

УДК. 629.735.33

УПРОЩЕННАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОМПОНОВКИ МАЛОРАЗМЕРНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.В. ВЫШИНСКИЙ^{1,2}, А.О. КИСЛОВСКИЙ¹, С.А. КОЛЧЕВ¹

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

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

В фундаментальных прогнозах ведущих научных центров аэрокосмической индустрии поставлена задача существенно сократить время разработки новых летательных аппаратов за счет создания нового поколения средств проектирования с привлечением систем искусственного интеллекта. В данной статье рассматривается подход к развитию быстрых методов аэродинамического проектирования, основанных на применении технологии искусственных нейронных сетей. Решается задача создания быстрого интерполяционного метода аэродинамического расчета компоновки малого летательного аппарата самолетной схемы. Составными частями метода являются математическая модель компоновки, генератор компоновок данного класса на базе репликативных искусственных нейронных сетей, автоматизированный алгоритм выбраковки неудачных компоновок, созданных в автоматическом режиме, робастный прямой метод аэродинамического расчета компоновок, аппроксиматоры на базе искусственных нейронных сетей.

Методы, основанные на применении искусственных нейронных сетей, занимают некоторое промежуточное место между методами решения краевых задач вычислительной аэродинамики или экспериментом и упрощенными (инженерными) методами. Использование искусственных нейронных сетей для оценки аэродинамических характеристик накладывает определенные ограничения на представление входной информации. При использовании искусственных нейронных сетей в качестве аппроксиматора аэродинамических характеристик размерность входного вектора, описывающего компоновку, не должна превышать нескольких сотен. При этом компоненты входного вектора должны включать в себя все основные параметры, традиционно используемые для описания компоновок рассматриваемого класса и полностью отражающие наиболее существенные аэродинамические и конструктивные свойства.

В статье приведены результаты первого этапа работ. Предложена обобщенная математическая модель компоновок малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. Для определения диапазона изменения геометрических параметров компоновки сделан обзор аппаратов данного класса. Результатом работы является алгоритм и компьютерная программа на базе искусственных нейронных сетей для генерации компоновок данного класса. Сгенерировано 10000 компоновок, выбраковка неудачных позволила создать набор данных. Выбран, протестирован и подготовлен к проведению численных экспериментов прямой метод для выполнения аэродинамического расчета.

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

ВВЕДЕНИЕ

В фундаментальном прогнозе Центрального аэрогидродинамического института им. Н.Е. Жуковского развития научно-технологичной сферы [1] и аналитическом обзоре «ACARE Vision 2020» [2] поставлена задача существенного уменьшения времени разработки новых летательных аппаратов (ЛА) за счет создания нового поколения средств проектирования с привлечением систем искусственного интеллекта. Одним из инструментов решения поставленной задачи является применение технологии искусственных нейронных сетей (ИНС) и интерполяционных методов.

Существующая практика проектирования нового ЛА опирается на результаты огромного количества аэродинамических экспериментов. Роль численных экспериментов очень велика, так как позволяет существенно сократить временной цикл разработки нового ЛА и принять правильное стратегическое решение о запуске его в производство.

Сила численных методов математического моделирования состоит в возможности очень быстро, дешево и с высокой степенью достоверности получить практически значимые результаты. Правильная стратегия здесь заключается в ограничении узкими (ключевыми) областями в окрестности крейсерского режима и режимов взлета/посадки. Эти режимы очень сильно влияют на эксплуатационные характеристики ЛА (эффективность, экономичность). Оптимизационные задачи на этих режимах могут быть решены численно.

На этапе формирования концепции необходимо иметь быстрые методы оценки аэродинамических характеристик (АДХ). Существующие сеточные методы не позволяют решать задачу аэродинамического проектирования в режиме реального времени. Мощным инструментом здесь могут стать эффективные технологии машинного обучения (machine learning) [3].

В соответствии со спецификой этих алгоритмов использование входных векторов высокой размерности влечет за собой множество технических и технологических сложностей (выбор топологии аппроксиматора, необходимость большого числа паттернов для обучения ИНС, выбор признаков для задачи классификации при оценке качества объектов, сгенерированных искусственно для расширения исходной базы данных) [3]. Кроме того, обучающее множество должно состоять из векторов, в которых компоновкам ЛА ставятся в соответствии их АДХ. Множество таких векторов может быть получено путем расчета АДХ прямыми методами, которые используют объемные входные вектора, описывающие 3D-поверхность ЛА, излишне подробные для ИНС, что приводит к усложнению задачи, ввиду специфики обучающих алгоритмов. Это заставляет сократить размерность входного вектора для ИНС, сохранив характерные особенности данного класса ЛА.

