены в [1].

Уравнения динамики вертолета имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{V}_b &= -\omega_{b/n} \times V_b + \frac{F_b}{m} + \frac{F_{b,g}}{m}, \\ \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} &= \dot{\eta} = S^{-1}\omega. \end{aligned} \tag{1}$$

где $\omega_{b/n}$ - вектор угловой скорости вертолѐта, V_b - вектор линейной скорости, $R_{n/b}$ - матрица преобразования, ϕ, θ, ψ - углы Эйлера, S - матрица преобразований, m - масса вертолѐта, F_b - аэродинамический вектор силы, $F_{b,g}$ - сила тяжести.

$$\dot{\omega} = J^{-1} [M_b - \omega \times (J\omega)], \tag{2}$$

где « \times » обозначает векторное произведение двух векторов, m — масса вертолета, $J = \text{diag}\{J_{xx}, J_{yy}, J_{zz}\}$ - матрица моментов инерции и M_b - вектор аэродинамического момента:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (K_\beta + T_{mr} H_{mr}) \sin(b_s) + L_{vf} - T_{tr} H_{tr} \\ (K_\beta + T_{mr} H_{mr}) \sin(a_s) + M_{hf} \\ -\frac{P_{mr}}{\Omega_{mr}} - N_{vf} + T_{tr} D_{tr} \end{bmatrix} \quad (3)$$

где T_{mr} , T_{tr} - тяга НВ и РВ, K_β — постоянная жесткости пружины НВ, H_{mr} - расстояние центра втулки над центром масс вертолета и P_{mr} - общее энергопотребление, Ω_{mr} - скорость вращения главного ротора, a_s, b_s - углы взмахов лопастей НВ, D_{tr} - расстояние центра втулки РВ за центром масс вертолѐта, H_{tr} - расстояние центра втулки РВ над центром масс вертолѐта, L_{vf} , M_{hf} , N_{vf} - моменты оперения.

Зависимость углов взмахов лопастей НВ от управляющего воздействия δ_{lon} , δ_{lat} , δ_{ped} выражается следующими формулами:

$$\begin{aligned} \dot{a}_s &= -\frac{a_s}{\tau} - q + A_{bs} b_s + A_{lon} \delta_{lon} + A_{lat} \delta_{lat}, \\ \dot{b}_s &= -\frac{b_s}{\tau} - p + B_{as} a_s + B_{lon} \delta_{lon} + B_{lat} \delta_{lat}. \end{aligned} \quad (4)$$

где p и q – составляющие вектора угловой скорости, здесь A_{lon} (и B_{lat}) - это отношение циклического продольного шага (и бокового) ко входному сигналу на сервопривод δ_{lon} (δ_{lat}), A_{lat} и B_{lon} - перекрёстные связи, τ - это постоянная времени взмахов стабилизирующего элемента и движения хлопанья основного ротора, A_{bs} и

B_{as} коэффициенты взаимосвязи между продольным и поперечным движениями
взмахов.

Ставится задача синтеза робастного нечеткого управления для малоразмерного вертолѐта при неполном измерении вектора состояния, согласно требованиям стандарта ADS-33E.

2. Вспомогательные регуляторы для настройки внутреннего и внешнего контура управления

Для упрощения построения нечеткого регулятора, предлагается построение отдельных регуляторов для внутреннего контура угловой стабилизации и внешнего контура пространственного движения вертолѐта. Настройку параметров нечетких регуляторов будем проводить по результатам работы вспомогательных регуляторов.

1) Для синтеза вспомогательного управления внутреннего контура воспользуемся методом [3]. В отличие от этой работы здесь учитывается динамика оперения и используется более точная динамика твѐрдого тела.

Введем ошибку углового положения δ_1 :

$$\delta_1 = \eta - \eta^d \quad (5)$$

где η^d – желаемое угловое положение. Пусть начальной функцией Ляпунова, ограничивающей сигнал управления, будет:

$$V_1 = \delta_1^T \delta_1 / 2 + k_I \left[\int_0^t \delta_1 d\tau \right]^T \left[\int_0^t \delta_1 d\tau \right] / 2 \quad (6)$$

Возьмем производную по времени V_1 , тогда

$$\dot{V}_1 = \delta_1^T (\dot{\eta} - \dot{\eta}^d) + k_I \delta_1^T \left[\int_0^t \delta_1 d\tau \right] \quad (7)$$

Здесь $\dot{\eta}^d = 0$, $\dot{\eta} = S^{-1}\omega$ из (1).

