

УДК 629.7

## Исследование нечеткой системы управления продольным движением самолета

В.А. Апостолюк, О.П. Басанец, Е.И. Кривенко  
Национальный технический университет Украины  
«Киевский политехнический институт»  
г. Киев, Украина

## Investigation of an aircraft longitudinal motion fuzzy control system

V. Apostolyuk, O. Basanets, H. Krivenko  
National Technical University of Ukraine  
“Kiev Polytechnical Institute”  
Kiev, Ukraine

[apostolyuk@cisavd.ntu-kpi.kiev.ua](mailto:apostolyuk@cisavd.ntu-kpi.kiev.ua)

### Введение

В настоящее время активно ведутся разработки по проектированию нечетких систем управления, как пилотируемыми, так и беспилотными летательными аппаратами (ЛА) [1, 2]. С помощью нечеткой логики могут успешно решаться задачи как стратегического и тактического уровней, так и исполнительного уровня [3]. Нечеткие регуляторы успешно сочетают в себе простоту разработки, универсальность применения и значительную устойчивость к изменению как параметров объекта управления, так и параметров системы в целом [4, 5]. В данной работе проводится исследование нечеткой системы управления продольным движением самолета, работающей на исполнительном уровне.

### Схема моделирования продольного движения самолета

Схема численного моделирования нечеткой системы управления продольным движением самолета показана на рисунке 1.

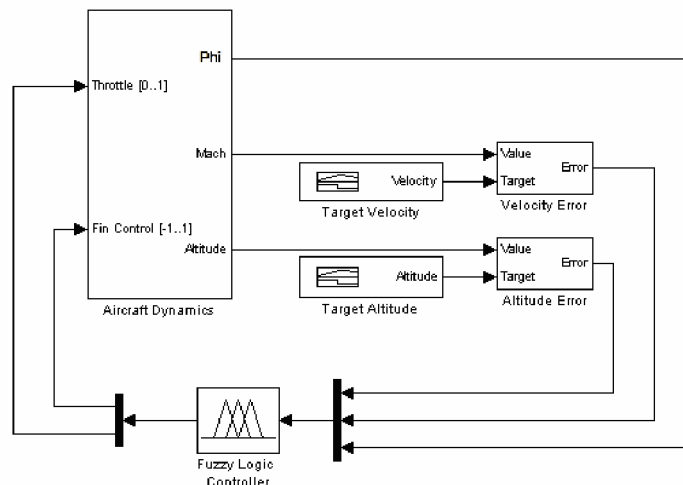


Рисунок 1. Общий вид системы с нечетким регулятором

Моделирование системы проводилось в среде Simulink пакета Matlab с использованием блоков библиотеки Aerospace Blockset. Система состоит из блока динамики самолета и из

блоков формирования нормированной ошибки по скорости и высоте, а также нечеткого регулятора.

Динамика самолета при его продольном движении описывается в системе следующими дифференциальными уравнениями:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F_x + P}{m} + \omega\dot{y} - g \sin \theta, \\ \ddot{y} = \frac{F_y}{m} - \dot{\theta}\dot{x} - g \cos \theta, \\ \ddot{\theta} = \frac{M_z}{I_z}, \end{cases} \quad (1)$$

Здесь  $x$  и  $y$  – координаты центра масс ЛА в неподвижной системе координат,  $\theta$  – угол тангажа,  $F_x$  и  $F_y$  проекции суммы всех аэродинамических сил на соответствующие оси связанной системы координат, а  $M_z$  – суммарный момент всех внешних сил и  $I_z$  – соответствующий ему момент инерции ЛА,  $P = P(H, M)$  – тяга двигателя, как функция высоты полета и числа Маха, .

