

УДК. 629.735.33

ГЕНЕРАТОР КОМПОНОВОК МАЛОРАЗМЕРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.В. ВЫШИНСКИЙ^{1,2}, А.О. КИСЛОВСКИЙ¹

¹*Московский физико-технический институт (государственный университет),
г. Москва, Россия*

²*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

При создании быстрого метода аэродинамического проектирования малоразмерного летательного аппарата, основанного на аппроксимации данных с помощью технологии искусственных нейронных сетей, требуется иметь расширенный набор данных, который используется для построения, обучения и тестирования алгоритмов. Данный набор существенно превосходит количество существующих аппаратов данного класса, что обуславливает необходимость создания генератора компоновок малоразмерного летательного аппарата. Первоначальное расширение базы данных выполнено варьированием параметров математической модели в заданном диапазоне значений. Генератор компоновок представляет собой искусственную нейронную сеть, обученную на расширенном множестве реальных объектов в рамках упрощенной математической модели компоновки. Важным элементом создания экземпляра компоновки данного класса является алгоритм выбраковки данных, полученных на выходе искусственной нейронной сети.

Исходное множество реальных компоновок состояло из 25 объектов. Упрощенная математическая модель описывает поверхность компоновки летательного аппарата 50 параметрами. Генератор компоновок формирует входной файл для прямого аэродинамического расчета размерности порядка нескольких тысяч. В качестве прямых методов использованы компьютерные коды BLWF и VISTRAN, которые ставят в соответствие каждой компоновке значение коэффициентов сопротивления, подъемной силы и продольного момента. Выбраковка компоновок выполнялась на двух уровнях: на уровне генерации компоновок по геометрическим критериям и после проведения прямых расчетов по выбросу аэродинамических параметров. Полученный в результате набор данных использован для создания искусственных нейронных сетей, число которых соответствует числу рассчитанных аэродинамических коэффициентов. Полученные математические модели реализованы в программном комплексе MATLAB и имеют удобный интерфейс, позволяющий в режиме реального времени увидеть результаты модификации компоновок.

Ключевые слова: компоновка летательного аппарата, малоразмерный летательный аппарат, искусственная нейронная сеть, численные методы аэродинамического расчета, искусственный интеллект.

ВВЕДЕНИЕ

При создании быстрых методов аэродинамического проектирования необходимо разработать два модуля. Первый производит оценку характеристик объекта проектирования, второй генерирует эти объекты. В настоящее время искусственные нейронные сети (ИНС) успешно применяются для быстрой оценки характеристик объектов, что позволяет существенно сократить время проектирования [1–4]. Однако не менее актуальным для системы проектирования является создание качественного модуля генерации объектов, чему и посвящена данная статья.

В статье [5] предложена математическая модель компоновки малоразмерного летательного аппарата (МЛА), которая является составной частью метода быстрого аэродинамического проектирования (рис. 1). Метод состоит из следующих составных частей.

- Множество существующих объектов данного типа. Это могут быть объекты, информация о которых находится в открытом доступе, или собственные объекты – при этом создаваемый компьютерный код принадлежит разработчику и является внутренним кодом организации.
- Упрощенная математическая модель компоновки МЛА. Данная модель позволяет представить поверхность компоновки в векторном виде и сформировать входной файл для прямого численного расчета.

