

# АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАНЕВРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКИХ СИСТЕМ

Пасикова Е. В.<sup>1</sup>, Глухова А. Ф.<sup>2</sup>

(Арзамасский политехнический институт, Арзамас)

*Рассматривается алгоритм идентификации маневра, который входит в виде отдельного блока в состав алгоритма начальной выставки. Предлагается описание нечетких систем управления, которые применяются для объектов, имеющих многозначный и неточный характер. На основе модели нечеткого управления Takagi-Sugeno получены нечеткие правила для формирования признака идентификации маневра и функции принадлежности для входа и выхода нечеткой системы, которые позволяют разработать алгоритм идентификации маневра с применением систем нечеткого логического вывода. Приводится пример работы предложенного алгоритма на основе данных реальных полетов.*

Ключевые слова: идентификация маневра, нечеткие системы, бесплатформенная инерциальная навигационная система.

## 1. Введение

В состав современных беспилотных подвижных объектов входит система управления, которая предназначена для проведения объекта по заданной траектории в соответствии с предпи-

---

<sup>1</sup> Екатерина Васильевна Пасикова, студентка (ram52rus3@ya.ru).

<sup>2</sup> Анастасия Федоровна Глухова, доцент, кандидат физико-математических наук (lazareva@apingu.edu.ru)

санной временной и пространственной программой движения. Для функционирования системы управления необходимо ее непрерывное обеспечение достоверной навигационной информацией [1]. Данная задача решается путем применения в составе системы управления информационно-измерительных систем, в которые входит ряд алгоритмов, обеспечивающих их функционирование. Одним из таких алгоритмов является алгоритм начальной выставки, который предназначен для приведения вычислительной навигационной системы координат бесплатформенной инерциальной навигационной системы [4] в согласованное положение с навигационной системой координат базового объекта путем коррекции вычислительной системы.

Режимы работы алгоритма начальной выставки подразумевают решение задач, направленных на определение (идентификацию) различных маневров летательного аппарата: координированный разворот, разгон, торможение. Алгоритм идентификации маневра входит в виде отдельного блока в состав алгоритма начальной выставки.

В настоящее время алгоритм идентификации маневра построен на основе сравнения горизонтальной составляющей скорости с некоторым пороговым значением перегрузки. Однако, по результатам летных испытаний и моделирования часто возникают ситуации, когда алгоритм идентификации маневра не идентифицирует маневр, либо определяет маневр с задержками по времени. Поэтому важной является задача правильного функционирования алгоритма идентификации маневра.

В данной работе проводится анализ существующего алгоритма идентификации маневра. Предлагается описание нечетких систем управления [2-3], [5], которые применяются для объектов, имеющих многозначный и неточный характер. На основе модели нечеткого управления Takagi-Sugeno [6] получены нечеткие правила для формирования признака идентификации маневра и функции принадлежности для входа и выхода нечеткой системы, которые позволяют разработать алгоритм идентификации маневра с применением систем нечеткого логического вывода. Приводится пример работы предложенного алгоритма на основе данных реальных пролетов.

## 2. Оценка функционирования алгоритма идентификации маневра

Существующий алгоритм основывается на сравнении величины модуля вектора горизонтальной скорости летательного аппарата с пороговым значением. При превышении приращения скорости порогового значения на протяжении времени, большего 5 с, признак идентификатора маневра летательного аппарата устанавливается в «1», т.е. маневр идентифицируется. Задержка по времени – 5 с – вводится для того, чтобы не идентифицировать как маневр единичные превышения приращения скорости порогового значения.

Для моделирования зададим следующие виды движений (маневров): координированный разворот, разгон (ускоренное движение), торможение (замедленное движение).

Изменение скорости летательного аппарата при моделировании формируется с добавлением возмущений различной интенсивности (без шума, с шумом низкой интенсивности, с шумом высокой интенсивности).

Характеристики возмущений определяются следующими параметрами:

$\beta$  – превалирующая частота шумовой составляющей;  $\mu$  – нерегулярность;  $D$  – дисперсия шумовой составляющей.