### Синтез нечеткого регулятора

При управлении продольным движением самолета нечеткий регулятор (НР) в данной случае осуществляет стабилизацию высоты и скорости полета по требуемым заданным величинам. С целью минимизации числа продукционных правил предлагается использовать в качестве входов НР следующие величины в безразмерном виде: ошибку по высоте, ошибку по скорости (заданную в числах Маха), а также угол наклона траектории самолета. На основе продукционных правил НР вырабатывает два нормированных управляющих сигнала – угол отклонения руля высоты (от -1 до 1) и величина тяги двигателя (от 0 до 1). Продукционные правила для нечеткого вывода по методу Мамдани приведены в таблице 1. В продукционных правилах Phi – угол наклона траектории.

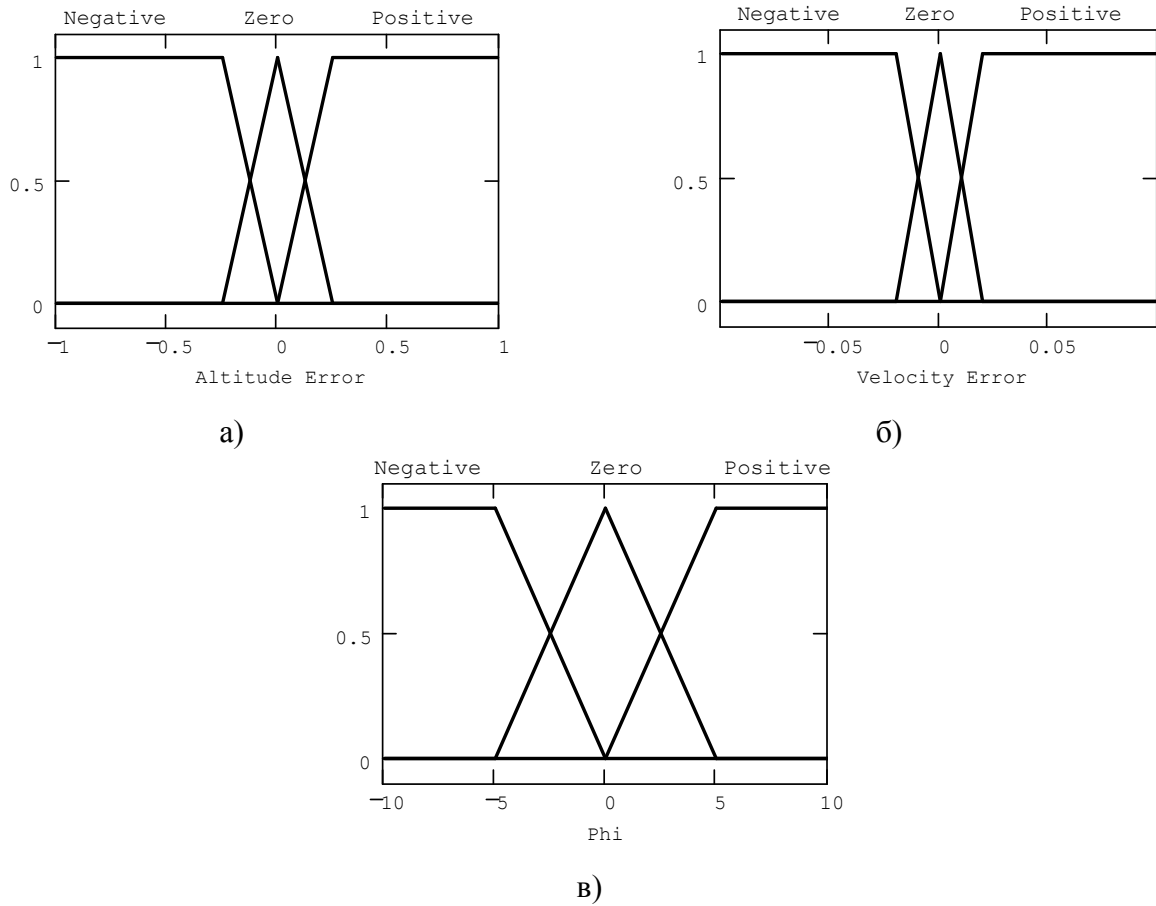
Таблица 1. Продукционные правила нечеткого регулятора