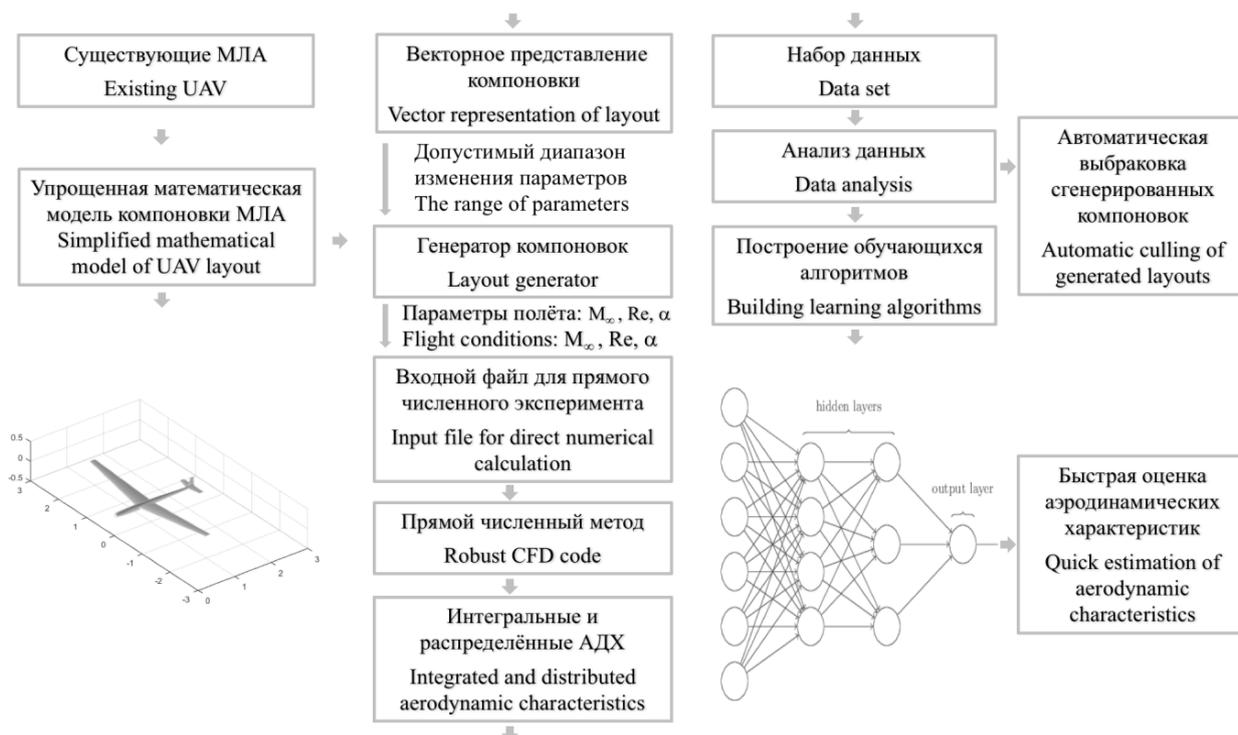


Рис. 1. Структура метода
Fig. 1. Methods structure

• Генератор компоновок данного класса. Алгоритм генерации основывается на переборе всех возможных комбинаций компонент вектора в заданном диапазоне значений, что позволяет получить расширенное множество векторов.

• Робастный и достаточно эффективный прямой численный метод аэродинамического расчета компоновок МЛА. В данной работе использован сеточный метод [6], в котором решается краевая задача Неймана для полного уравнения относительно потенциала скорости. Учет вязкости производится в приближении пограничного слоя. Комбинация прямых и обратных методов решения внешней и внутренней задач позволяет моделировать обтекание компоновки с учетом возможного появления слабых отрывов.

• Набор данных для построения, обучения и тестирования ИНС, который получается в результате генерации компоновок МЛА.

• Искусственные нейронные сети для оценки аэродинамических характеристик, число которых равно числу аэродинамических коэффициентов.

• Алгоритмы выбраковки компоновок, сгенерированных в автоматическом режиме.

В данной статье рассмотрен процесс формирования набора данных с помощью генератора компоновок и представлен анализ полученных данных.

