

Моделирование движения летательных объектов в MATLAB

Атанов С.К., доцент кафедры компьютерные системы Казахского агротехнического университета им. С.Сейфуллина, г. Астана

Резюме

В статье рассмотрена математическая модель движения летательного объекта на примере крылатой ракеты. Реализация траектории движения летательного объекта с использованием данной модели позволила связать тип используемой в модели управляющей функции с конкретными маневрами летательного объекта. Созданная математическая модель получила программная реализация в MatLab.

The res,me

In article the review of the software products using the fuzzy logic is made. Also algorithms of decision-making of existing packages with fuzzy logic are investigated, the analysis and a scope program by a product, their advantages and lacks is carried out. At the moment there is no one conventional method of training of fuzzy models, therefore an actual problem is working out and search of new, effective methods. Thus, probably, the most perspective direction of researches lays in use of genetic algorithms for training of fuzzy models.

Резюме

Бұл мақалада анық емес логиканы қолдана отырып программа түрлерін жасауға болатынын қарастырдым. Осы мақала ар салада пайдаланылатын програмалардың алгоритмдері зертелді және де жетістіктері мен кемшіліктері қарастырылды. Дәл осы уақытта бір тұтас методиканы оқытатын анық емес логика жүйелері әлі жоқ екен, сол үшін кәзіргі уақытта нақты ғылыми жұмыстарды жанадан және жалпы методиканы табу пайдалы болады. Енді, менім ойымша келешекте пайдалы жұмыс программаларын анық емес логиканы пайдаланылатын генетикалық алгоритмдардың заманға сай үйретудің жолдарын қарастырдым

Математическую модель движения летательного объекта рассмотрим на примере крылатой ракеты, рассматриваемой условно как абсолютно твердое тело, не содержащих каких-либо движущих масс (рис. 1).

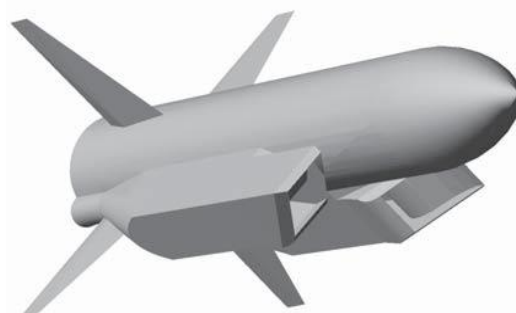
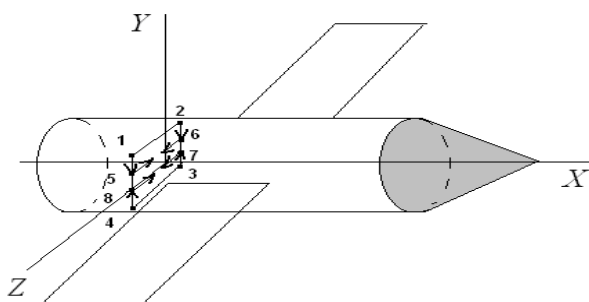


Рис. 1 – Внешний вид и модель ракеты

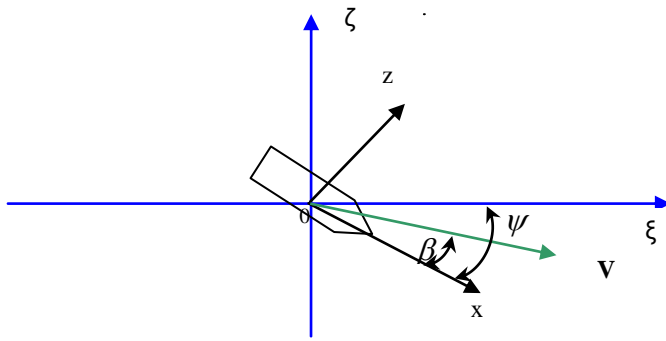
Если модель, геометрически представляющий собой триэдр жестко связанных с телом осей $Oxyz$, с началом координат в центре масс КР (связанная система координат - ССК) направить так, чтобы они совпали с главными центральными осями инерции, то центробежные моменты инерции обратятся в нуль и система уравнений Эйлера [1, 2], описывающая динамику вращения КР вокруг центра масс, примет вид (1.1):