Характеристики шума низкой интенсивности по ориентации:

$$\beta = 0,28, \alpha = \frac{\beta}{2\pi} \approx 1\text{Гц}, \mu = 0,05, D = 8,46 \cdot 10^{-6} \text{ рад.}, \sigma = 10',$$

по скорости:  $\beta = 12,56, \alpha = \frac{\beta}{2\pi} \approx 2\text{Гц}, \mu = 0,1, D = 0,0025 \text{ м/с}, \sigma = 0,05 \text{ м/с}.$

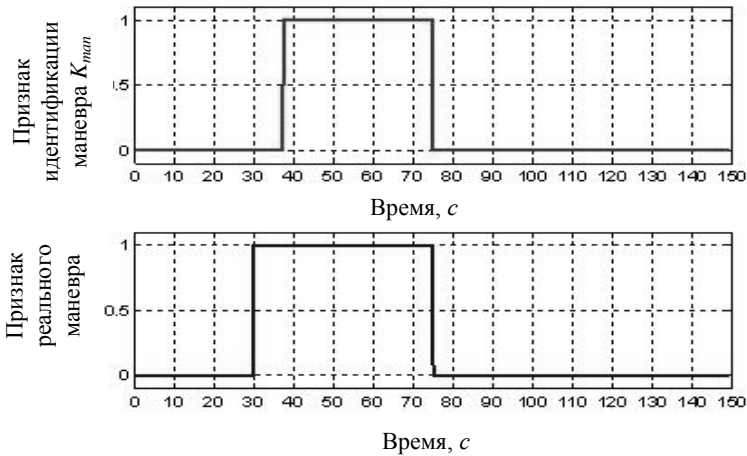
Характеристики шума высокой интенсивности по ориентации:

$$\beta = 30, \alpha = \frac{\beta}{2\pi} \approx 5\text{Гц}, \mu = 1, D = 0,0000338 \text{ рад.}, \sigma = 20',$$

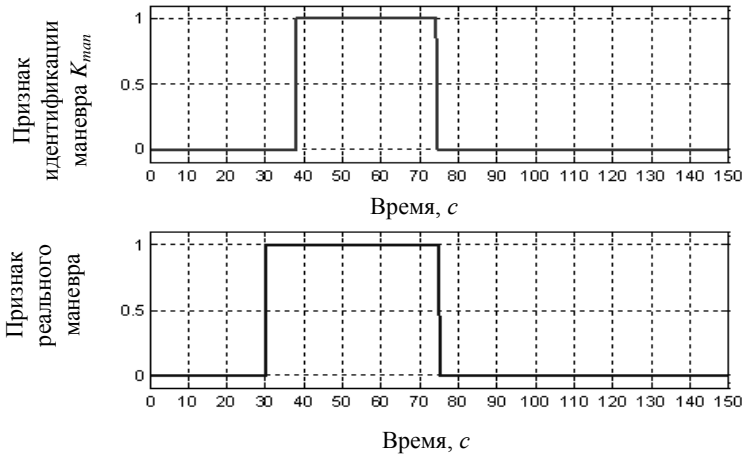
по скорости:  $\beta = 6,28$ ,  $\alpha = \frac{\beta}{2\pi} \approx 1 \text{Гц}$ ,  $\mu = 0,1$ ,  $D = 0,25 \text{ м/с}$ ,  
 $\sigma = 0,5 \text{ м/с}$ .

В результате моделирования с применением алгоритма были получены информационные массивы, содержащие время моделирования; показания акселерометров  $b_x$ ,  $b_y$ ,  $b_z$ ; показания гироскопов  $\theta_x$ ,  $\theta_y$ ,  $\theta_z$ ; углы ориентации с верхнего борта; признак идентификации маневра  $K_{man}$ ; признак, характеризующий реально задаваемый маневр; составляющие скорости  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$ .

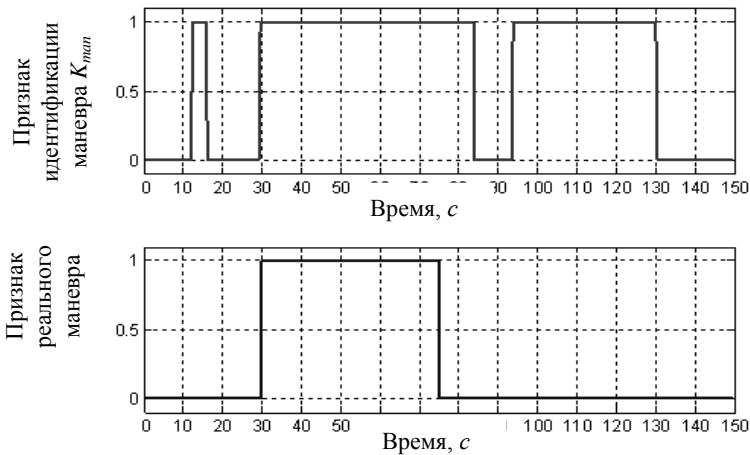
На основе полученных модельных данных была проведена оценка работы алгоритма идентификации маневра путем сравнения заданного маневра с признаком  $K_{man}$ , см рис. 1-3.