ГЕНЕРАТОР КОМПОНОВОК

В силу ограниченности множества существующих летательных аппаратов, содержащихся в открытом доступе, исходный набор компоновок для данной задачи должен был быть расширен. Каждая компонента вектора, описывающего компоновку МЛА, варьировалась в допустимом диапазоне значений в рамках упрощенной математической модели компоновок [5]. По данному вектору формируется входной файл для проведения прямого численного расчета, после проведения которого вектор компоновки дополняется информацией о ее аэродинамических характеристиках. В генераторе компоновок реализован автоматический вызов расчетных пакетов: VISTRAN [7] и BLWF 28 [8–9]. На первом этапе в компьютерный код VISTRAN

передается аэродинамический профиль каждого сечения крыла и режим его обтекания с целью получения положений линий ламинарно-турбулентного перехода с учетом числа Re , шероховатости поверхности, степени турбулентности атмосферы и других параметров [10] на его верхней и нижней поверхностях. Далее формируется входной вектор для кода BLWF, содержащий описание трехмерной поверхности (без оперения), положение ламинарно-турбулентного перехода на крыле и параметры набегающего потока (скорость, углы атаки и скольжения и число Рейнольдса) для получения интегральных аэродинамических характеристик. Расчет производится без учета оперения, поскольку параметры оперения выбираются при проектировании из условия балансировки и стабилизации летательного аппарата. В итерационном режиме просчитывается весь набор компоновок. Для отработки алгоритма выбраковки расчет производится при одинаковых параметрах набегающего потока ($Re = 1,3 \cdot 10^6$, скорости 55,4 м/с и углах атаки и скольжения 0°).

На рис. 2–5 представлены распределения компоновок по аэродинамическим коэффициентам c_x , c_y , m_z . Точки на графике соответствуют конкретным компоновкам. На рис. 2 представлено распределение компоновок по коэффициенту сопротивления. На графике слева (здесь и ниже) на оси абсцисс отложен номер компоновки. По оси ординат – значение коэффициента сопротивления. На гистограмме справа (здесь и ниже) на оси абсцисс отложено значение коэффициента сопротивления. По оси ординат – число компоновок с данным значением параметра. На рис. 3 аналогичным образом представлено распределение компоновок по коэффициенту подъемной силы.

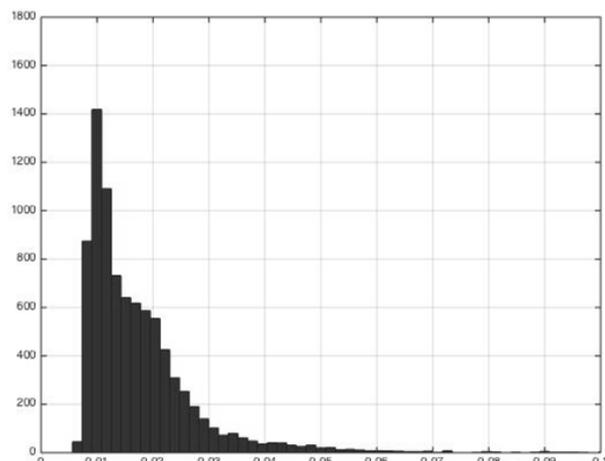
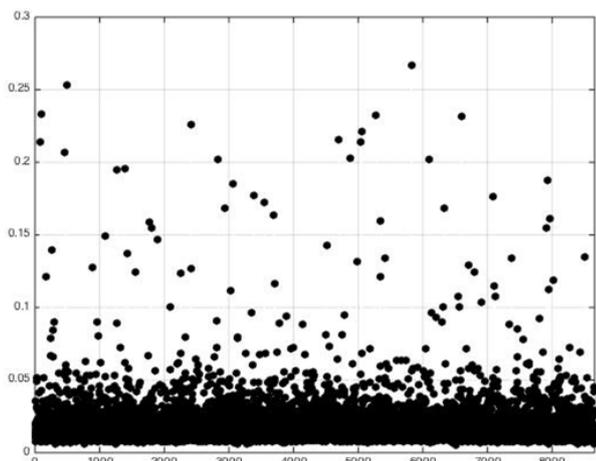


