

УДК 629.735

Ф. Е. Дорофеев, Е. А. Дорофеев

Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)

Применение нейронных сетей для определения аэродинамических характеристик малых космических аппаратов

Показана возможность применения искусственных нейронных сетей для моделирования аэродинамических характеристик малых космических аппаратов, движущихся на околоземной орбите и испытывающих воздействие потока молекул разреженной атмосферы. Разработанные нейронные сети позволяют определять как интегральные характеристики аппарата, такие как максимальный момент относительно выбранной оси, так и аэродинамические характеристики (C_x , M_x , M_y , M_z) заданного аппарата, как функции его ориентации относительно потока.

Ключевые слова: нейронные сети, малые космические аппараты.

F. E. Dorofeev¹, E. A. Dorofeev

Moscow Institute of Physics and Technology

Neural networks development for determining aerodynamic characteristics of small spacecrafts

A possibility to use artificial neural networks to simulate the aerodynamic characteristics of a small spacecraft moving in the low Earth orbit and experiencing the influence of a molecules stream is shown. The developed neural networks make it possible to determine both the integral characteristics of the apparatus such as a maximum moment relative to the selected axis, and the current aerodynamic characteristics (C_x , M_x , M_y , M_z) of a given apparatus as a function of its orientation relative to the flow.

Key words: neural networks, small spacecrafts.

1. Введение

В настоящее время, малые космические аппараты (МКА) представляют большой интерес для специалистов по дистанционному зондированию Земли из космоса. Это обусловлено несколькими причинами. Во-первых, МКА требуют существенно меньше средств на их создание, чем обычные космические аппараты. Во-вторых, в последнее время стали доступны конверсионные ракеты, требующие минимальной доработки для того, чтобы их можно было использовать для вывода на солнечно-синхронную орбиту мини-спутников весом до 1000 кг. В-третьих, развитие цифровых технологий, новых материалов, а также современных электронных средств позволяет в настоящее время создавать аппараты с существенно уменьшенными энергетическими и массогабаритными характеристиками. Все это привело к огромному росту разработок, связанных с МКА.

Взаимодействия малого космического аппарата с атмосферой на высотах от 100 до 800 км достаточно сложны и разнообразны [1, 2]. Несмотря на относительную разреженность атмосферы, взаимодействие спутника при первой космической скорости с ней приводит к возникновению как сил торможения, так и некомпенсированных моментов. Моменты

© Дорофеев Ф. Е., Дорофеев Е. А., 2020

© Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)», 2020

могут приводить к нежелательным вращениям аппарата, а силы торможения приводят к постепенному сходу аппарата с орбиты. Для увеличения устойчивости МКА относительно этих воздействий необходимо уметь вычислять и затем контролировать аэродинамические характеристики МКА на больших высотах.

С другой стороны, одним из новых и перспективных направлений развития вычислительной аэродинамики является применение методов машинного обучения. Более конкретно, построение *нейросетевых аппроксиматоров* для быстрого вычисления аэродинамических характеристик летательных аппаратов (по геометрии аппарата и параметрам потока) уже неоднократно и успешно применялось в задачах аэродинамики пассажирских самолетов [3–5]. Таким образом, возникает идея воспользоваться этим методом для малых космических аппаратов и попытаться построить нейросетевые аппроксиматоры, которые способны по форме аппарата и по параметрам его движения на орбите мгновенно вычислить необходимые аэродинамические характеристики.

2. Локальный метод. Триангуляция поверхности МКА

Расчет аэродинамических характеристик космических аппаратов — сложная задача, которая требует учета различных условий на разных участках траектории полета. Здесь можно выделить полет на орбите с первой космической скоростью, вход в атмосферу при спуске с орбиты, участок интенсивного торможения и, наконец, посадку на поверхность. На всех этих участках траектории реализуются различные режимы взаимодействия аппарата с набегающим потоком.