Зададимся такой ω , при которой функция Ляпунова неположительная:

$$\omega^* = -S \left[k_1 \delta_1 + k_I \int_0^t \delta_1 d\tau \right] \quad (8)$$

При такой угловой скорости

$$\dot{V}_1 = -k_1 \delta_1^T \delta_1 \leq 0 \quad (9)$$

Пусть $\delta_2 = \omega - \omega^d$ будет ошибкой между реальным значением угловой скорости и желаемым. Применим функцию Ляпунова, возьмем производную по времени и разложим:

$$\dot{V}_2 = \delta_1^T S^{-1} \delta_2 + \delta_1^T S^{-1} \omega^* + k_I \delta_1^T \left[\int_0^t \delta_1 d\tau \right] + \delta_2^T (\dot{\omega} - (\omega^*)') \quad (10)$$

Найдём желаемое угловое ускорение:

$$\dot{\omega}^* = (\omega^*)' - S^{-1} \delta_1 - k_2 \delta_2 \quad (11)$$

Тогда имеем:

$$\dot{V}_2 = -k_1 \delta_1^T \delta_1 - k_2 \delta_2^T \delta_2 \leq 0 \quad (12)$$

Третьей ошибкой бэкстеппинга выберем ошибку угловой скорости δ_3 .

$$\delta_3 = \varepsilon - \varepsilon^d \quad (13)$$

Проделаем аналогичные операции второму шагу:

$$\dot{V}_2 = \delta_1^T S^{-1} \delta_2 + \delta_1^T S^{-1} \omega^* + k_1 \delta_1^T \left[\int_0^t \delta_1 d\tau \right] + \delta_2^T \delta_3 + \delta_2^T \dot{\omega}^* - \delta_2^T (\omega^*)' + \delta_3^T (\ddot{\omega} - (\dot{\omega}^*)') \quad (14)$$

Желаемая производная углового ускорения будет равна:

$$\dot{\omega}^* = (\dot{\omega}^*)' - \delta_2 - k_3 \delta_2 \quad (15)$$

Таким образом, найдя производные $(\omega^*)'$, $(\omega^*)''$ и $(\dot{\omega}^*)'$, мы можем найти желаемые угловые скорости, ускорения и производную угловой скорости. Желаемый момент и его производная вычисляются по следующим формулам:

$$M^d = J^* \dot{\omega}^* + \omega^* \times J \omega^* \quad (16)$$

$$\dot{M}^d = J^* \ddot{\omega}^* + \dot{\omega}^* \times J \omega^* + \omega^* \times J \dot{\omega}^* \quad (17)$$

Задаваясь тягой НВ и подставляя найденный момент в третью строку формулы (4) мы можем найти желаемую тягу РВ, а с её помощью δ_{ped} .

Для того чтобы найти $\delta_{lon}, \delta_{lat}$ необходимо воспользоваться (4). Желаемые a_s, b_s определяются из формулы (3), а их производные, вычисляются путем дифференцирования формул (2) и (3).

Результаты моделирования. На рисунке 1 представлены графики переходных процессов при команде 1 радиан на крен. Для сравнения также показаны процессы при действии ветровых возмущений вида $w = [\sin 0.5t \quad \sin t \quad \sin 1.5t] \text{ м/с}$.