Рис. 2. Распределение компоновок по c_x
Fig. 2. c_x distribution

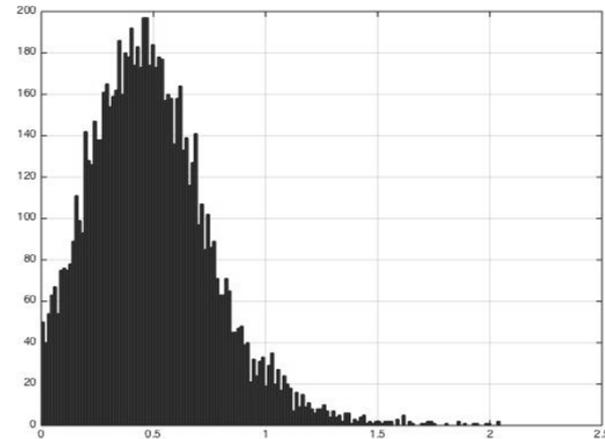
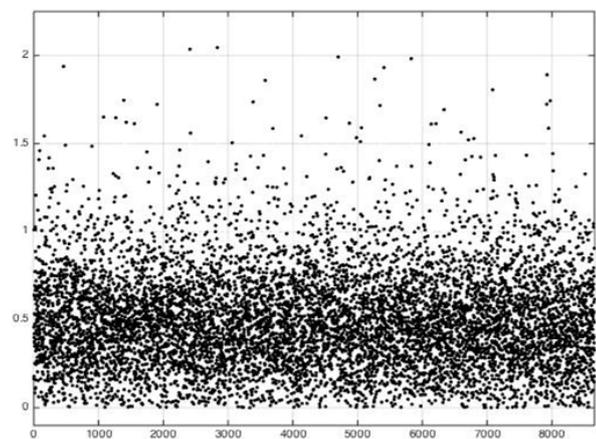


Рис. 3. Распределение компоновок по c_y
Fig. 3. c_y distribution

На рис. 4 приведены результаты для коэффициента продольного момента, на рис. 5 в той же форме представлены результаты для аэродинамического качества. Рис. 6 представляет распределение качества в переменных s_x (ось абсцисс), s_y (ось ординат). Выбраковка компоновок производится путем отбрасывания компоновок, выпадающих за заданную границу параметров. Заданные границы параметров выбраковки представлены на рис. 2–5 штриховой линией. Полученные в результате выбраковки гистограммы приведены на рис. 7.

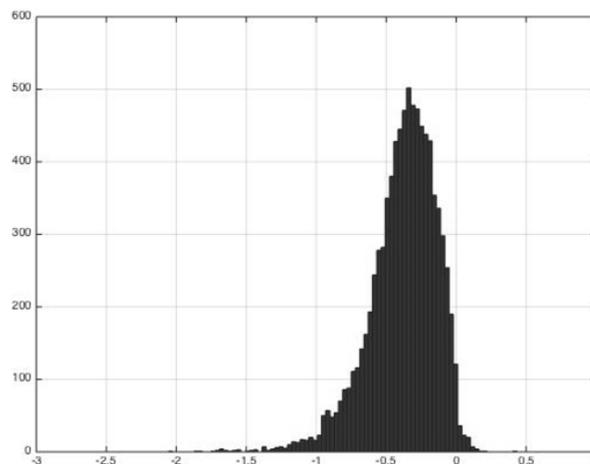
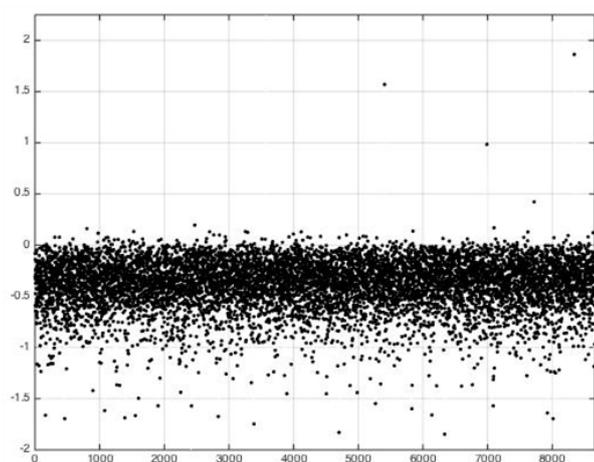


