

## МОДЕЛИРОВАНИЕ В ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЯХ

УДК 629.7.016

### НЕЧЁТКАЯ КЛАСТЕРИЗАЦИЯ В ЗАДАЧАХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА\*

С. А. Белоконь, Ю. Н. Золотухин, М. Н. Филиппов

*Институт автоматики и электрометрии СО РАН,  
630090, г. Новосибирск, просп. Академика Коптюга, 1  
E-mail: zol@idisys.iae.nsk.su*

Для определения аэродинамических характеристик летательного аппарата по данным лётных испытаний предложен модифицированный метод нечёткой кластеризации. Этот подход позволяет описать аэродинамические характеристики летательного аппарата в виде модели «чёрного ящика», входами которого являются данные телеметрии, такие как перегрузки, угловые скорости, тяга силовой установки, скоростной напор, а выходами — безразмерные аэродинамические коэффициенты сил и моментов. Приведены результаты моделирования в среде MATLAB/Simulink.

*Ключевые слова:* нечёткая кластеризация, аэродинамические характеристики, обработка полётных данных, моделирование полёта.

DOI: 10.15372/AUT20180513

**Введение.** Одна из важнейших задач при разработке самолётов, предназначенных для эксплуатации в широком диапазоне режимов, либо летательных аппаратов нетрадиционной компоновки — построение корректных аэродинамических моделей и идентификация их параметров и структуры. Традиционным способом определения аэродинамических характеристик проектируемого летательного аппарата является проведение испытаний его моделей в аэродинамических трубах. По словам известного специалиста в области аэродинамики Д. Кюхемана: «Что касается эксперимента, то аэродинамические исследования и проектирование самолёта характерны интенсивными испытаниями моделей больше, чем любая другая область науки и техники [1]. Полностью используются законы подобия, безразмерные параметры и масштабные функции, а аэродинамические трубы являются основным средством испытания моделей. . .» [2].

Достижения в области вычислительной техники и методов программирования позволили использовать для аэродинамических расчётов методы вычислительной математики, такие как, например, CFD (Computational Fluid Dynamics) [3]. Методы моделирования аэродинамики летательных аппаратов постоянно развиваются и совершенствуются [4–8], но несмотря на значительные достижения в данной области они остаются дорогостоящими и требующими значительных временных затрат. Кроме того, средства для наземных испытаний обладают неустраняемыми ограничениями по точности из-за целого ряда факторов, таких как разница в масштабах и геометрии трубной модели и полноразмерного

\*Работа выполнена при финансовой поддержке Федерального агентства научных организаций (государственная регистрация № АААА-А17-117060610006-6).

аппарата, интерференция от стен аэродинамической трубы и державки, нерегулярность воздушного потока, различные числа Рейнольдса и т. д.

Нестационарные аэродинамические эффекты при полёте реактивных лайнеров в условиях сильной атмосферной турбулентности значительны и недостаточно изучены. Например, одно из возможных явлений в реакции воздушных судов, вызываемых запаздыванием между изменением угла атаки и откликом самолёта, — это возникновение колебаний спутной струи крыла, влияющей на аэродинамику хвостовой части и, следовательно, на устойчивость и управляемость самолёта. К сожалению, подобные аэродинамические характеристики не могут быть идентифицированы с использованием существующих методов наземных испытаний.

В настоящее время единственным вариантом оценки аэродинамических характеристик самолёта при сильной атмосферной турбулентности является анализ данных, полученных с помощью регистраторов полётов. Традиционные методы идентификации системы в аэродинамике, такие как методы максимального правдоподобия, наименьших квадратов, ступенчатой регрессии и калмановской фильтрации, показали себя недостаточно эффективными при оценке нестационарной аэродинамики на основе полётных данных. К тому же полученные с их помощью результаты не могут непосредственно применяться при моделировании полёта. В качестве альтернативы в работе [9] предложено использовать метод нечёткого моделирования, позволивший провести идентификацию аэродинамических моделей истребителя и транспортного самолёта по данным лётных испытаний.