Ключом к созданию быстрого метода аэродинамического проектирования является разработка математической модели, описывающей поверхность ЛА вектором небольшой размерности, позволяющим по нему восстановить 3D-модель компоновки, для последующего численного аэродинамического расчета.

Задача решается для малоразмерных летательных аппаратов (МЛА) классической схемы для полета в установившемся режиме. Особенность данного класса ЛА заключается в возможности использовать трубный и летный эксперименты для пополнения базы данных и валидации прямых методов расчета, используемых для ее наполнения.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КОМПОНОВКИ

В работах [4–6] предложен быстрый метод аэродинамического проектирования (оценки АДХ в режиме реального времени) магистральных пассажирских самолетов при полете на эшелоне. Эти работы представляют интерес с алгоритмической точки зрения, так как в них самолет рассматривается в классической конфигурации «крыло + фюзеляж + хвостовое оперение», что позволяет провести верификацию математической модели компоновки МЛА, предложенной в данной работе.

Математическая модель поверхности МЛА (рис. 1) представляет

компоновку в виде вектора размерности порядка 100, по которому может быть восстановлен входной вектор для прямого аэродинамического расчета. Компоновка состоит из подмоделей крыла, фюзеляжа, горизонтального (ГО) и вертикального (ВО) оперений, а также взаимного их положения и включает в себя предположения относительно поверхности ЛА, диапазон изменения входных параметров при ее задании, алгоритмы восстановления подробной поверхности самолета и вычисления основных и дополнительных характеристик.

Базовая система координат модели, изображенная на рис. 1, представляет собой правую ортогональную декартову систему координат, с началом в носке фюзеляжа, где XOY – продольная плоскость симметрии, ZOX – базовая плоскость самолета.

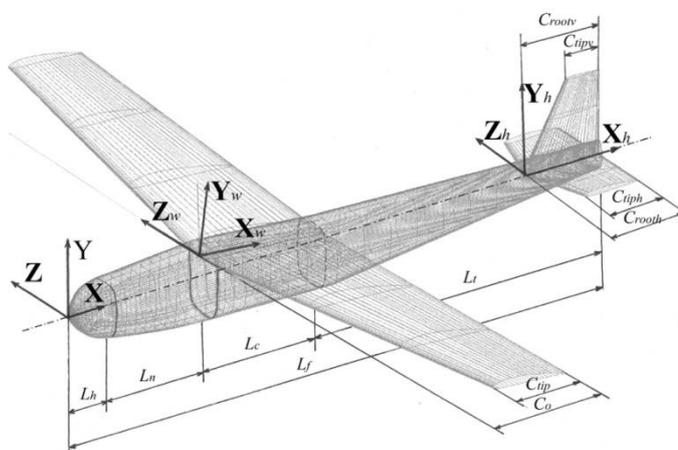


Рис. 1. Базовая система координат и основные элементы компоновки

Fig. 1. Base coordinate system and main parts of layout

Анализ литературы, посвященной проектированию самолетов, показал, что рекомендации для легких самолетов [7, 8] неприменимы для МЛА [9], однако описание компоновки производилось в соответствии с общепринятым описанием реальных самолетов. Допустимые значения компонент вектора, описывающего компоновку МЛА, определены из анализа существующих образцов.

ПОДМОДЕЛЬ КРЫЛА

Полученные данные позволили упростить алгоритм создания отдельных элементов компоновки и уменьшить потери времени на генерацию компоновок (с последующим их обчетом и заполнением базы паттернов для обучения ИНС, аппроксимирующих аэродинамические характеристики). На их основе разработан алгоритм выбраковки компоновок с заведомо низкими аэродинамическими характеристиками, сгенерированных в автоматическом режиме.

Крыло задается семью интегральными параметрами (площадь крыла, удлинение, сужение, угол поперечного V, угол установки крыла, угол стреловидности по передней кромке, относительная толщина аэродинамического профиля), а также номером профиля в базе данных (табл. 1). Крыло в связанной с ним системе координат показано на рис. 1. Коэффициенты $A = 0,0053312$; $B = 0,19767$; $C = 2,3673$; $D = 0,00527$; $F = 0,19177$ эмпирических формул получены путем аппроксимации геометрических характеристик существующих МЛА.