*Рис.1. Координированный разворот без шума  
с 30 по 75 секунду, с угловой скоростью по крену 10 град/с  
и перегрузкой 1g*



*Рис.2. Координированный разворот с шумом низкой интенсивности с 30 по 75 секунду, с угловой скоростью по крену 10 град/с и перегрузкой 1g*



*Рис.3. Координированный разворот с шумом большей интенсивности с 30 по 75 секунду, с угловой скоростью по крену 10 град/с и перегрузкой 1g*

Согласно рис. 1-3, алгоритм идентификации маневра работает некорректно. При моделировании других видов маневров, таких как разгон и торможение без шума и с учётом шума малой и большей интенсивности, наблюдается запаздывание при определении начала маневра в 8-15 секунд, а также участки, на которых либо происходит ложная идентификация, либо маневр не идентифицируется вовсе.

### **3. Описание алгоритма идентификации маневра на основе нечеткой системы**

Среди моделей нечеткого логического вывода значительный интерес представляет модель Takagi-Sugeno, а системы, разработанные на ее основе – TS-системы, позволяют построить кусочно-линейную аппроксимацию неизвестной функции, и поэтому являются достаточно мощным аппаратом для моделирования сложных нелинейных систем.

Модель нечеткого управления Takagi-Sugeno с множеством входных переменных и одной выходной переменной представляет собой совокупность правил вида:

$$(1) \quad \begin{aligned} R_r: & \text{если } x_1 \text{ есть } A_{r1} \text{ и } x_2 \text{ есть } A_{r2} \text{ и } \dots \text{ и } x_N \text{ есть} \\ & A_{rN}, \text{ то } y = f_r(x_1, \dots, x_N), \end{aligned}$$

где  $A_{1r}, A_{2r}, \dots, A_{Nr}$  – лингвистические значения входных переменных  $x_1, x_2, \dots, x_N$  в  $r$ -ом правиле,  $r = \overline{1, R}$ ;  $y$  – выходная переменная;  $f_r$  – полином  $N$ -ой степени, порядок которого также определяет и порядок TS-модели. Так, в TS-модели первого порядка  $f_r(x_1, \dots, x_N) = a_0^r + a_1^r x_1 + \dots + a_N^r x_N$ .

Основываясь на TS-модели, можно предложить следующий алгоритм идентификации маневра в виде Simulink-модели, см. рис. 4.

Входными параметрами алгоритма являются измерения блока чувствительных элементов – проекции измерений угловых скоростей и ускорений на связанные оси объекта, а также текущие значения углов крена и тангажа с верхнего борта.

Выходным параметром является идентификатор, характеризующий маневр.

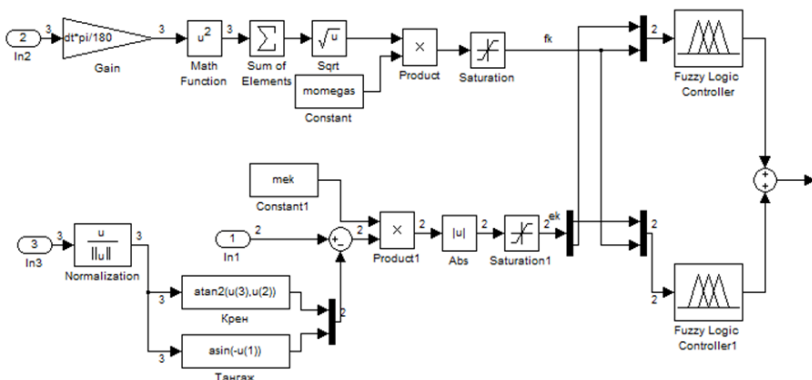


Рис. 4. Simulink-модель алгоритма

Функции принадлежности для входа и выхода нечеткой системы представлены на рис.5-6