В последние годы наметилась тенденция к поиску путей получения аэродинамических характеристик летательного аппарата на основе полётных данных, минуя наземные испытания. Так, целью инициативы Learn-To-Fly NASA [10, 11] является поиск возможности разработки аэродинамической модели летательного аппарата и системы управления полётом во всём эксплуатационном диапазоне с минимальным участием человека.

Ключевой компонент концепции Learn-To-Fly — моделирование нелинейной аэродинамики на основе полётных данных. Новая парадигма призвана заменить в перспективе традиционные наземные испытания методами реального времени, применяемыми непосредственно в полёте. Проведённые в NASA исследования [12–15] продемонстрировали, что новые эффективные лётные манёвры (выполняемые пилотом или автоматически) могут сочетаться с современными методами идентификации для того, чтобы получить точные нелинейные модели аэродинамики в близком к реальному масштабе времени для всех шести степеней свободы движения твёрдого тела одновременно, используя только полётные данные.

Существует группа задач оценки параметров и идентификации аэродинамики летательных аппаратов, при решении которых используются нечёткие технологии. В работе [16] авторы применили метод Takagi — Sugeno [17] для построения нечёткой модели нелинейной аэродинамики продольного канала истребителя F-16XL. Для идентификации модели использовано возбуждение сигналами большой амплитуды угла атаки при наличии и отсутствии скольжения. Для оценки свойств предсказания данные разделены на два подмножества: обучающее и контрольное. Алгоритм основывается на понятиях минимальной среднеквадратичной ошибки и коэффициентов множественной корреляции для определения наиболее подходящей модели. Модель построена для диапазона углов атаки  $0 \dots 80^\circ$ , углов скольжения  $0 \dots 30^\circ$ , для безразмерных частот ( $0 \dots 0,8$ ) и углов отклонения руля высоты  $-25 \dots 25^\circ$ . Результаты свидетельствуют о том, что нечёткие модели могут обеспечить корректную точную нелинейную модель аэродинамики при высоких безразмерных частотах.

В работе [18] данные об аэродинамических силах и моментах для конфигурации истребителя F-16XL, полученные в тестах принудительной вибрации большой амплитуды по крену и рысканию, анализируются нечётким алгоритмом для создания аэродинамичес-

ких моделей. Предполагаемыми параметрами воздействия (независимыми переменными) являются угол атаки, угол крена, скорость крена, угол рыскания, скорость рыскания и безразмерная частота. Показано, что коэффициент корреляции, близкий к единице, — хороший показатель согласованности данных и возможности прогнозирования модели.

В [19] предложены эффективные манёвры полёта, используемые в сочетании с нечёткими алгоритмами идентификации, что позволило получить адекватные модели данных в широком диапазоне режимов полёта (от крейсерского до штопора) без каких-либо предположений о структуре модели.

В работе [20] представлен метод идентификации системы малого беспилотного вертолёта на основе модели Takagi — Sugeno [17]. Неизвестные параметры модели оцениваются по производным градиентным методом. Метод продемонстрировал эффективность, высокую точность моделирования и пригодность для приложений реального времени.

В [21] для идентификации и моделирования динамики высокоманёвренного самолёта с помощью алгоритма нечёткой логики использована система Takagi — Sugeno. Для обучения модели и оптимизации параметров алгоритма нечёткой логики применялись три разных метода: рекурсивный метод наименьших квадратов, пакетный метод наименьших квадратов и алгоритмы Levenberg — Marquardt. Показано, что предложенный алгоритм, обученный на данных лётных испытаний, способен моделировать динамическое поведение высокоманёвренного самолёта с приемлемой точностью. Сделан вывод, что можно получить математическую модель нелинейной динамики самолёта без использования априорных аэродинамических данных и данных двигателя и без решения сложных уравнений движения летательных аппаратов. Авторы полагают, что такой подход может стать эффективной заменой традиционных методов моделирования и идентификации летательных аппаратов.