В данной работе мы сосредоточимся на движении МКА на орбите, предполагая, что ее высота $H \sim 200 \div 400$ км. В этом случае средняя тепловая скорость молекул имеет порядок величины $v_T \sim 10^3$ м/с, температура газа $T \sim 800 \div 1500$ К, а длина свободного пробега оценивается как $\lambda \sim 10^2 \div 10^4$ м, [1]. Имея в виду, что скорость движения спутника совпадает с первой космической скоростью $v_0 \approx 8 \cdot 10^3$ м/с, мы видим, что в этом случае число Маха есть $M \sim 10$, а число Кнудсена $Kn \sim 10^2 \div 10^5$. Таким образом, мы имеем фактически свободномолекулярный режим обтекания с большим числом Маха.

Для расчета аэродинамических коэффициентов МКА используется метод, основанный на так называемой гипотезе локальности, которая предполагает, что для нормального давления и тангенциального трения, выраженных в единицах скоростного напора $\rho v_0^2/2$, в окрестности каждой точки летательного аппарата имеют место разложения:

$$p = p_0 \sin^2 \theta + p_1 \sin \theta, \quad \tau = \tau_0 \sin \theta \cos \theta,$$

где коэффициенты p_0 , p_1 и τ_0 в общем случае есть эмпирические функции от режима полета [6, 7], а угол θ — угол наклона элементов поверхности в данной точке к направлению вектора скорости набегающего потока. Если эти функции установлены, то аэродинамические характеристики C_x , C_y , C_z , M_x , M_y , M_z вычисляются посредством численного интегрирования по поверхности тела.

В случае свободномолекулярного обтекания тела формулы для коэффициентов p_0 , p_1 , τ_0 существенно упрощаются и имеют вид

$$p_0 = 2(2 - \alpha_n), \quad p_1 = \alpha_n \left(\frac{\pi(\gamma - 1)}{\gamma} t_w \right)^{1/2}, \quad \tau_0 = 2\alpha_\tau,$$

где $t_w = T_w/T_0$ — так называемый температурный фактор (T_0 , T_w — температура торможения и температура стенки аппарата соответственно), γ — отношение теплоемкостей c_p/c_v , а α_n , α_τ — коэффициенты аккомодации продольного и поперечного импульса соответственно, которые в дальнейшем будут предполагаться равными единице.

Как указано выше, аэродинамические характеристики тела вычисляются посредством численного интегрирования по его поверхности. Для этого необходимо выбрать способ описания этой поверхности. В нашей работе использован метод, предполагающий задание в

пространстве большого числа элементарных площадок поверхности, при этом базовой элементарной площадкой является треугольник. Набор этих треугольников осуществляет так называемую *триангуляцию* поверхности тела. Форма тела полностью задается перечислением координат точек всех треугольников и векторов внешней нормали к этим треугольникам.

Для тестирования метода нейросетевых аппроксиматоров была выбрана модель малого космического аппарата с простейшей геометрией. В этой модели МКА состоит из кубического аппаратного блока, двух одинаковых панелей солнечных батарей и полусферической антенны. На рис. 1 приведен пример триангуляции МКА с такой геометрией. В табл. 1 приведены параметры, задающие геометрию МКА вместе с интервалами их изменений. Единственным размерным параметром длины является сторона кубического блока b , остальные величины, задающие длины, безразмерны и измеряются в единицах b .

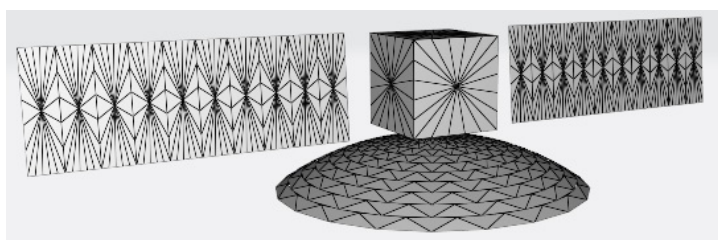


Рис. 1. Триангуляция модели спутника

Т а б л и ц а 1

Геометрические параметры МКА

Геометрические параметры	Обозначение и единицы измерения	Область изменения
Сторона кубического блока	b (метр)	1.0
Расстояние до панели	r_p	(0.05–0.3)
Длина панели	L_y	(2.0–5.0)
Ширина панели	L_x	(0.5–2.5)
Угол поворота панелей	β (град)	(0–90)
Расстояние до антенны	r_a	(0.01–0.3)
Радиус антенны	R	(0.5–2.5)
Граничный угол широты	θ (град)	(20–80)