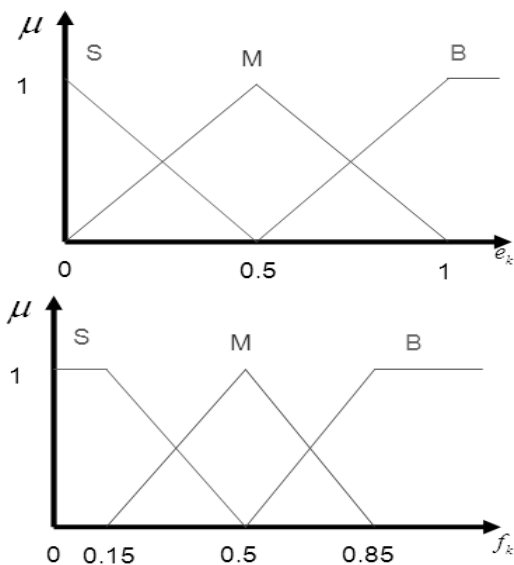


Рис. 5. Функции принадлежности для входа нечеткой системы ( $S$  – "small",  $M$  – "medium",  $B$  – "big" значения)

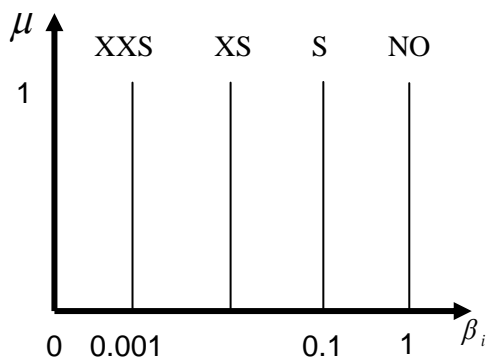


Рис. 6. Функции принадлежности для выхода нечеткой системы (XXS – "extra small", XS – "very small", S – "small", NO – "nominal" значения)

Нечеткие правила определяются согласно таблице 1.

Таблица 1. Нечеткие правила системы

$f_k \backslash e_k$	B	M	S
B	XXS	XXS	XS
M	XXS	XS	S
S	XS	S	NO

Вход нечеткой системы  $e_k$  – это рассогласование углов, которое приводится к диапазону  $[0,1]$  согласно формуле

$$(2) \quad e_k = \begin{cases} \frac{e}{\Delta}, & \left| \frac{e}{\Delta} \right| < 1 \\ 0, & \text{в противном случае} \end{cases},$$



где  $\Delta = 7^\circ$  – величина, определяющая максимальное рассогласование углов (крена и тангажа), вычисленных по показаниям акселерометров и полученных с верхнего борта.

Вход нечеткой системы  $f_k$  определяется по формуле

$$(3) \quad f_k = \|\bar{w}\| \cdot \frac{0,15}{\|\bar{w}_0\|} \cdot dt \cdot \Delta\%,$$

где  $\|\bar{w}_0\|$  – Евклидова норма вектора нулевых сигналов, назначенных из паспортных характеристик датчиков угловых скоростей; 0,15 – правая граница диапазон-принадлежности нулевого сигнала;  $dt$  – период квантования;  $\|\bar{w}\|$  – евклидова норма измеренного вектора угловых скоростей;  $\Delta\%$  – коэффициент, определяющий вес нулевого сигнала в рабочем диапазоне нормы угловых скоростей, который задается исходя из динамических характеристик объекта.

Для формирования признака идентификации маневра (0 или 1) используется логическое преобразование на основе суммы выходов блоков нечеткой логики.

#### **4. Оценка функционирования алгоритма идентификации маневра на основе нечеткой системы**

Для оценки работы предложенного алгоритма на основе нечетких систем использовались результаты телеметрической информации реальных пролетов летательного аппарата. Информация об изменении углов, проекций угловых скоростей и линейных ускорений взята из массива МРТ1. Частота обновления информации 10 Гц.

Для правильной оценки работы алгоритма используем два дополнительных параметра, которые позволяют получить более наглядное представление о маневрировании летательного аппарата:  $n = \|\bar{V}\|$  – перегрузка, где  $\bar{V} = [V_{KX_g} \ V_{KY_g} \ V_{KZ_g}]$ ;  $g_{изм} = \|\bar{b}\|$  –

общее ускорение, измеряемое акселерометрами, где  $\bar{b} = [b_{x_{10}} b_{y_{10}} b_{z_{10}}]$ .