Цель проводимых в Институте автоматизации и электрометрии СО РАН исследований состоит в разработке нечётких методов идентификации и представления аэродинамических характеристик на основе данных лётных испытаний и определении возможностей использования результатов при моделировании полёта, разработке систем управления и тренажёрных комплексов. Для достижения поставленной цели необходимо разработать метод представления аэродинамических характеристик (безразмерных коэффициентов аэродинамических сил и моментов) на основе полётных данных в виде модели «чёрного ящика», рекурсивный метод уточнения аэродинамических характеристик по мере накопления полётной информации и способы использования полученной аэродинамической базы данных при моделировании (например, в среде MATLAB/Simulink).

В представленной работе приведены результаты применения модифицированного метода нечёткой кластеризации к задаче обработки полётных данных для получения аэродинамических характеристик летательного аппарата. В разд. 1 продемонстрирована модифицированная версия метода нечёткой кластеризации данных. В разд. 2 показан подход к идентификации безразмерных коэффициентов аэродинамических сил и моментов летательного аппарата. В разд. 3 описаны эксперименты с использованием математической модели летательного аппарата, манёвров и процедур обработки; даны результаты применения метода нечёткой кластеризации к модельным и полётным данным. В заключении кратко представлены основные результаты работы, намечены пути дальнейшего исследования и возможные приложения предложенного подхода.

**1. Кластеризация исходных данных.** Рассмотрим набор из  $n$  точек  $\{x_1, x_2, \dots, x_n\}$  в  $M$ -мерном пространстве. Без потери общности будем считать, что данные (точки) нормализованы по каждой из координат, т. е. диапазоны значений их координат равны и точки лежат внутри единичного гиперкуба.

Будем рассматривать каждую точку в качестве потенциального центра кластера и определим меру потенциала точки  $x_i$  как

$$P_i = \sum_{j=1}^n e^{-\alpha \|x_i - x_j\|^2}, \quad (1)$$

где

$$\alpha = 4/r_a^2 \quad (2)$$

( $r_a$  — положительная константа). Таким образом, мера потенциала для точки является функцией расстояний до всех других точек, т. е. точка со многими близкими соседними точками имеет высокое значение потенциала. Постоянная  $r_a$  — радиус действия потенциального центра кластера: точки, лежащие вне окружности этого радиуса, оказывают слабое влияние на потенциал рассматриваемого центра.

После вычисления потенциалов всех точек выбирается точка с наибольшим потенциалом в качестве центра первого кластера. Пусть  $x_1^*$  — положение центра первого кластера,  $P_1^*$  — величина его потенциала. На следующем шаге пересматриваются потенциалы каждой точки  $x_i$  в соответствии с выражением

$$P_i \Leftarrow P_i - P_1^* e^{-\beta \|x_i - x_1^*\|^2}, \quad (3)$$

где  $\beta = 4/r_b^2$  ( $r_b$  — положительная константа). Таким образом, величина потенциала каждой точки уменьшена в функции расстояния от центра первого кластера. Потенциал точек, расположенных вблизи центра первого кластера, будет существенно уменьшен и, следовательно, маловероятно, что они будут выбраны в качестве центра следующего кластера. Постоянная  $r_b$  — это радиус, определяющий окрестность заметного уменьшения потенциала. Чтобы исключить образование близко расположенных центров кластеров, величина  $r_b$  может быть выбрана несколько большей, чем  $r_a$ .

После пересмотра потенциалов всех точек в соответствии с (3) выбирается точка с наибольшим потенциалом в качестве центра второго кластера. В общем случае после выбора центра  $k$ -го кластера потенциал каждой точки уменьшается в соответствии с выражением

$$P_i \Leftarrow P_i - P_k^* e^{-\beta \|x_i - x_k^*\|^2},$$

где  $x_k^*$  — положение центра  $k$ -го кластера,  $P_k^*$  — его потенциал.

Процедура завершается, как только максимальное значение потенциала оставшихся точек достигнет нуля. Отметим, что в отличие от способов окончания процедуры кластеризации, использованных в [22, 23], предложенный вариант завершения представляется более естественным. При этом отсутствует необходимость введения дополнительных эмпирических констант и искусственных критериев.

Результатом данного этапа вычислений является набор кластеров, описывающих характерные точки концентрации входных/выходных данных в  $M$ -мерном пространстве.

