

Решающие деревья в задаче определения класса элемента летательного аппарата для последующего определения давления на поверхности

© В.Н. Булгаков^{1,2}, Р.А. Рацлав²,
Д.А. Сапожников^{1,2}, И.В. Чернышев^{1,2}

¹АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Московская область, 143966, Россия
²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Приведено решение задачи классификации элементов поверхности летательного аппарата с последующим целевым определением коэффициента давления на составных частях тела по методу локальных поверхностей. В качестве объекта для классификации и определения характеристик рассматривалось составное тело, включающее в себя сферические, конические, плоские и цилиндрические поверхности. В качестве метода классификации использовалось решающее дерево. Сетка на теле была получена алгоритмом самоорганизации сеток. Для оценки аэродинамических характеристик использовались начально-аналитические приближения и точные зависимости. Результаты сравнивались с расчетными данными, полученными в рамках строгой математической постановки. Результаты целевого применения метода локальных поверхностей хорошо согласуются с расчетами. Предложенный метод может применяться как для самостоятельных оценок параметров обтекания составных тел, так и для задания начального приближения при расчетах в рамках строгой математической постановки системы уравнений газовой динамики.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, целевое определение аэродинамических характеристик, классификация, решающее дерево

Введение. Важной стадией создания летательных аппаратов (ЛА) являются аэродинамические расчеты с целью выяснения аэродинамических характеристик. На ранних стадиях проектирования, когда определяется облик ЛА, удовлетворяющий проектным требованиям, компоновка нередко изменяется и для каждого варианта компоновки необходимо своевременно определять аэродинамические характеристики. Для проведения численных аэродинамических расчетов в рамках строгой математической постановки системы уравнений газовой динамики (СУГД) [1, 2] требуются существенные затраты времени и вычислительных ресурсов, расчеты выполняются на расчетных сетках больших размерностей [3, 4] в зависимости от исследуемого газа.

Скорость определения искомых характеристик напрямую зависит от начального приближения параметров обтекания, что сложно обеспечить с применением начального приближения по методу Ньютона, а другого более точного универсального способа для любого типа поверхности не существует. Тем не менее в ряде работ приводятся аналитические зависимости повышенной точности как для опреде-

ленных поверхностей [5–9], так и для возмущенных областей около них [10]. Как следствие, появилась необходимость применения современных методов машинного обучения (МО) и анализа данных (АД) [11–13], которые широко используются в аэродинамике [14–16] для интерпретации и обобщения данных, полученных в ходе экспериментов. В данной работе предлагается использовать МО и АД (ML и DA) не для обобщения параметров обтекания, а, напротив, для получения их приближенных значений. Ранее в работе [17] был представлен метод классификации элементов ЛА на основе решающего дерева, позволяющий определить, к какому классу поверхностей относится та или иная составляющая корпуса, а методы, представленные в работах [5–9], дают возможность определять параметры обтекания на классифицированных элементах целевым образом. Такой подход незначительно сложнее существующих методик и, как ожидается, позволит приблизить искомые характеристики наиболее достоверным образом.

Цель данной работы — применение представленного ранее [17] классификатора на геометрии, близкой к геометрии реальных ЛА, сравнение результатов точных расчетов и целевого использования метода локальных поверхностей, оценка точности классификатора на реальной геометрии, анализ применимости известных методов [5–9] при решении прикладных задач аэродинамики с использованием классификатора.

Рассматриваемая геометрия. В качестве объекта для определения аэродинамических характеристик рассматривается затупленный по сфере конус с плоскими крыльевыми профилями. Кромка профиля крыла цилиндрическая. Тело изображено на рис. 1. Ввиду симметрии компоновки можно рассмотреть только половину тела.