3. Нейронная сеть, архитектура, обучение

3.1. Задача I. Нейронная сеть для определения интегральной характеристики МКА

В работе строились нейронные сети для двух типов задач. Задача первого типа состояла в том, чтобы построить нейронную сеть, которая по заданной конфигурации МКА, определяемой параметрами, перечисленными в табл. 1, и по температурному фактору t_w

определяет некоторую интегральную характеристику МКА. В данной работе в качестве примеров применения метода такой интегральной характеристикой были выбраны максимальные моменты $M_x^{(max)}$ и $M_z^{(max)}$, которые возникают при повороте аппарата на некоторые углы вокруг оси z . Для каждой из этих характеристик была обучена своя нейронная сеть. Схема такой сети представлена на рис. 2.

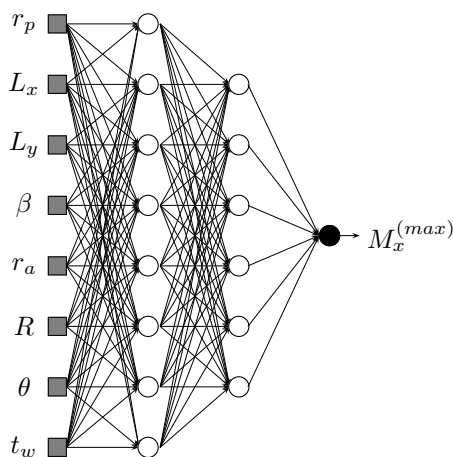


Рис. 2. Схема нейронной сети для определения максимального момента

Для решения задачи была написана программа, которая порождает случайную геометрию МКА с параметрами, лежащими в интервалах, указанных в табл. 1, и затем локальным методом вычисляет аэродинамические характеристики этого МКА. С помощью этой программы было сгенерировано 18 000 примеров для обучения и тестирования нейронной сети. В обучающем множестве было использовано 3000 примеров, остальные 15 000 участвовали в тестировании нейронной сети.

Архитектура нейронной сети выбиралась в виде многослойного персептрона с двумя скрытыми слоями, содержащими 10 и 5 нейронов с сигмоидными функциями активации. Входной вектор состоял из семи параметров, определяющих геометрию: r_p , L_y , L_x , β , r_a , R , θ , и температурного фактора t_w . В качестве выхода сети был выбран максимальный по модулю момент $M_x^{(max)}$ или $M_z^{(max)}$, действующий на спутник относительно соответствующей оси.

3.2. Задача II. Пакет нейронных сетей для определения аэродинамических характеристик для конкретного МКА

Задача второго типа состояла в построении пакета нейронных сетей, которые для данного конкретного МКА определяют одну из аэродинамических характеристик (C_x , M_x , M_y , M_z), как функцию температурного фактора t_w , угла установки панелей солнечных батарей β и ориентации спутника. Вообще говоря, ориентация в пространстве твердого тела задается тремя параметрами, например углами Эйлера. Однако в нашей задаче, без учета воздействия на МКА потока солнечной радиации, в пространстве выделено одно направление – направление вектора скорости набегающего потока молекул газа, так что вращение МКА вокруг оси, параллельной этому направлению, не меняет его аэродинамических характеристик. Поэтому для задания аэродинамически отличных ориентаций достаточно двух углов.