**2. Идентификация модели.** После применения процедуры кластеризации к набору входных/выходных данных каждый центр кластера, по сути, является точкой, представляющей характерное поведение системы в её окрестности. Следовательно, каждый кластер может быть использован как основа нечёткого правила, описывающего поведение системы.

В работе [23] предложен метод построения системы правил, обуславливающих поведение системы. Рассматривается множество центров кластеров  $\{x_1^*, x_2^*, \dots, x_c^*\}$  в  $M$ -мерном пространстве. Предполагается, что первые  $N$  размерностей соответствуют входным пере-

менным, а оставшиеся  $(M - N)$  — выходным. Разложим каждый вектор  $x_i^*$  на две составляющие  $y_i^*$  и  $z_i^*$ , причём  $y_i^*$  содержит первые  $N$  элементов  $x_i^*$  (т. е. координаты центра кластера в пространстве входов) и  $z_i^*$  содержит оставшиеся  $(M - N)$  элементов  $x_i^*$  (т. е. координаты центра кластера в пространстве выходов).

Будем рассматривать центр каждого кластера как нечёткое правило, описывающее поведение системы. Определим степень выполнения  $i$ -го правила для входного вектора  $y$  в виде

$$\mu_i = e^{-\alpha \|y - y_i^*\|^2}, \quad (4)$$

где  $\alpha$  — постоянная, заданная соотношением (2). Выходной вектор  $z$  вычисляется как

$$z = \frac{\sum_{i=1}^c \mu_i z_i^*}{\sum_{i=1}^c \mu_i}. \quad (5)$$

Отметим, что способ определения центров кластеров несколько отличен от [22, 23]: поиск потенциальных центров производится не во всём  $M$ -мерном пространстве, а только в  $N$ -мерном пространстве входных переменных. При этом остальная процедура сохраняется.

Результатом второго этапа является система нечётких правил, позволяющая вычислить вектор выходных значений по набору произвольных входных данных.

**3. Моделирование и оценка эффективности алгоритма.** Для оценки эффективности предлагаемых подходов использованы данные, полученные как в ходе лётных испытаний технологического летательного аппарата, так и при моделировании этого аппарата в среде MATLAB/Simulink.

При моделировании аэродинамики на основе полётных данных безразмерные коэффициенты аэродинамических сил и моментов выступают в качестве зависимых переменных. Для коэффициентов сил и моментов раздельно решается задача минимизации ошибки для каждого индивидуального уравнения движения летательного аппарата как твёрдого тела в пространстве с шестью степенями свободы.

Значения безразмерных коэффициентов аэродинамических сил и моментов не могут быть измерены непосредственно в полёте. Они должны вычисляться на основе измеряемых и известных величин с использованием уравнений движения твёрдого тела в трёхмерном пространстве [24]:

$$C_x = (a_x m - P_x) / (\bar{q} S), \quad (6)$$

$$C_y = (a_y m) / (\bar{q} S), \quad (7)$$

$$C_z = (a_z m) / (\bar{q} S), \quad (8)$$

$$M_x = \frac{I_x}{\bar{q} S l} \left( \dot{\omega}_x + \frac{I_z - I_y}{I_x} \omega_z \omega_y - \frac{I_{xy}}{I_x} (\dot{\omega}_y - \omega_x \omega_z) \right), \quad (9)$$

$$M_y = \frac{I_y}{\bar{q} S l} \left( \dot{\omega}_y + \frac{I_x - I_z}{I_y} \omega_x \omega_z - \frac{I_{xy}}{I_y} (\dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z) \right), \quad (10)$$

$$M_z = \frac{I_x}{\bar{q} S b_a} \left( \dot{\omega}_z + \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_y \omega_x + \frac{I_{xy}}{I_z} (\omega_x^2 - \omega_y^2) \right), \quad (11)$$