Рис. 4. Распределение компоновок по m_z
Fig. 4. m_z distribution

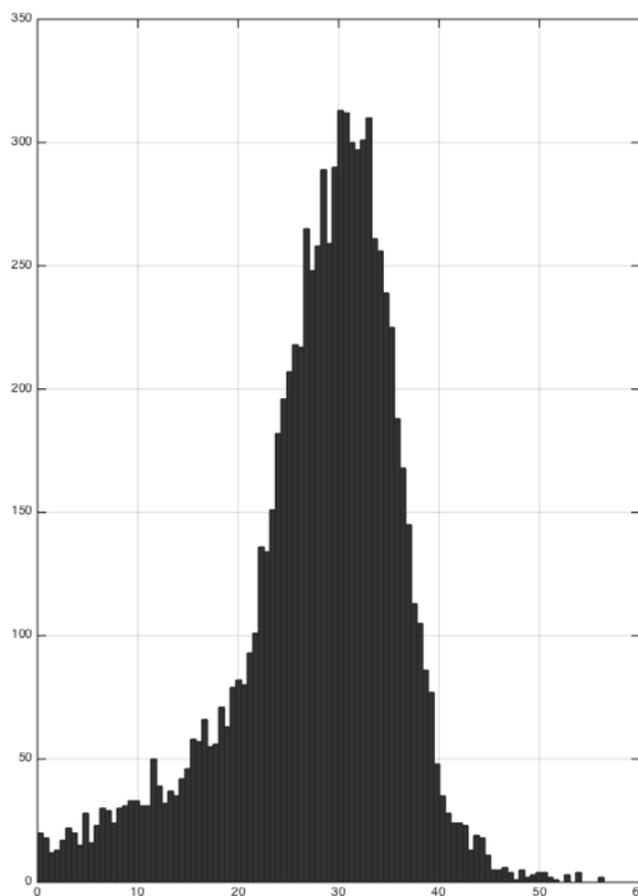
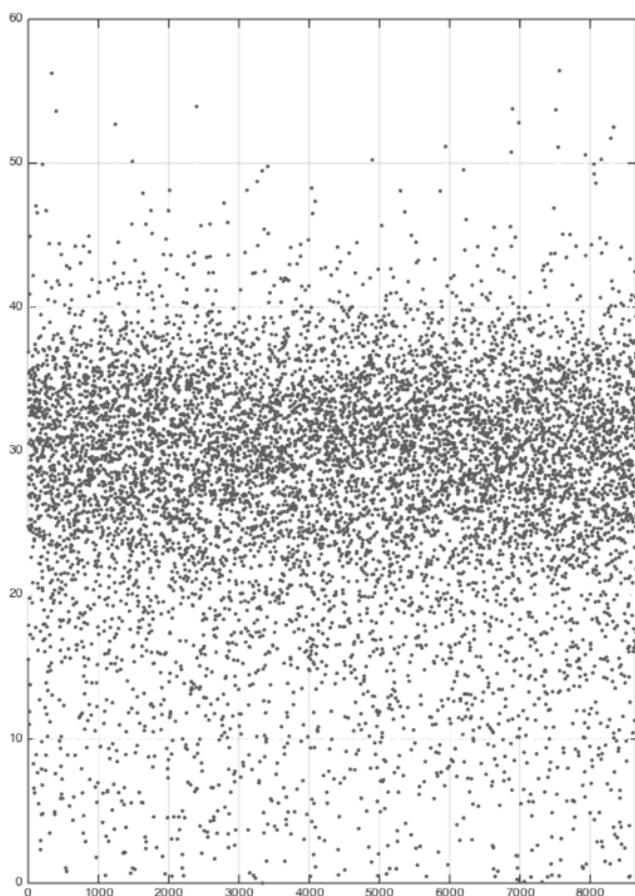