---

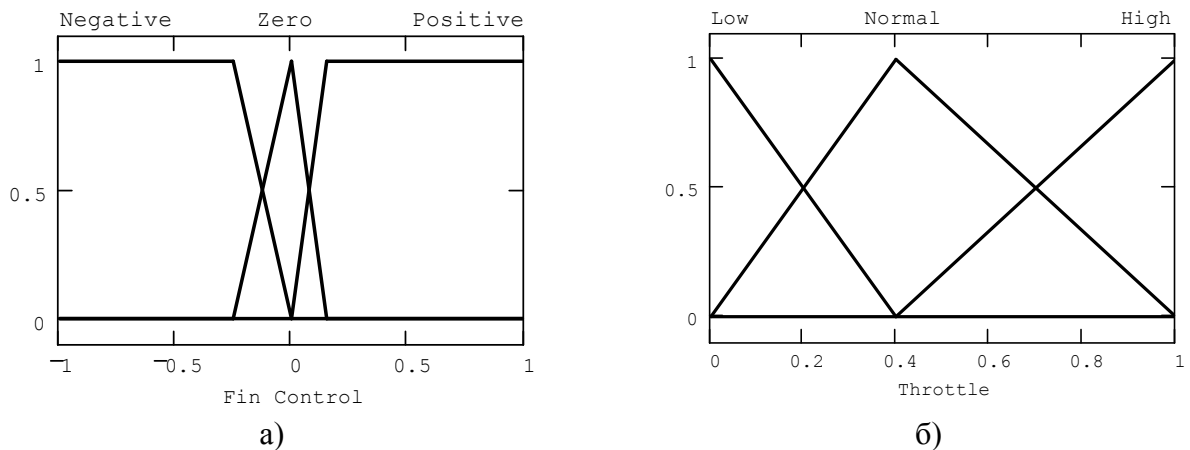
01	<b>if</b> (VelocityError <b>is</b> Zero) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Zero) <b>then</b> (Throttle <b>is</b> Normal)
02	<b>if</b> (VelocityError <b>is</b> Negative) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Negative) <b>then</b> (Throttle <b>is</b> Normal)
03	<b>if</b> (VelocityError <b>is</b> Negative) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Positive) <b>then</b> (Throttle <b>is</b> High)
04	<b>if</b> (VelocityError <b>is</b> Positive) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Positive) <b>then</b> (Throttle <b>is</b> Normal)
05	<b>if</b> (VelocityError <b>is</b> Positive) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Negative) <b>then</b> (Throttle <b>is</b> Low)
06	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Zero) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Zero) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Zero)
07	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Negative) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Negative) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Negative)
08	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Negative) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Positive) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Zero)
09	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Positive) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Negative) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Zero)
10	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Positive) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Positive) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Positive)
11	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Negative) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Zero) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Negative)
12	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Positive) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Zero) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Positive)
13	<b>if</b> (VelocityError <b>is</b> Negative) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Zero) <b>then</b> (Throttle <b>is</b> High)
14	<b>if</b> (VelocityError <b>is</b> Positive) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Zero) <b>then</b> (Throttle <b>is</b> Low)
15	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Zero) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Negative) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Negative)
16	<b>if</b> (AltitudeError <b>is</b> Zero) <b>and</b> (Phi <b>is</b> Positive) <b>then</b> (FinControl <b>is</b> Positive)

---

Функции принадлежности нечетких переменных, соответствующие входным величинам имеют вид, приведенный на рис. 2. А нечеткие переменные выходных управляющих воздействий приведены на рис. 3.



**Рисунок 2.** Нечеткие переменные входных величин нечеткого регулятора:  
 а) ошибка по высоте; б) ошибка по скорости; в) угол наклона траектории.