где  $a_x, a_y, a_z$  — ускорения поступательного движения в связанной системе координат ( $\text{м/с}^2$ );  $m$  — масса летательного аппарата ( $\text{кг}$ );  $S$  — площадь крыла ( $\text{м}^2$ );  $l$  — размах крыла ( $\text{м}$ );  $b_a$  — средняя аэродинамическая хорда крыла ( $\text{м}$ );  $\bar{q}$  — динамическое давление, скоростной напор ( $\text{Н/м}^2$ );  $C_x, C_y, C_z$  — безразмерные коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат;  $M_x, M_y, M_z$  — безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов относительно осей связанной системы координат;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — угловые скорости относительно осей связанной системы координат ( $\text{рад/с}$ );  $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$  — угловые ускорения относительно осей связанной системы координат ( $\text{рад/с}^2$ );  $I_x, I_y, I_z$  — моменты инерции относительно осей связанной системы координат ( $\text{кг} \cdot \text{м}^2$ );  $I_{xy}$  — центробежный момент инерции ( $\text{кг} \cdot \text{м}^2$ );  $P_x$  — составляющая тяги по продольной оси  $OX$  в связанной системе координат ( $\text{Н}$ ). Величины  $a_x, a_y, a_z, \bar{q}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, P_x$  измеряются; остальные величины задаются постоянными.

Моделировалось поведение технологического летательного аппарата, оснащённого тремя управляющими поверхностями: элеронами, рулём направления и рулём высоты. На органы управления летательного аппарата подавались тестовые последовательности сигналов для возбуждения испытуемого объекта в целях определения его аэродинамических характеристик. Алгоритм построения и параметры тестовых последовательностей подробно представлены в работе [25].

Длительность эксперимента составляла 60 с, из них первые 30 с использованы для построения модели методом нечёткой кластеризации, оставшиеся 30 с — для тестирования модели. При кластеризации приняты следующие параметры:  $r_a = r_b = 0,25$ .

Модель движения летательного аппарата в среде MATLAB/Simulink представлена на рис. 1. Её отличительной особенностью является наличие блоков Clusters и Estimated parameters, вычисляющих безразмерные аэродинамические коэффициенты.