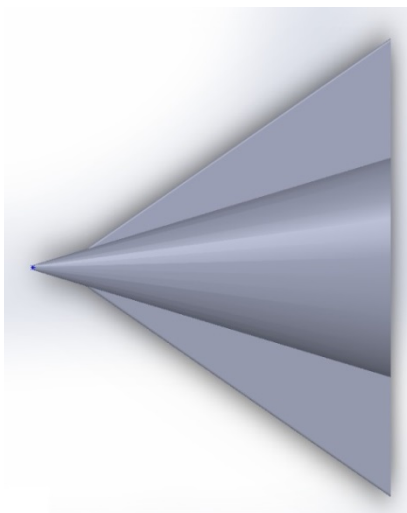


Рис. 1. Рассматриваемое тело

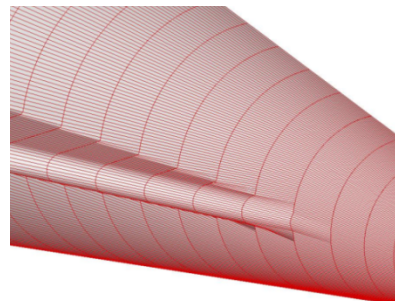


Рис. 2. Сетка на поверхности тела

На поверхности тела с помощью алгоритма самоорганизации [18, 19] построена сетка, состоящая из 122 (вдоль тела) на 162 (по окружному направлению) узлов. Участок сетки около крыла представлен на рис. 2, на котором видно, что в месте соединения крыла с конусом сетка описывает тело грубо [17], и это может привести к ошибкам классификации.

Объект классификации. На каждом шаге алгоритма классификации в качестве объекта классификации выступает минимальный щит [17], состоящий из четырех ячеек, построенных на девяти точках (рис. 3). Объект описан набором из 27 признаков — координат точек в пространстве. В процессе классификации признаковое описание объекта расширяется дополнительными признаками, полученными на основе имеющихся признаков.

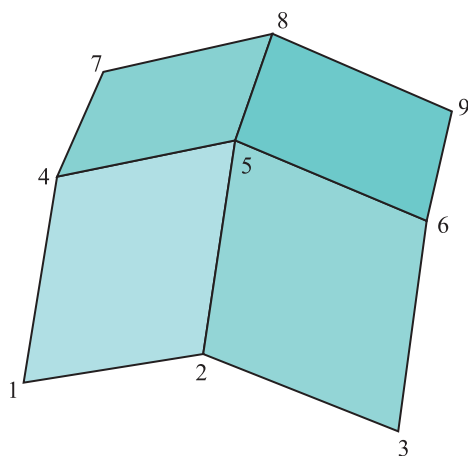


Рис. 3. Минимальный щит для классификации:
1–9 — вершины (пронумерованы для удобства)

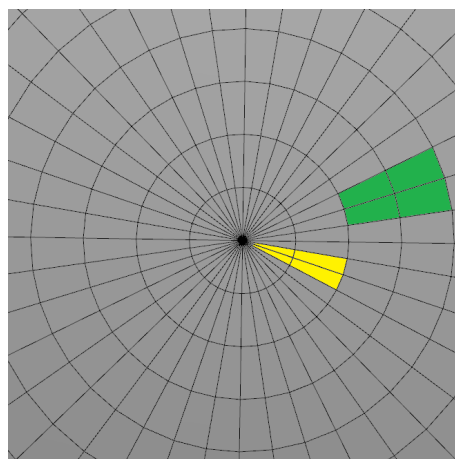


Рис. 4. Область сетки около носка ЛА

Следует отметить, что в точке, соответствующей точке полного торможения при обтекании потоком под нулевым углом атаки, ввиду специфики метода построения сетки ячейки искажаются: три точки минимального щита стягиваются в одну. Метод классификации, однако, позволяет обрабатывать подобные щиты.

На рис. 4 изображена область сетки около носка ЛА, зеленым цветом выделен пример обычного щита для классификации, желтым — искаженный щит.

Алгоритм классификации. Для классификации объектов используется бинарное решающее дерево с обученными пороговыми предикатами в узловых вершинах. Пороговые значения для предикатов взяты из [17]. Поскольку нам заранее известно, что геометричес-

кая компоновка рассматриваемого тела не включает в себя параболические, эллиптические и гиперболические элементы, будут задействованы не все вершины решающего дерева. На рис. 5 изображено решающее дерево, красным выделены те вершины, которые не будут задействованы. В таблице указаны пороговые значения для предикатов в вершинах дерева из [14].