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x - (J_y - J_z)\omega_y\omega_z = M_{\delta\ddot{r}\delta x} + M_{\hat{a}_x}, \\ J_y \dot{\omega}_y - (J_z - J_x)\omega_z\omega_x = M_{\delta\ddot{r}\delta y} + M_{\hat{a}_y}, \\ J_z \dot{\omega}_z - (J_x - J_y)\omega_x\omega_y = M_{\delta\ddot{r}\delta z} + M_{\hat{a}_z}. \end{cases} \quad (1.1)$$

Наряду с динамическими уравнениями рассматриваются кинематические уравнения, связывающие угловые скорости ω_j с углами поворота триэдра осей $Oxyz$ относительно триэдра осей некоторой базовой системы координат (БСК), начало которой совпадает с началом координат ССК, а оси определенным образом ориентированы в инерциальном пространстве и движутся поступательно. Пусть углы ориентации (углы Эйлера-Крылова) $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – полностью определяют угловое положение ССК относительно БСК. Понятие углов ориентации [2] становится однозначным лишь после того, как введена последовательность поворотов [2] твердого тела вокруг осей Ox, Oy, Oz . Для последовательности поворотов: $\varphi_x \rightarrow \varphi_y \rightarrow \varphi_z$ система кинематических уравнений имеет вид (1.2):

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_x = \frac{1}{\cos \varphi_y} (p \cos \varphi_z - q \sin \varphi_z); \\ \dot{\varphi}_y = p \sin \varphi_z + q \cos \varphi_z; \\ \dot{\varphi}_z = \frac{1}{\cos \varphi_y} (-p \cos \varphi_z \sin \varphi_y + q \sin \varphi_z \sin \varphi_y + r \cos \varphi_y); \end{cases} \quad (1.2)$$

Системы (1.1) и (1.2) описывают угловое движение твердого тела относительно БСК. Будем предполагать, что углы Эйлера-Крылова φ_j малы. Текущие значения ω_j оцениваются в системе по информации измерителя угловой скорости, измеряющего интегралы от проекций вектора абсолютной угловой скорости КР на оси чувствительности прибора. Значения динамических и кинематических параметров $\beta(t)$ и $\psi(t)$, полученных при исследовании математической модели управляемого объекта, могут использоваться для построения модели отображения его траектории.



$$\begin{cases} V_x = V \cdot \cos \beta(t) \\ V_y = V \cdot \sin \beta(t) \end{cases} \quad (1.3)$$

Рис. 3 Проекции вектора скоростей

Запишем проекции вектора скорости \mathbf{V} на оси координат, связанных с объектом управления (рис 3.). Тогда координаты летательного объекта в стартовой системе координат могут быть получены интегрированием следующих дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d\xi}{dt} = V_x \cdot \cos \psi(t) + V_z \cdot \sin \psi(t) \\ \frac{d\zeta}{dt} = -V_x \cdot \sin \psi(t) + V_z \cdot \cos \psi(t) \end{cases} \quad (1.4)$$

Для отображения траектории $\xi(\zeta)$ необходимо систему 1.4 дополнить начальными условиями: $t = 0; \xi(0) = \xi_0 = 0; \zeta(0) = \zeta_{0n} = 0$

Они могут быть какими угодно, но условимся, что начало маневра будет происходить из начала координат. Нулевые начальные условия используют для описания стартовой позиции, но при изменении его маневра (использовании новой управляющей функции) начальные условия являются вычисляемыми параметрами.