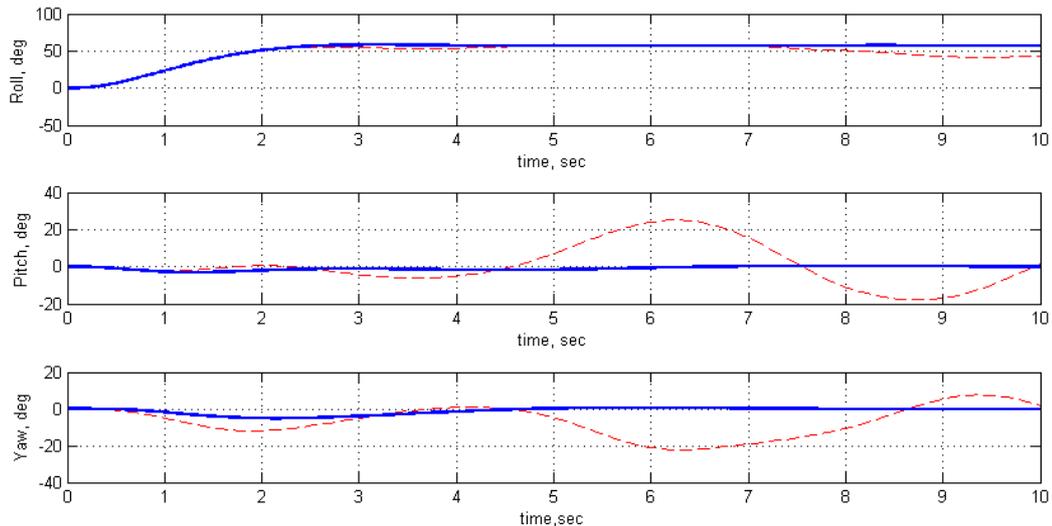


Рисунок 1. Угловая стабилизация вертолета при команде 1 рад по крену

Таким образом, регулятор бэкстепинга при отсутствии возмущений обеспечивает заданное качество процессов и может быть использован для настройки нечеткого регулятора внутреннего контура. Однако при наличии ветровых или параметрических возмущений система становится неработоспособной.

2) Для настройки нечеткого регулятора внешнего контура управления воспользуемся переходными процессами системы при использовании регулятора с наблюдателями [2]. Как показано в [2] данный регулятор успешно справляется с командой при наличии ветра. Здесь также будем использовать информацию об ошибке линейной скорости, скорости изменения этой ошибки и о сигнале управления для проектирования нечеткого регулятора внешнего контура системы.

3. Синтез нечеткого управления

Проектирование нечеткого регулятора Мамдани типа осуществляется с использованием блоков среды визуализации Simulink “FuzzyLogicController”. Как для внутреннего, так и для внешнего контура разработано по три нечетких

регулятора для каждого канала. Таким образом, нечёткий навигационный регулятор состоит из шести независимых регуляторов.

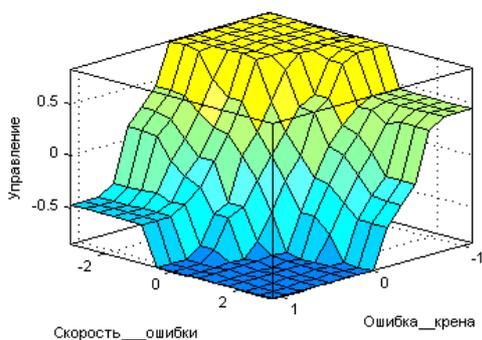
Для повышения скорости работы нечёткого регулятора и достижения гладкости процессов в каждом канале используется по два сигнала на входе: ошибка команды и скорость ее изменения. При этом используется по семь функций принадлежности для каждого входа и одного выхода.

База правил для нечётких регуляторов Мамдани типа устанавливает взаимосвязь между величинами входных сигналов и управляющим выходом и имеет следующий вид:

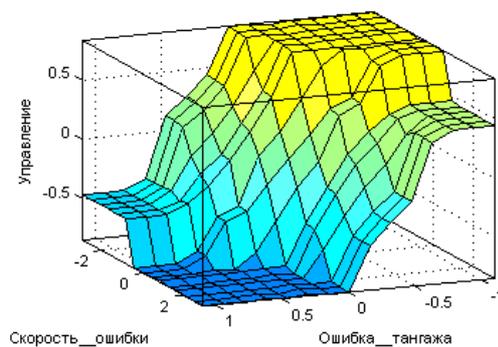
$$\begin{aligned}
 & \text{If } A_{i,j} = B_{i,j} \text{ and } A_{i+1,j} = B_{i+1,j} \text{ and } \dots \text{ and } A_{n,j} = B_{n,j} \text{ Then } C_j \\
 & \text{If } A_{i,j+1} = B_{i,j+1} \text{ and } A_{i+1,j+1} = B_{i+1,j+1} \text{ and } \dots \text{ and } A_{n,j+1} = B_{n,j+1} \text{ Then } C_{j+1} \\
 & \dots \\
 & \text{If } A_{i,m} = B_{i,m} \text{ and } A_{i+1,m} = B_{i+1,m} \text{ and } \dots \text{ and } A_{n,m} = B_{n,m} \text{ Then } C_m
 \end{aligned}$$

где $A_{i,j}$ – входная переменная, $B_{i,j}$ – сравниваемое значение, C_j – вывод.