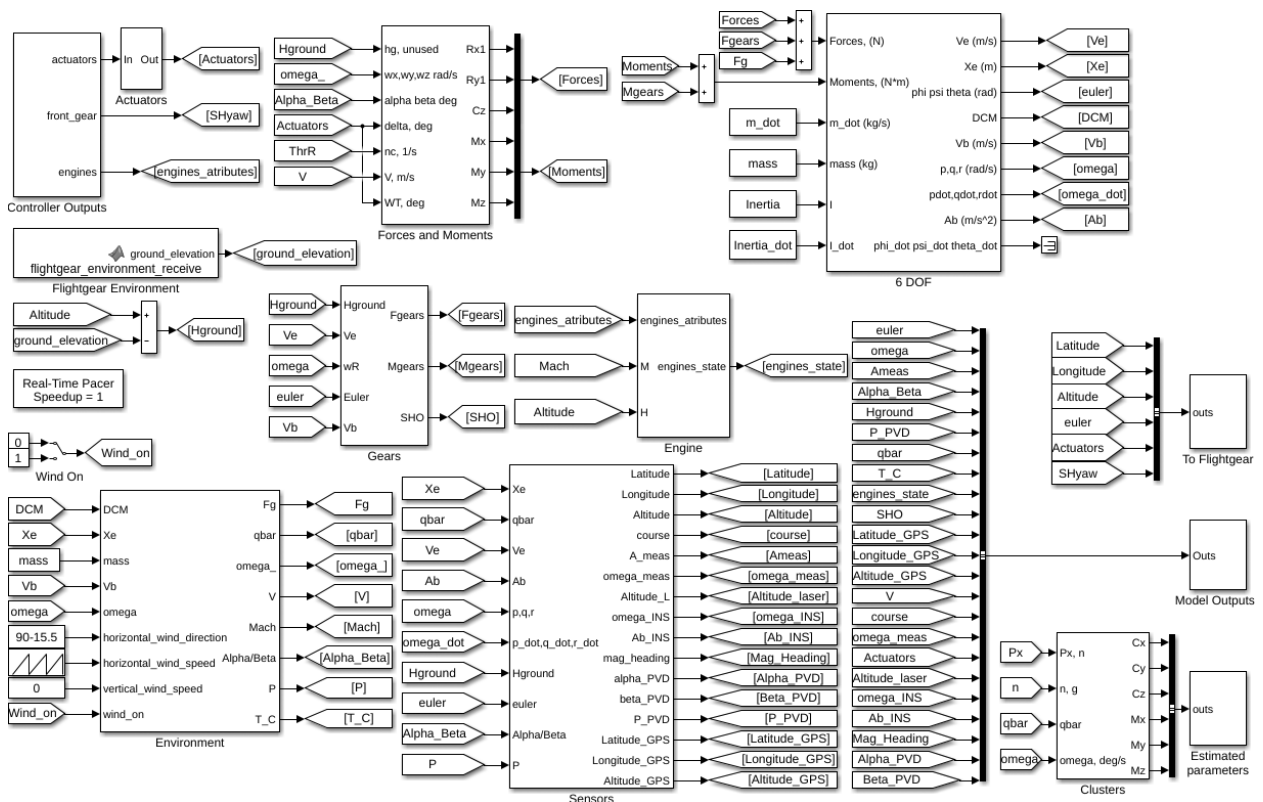


Рис. 1. Схема модели в среде MATLAB/Simulink

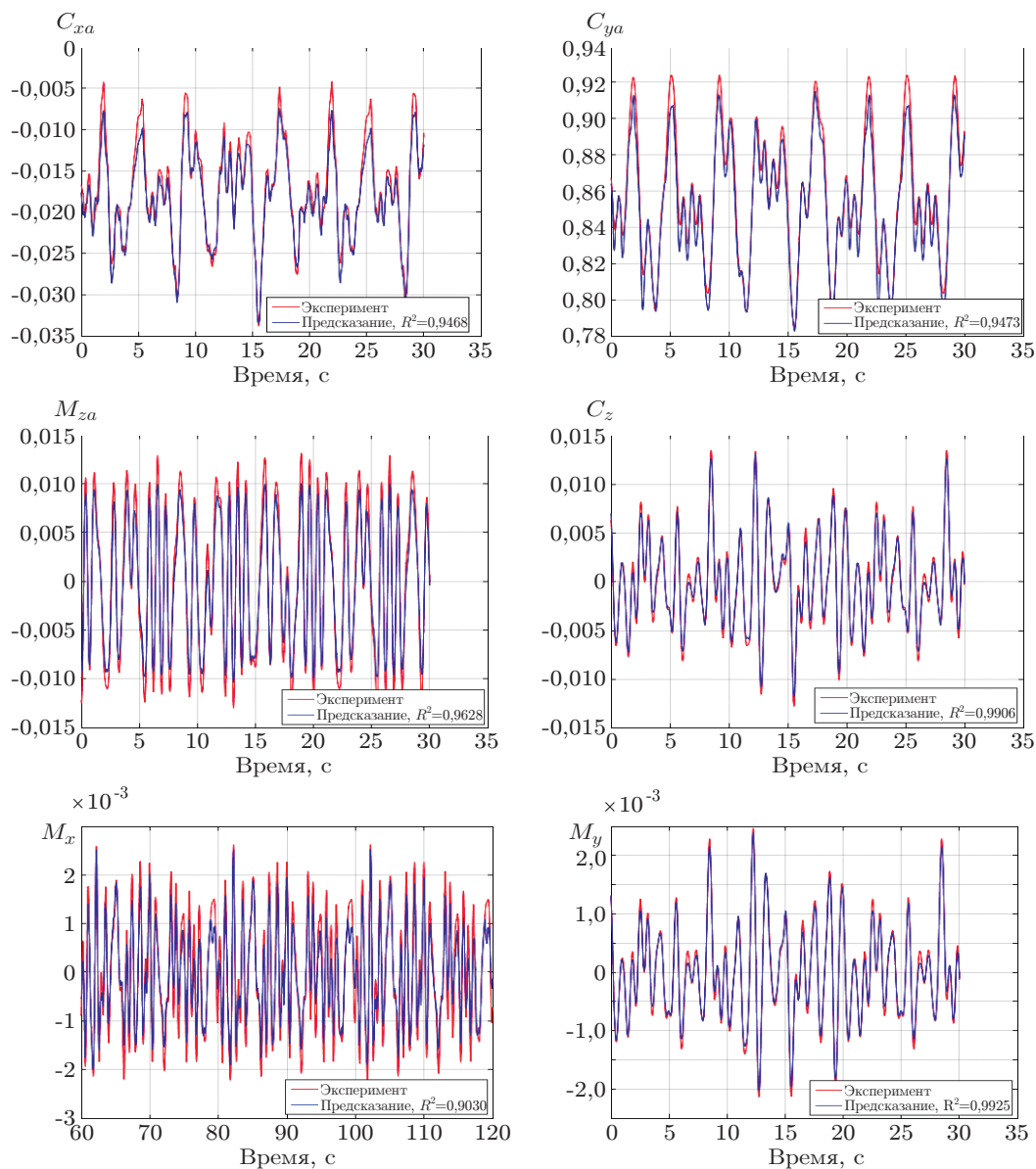


Рис. 2. Нечёткая модель аэродинамических коэффициентов в сравнении с данными эксперимента (индекс  $a$  обозначает, что коэффициенты  $C_x, C_y, M_z$  представлены в скоростной системе координат)

Для численной оценки предсказанных значений аэродинамических коэффициентов использован квадрат коэффициента множественной корреляции:

$$R^2 = 1 - \left( \sum_{j=1}^s (\hat{y}_j - y_j)^2 / \sum_{j=1}^s (\bar{y}_j - y_j)^2 \right),$$

где  $y$  — значение параметра, применяемого для обучения модели;  $\bar{y}$  — среднее значение;  $\hat{y}$  — значение выхода нечёткой модели;  $s$  — число выборок.

Результаты моделирования приведены на рис. 2.

**Заключение.** Для представления и идентификации аэродинамических характеристик модели использован подход, основанный на применении модифицированного метода нечёт-

кой кластеризации к многомерному набору данных. Результаты численного моделирования в среде MATLAB/Simulink показали эффективность такого подхода.

Предложенный способ построения базы аэродинамических данных может быть использован при построении авиационных тренажёров, разработке и моделировании систем автоматического управления полётом, построении базы аэродинамических данных конкретного летательного аппарата, создании бортовых отказоустойчивых систем управления полётом и т. д.

На следующем этапе исследования предполагается разработка эффективного итерационного метода уточнения аэродинамических характеристик по мере накопления полётной информации; создание методов использования полученной аэродинамической базы данных при моделировании (например, в среде MATLAB/Simulink); методов обработки полётных данных в квазиреальном времени; способов создания аэродинамической модели летательного аппарата и системы управления полётом во всём эксплуатационном диапазоне с минимальным участием человека.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Zierep J.** Similarity Laws and Modelling. N. Y.: Marcel Dekker, 1971. 158 p.
2. **Клюхман Д.** Аэродинамическое проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 656 с.