Рис. 5. Распределение компоновок по аэродинамическому качеству
Fig. 5. Lift to Drag force distribution

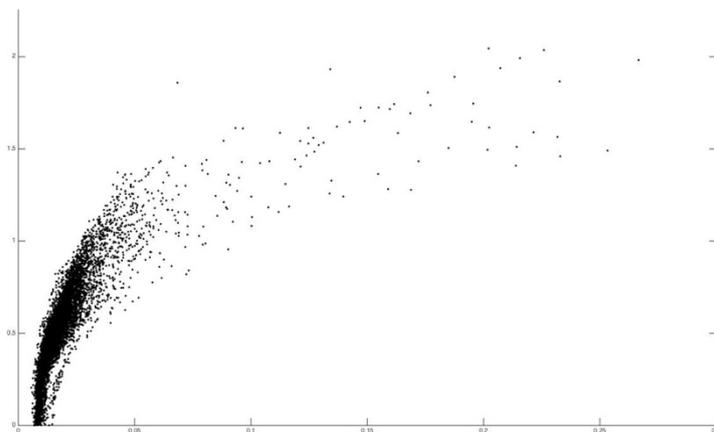


Рис. 6. Распределение компонок по аэродинамическому качеству
Fig. 6. Lift to Drag force distribution

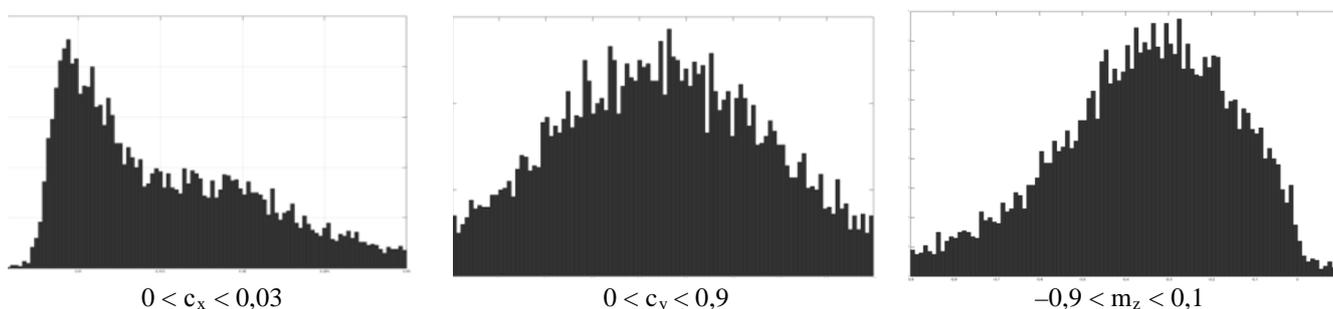


Рис. 7. Гистограммы указанных параметров после выбраковки
Fig. 7. Aerodynamic coefficients histograms after selection

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Реализованный алгоритм позволил убедиться в исправной работе предложенного генератора компонок, что позволяет создать в автоматическом режиме достаточный набор компонок с различными аэродинамическими характеристиками. Полученный набор данных использован для построения ИНС – аппроксиматоров по технологии [11].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Dorofeev E.A., Romanov V.V., Sviridenko Yu.N. Application of Neural Networks Technology to Aerodynamic Problems. International Symposium on Aeronautical Sciences near Aviation Technologies of the XXI century, Flight Safety as a Pledge of Success. Zhukovsky, Russia, 17–22 August 1999.
2. Кулешов А.П. Технология быстрого вычисления характеристик сложных технических объектов // Информационные технологии, 2006. № 3. С. 17–22.
3. Дорофеев Е.А., Свириденко Ю.Н. Применение искусственных нейронных сетей в задачах аэродинамического проектирования и определения характеристик летательных аппаратов // Труды ЦАГИ. 2002. Вып. № 2655. С. 156–159.
4. Vyshinsky V.V., Dorofeev Ye.A., Sviridenko Yu.N. Fast aerodynamic design technologies. ICAS 2010 CD-ROM proceedings. ISBN 978-0-9565333-0-2. ICAS 2010-2.7.1. ID19. Pp. 1–9. 27th Congress of the international council of the aeronautical sciences 19–24 September 2010. Nice. France.
5. Вышинский В.В., Кисловский А.О., Колчев С.А. Упрощенная математическая модель компоновки малоразмерного летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 20, № 1. С. 84–92.