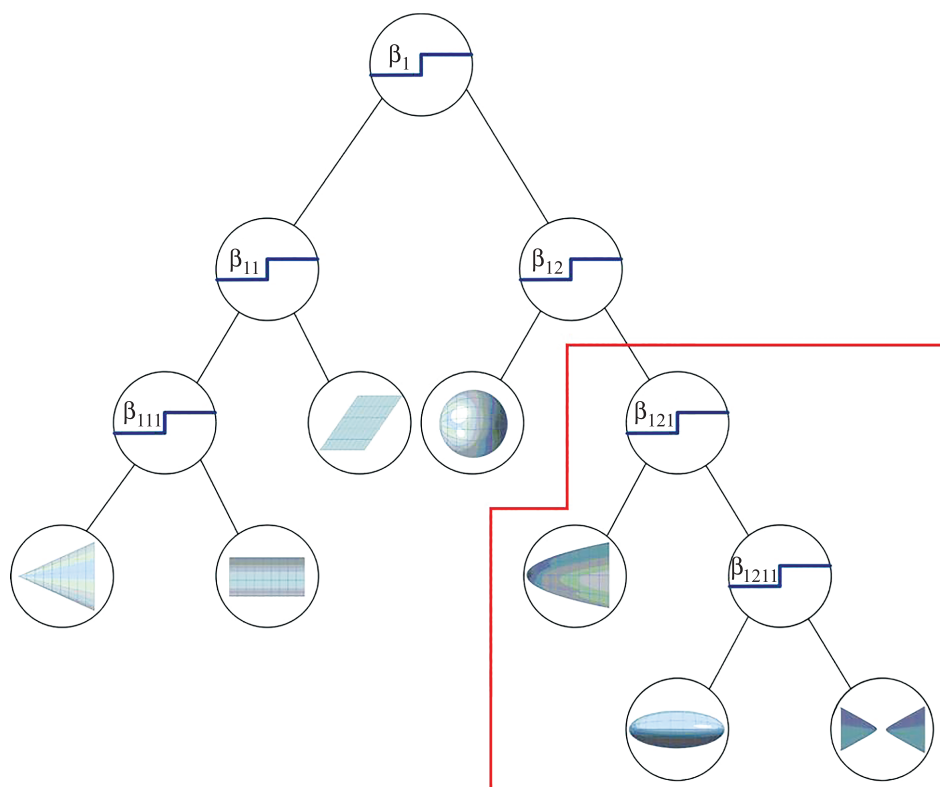


Рис. 5. Решающее дерево

Предикаты и пороговые значения

Предикат	Пороговое значение
β_1	$1,0910095 \cdot 10^{-5}$
β_{11}	$2,50014 \cdot 10^{-4}$
β_{12}	0,00168
β_{121}	0,00983
β_{111}	$0,6353 \cdot 10^{-6}$

Анализ результатов. При построении сетки на теле имела место некоторая погрешность. В частности, цилиндрическая кромка крыла из исходной модели преобразовалась в коническую. Искажение гео-

метрии тела алгоритмом построения сетки повлекло за собой ошибку классификации (рис. 6) при обработке кромки крыла. По мере продвижения от носка к телу ячейки становились шире, что предположительно исказило цилиндрическую кромку и повлекло замену цилиндрических ячеек коническими. Так, на сетке вовсе не оказалось цилиндрических щитов, поэтому классификатор не мог отнести их ячейки к классу цилиндра.

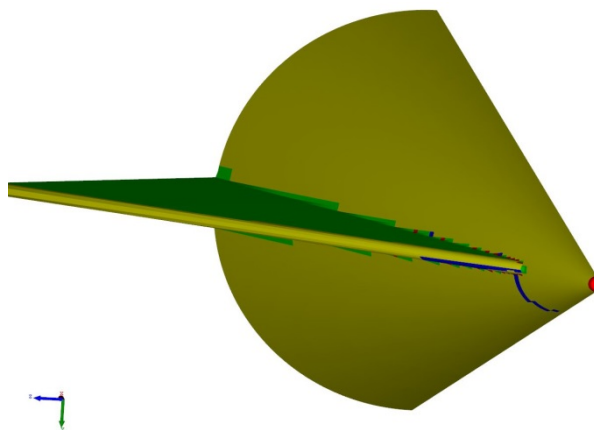


Рис. 6. Классифицированные поверхности ЛА. Красным цветом обозначены сферические элементы, желтым — конические, зеленым — плоские, синим — цилиндрические

На рис. 6 видно, что классификатор допустил ряд ошибок. Так, некоторые элементы сферического затупления классифицированы как элементы конуса, а некоторое количество элементов конуса отнесено к классу цилиндра.

Незначительные ошибки классификации не должны существенно повлиять на интегральные аэродинамические характеристики объекта.

На рис. 7 представлены для сравнения значения коэффициента лобового сопротивления C_x в зависимости от числа Маха M . На рисунке видно, что предлагаемый метод классификации достаточно точно приближает расчет в невязкой СУГД и вполне может являться начальным приближением для расчета в вязкой постановке. Метод Ньютона (кривая 4 на рис. 7), традиционно используемый для начальных приближений, существенно отличается от расчетов в вязкой (кривая 1) и невязкой (кривая 2) постановках.