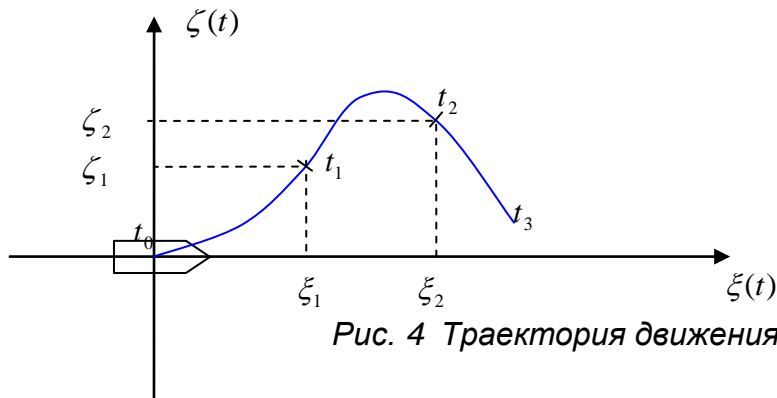


Рис. 4 Траектория движения

Решение системы 1.4 запишем в интегральной форме, используя подстановки из системы 1.3:

$$\begin{cases} \xi(t) = \int_0^t V \cdot (\cos \beta(t) \cdot \cos \psi(t) + \sin \beta(t) \cdot \sin \psi(t)) dt + \xi_0 \\ \zeta(t) = \int_0^t V \cdot (-\cos \beta(t) \cdot \sin \psi(t) + \sin \beta(t) \cdot \cos \psi(t)) dt + \zeta_0 \end{cases}$$

Выберем критерии качества управления (рис 5):

1. $t_{nn} \rightarrow t_{\min}$ (быстродействие);
2. $A \rightarrow A_{\min}$ (точность).

где: t_{nn} - время переходного процесса, A - перерегуливание.

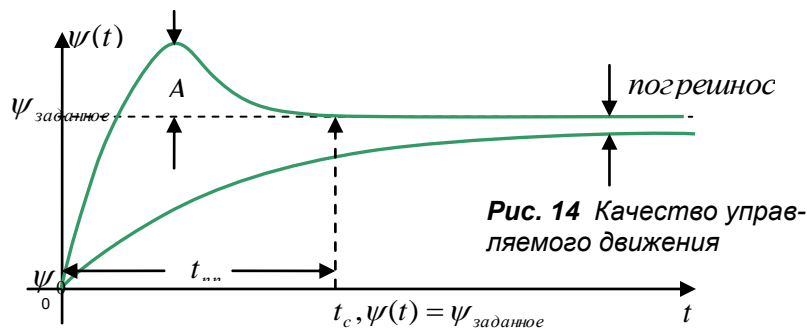


Рис. 5 Критерии качества управления

Структура системы моделирования решения траектории движения летательного объекта в MatLab представлена на рис 6.