Таблица 1
Table 1

Параметры и ограничения, принятые в подмодели крыла
Wing model parameters and their range

Параметры модели крыла Parameters of wing model	Обозначение/ Определение Designation/definition	Границы значений параметров Range of parameters
Площадь [square]	S_w	3,5 м ²
Удлинение [aspect ratio]	$\lambda_w = (L_w)^2/S_w$	5÷20
Сужение [taper ratio]	$\eta(\lambda_w) = A\lambda_w^2 + B\lambda_w + C$	1÷6
Угол поперечного V [dihedral angle]	V_w	0÷4°
Угол установки крыла [wing setting angle]	ε	0÷3°
Угол стреловидности по передней кромке [leading edge sweep angle]	$\chi_w(\lambda_w) = D\lambda_w - F$	0÷1°
Порядковый номер профиля в набор данных [number of airfoil in dataset]	N_k	1÷551
Относительная толщина профиля [airfoil thickness]	thick	0,11÷0,18

Процесс формирования крыла можно условно разделить на проведение четырех последовательных операций. Сначала строится форма крыла в плане в проекции на базовую плоскость. Затем берутся профили из базы данных и устанавливаются в корневое, концевое и два промежуточных сечения. По полученному множеству точек строится трехмерная поверхность. Затем проводится установка крыла на заданный угол и разворот точек поверхности «полукрыльев» на заданный угол поперечного V.

ПОДМОДЕЛЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж описывается габаритами шпангоутов, разделяющих отсеки фюзеляжа, длинами этих частей, формой поперечного сечения и формами верхнего, нижнего и боковых обводов (табл. 2). Система координат фюзеляжа совпадает с базовой системой координат самолета. Выделяются четыре составные части: капот, носовая, центральная и хвостовая части. Функции, описывающие продольные обводы фюзеляжа, имеют различный аналитический вид для капота, носовой, центральной и хвостовой частей (рис. 1).

$$L_{hf} + L_{nf} + L_{cf} + L_{tf} = L_f .$$

Таблица 2
Table 2

Параметры подмодели фюзеляжа
Fuselage model parameters

Геометрические характеристики (geometrical characteristics)	Границы значений параметров (range of parameters)		Масштаб (scale)	Геометрические характеристики (geometrical characteristics)	Границы значений параметров (range of parameters)		Масштаб (scale)
Ширина шпангоута 2 (2 frame width)	0,04	0,23	*L _w /2	ширина шпангоута 3 (3 frame width)	0,3	1	*H _{F2}
Высота шпангоута 2 (2 frame high)	0,04	0,1	* L _w /2	отклонение шпангоута 3 вниз (3 frame down shift)	0	0,2	*H _{F2}
Отклонение шпангоута 2 вниз (2 frame down shift)	0	0,2	*H _{F2}	длина хвостовой части (tail part of fuselage length)	0	4	*L _c
Высота шпангоута 1 (1 frame high)	0,6	1	*H _{F2}	отклонение хвостовой части (tail fuselage part shift)	-0,4	0,2	*H _{F2}
Ширина шпангоута 1 (1 frame width)	0,6	1	*H _{F1}	Высота задней кромки фюзеляжа (fuselage back edge high)	0,1	0,5	*H _{F2}
Длина носовой части (nose part length)	0	3,5	*L _M	Ширина задней кромки фюзеляжа (fuselage back edge width)	0	0,5	*H _{tip}
Длина средней части (middle part length)	C _{wmac} · cos(φ)			Параметр формы фюзеляжа (fuselage form parameter)	0	0,5	
Высота шпангоута 3 (3 frame high)	0,3	1	*H _{F3}	Длина капота (hood length)		0,06	

Контуры поперечных сечений фюзеляжа описываются параметрическим уравнением

$$\left(\frac{2z}{h_f(x)} \right)^2 + \left(\frac{2|y|}{d_f(x)} \right)^{2+\epsilon} = 1$$

для всех $0 \leq x \leq L_f$, где $h_f(x)$ – высота сечения, $d_f(x)$ – ширина сечения, $\varepsilon \in [0;0,5]$ – параметр формы.