На рис. 7 представлены результаты работы двух алгоритмов идентификации маневра (существующего и на основе нечетких систем) совместно с углами тангажа и крена.

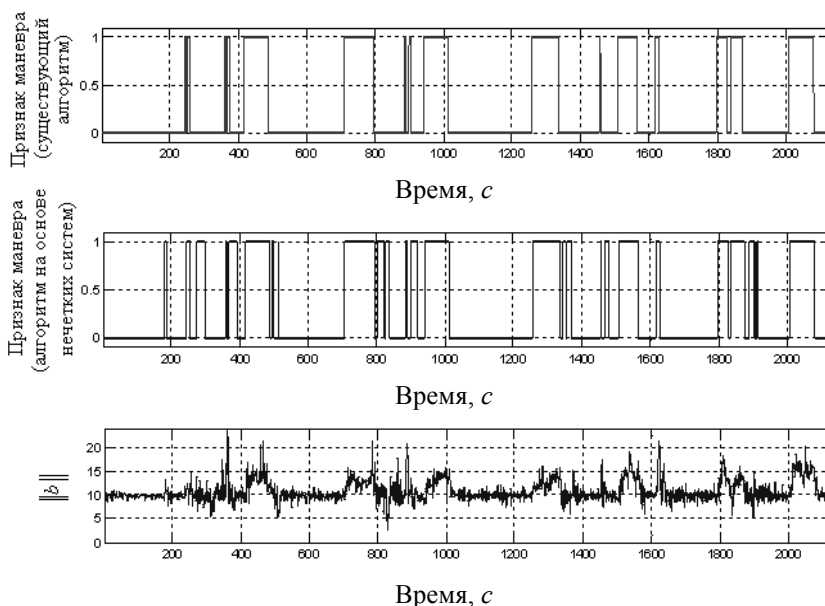


Рис. 7. Работа алгоритмов на всем участке полета

Из графиков видно, что предложенный алгоритм с большей достоверностью определяет маневр по сравнению с существующим алгоритмом. Данные результаты доказывают корректность рассматриваемого алгоритма и позволяют говорить о возможности его применения в реальных условиях. Вычисления проводились в среде Matlab с применением пакета Fuzzy.

## **Литература**

1. БАБИЧ О.А. *Обработка информации в навигационных комплексах*. // М.: Машиностроение – 2001 г.
2. БОРИСОВ А.Н., КРОУМБЕРГ О.А., ФЕДОРОВ И.П. *Принятие решений на основе нечетких моделей: примеры использования*. // Рига: Зинатве – 1990.
3. КОФМАН А. *Введение в теорию нечетких множеств/пер. с франц.* // М.: Радио и связь— 1992.
4. МАТВЕЕВ В.В., РАСПОПОВ В.Я. *Основы построения платформенных инерциальных навигационных систем*. // М.: Гриф – 2009.
5. ZADEH, L.A. *Fuzzy sets*. // Information and Control – 1965
6. HONG, S.K. *Fuzzy logic based closed-loop strapdown attitude system for unmanned aerial vehicle (UAV)*. // Sens. Actuat. – 2003. – P. 109-118.

## **IDENTIFICATION ALGORITHM MANEUVER AIRCRAFT BASED ON FUZZY SYSTEMS**

**Katharine Pasikova**, Arzamas Polytechnic Institute of R.E. Alekseev Nizhny Novgorod State Technical University, Arzamas, graduate (pam52rus3@ya.ru).

**Anastasia Gluhova**, Arzamas Polytechnic Institute of R.E. Alekseev Nizhny Novgorod State Technical University, Arzamas, graduate (lazareva@apingu.edu.ru).

*Abstract: An algorithm for the identification of the maneuver, which is included as a separate unit in the initial alignment algorithm. With a description of fuzzy control systems, which are used for objects that have a multi-valued and inaccurate. Model-based fuzzy control Takagi-Sugeno fuzzy rules are obtained for the formation of feature identification maneuver and membership functions for input and output of fuzzy systems that allow the development of maneuver identification algorithm using fuzzy inference systems. This algorithm is based on data from the real flights.*

**Keywords:** identification maneuver, fuzzy systems, strapdown inertial navigation system.