Пусть система координат выбрана так, что ось x направлена вдоль вектора скорости потока. Начальное положение МКА выберем так, что панели солнечных батарей направлены вдоль оси y , а рупор антенны направлен вдоль оси z , для определенности, в сторону

$z = -\infty$. Тогда ориентация спутника задается двумя углами ψ и φ следующим образом: сначала спутник поворачивается на угол ψ вокруг оси y , при этом $0 \leq \psi \leq 90$, а затем поворачивается на угол φ вокруг оси z начальной системы координат, при этом $0 \leq \varphi \leq 180$.

Таким образом, входным вектором нейронной сети является следующий набор переменных $\varphi, \psi, \beta, t_w$, что отражено в табл. 2, а схема нейронной сети изображена на рис. 3.

Т а б л и ц а 2

Параметры МКА

Входные параметры	Обозначение и единицы измерения	Область изменения
Угол поворота вокруг оси z	φ (град)	(0–180)
Угол поворота вокруг оси y	ψ (град)	(0–90)
Угол поворота панелей	β (град)	(0–90)
Температурный фактор	t_w	(0.0–0.5)

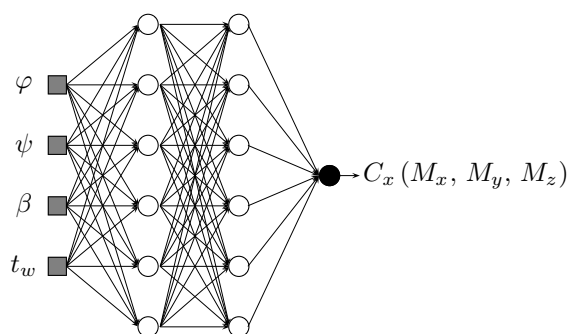


Рис. 3. Схема нейронной сети для определения аэродинамических характеристик заданного МКА

4. Результаты

4.1. Задача I

Результаты обучения нейронных сетей приведены в этом разделе. В табл. 3 приведены ошибки нейронных сетей задачи I. При этом столбце MSE приведена среднеквадратичная ошибка вычисленная на тестовом множестве, в столбце $MSE/MEAN(\%)$ — отношение среднеквадратичной ошибки к среднему значению вычисляемой величины, а в столбце $MSE/SQDEV(\%)$ — отношение среднеквадратичной ошибки к среднеквадратичному отклонению вычисляемой величины от среднего значения, выраженное в процентах. Нам представляется, что последняя величина наиболее адекватно отражает качество обучения нейронной сети, так как сравнивает ошибку с характерной величиной изменения вычисляемой величины.

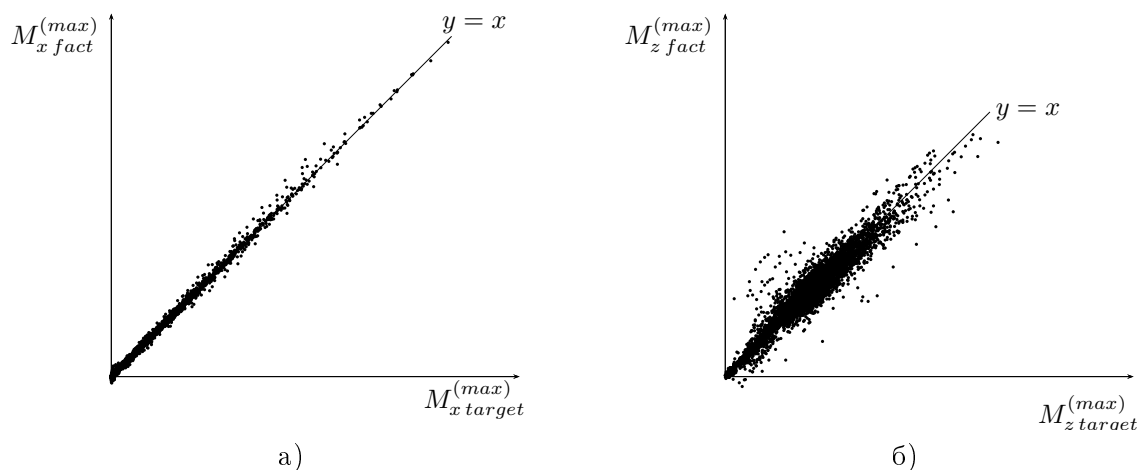
Из табл. 3 мы видим, что величина $M_x^{(\max)}$ как функция геометрии МКА и температурного фактора очень хорошо воспроизводится нейронной сетью, в то время как для $M_z^{(\max)}$ результаты значительно хуже. Это объясняется тем, что величина M_z для данной геометрии МКА отлична от нуля за счет затенения одной из панелей солнечных батарей аппаратным блоком, поэтому M_z есть разность двух больших, но близких по значению