База правил для каждого регулятора состоит из сорока девяти строк и настроена по результатам работы вышеописанных регуляторов.



а.



б.

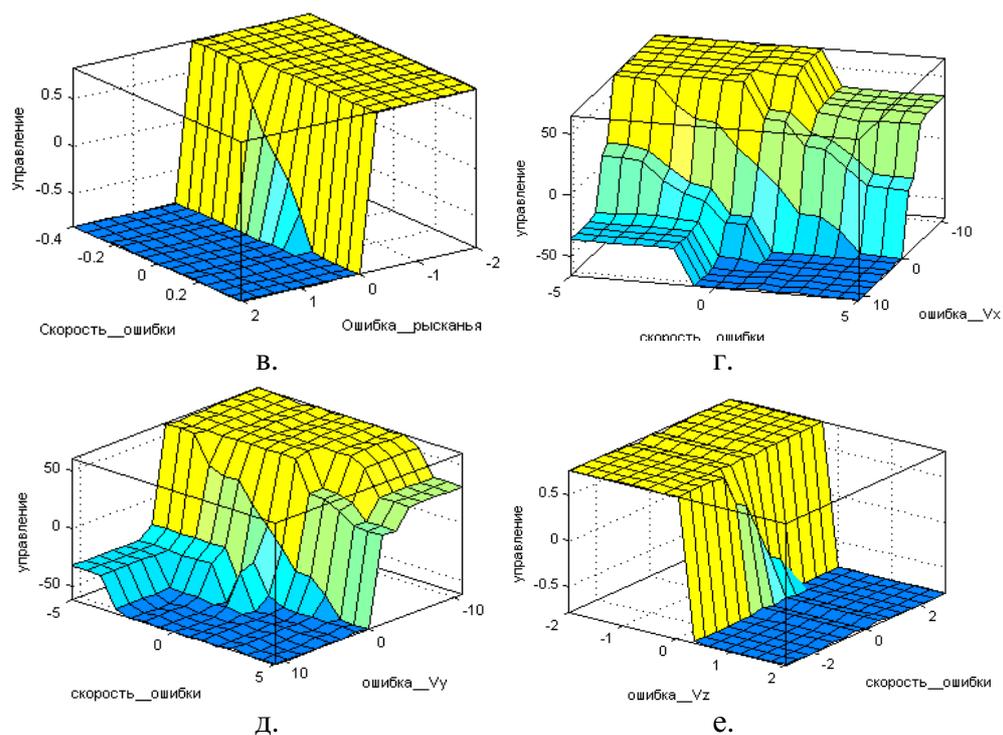


Рисунок 2. Пространства управления: а – регулятора угла крена; б - регулятора угла тангажа; в – регулятора угла рысканья; г – регулятора продольной скорости; д – регулятора поперечной скорости, е – регулятора вертикальной скорости.

Пространства управления для каждого канала представлены на рисунке 2. На плоскостях абсцисс и ординат размещаются ошибки между командами и истинными значениями, а также скорости изменения этих ошибок. По вертикальным осям откладывается соответствующие управления.

Результаты моделирования. Для проверки работы регулятора при отработке заданного угла тангажа на вход подается сигнал 1 радиан. На рисунке 3 представлена реакция угловых координат при отсутствии ветровых возмущений и при их наличии: $w_1 = 10 \sin 0.5t$, $w_2 = 10 \sin t$, $w_3 = 10 \sin 1.5t$ (м/с). Из рисунка 3 следует, что в отличие от вспомогательного регулятора, нечёткий регулятор успешно справляется с возмущениями.