Разумеется, сравнение предложенного метода с численным интегрированием СУГД в вязкой постановке не может быть корректно, тем не менее максимальная относительная погрешность между результатами, представленными красной линией, и результатами, полу-

ченными предложенным методом, составляет 12,01 %. Заметна тенденция к росту погрешности по мере увеличения числа Маха. Максимальная относительная погрешность между результатами невязкого расчета и предложенного метода составляет 4,29 % с тенденцией к убыванию по мере увеличения числа Маха.

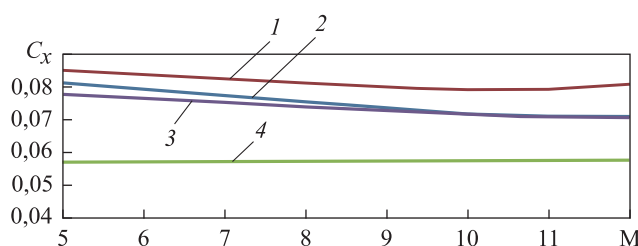


Рис. 7. Аэродинамический коэффициент сопротивления, полученный различными методами:
 1 — расчет в вязкой постановке; 2 — расчет в невязкой постановке; 3 — целевое определение; 4 — метод Ньютона

Результаты для коэффициента C_x сопоставлялись с расчетами в рамках невязкой модели (решалась система уравнений Эйлера с граничными условиями непротекания и симметрии), при этом расчетная сетка состояла из 50 узлов по радиальному направлению и 180 узлов по угловому, шаг по продольному направлению выбирался из условия устойчивости в силу применения маршевого. Также сравнение проводилось с результатами моделирования вязкой задачи в рамках полной постановки системы уравнений Навье — Стокса с граничными условиями прилипания и симметрии. В данном случае бралась расчетная сетка, состоящая из 120 разбиений по продольному направлению, 80 по угловому и 80 по нормали к телу (поперек пограничного слоя).

Заключение. Древовидный классификатор [17] был применен к геометрии, приближенной к геометрии реального ЛА. К классифицированным элементам целевым образом применялись соотношения для определения давления [5–9], допущенные классификатором ошибки не исправлялись. Результаты целевого определения аэродинамических характеристик (коэффициента аэродинамического сопротивления) сравнивались с результатами численного моделирования в рамках невязкой и вязкой постановок задачи обтекания, а также с результатами применения метода Ньютона. Ошибки классификации не оказали существенного влияния на оценку интегральных аэродинамических характеристик, поэтому точность классификации может быть оценена как высокая. Предложенный метод целевого определения аэродинамических характеристик хорошо согласуется с расчетами в рамках невязкой постановки СУГД. Авторы считают оправданным использование классификатора с последующим целевым

определением параметров обтекания на основе начально-аналитических приближений при решении прикладных задач аэродинамики. В дальнейшем планируется применение описанного метода классификации в задаче определения тепловых потоков на поверхности затупленных тел [20].

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Димитриенко Ю.И., Котенев В.П., Захаров А.А. *Метод ленточных адаптивных сеток для численного моделирования в газовой динамике*. Москва, Физматлит, 2011, 280 с.
- [2] Tucker P.G. *Advanced Computational Fluid and Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2016, 578 p.
- [3] DeSpirito J., Silto S.I., Weinacht P. Navier—Stokes Predictions of Dynamic Stability Derivatives: Evaluation of Steady-State Methods. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, vol. 46(6), pp. 1142–1154.
- [4] Димитриенко Ю.И., Коряков М.Н., Захаров А.А. Применение метода RKDG для численного решения трехмерных уравнений газовой динамики на неструктурированных сетках. *Математическое моделирование и численные методы*, 2015, № 4 (8), с. 75–91.
- [5] Котенев В.П. Точная зависимость для определения давления на сфере при произвольном числе Маха сверхзвукового набегающего потока. *Математическое моделирование*, 2014, т. 26, № 9, с. 141–148.
- [6] Котенев В.П., Сысенко В.А. Аналитические формулы повышенной точности для расчета распределения давления на поверхности выпуклых, затупленных тел вращения произвольного очертания. *Математическое моделирование и численные методы*, 2014, т. 1, № 1 (1), с. 68–81.
- [7] Булгаков В.Н., Котенев В.П., Сапожников Д.А. Моделирование сверхзвукового обтекания затупленных конусов с учетом разрыва кривизны образующей тела. *Математическое моделирование и численные методы*, 2017, № 2 (14), с. 81–93.
- [8] Пучков А.С., Сапожников Д.А. Определение свободных параметров в формуле для распределения давления на затупленном конусе в сверхзвуковом невязком потоке. *Молодежный научно-технический вестник*, 2017, № 5. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/859337.html>
- [9] Краснов Н.Ф. *Основы аэродинамического расчета. Аэродинамика тел вращения, несущих и управляющих поверхностей. Аэродинамика летательных аппаратов*. Москва, Высшая школа, 1981, 496 с.
- [10] Котенев В.П., Пучков А.С., Сапожников Д.А., Тонких Е.Г. Применение методов машинного обучения для моделирования распределения давления в возмущенной области около сферы, обтекаемой невязким потоком. *Математическое моделирование и численные методы*, 2017, № 4, с. 74–88.
- [11] Флах П. *Машинное обучение. Наука и искусство построения алгоритмов, которые извлекают знания из данных*. Москва, ДМК Пресс, 2015, 400 с.
- [12] David L.P., Alan K.M. *Artificial intelligence*. Cambridge University Press, 2017, 760 p.
- [13] Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. *The Elements of Statistical Learning*. Ed. 2. New York, Springer, 2009, 745 p.
- [14] Shinkyu J., Kazuhisa C., Shigeru O. Data mining for aerodynamic design space. *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*, 2005, vol. 2 (11), pp. 452–496.