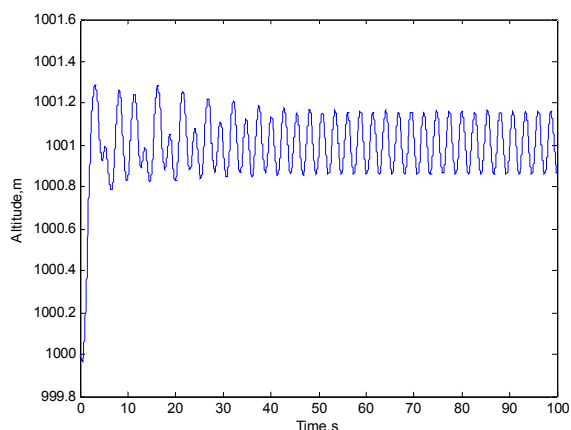


**Рисунок 3.** Нечеткие переменные выходных величин нечеткого регулятора:  
 а) отклонение рулей высоты; б) управление тягой.

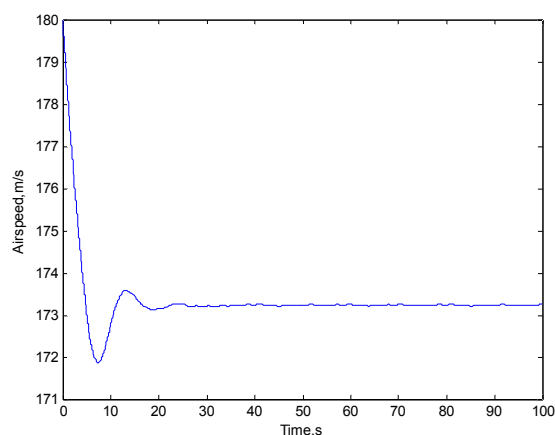
### Моделирование работы системы

Численное моделирование работы системы было проведено для заданной высоты полета в 1000 м и скорости 0.5 Маха, а также при ступенчатом изменении заданной высоты

на 300 м. В качестве параметров самолета были использованы характеристики реактивного истребителя ВВС США F-15. Результаты моделирования для постоянной высоты приведены на рисунках 4 и 5.

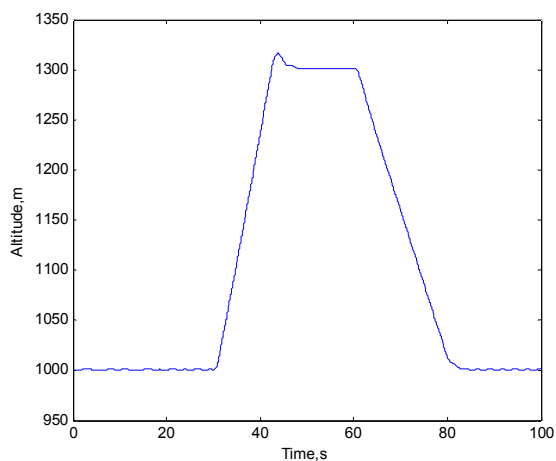


**Рисунок 4.** Постоянная высота полета

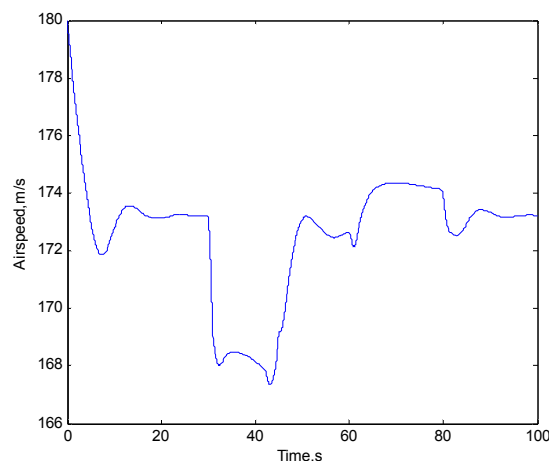


**Рисунок 5.** Скорость полета

Для случая ступенчатого изменения высоты в процессе полета (подъем на высоту 1300м на 30 секунде и спуск на высоту 1000м на 60 секунде) получены результаты, показанные на рисунках 6 и 7.