величин. По этой причине M_z чувствительна к деталям триангуляции спутника и может вычисляться с заметной ошибкой, соответственно нейронная сеть плохо воспроизводит эту зависимость. Для наглядной демонстрации качества вычисления величин нейронными сетями на рис. 4 приведены так называемые *диаграммы рассеяния*. По одной из осей такой диаграммы отложена желаемая величина, а по другой — величина, фактически вычисляемая нейронной сетью. Если эти величины совпадают, то соответствующая точка лежит на биссектрисе координатного угла $y = x$. Степень отклонения этих точек от этой биссектрисы наглядно демонстрирует качество обучения нейронной сети.

Т а б л и ц а 3

Ошибки обучения нейронных сетей в задаче I

Величина	MSE	MSE/MEAN(%)	MSE/SQDEV (%)
$M_x^{(max)}$	0.01	6.4	5.1
$M_z^{(max)}$	0.03	15	28

Рис. 4. Диаграммы рассеяния для а) $M_x^{(max)}$ и для б) $M_z^{(max)}$

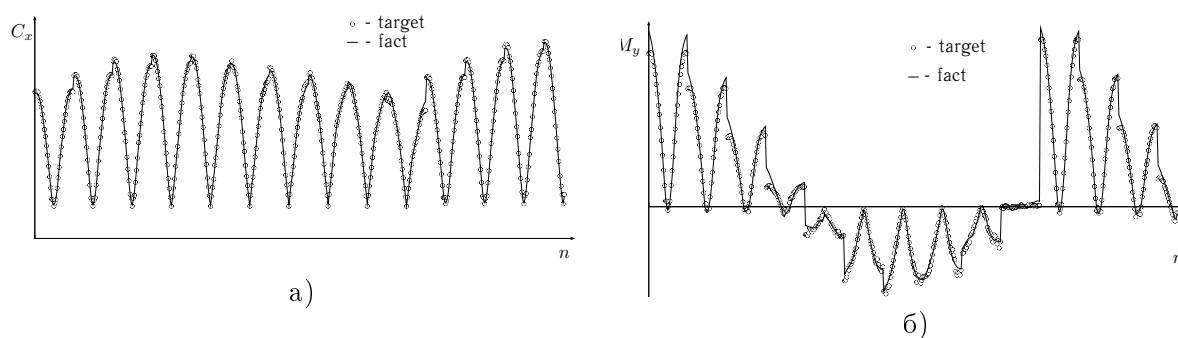
4.2. Задача II

Ошибки обучения нейронных сетей, предназначенных для вычисления аэродинамических характеристик заданного МКА, приведены в табл. 4. Из этой таблицы видно, что, за исключением величины M_z , качество обучения очень высокое.

Что касается M_z , то причины не очень точного вычисления этой величины точно такие же, что и для $M_x^{(max)}$, и объяснены выше. Для наглядности качества воспроизведения зависимости с помощью нейронных сетей на рис. 5 приведены графики желаемой и вычисляемой нейронной сетью величины для произвольно выбранного участка из 500 примеров из тестового. На остальных примерах этого множества качество воспроизведения аналогичное.