- [15] Brown J.D., Yates L.A., Chapman G.T. Transonic Aerodynamics of Lifting Orion Crew Capsule from Ballistic Range Data. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47 (1), pp. 36–37.
- [16] Wei W., Rong M., Qingming F. Knowledge extraction for aerodynamic simulation data compressor rotor. *Procedia Engineering*, 2011, no. 15, pp. 1792–1796.
- [17] Котенев В.П., Рацлав Р.А., Сапожников Д.А., Чернышев И.В. Метод классификации элементов поверхности летательного аппарата для численно-аналитического решения задач аэродинамики. *Математическое моделирование и численные методы*, 2017, № 3 (15), с. 92–115.
- [18] Garanzha V.A., Kudryavtseva L.N., Utyzhnikov S.V. Untangling and optimization of spatial meshes. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2014, October, vol. 269, pp. 24–41.
- [19] Floater M.S., Hormann K. *Surface Parameterization: A Tutorial and Survey. Advances in Multiresolution for Geometric Modeling, Mathematics and Visualization. Part 4*. Berlin, Heidelberg, Springer, 2005, pp. 157–186.
- [20] Котенев В.П., Булгаков В.Н., Ожгибисова Ю.С. Модификация метода Польгаузена для расчета тепловых потоков на затупленных телах. *Математическое моделирование и численные методы*, 2016, № 3 (11), с. 33–52.

Статья поступила в редакцию 16.02.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Булгаков В.Н., Рацлав Р.А., Сапожников Д.А., Чернышев И.В. Решающие деревья в задаче определения класса элемента летательного аппарата для последующего определения давления на поверхности. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 10. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-10-1810>

Булгаков Владислав Николаевич — аспирант кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер отдела аэродинамики в АО «ВПК «НПО машиностроения», автор работ в области численных, аналитических и статистических методов исследования течения газа при обтекании поверхности летательных аппаратов. e-mail: vlbulg.jr@gmail.com

Рацлав Роман Алексеевич — студент кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Сапожников Денис Алексеевич — аспирант кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер II категории отдела аэродинамики в АО «ВПК «НПО машиностроения», автор работ в области численных, аналитических и статистических методов исследования течения газа при обтекании поверхности летательных аппаратов.

Чернышев Игорь Владимирович — студент первого курса магистратуры кафедры «Вычислительная математика и математическая физика» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Decision trees in the problem of defining the aircraft element class for the subsequent determination of surface pressure

© V.N. Bulgakov^{1,2}, R.A. Ratslav²,
D.A. Sapozhnikov^{1,2}, I.V. Chernyshev^{1,2}

¹JSC MIC Mashinostroyeniya, Reutov town, Moscow region, 143966, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article describes the solution of the problem of classification of aircraft surface elements with the subsequent target determination of the pressure coefficient at the body constituent parts by the method of local surfaces. A sectional body including spherical, conical, planar and cylindrical surfaces was considered as an object for classification and characterization. The decision tree was used as a method for classification. The grid on the body was obtained by the grid self-organization algorithm. To estimate aerodynamic characteristics, initial-analytic approximations and exact dependences were used. The results were compared with the calculated data obtained in the framework of a rigorous mathematical formulation. The results of the target application of the method of local surfaces are in good agreement with the calculations. The proposed method can be used both for independent estimates of the sectional body streamlining parameters and for specifying the initial approximation in calculations within the framework of a rigorous mathematical formulation of the system of gas dynamics equations.