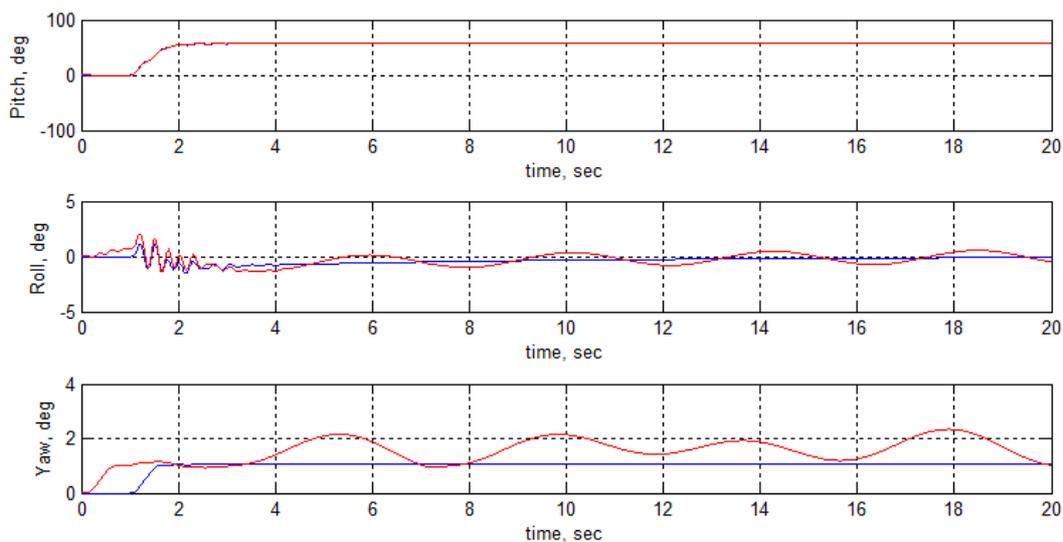


Рисунок 3. Отработка заданного угла тангажа

Для проверки работы регулятора внешнего контура была подана команда на выполнение вертолётном маневра пируэт при воздействии ветра: $w_1 = 6 \sin 0.5t$, $w_2 = 6 \sin t$, $w_3 = 6 \sin 1.5t$. На рисунке 4 представлено перемещение вертолёт по желаемой траектории.

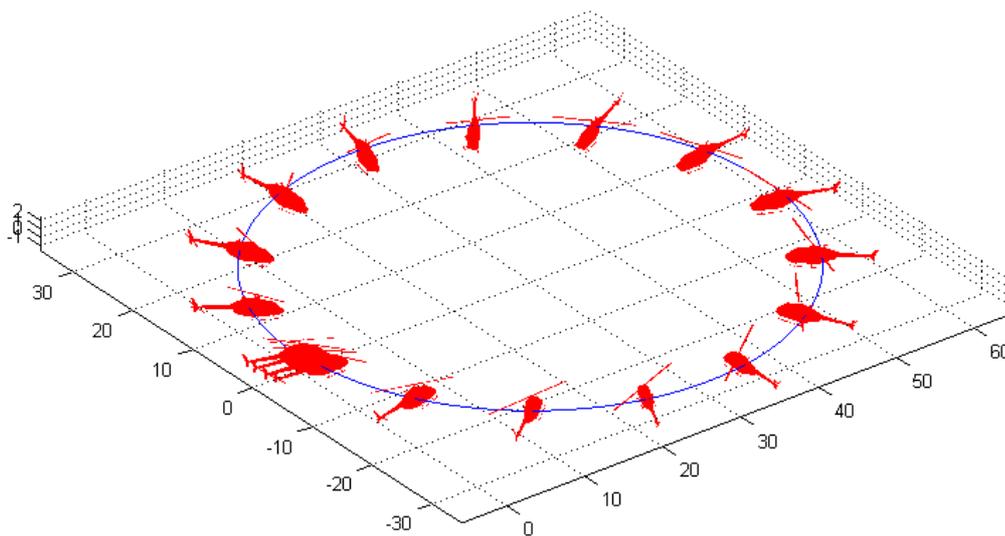


Рисунок 4. Манёвр пируэт

Согласно стандарту ADS-33E, который является признанным критерием качества для боевых вертолёт, качество управления соответствует нормальному уровню. Полученные результаты моделирования приведены в таблице 1.

Результаты моделирования показали также хорошую работоспособность нечеткого регулятора при изменении параметров модели.

Таблица 1

Требование ADS-33E	Нормально	Желательно	Нечеткий рег.
Макс. время облёт круга	60 с.	45 с.	50 с.
Макс. абсолютная радиальная ошибка	460 см.	300 см.	450 см.
Макс абсолютная ошибка высоты	300 см.	90 см.	5 см.
Макс. абсолютная угловая ошибка	15 град.	10 град.	0.0006 град.
Макс. время перехода в зависание	10 с.	5 с.	3 с.

Испытания на вертолётном стенде. Лабораторный вертолётный стенд, который представлен на рисунке 5, включает три основных компоненты: двухступенная подвесная система; измерительно-управляющая система (ПК, CompactRio, пульт ДУ); исполнительное устройство (малоразмерный вертолёт Raptor E620 SE).