Параметры подмодели фюзеляжа приведены в табл. 2 в безразмерном виде. Их истинное значение определяется умножением на соответствующий параметр, приведенный в таблице, где L_w – размах крыла, H_{Fi} , $i = 1, 2, 3$ – высота i -го шпангоута, L_c – длина центральной части фюзеляжа, H_{tip} – толщина профиля горизонтального оперения.

ПОДМОДЕЛЬ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Система координат вертикального оперения (ВО) с началом в корневом сечении оперения представлена на рис. 1. ВО задается площадью, удлинением, сужением, номером профиля и его относительной толщиной. Границы значений параметров приведены в табл. 3.

Таблица 3
Table 3

Параметры и ограничения, принятые в подмодели вертикального оперения
Vertical tail unit model parameters and their range

Геометрические характеристики [geometrical characteristics]	Обозначение/Определение Designation/definition	Границы значений параметров [range of parameters]
Относительная площадь [relational square]	$\bar{S}_v = S_v / S_w$	0,02÷0,04
Удлинение [aspect ratio]	$\lambda_v = b_v / S_w$	1,2÷1,7
Сужение [taper ratio]	$\eta_v = C_{tip} / C_{root}$	0,3÷0,65
Относительная толщина профиля [airfoil thickness]	$t_{ak} = T_{ak} / C_{ak}$	0,09÷0,12

Проекция горизонтального оперения (ГО) на базовую плоскость является трапецией. Концевая и корневая хорды ГО параллельны между собой (крутка отсутствует). Используемая система координат изображена на рис. 1. Поверхность ГО задается площадью, удлинением, сужением, номером профиля и его относительной толщиной. Границы значений параметров приведены в табл. 4.

Таблица 4
Table 4

Параметры и ограничения, принятые в подмодели горизонтального оперения
Horizontal tail unit model parameters and their range

Геометрические характеристики [geometrical characteristics]	Обозначение/Определение Designation/definition	Границы значений параметров [range of parameters]
Относительная площадь [relational square]	$\bar{S}_{ht} = S_{ht} / S_w$	0,03÷0,16
Удлинение [aspect ratio]	$\lambda_{ht} = b_{ht}^2 / S_h$	3,0÷5,0
Сужение [taper ratio]	$\eta_{ht} = C_{htip} / C_{hroot}$	0,5÷0,8
Относительная толщина профиля [airfoil thickness]	t_{ht}	0,09÷0,12

Соответствующие симметричные профили для ГО взяты из [10]. Процесс их установки в заданные сечения соответствует процедуре, описанной в подмодели крыла.

ПОДМОДЕЛЬ ВЗАИМНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ

В подмодели взаимного расположения компонентов координаты точек поверхностей крыла, фюзеляжа, ГО и ВО, определенные в своих системах координат, преобразуются в координаты базовой системы координат, описанной выше. Система координат фюзеляжа $O_f X_f Y_f Z_f$ совпадает с базовой системой координат самолета $OXYZ$.

Корневая хорда крыла в плане находится в плоскости симметрии ЛА. Система координат крыла $O_w X_w Y_w Z_w$ получается из базовой системы координат самолета $OXYZ$ при помощи операции сдвига центра O в плоскости OXZ . Компоненты вектора сдвига (Δ_{wx} , Δ_{wz}) равны

$$\begin{aligned}\Delta_{wx} &= L_h + L_n; \\ \Delta_{wz} &= H_w \cdot H_{F2} - dz_{F2}.\end{aligned}$$

Если (x_w, y_w, z_w) – координаты некоторой точки в системе координат крыла, то координаты этой же точки (x, y, z) в базовой системе координат самолета вычисляются по формулам

$$\begin{aligned}x &= x_w + \Delta_{wx}, \\ y &= y_w, \\ z &= z_w + \Delta_{wz}.\end{aligned}$$

Корневая хорда ГО находится в плоскости симметрии ЛА. Система координат ГО $O_h X_h Y_h Z_h$ получается из базовой системы координат самолета $OXYZ$ при помощи операции сдвига в плоскости OXZ . Компоненты вектора сдвига (Δ_{hx} , Δ_{hz}) равны

$$\begin{aligned}\Delta_{hx} &= L_h + L_N + L_M + L_T - C_{hroot}, \\ \Delta_{hz} &= -dz_T.\end{aligned}$$

По высоте центральная хорда ГО расположена посередине между нижним и верхним обводами хвостовой части фюзеляжа в концевом его сечении. Если (x_h, y_h, z_h) – координаты некоторой точки в системе координат ГО, то координаты этой же точки (x, y, z) в базовой системе координат вычисляются по формулам

$$\begin{aligned}x &= x_h + \Delta_{hx}, \\ y &= y_h, \\ z &= z_h + \Delta_{hz}.\end{aligned}$$