3. **Chung T. J.** Computational Fluid Dynamics. Cambridge: Cambridge University Press, 2002. 1012 p.
4. **McNally D. B.** Full-envelope aerodynamic modeling of the harrier aircraft // NASA Technical Memorandum-88376. 1986. 18 p.
5. **Jategaonkar R. V., Mönnich W., Fischenberg D., Krag B.** Identification of C-160 simulator data base from flight data // Proc. of the 10th IFAC Symposium on System Identification. Copenhagen, Denmark, 4–6 July, 1994. P. 1031–1038.
6. **Hui K., Ricciardi J., Ellis K., Tuomey D.** Beechjet flight test data gathering and level-D simulator aerodynamic mathematical model development // Proc. of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. (AIAA 2001-4067). Montreal, Canada, 6–9 Aug., 2001.
7. **Seher-Weiss S.** Identification of nonlinear aerodynamic derivatives using classical and extended local model networks // Aerospace Sci. and Technol. 2011. **15**, N 1. S. 33–44.
8. **Tobias E. L., Tischler M. B., Berger T., Hagerott S. G.** Full flight-envelope simulation and piloted fidelity assessment of a business jet using a model stitching architecture // Proc. of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conf. (AIAA 2015-1594). Kissimmee, USA, 5–9 Jan., 2015. P. 1–38.
9. **Lan E. C., Chang R. C.** Fuzzy-logic analysis of the FDR data of a transport aircraft in atmospheric turbulence // Fuzzy Logic — Emerging Technologies and Applications /Ed. E. Dadios. London: InTech, 2012. P. 119–146.
10. **Morelli E. A.** Real-time global nonlinear aerodynamic modeling for learn-to-fly // Proc. of the AIAA SciTech Conf. (AIAA 2016-2010). San Diego, USA, 4–8 Jan., 2016. P. 1–22.
11. **Brandon J. M., Morelli E. A.** Learn-to-fly project overview. Nonlinear aerodynamic modelling // Proc. of the 113th Aerospace Control and Guidance Systems Committee Meeting. Englewood, USA, 12–14 March, 2014.
12. **Morelli E. A.** Flight test maneuvers for efficient aerodynamic modeling // Proc. of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. (AIAA 2011-6672). Portland, USA, 8–11 Aug., 2011.
13. **Morelli E. A.** Efficient global aerodynamic modeling from flight data // Proc. of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting (AIAA 2012-1050). Nashville, USA, 9–12 Jan., 2012.