6. **Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** Применение численных методов в задачах аэродинамического проектирования. М.: ЦАГИ, 2007. 142 с.

7. **Kovalev V.E., Karas O.V.** Computation of a transonic airfoil flow considering viscous effects and thin separated regions. *La Recherche. Aérospatiale*, 1991, No. 1.

8. **Kovalev V.E., Karas O.V.** Calcul de l'écoulement transsonique autour d'une configuration aile-plus-fuselage compte tenu des effets visqueux et d'une région décollée mince. *La Recherche. Aérospatiale*. 1994. No. 1. Pp. 23–38.

9. **Волков А.В., Ляпунов С.В.** Метод расчета вязкого отрывного обтекания систем крыловых профилей // Ученые записки ЦАГИ. 1998. Том XXIX, № 3–4. С. 49–63.

10. **Вышинский В.В.** Влияние степени турбулентности набегающего потока и шероховатости поверхности на положение и протяженность области перехода пограничного слоя на крыле и фюзеляже // Труды ЦАГИ. 1994. Вып. 2560. С. 1–28.

11. **Вышинский В.В., Свириденко Ю.Н.** Применение технологии быстрого вычисления характеристик сложных технических объектов для расчета аэродинамических характеристик самолета // Приложение к журналу «Информационные технологии». 2006. № 3. С. 12–17. (ISSN 1684-6400).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Вышинский Виктор Викторович, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ, заведующий кафедрой МФТИ, vyshinsky@rambler.ru.

Кисловский Артем Олегович, студент МФТИ, kislovskiy@phystech.edu.

LAYOUT GENERATOR OF SMALL SIZED UNMANNED AERIAL VEHICLE

Victor V. Vyshinsky^{1,2}, Artem O. Kislovskiy¹

¹*Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Zhukovskiy, Russia*

²*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovskiy, Russia*

ABSTRACT

Developing quick aerodynamic design method of small unmanned aerial vehicle based on artificial neural webs technology requires a rich database used for creating, learning and testing algorithms. This database must be significantly larger than the number of existing vehicles, that's why creating a layout generator is important. On the first stage the database was increased by varying the parameters of the layout mathematical model in the accepted range. The layout generator is an artificial neural web trained on the rich database of unmanned aerial vehicles layouts in the frames of the simplified mathematical model. The important element in creating a new layout is the selection algorithm applied to the neural network output.

The initial number of layouts was equal to 25. The simplified mathematical model describes the unmanned aerial vehicle layouts with 50 parameters. The layout generator forms an input file for the CFD code, which dimension is of the order of several thousands. The CFD codes BLWF and VISTRAN were chosen for this task. They add to each layout the information about its aerodynamic characteristics. Selection of the database was done into two levels. At first it was implemented on the layout generator output. Then on output vector after the CFD calculation. The selected databaser was used for creating an artificial neural networks number of which were equal to the number of aerodynamic coefficients. The algorithm was built in MATLAB and has convenient interface, which can be used for design process.

Key words: aircraft layout, small unmanned aircraft vehicle, artificial neural network, computational fluid dynamics, artificial intelligence.