Ошибки обучения нейронных сетей в задаче II

Величина	MSE	MSE/MEAN(%)	MSE/SQDEV (%)
C_x	0.157	1.4	3.1
M_x	0.02	-	1.2
M_y	0.07	13	5.2
M_z	0.125	29	15

Рис. 5. Желаемый и фактический выход нейронной сети для а) C_x и для б) M_y

5. Заключение

Продемонстрирована возможность использования искусственных нейронных сетей для моделирования аэродинамических характеристик малых космических аппаратов, движущихся на околоземной орбите и испытывающих воздействие потока молекул разреженной атмосферы. Разработанные нейронные сети позволяют определять как интегральные характеристики аппарата, такие как максимальный момент относительно выбранной оси, так и функции геометрии аппарата и параметров потока. Кроме того, построены нейронные сети, определяющие аэродинамические характеристики (C_x , M_x , M_y , M_z) конкретного аппарата, как функции его ориентации относительно потока, параметров потока и угла установки солнечных батарей.

В дальнейшем планируется расширить предложенный подход на случай учета воздействия на малый космический аппарат потока солнечного излучения. Кроме того, планируется построение глубоких сверточных нейронных сетей на массиве геометрий реальных космических аппаратов.

Авторы выражают благодарность С.Л. Горелову за интерес к работе, а также И.В. Вороницу за возможность использовать код, реализующий локальный метод.

Литература

1. Альперт Я.Л., Гуревич А.В., Пятаевский Л.П. Об эффектах, вызываемым искусственным спутником, быстро бвизущимся в ионосфере или межпланетной среде // Успехи физических наук. 1963. Т. 79, вып. 1. С. 23–79.

2. *Гуревич А.В., Питаевский Л.П., Смирнова В.В.* Ионосферная аэродинамика // Успехи физических наук. 1969. Т. 99, вып 1. С. 3–49.
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.
4. *Дорофеев Е.А., Свириденко Ю.Н.* Введение в нейроинформатику // Труды ЦАГИ. 2008. Вып. 2678.
5. *Вышинский В.В., Кисловский А.О.* Генератор компоновок малоразмерного летательного аппарата // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19, № 6. С. 95–101.
6. *Галкин В.С., Ерофеев А.И., Толстых А.И.* Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел в гиперзвуковом разреженном газе // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1833.
7. *Гусев В.Н., Ерофеев А.И., Климова Т.В., Перепухов В.А., Рядов В.В., Толстых А.И.* Теоретические и экспериментальные исследования обтекания тел простой формы гиперзвуковым потоком разреженного газа // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1855.

References

1. *Alpert Ya.L., Gurevich A.V., Pitaevskii L.P.* About the effects caused by an artificial satellite moving fast in the ionosphere or interplanetary medium. Advances in Physical Sciences. 1963. V. 79, I. 1. P. 23–79. (in Russian).
2. *Gurevich A.V., Pitaevskii L.P., Smirnova V.V.* Ionospheric aerodynamics. Advances in Physical Sciences. 1969. V. 99, I. 1. P. 3–49. (in Russian).
3. *Dorofeev Ye.A., Sviridenko Yu.N.* The use of artificial neural networks in the problems of aerodynamic design and characterization of aircraft. Proceedings of TsAGI. 2002. V. 2655. (in Russian).
4. *Dorofeev Ye.A., Sviridenko Yu.N.* Introduction to Neuroinformatics. Proceedings of TsAGI. 2008. V. 2678. (in Russian).
5. *Vyshinskii V.V., Kislovskii A.O.* Small aircraft layout generator. Scientific Herald MGTU SA. 2016. V. 19, N 6. P. 95–101. (in Russian).
6. *Galkin V.S., Erofeev A.I., Tolstykh A.I.* An approximate method for calculating the aerodynamic characteristics of bodies in a hypersonic rarefied gas. Proceedings of TsAGI. 1977. V. 1833. (in Russian).
7. *Gusev V.N., Erofeev A.I., Klimova T.V., Perepukhov V.A., Ryadov V.V., Tolstykh A.I.* Theoretical and experimental studies of the flow of simple bodies around a hypersonic rarefied gas stream. Proceedings of TsAGI. 1977. V. 1855. (in Russian).

Поступила в редакцию 15.01.2020