Система координат ВО $O_v X_v Y_v Z_v$ получается из базовой системы координат $OXYZ$ при помощи операции сдвига в плоскости OXZ . Компоненты вектора сдвига (Δ_{vx} , Δ_{vz}) равны

$$\begin{aligned}\Delta_{vx} &= L_h + L_N + L_M + L_T - C_{vroot}, \\ \Delta_{vz} &= H_{tip}/2 - dz_T.\end{aligned}$$

Если (x_h, y_h, z_h) – координаты некоторой точки в системе координат вертикального оперения, то координаты этой же точки (x, y, z) в базовой системе координат самолета вычисляются по формулам

$$x = x_v + \Delta_{vx},$$

$$y = y_v,$$
$$z = z_v + \Delta_{vz}.$$

В результате проведенных преобразований поверхность самолета в базовой системе координат принимает вид, изображенный на рис. 1. Примеры компоновок, сгенерированных в рамках данной модели в автоматическом режиме, представлены на рис. 2.

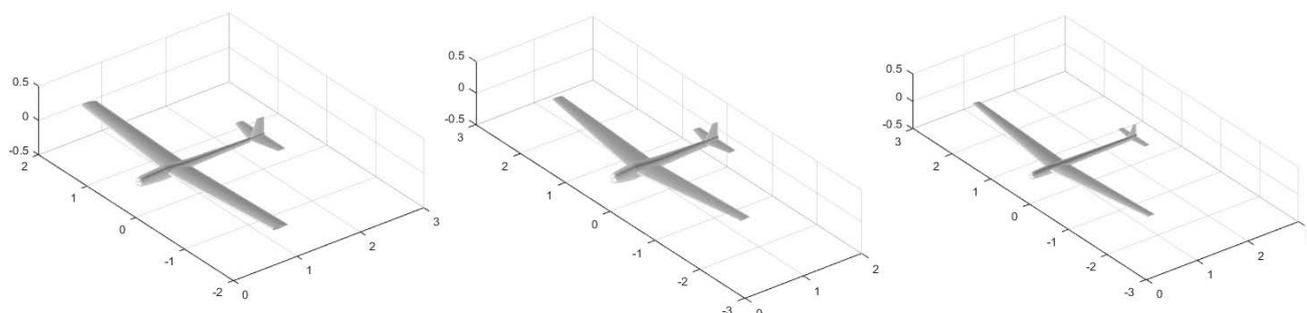


Рис. 2. Компоновки, сгенерированные в автоматическом режиме
Fig. 2. Automatically generated layouts

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработка быстрого метода расчета АДХ потребовала создания математической модели, которая включает представление компоновки малым числом параметров. Задача решена для крейсерского режима полета МЛА классической схемы. С целью определения границ значений параметров математической модели проведен анализ существующих МЛА по открытым источникам. Это позволило создать рабочий алгоритм, который в автоматическом режиме позволяет генерировать векторы, описывающие компоновки ЛА, и строить по ним трехмерные модели поверхности, пригодные для дальнейшего численного эксперимента с помощью прямых методов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Технологическая платформа «Авиационная мобильность и авиационные технологии». URL: <http://www.iacenter.ru/publication-files/138/118.pdf> (дата обращения: 23.10.2016).
2. Аналитический обзор "ACAREVision 2020". URL: <http://www.acare4europe.org/sites/acare4europe.org/files/document/volume1.pdf> (дата обращения: 23.10.2016).
3. Mitchell T. Machine Learning. McGraw-Hill Science/Engineering/Math. 1997. 414 p. ISBN 0070428077.
4. Свириденко Ю.Н., Вышинский В.В. Новые тенденции в методах аэродинамического проектирования // Научный Вестник МГТУ ГА. Серия Аэромеханика и прочность. 2006. № 97 (1). С. 12–16.
5. Быстрый метод аэродинамического расчета для задач проектирования / А.В. Бернштейн, В.В. Вышинский, А.П. Кулешов, Ю.Н. Свириденко // Труды ЦАГИ. 2008. Вып. 2678. С. 35–45.
6. 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.
7. Микеладзе В.Г. Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов: М.: Машиностроение, 1994. 321 с.
8. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов: пер. с англ. М.: Машиностроение, 1983. 648 с.