**Рисунок 6.** Изменение высоты полета



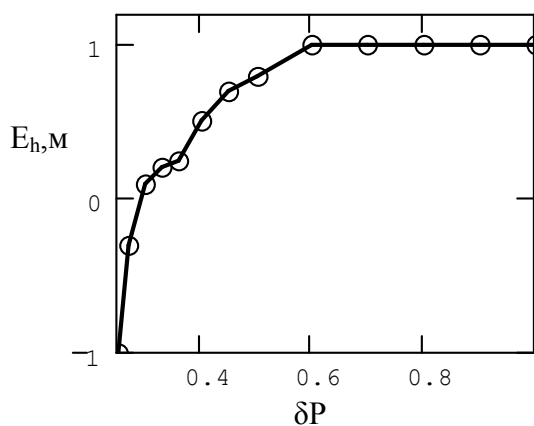
**Рисунок 7.** Стабилизация скорости полета

### **Работа системы при изменении параметров**

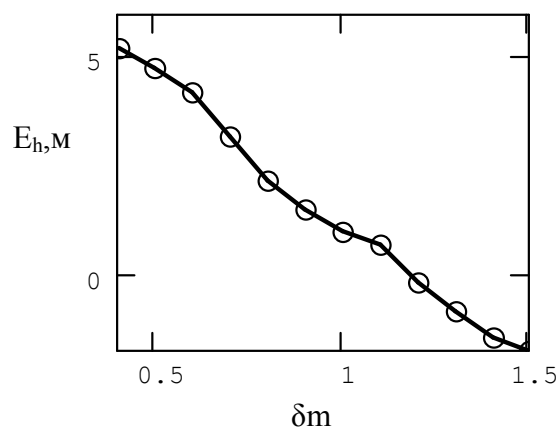
Помимо моделирования работы системы в штатных режимах, рассмотренных выше, были также исследованы ее погрешности, вызванные и изменениями инерционных характеристик самолета, а также силы тяги двигателей (рис. 8 и 9).

Кроме этого, для случая ступенчатого изменения требуемой высоты полета, зависимость времени переходного процесса и перерегулирования от изменения массы показаны на рисунках 10 и 11.

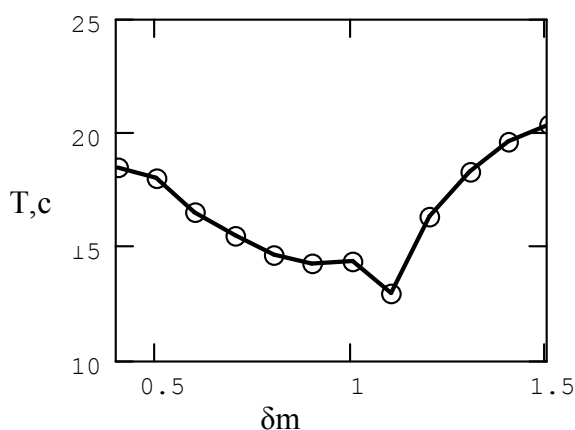
Графики изменения времени установившегося процесса и перерегулирования от изменения силы тяги показаны на рисунках 12 и 13.



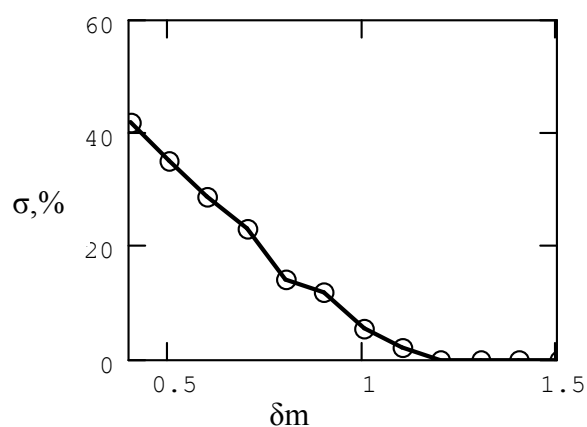
**Рисунок 8.** Ошибка по высоте, как функция изменения силы тяги