REFERENCES

1. **Dorofeev E.A., Romanov V.V., Sviridenko Yu.N.** Application of Neural Networks Technology to Aerodynamic Problems. International Symposium on Aeronautical Sciences near Aviation

Technologies of the XXI century, Flight Safety as a Pledge of Success. Zhukovsky, Russia, 17–22 August 1999.

2. Kuleshov A.P. *Tehnologija bystrogo vychislenija harakteristik slozhnyh tehnikeskikh obektov* [Quick calculation technology of complex technical objects]. *Informatsionnye tekhnologii* [Information Technologies], 2006, no. 3, pp. 17–22. (in Russian)

3. Dorofeev Ye.A., Sviridenko Yu.N. *Primenenie iskusstvennykh nejronnykh setej v zadachah ajerodinamicheskogo proektirovaniya i opredelenija harakteristik letatel'nykh apparatov* [Application artificial neural networks for aerodynamic design and estimating aircraft aerodynamic characteristics]. *Trudy TsAGI* [Papers of TsAGI], 2002, no. 2655, pp. 156–159. (in Russian)

4. Vyshinsky V.V., Dorofeev Ye.A., Sviridenko Yu.N. Fast aerodynamic design technologies. ICAS 2010 CD-ROM proceedings. ISBN 978-0-9565333-0-2. ICAS 2010-2.7.1. ID19. Pp. 1–9. 27th Congress of the international council of the aeronautical sciences 19–24 September 2010. Nice. France.

5. Vyshinsky V.V., Kislovskiy A.O., Kolchev S.A. *Uproshchennaya matematicheskaya model' komponovki malorazmernogo letatel'nogo apparata* [Simplified mathematical model of small sized unmanned aircraft vehicle layout]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, vol. 20, no. 1, pp. 84–92. (in Russian)

6. Vyshinsky V.V., Sudakov G.G. *Primenenie chislennykh metodov v zadachah ajerodinamicheskogo proektirovaniya* [Application computational methods in aerodynamic design]. TsAGI. 2007. 142 p. (in Russian)

7. Kovalev V.E., Karas O.V. Computation of a transonic airfoil flow considering viscous effects and thin separated regions. La Recherche. Aérospatiale, 1991, No. 1.

8. Kovalev V.E., Karas O.V. Calcul de l'écoulement transsonique autour d'une configuration aile-plus-fuselage compte tenu des effets visqueux et d'une région décollée mince. La Recherche. Aérospatiale. 1994. No. 1. Pp. 23–38.

9. Volkov A.V., Liapunov S.V. *Metod rascheta vjazkogo otrivnogo obtekanija sistem krylovyykh profilej* [Calculation method for viscose separated flows around system of wing airfoils]. TsAGI Scientific Notes, 1998, vol. XXIX, no. 3–4, pp. 49–63. (in Russian)

10. Vyshinsky V.V. *Vlijanie stepeni turbulentsnosti nabegajushhego potoka i sherohovatosti poverhnosti na polozhenie i protjazhennost' oblasti perehoda pogranychnogo sloja na kryle i fjuzeljazhe* [Influence of the turbulence level of the flow and surface roughness on the location of the boundary layer laminar-turbulent transition region on the wing and fuselage]. *Trudy TsAGI* [Papers of TsAGI], 1994, no. 2560, pp. 1–28. (in Russian)

11. Vyshinsky V.V., Sviridenko Yu.N. *Primenenie tehnologii bystrogo vychislenija harakteristik slozhnyh tehnikeskikh obektov dlja rascheta ajerodinamicheskikh harakteristik samoleta* [Application of quick calculations technology for estimating aircraft aerodynamic characteristics]. *Informatsionnye tekhnologii* [Information Technologies], 2006, no. 3, pp. 12–17. (ISSN 1684-6400). (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vyshinsky Victor Victorovich, Doctor of Science, Full Professor, Chief Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, Head of Chair of Moscow Institute of Physics and Technology, vyshinsky@rambler.ru.

Kislovskiy Artem Olegovich, Student of Moscow Institute of Physics and Technology, kislovksiy@phystech.edu.