Рисунок 5. Двухступенной лабораторный вертолётный стенд

На рисунках 6 и 7 приведены процессы при отклонении крена на 10 градусов. Эксперименты показали также хорошее качество управления при наличии внешних возмущений.

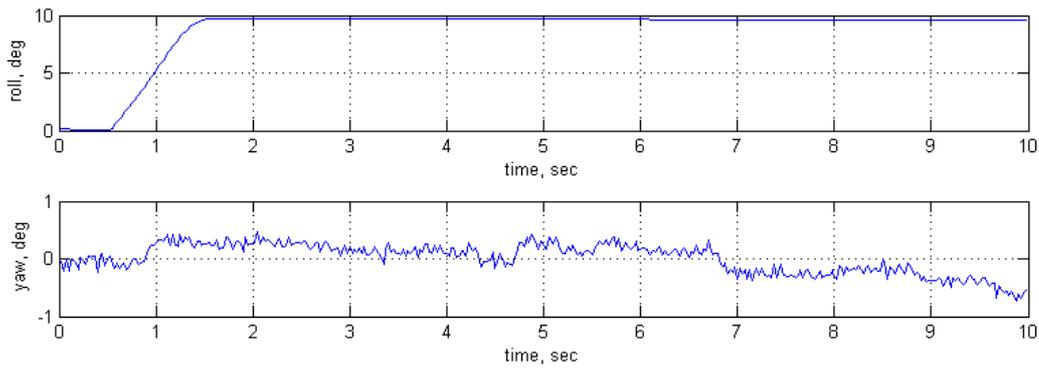


Рис.6. Угловое положение вертолѐта при отработке команды в 10 град. нечѐтким регулятором

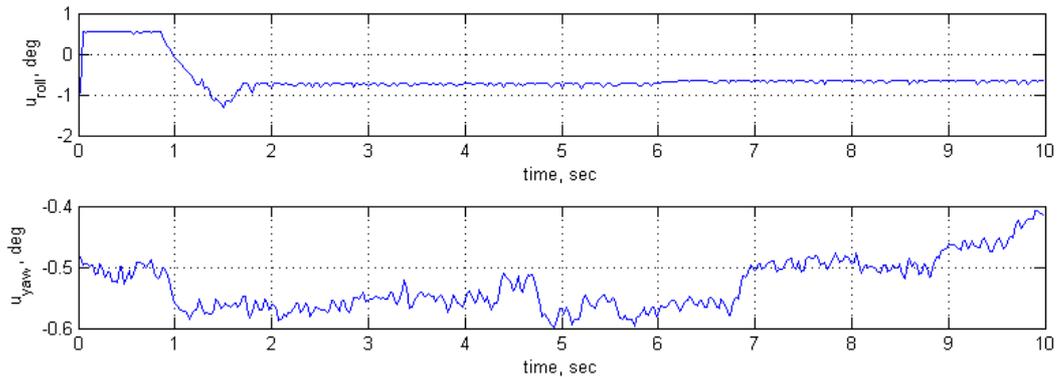


Рис.7. Управляющие команды стенда при отработке команды в 10 град. нечѐтким регулятором

Заключение

Разработан нечѐткий навигационный регулятор Мамдани типа, работоспособность которого подтверждена моделированием и экспериментом на лабораторном вертолѐтном стенде.

Достоинствами данного регулятора являются:

- работоспособность регулятора при изменении параметров модели;
- подавление внешних возмущений;
- не требуется настройка коэффициентов закона управления;
- простота построения.

Выявленным недостатком регулятора является наличие малых колебаний, вызванных не гладкостью функций принадлежности, которые можно устранить

увеличением их числа и соответствующих правил.

Библиографический список

1. Cai G., Chen B. M., Lee T.H. Unmanned Rotocraft Systems // Springer-Verlag Springer London Dordrecht Heidelberg New York, p.288, 2011.
2. Гаркушенко В.И., Виноградов С.С., BarakosG.N. Синтез робастных законов управления беспилотным вертолетом // «АНТЭ-2013»: международная научно-техническая конференция, 19 – 21 ноября 2013 г.: сборник докладов. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, С. 253-261,2013.)
3. Tang S., Zheng Z.Q., Ye J.B., Wang Q. Trajectory Tracking Controller of Small-Scale Helicopter Based on Backstepping // «ICSC-2012», Part I, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, pp. 118–127, 2012.