14. **Morelli E. A., Cunningham K., Hill M. A.** Global aerodynamic modeling for stall/upset recovery training using efficient piloted flight test techniques // Proc. of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conf. (AIAA 2013-4976). Boston, USA, 19–22 Aug., 2013.
15. **Brandon J. M., Morelli E. A.** Real-time on board global nonlinear aerodynamic modeling from flight data // Proc. of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. (AIAA 2014-2554). Atlanta, USA, 16–20 June, 2014.
16. **Wang Zh. L., Edward C., Brandon J. M.** Fuzzy logic modeling of nonlinear unsteady aerodynamics // Proc. of the 23th AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. (AIAA 98-4351). Boston, USA, 10–12 Aug., 1998. P. 565–580.
17. **Takagi T., Sugeno M.** Fuzzy identification of systems and its application to modeling and control // IEEE Trans. Syst., Man, and Cybern. 1985. **SMC-15**, N 1. P. 116–132.
18. **Wang L., Lan C. E., Brandon J. M.** Fuzzy logic modeling of lateral-direction unsteady aerodynamic // Proc. of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. (AIAA 99-4012). Portland, USA, 9–11 Aug., 1999. P. 65–87.
19. **Brandon J. M., Morelli E. A.** Nonlinear aerodynamic modeling from flight data using advanced piloted maneuvers and fuzzy logic // NASA Technical Memorandum-217778. 2012. 25 p.
20. **Khizer A. N., Yaping D., Ali S. A., Yang X. X.** Takagi — Sugeno fuzzy model identification for small scale unmanned helicopter // TELKOMNIKA Indonesian Journ. Electrical Eng. 2014. **12**, N 1. P. 487–495.
21. **Saghafi F., Roudbari A.** Modeling and identification of fighter aircraft nonlinear flight dynamics by using fuzzy logic algorithm // Proc. of the Scientific Cooperation's Intern. Workshops on Engineering Branches. Istanbul, Turkey, 8–9 Aug., 2014. P. 9–17.
22. **Yager R. R., Fileu D. P.** Learning of fuzzy rules by mountain clustering // Proc. SPIE. 1993. **2061**. P. 246–254.
23. **Chiu S. L.** Fuzzy model identification based on cluster estimation // Journ. Intell. Fuzzy Syst. 1994. **2**, N 3. P. 267–278.
24. **Динамика полета** /Под ред. А. М. Мхитаряна. М.: Машиностроение, 1978. 424 с.
25. **Белоконь С. А., Золотухин Ю. Н., Филиппов М. Н.** Метод формирования тестовых сигналов для оценивания аэродинамических параметров летательного аппарата // Автометрия. 2017. **53**, № 4. С. 59–65.

*Поступила в редакцию 7 июня 2018 г.*