9. Брусов В.С., Петручик В.П., Морозов Н.И. Аэродинамика и динамика полета мало-размерных беспилотных летательных аппаратов. М.: МАИ-Принт, 2010. 338 с.

10. UIUC Airfoil Coordinates Database. URL: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html (дата обращения: 23.10.2016).

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.

Колчев Сергей Алексеевич, руководитель лаборатории МФТИ, s.kolchev@phystech.edu.

SIMPLIFIED MATHEMATICAL MODEL OF SMALL SIZED UNMANNED AIRCRAFT VEHICLE LAYOUT

Victor V. Vyshinsky^{1,2}, Artem O. Kislovskiy¹, Sergey A. Kolchev¹

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

²*Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovskiy, Russia*

ABSTRACT

Strong reduction of new aircraft design period using new technology based on artificial intelligence is the key problem mentioned in forecasts of leading aerospace industry research centers. This article covers the approach to development of quick aerodynamic design methods based on artificial intelligence neural system. The problem is being solved for the classical scheme of small sized unmanned aircraft vehicle (UAV). The principal parts of the method are the mathematical model of layout, layout generator of this type of aircraft is built on aircraft neural networks, automatic selection module for cleaning variety of layouts generated in automatic mode, robust direct computational fluid dynamics method, aerodynamic characteristics approximators on artificial neural networks.

Methods based on artificial neural networks have intermediate position between computational fluid dynamics methods or experiments and simplified engineering approaches. The use of ANN for estimating aerodynamic characteristics put limitations on input data. For this task the layout must be presented as a vector with dimension not exceeding several hundred. Vector components must include all main parameters conventionally used for layouts description and completely replicate the most important aerodynamics and structural properties.

The first stage of the work is presented in the paper. Simplified mathematical model of small sized UAV was developed. To estimate the range of geometrical parameters of layouts the review of existing vehicle was done. The result of the work is the algorithm and computer software for generating the layouts based on ANN technology. 10000 samples were generated and the dataset containig geometrical and aerodynamic characteristics of layout was created.

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

REFERENCES

1. *Tehnologicheskaja platforma "Aviacionnaja mobil'nost' i aviacionnye tehnologii"* [Technological platform "Aviation mobility and aviation technology"]. URL: <http://www.iacenter.ru/publication-files/138/118.pdf> (Accessed 23.10.2016). (in Russian)

2. *Analiticheskij obzor "ACAREVision 2020"* [Analytical overview "ACAREVision 2020"]. URL: <http://www.acare4europe.org/sites/acare4europe.org/files/document/volume1.pdf> (accessed 23.10.2016). (in Russian)

3. **Mitchell T.** Machine Learning. McGraw-Hill Science/Engineering/Math. 1997. 414 p. ISBN 0070428077.

4. **Sviridenko Yu.N., Vyshinsky V.V.** *Novye tendentsii v metodakh aerodinamicheskogo proektirovaniya* [New tendencies in the methods for aerodynamic design]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2006, no. 97 (1), pp. 12–16. (in Russian)
5. **Bernstein A.V., Kuleshov A.P., Sviridenko Yu.N., Vyshinsky V.V.** *Bystryj metod ajerodinamicheskogo raschjota dlja zadach proektirovanija* [Quick aerodynamic design method for aircraft design]. *Trudy TsAGI* [Papers of TsAGI], 2008, no. 2678, pp. 35–45. (in Russian)
6. **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.
7. **Mikeladze V.G.** *Aviacija obshhego naznachenija. Rekomendacii dlja konstruktorov* [General aviation. Recommendations for designers]. Moscow. Mashinostroenie [Industrial Engineering]. 1994. 321 p. (in Russian)
8. **Torenbeek E.** Synthesis of subsonic airplane design. Delft University Press. 1976. 648 p.
9. **Brusov V.S., Petruchik V.P., Morozov N.I.** *Ajerodinamika i dinamika poleta malorazmernih bespilotnyh letatel'nyh apparatov* [Aerodynamics and dynamics of small unmanned aerial vehicles]. Moscow. MAI-Print. 2010. 340 p. (in Russian)
10. UIUC Airfoil Coordinates Database. URL: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html (accessed 23.10.2016).

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.

Kolchev Sergey Alexeevich, Head of Laboratory of Moscow Institute of Physics and Technology, s.kolchev@phystech.edu.