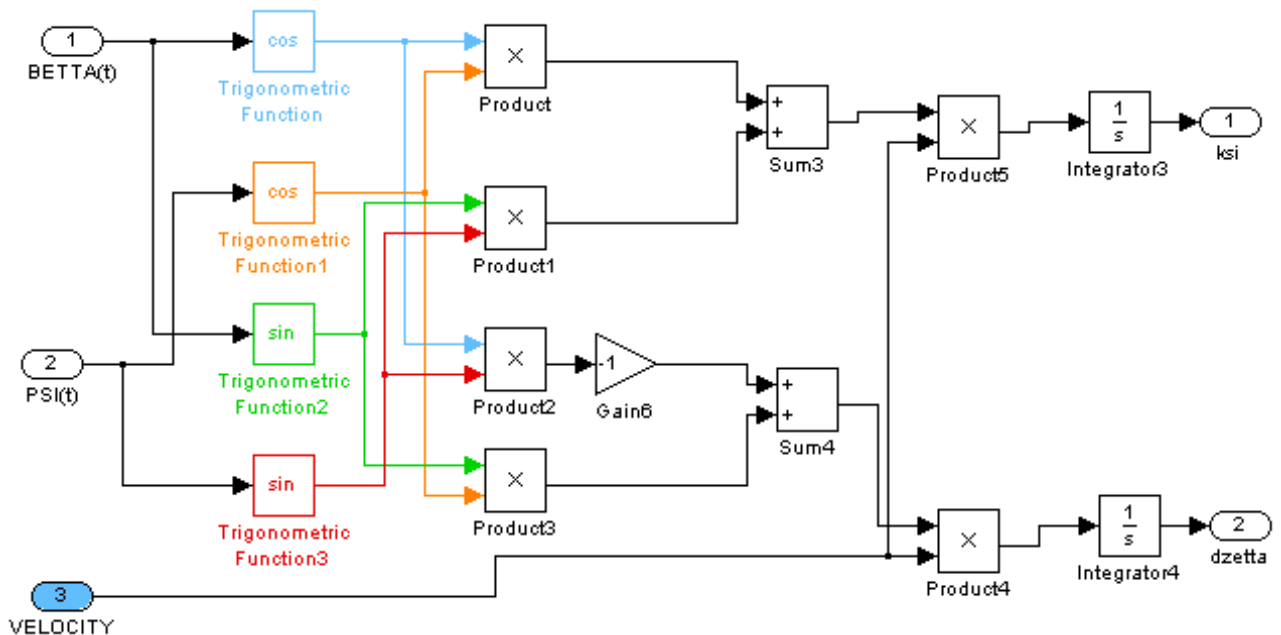


Рис. 6 Система отображения траектории

Реализация траектории движения летательного объекта с использованием данной модели позволила связать тип используемой в модели управляющей функции с конкретными маневрами летательного объекта, результаты численного эксперимента приведены на рис 7, где пунктиром выделен момент выявления сбоя системы движения ракетой. Таким образом, созданная математическая модель и ее программная реализация в MatLab подтверждает результаты реальных испытаний [2], что позволяет использовать при проектировании систем управления летательных объектов.

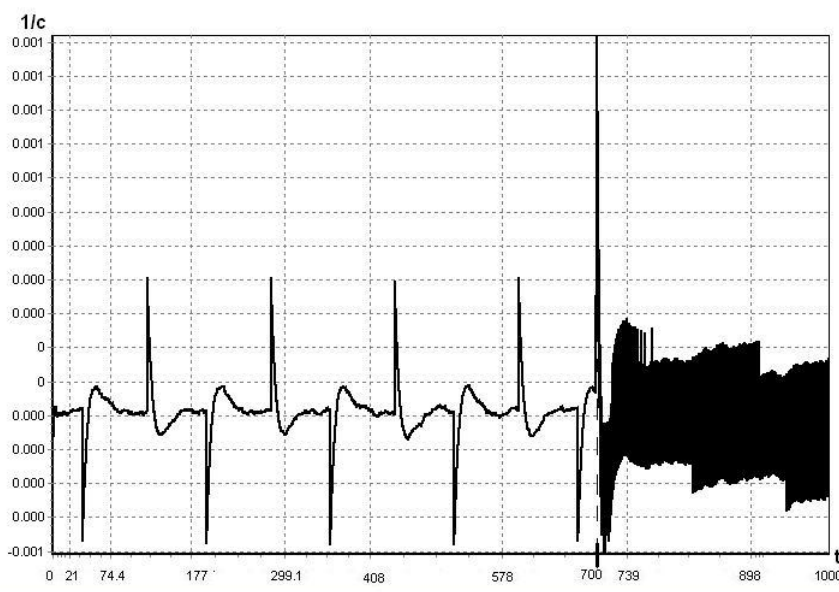


Рис. 7 Погрешность оценивания угловой скорости от времени

Литература

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. - М.: Наука, 1974. - 600 с.
2. Синяков И. М. Системы управления упругими подвижными объектами. – Л.: ЛГУ, 1981. – 200 с.
3. Разыграев А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. – М.: Машиностроение, 1977. – 472 с.
4. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическими летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
5. Заде Л.А. Понятие лингвистической переменной и ее применение к принятию приближенных решений. -М.: Мир, 1976.
6. Дьяконов В., Круглов В. Математические пакеты расширения MATLAB: специальный справочник. – СПб.: Питер, 2001. – 480 с.