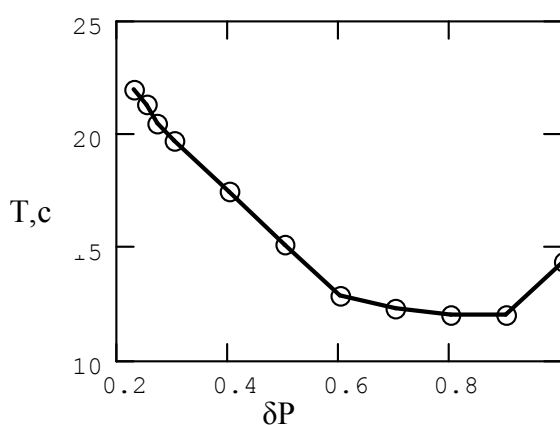
**Рисунок 9.** Зависимости ошибки стабилизации по высоте от изменения массы



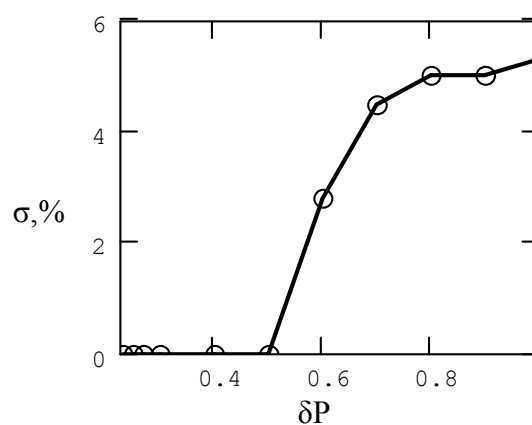
**Рисунок 10.** Изменение времени переходного процесса от изменения массы



**Рисунок 11.** Изменение перерегулирования от изменения массы



**Рисунок 12.** Время переходного процесса как функция изменения силы тяги



**Рисунок 13.** Зависимость перерегулирования от изменения силы тяги

## Выводы

Проведенное численное моделирование работы нечеткой системы управления продольным движением самолета показало, что такая система успешно справляется с

задачей стабилизации полета на заданной высоте. При этом абсолютная ошибка по высоте не превышала 1 м. В результате исследования влияния изменения характеристик самолета на точность работы системы было получено, что ни полуторное увеличение массы самолета, ни двукратное ее увеличение не приводят к значительному увеличению ошибки регулирования, которая остается в пределах 5 м. Также система также оказалась практически нечувствительной к двукратному падению силы тяги двигателя.

В работе было проведено исследование характеристик переходного процесса при ступенчатом изменении требуемой высоты горизонтального полета самолета. В случае ступенчатого изменения задаваемой высоты полета на 300 м., время переходного процесса составило 14.4 с., а погрешность стабилизации высоты полета осталась в пределах 1 м.

По результатам исследований, проведенных в данной работе, можно сделать вывод о том, что нечеткие системы, применительно к управлению летательными аппаратами, успешно сочетают в себе простоту синтеза и высокие характеристики с устойчивостью к изменениям параметров объекта управления. Такие свойства делают их весьма перспективным направлением для дальнейшего изучения и развития.

### **Список литературы**

- [1] B. A. White, A. L. Blumel, E. J. Hughes, “ A Robust Fuzzy Autopilot Design Using Multi-Criteria Optimization”, International Journal of Fuzzy Systems, Vol. 2, no.2, pp.129-138, 2000.
- [2] I. K. Nikolos, L. Doitsidis, V. N. Christopoulos, N. C. Tsourveloudis, “Roll Control of Unmanned Aerial Vehicles using Fuzzy Logic”, WSEAS Transactions on System, pp.1039-1047, Issue 2, vol. 4, 2003.
- [3] Уськов А.А., Кузьмин А.В. Интеллектуальные технологии управления: искусственные нейронные сети и нечеткая логика. М.: Горячая линия - Телеком, 2004. - 143с.
- [4] Mengali, G. The use of fuzzy logic in adaptive flight control systems. The Aeronautical Journal. 104, (2000), 31-37.
- [5] J. Roskam., Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Roskam Publishing Incorp., 1979 (Part I & II).