Keywords: *supersonic flow, target determination of aerodynamic characteristics, classification, decision tree*

REFERENCES

- [1] Dimitrienko Yu.I., Kotenev V.P., Zakharov A.A. *Metod lentochnykh adaptivnykh setok dlya chislennogo modelirovaniya v gazovoy dinamike* [Band adaptive net method for numerical simulation in gas dynamics]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2011, 280 p.
- [2] Tucker P.G. *Advanced Computational Fluid and Aerodynamics*. Cambridge University Press Publ., 2016, 578 p.
- [3] DeSpirito J., Silto S.I., Weinacht P. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, vol. 46 (6), pp. 1142–1154.
- [4] Dimitrienko Yu.I., Koryakov M.N., Zakharov A.A. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2015, no. 4 (8), pp. 75–91.
- [5] Kotenev V.P. *Matematicheskoe modelirovanie — Mathematical Models and Computer Simulations*, 2014, vol. 26, no. 9, pp. 141–148.
- [6] Kotenev V.P., Sysenko V.A. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2014, vol. 1, no. 1 (1), pp. 68–81.
- [7] Bulgakov V.N., Kotenev V.P., Sapozhnikov D.A. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2017, no. 2 (14), pp. 81–93.
- [8] Puchkov A.S., Sapozhnikov D.A. *Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskiy vestnik — Youth Science and Technology Gazette*, 2017, no. 5. Available at: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/859337.html>

- [9] Krasnov N.F. *Osnovy aerodinamicheskogo rascheta. Aerodinamika tel vrascheniya, nesuschikh i upravlyauschikh poverkhnostey. Aerodinamika letatelnykh apparatov* [Fundamentals of aerodynamic analysis. Aerodynamics of bodies of revolution, bearing and control surfaces. Aerodynamics of aircraft]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1981, 496 p.
- [10] Kotenev V.P., Puchkov A.S., Sapozhnikov D.A., Tonkikh E.G. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2017, no. 4, pp. 74–88.
- [11] Flach P. *Machine Learning. The Art and Science of Algorithms that Make Sense of Data*. Cambridge University Press Publ., 2012, 396 p. [In Russ.: Flach P. Mashinnoe obuchenie. Nauka i iskusstvo postroeniya algoritmov, kotorye izvlekaut znaniya iz dannyykh. Moscow, DMK Press Publ., 2015, 400 p.].
- [12] David L.P., Alan K.M. *Artificial intelligence*. Cambridge University Press Publ., 2017, 760 p.
- [13] Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. *The Elements of Statistical Learning*. Ed. 2. New York, Springer Publ., 2009, 745 p.
- [14] Shinkyu J., Kazuhisa C., Shigeru O. *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*, 2005, vol. 2 (11), pp. 452–496.
- [15] Brown J.D., Yates L.A., Chapman G.T. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2010, vol. 47 (1), pp. 36–37.
- [16] Wei W., Rong M., Qingming F. *Procedia Engineering*, 2011, no. 15, pp. 1792–1796.
- [17] Kotenev V.P., Ratslav R.A., Sapozhnikov D.A., Chernyshev I.V. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2017, no. 3 (15), pp. 92–115.
- [18] Garanzha V.A., Kudryavtseva L.N., Utyzhnikov S.V. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2014, October, vol. 269, pp. 24–41.
- [19] Floater M.S., Hormann K. *Surface Parameterization: A Tutorial and Survey. Advances in Multiresolution for Geometric Modeling, Mathematics and Visualization*. Part 4. Berlin, Heidelberg, Springer Publ., 2005, pp. 157–186.
- [20] Kotenev V.P., Bulgakov V.N., Ozhgibissova Yu.S. *Matematicheskoe modelirovanie i chislennye metody — Mathematical Modeling and Computational Methods*, 2016, no. 3 (11), pp. 33–52.

Bulgakov V.N., post-graduate student, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University, Engineer, Department of Aerodynamics, JSC MIC Mashinostroyeniya. Author of a number of publications in the field of numerical, analytical and statistical methods for studying the aerodynamic flow streamlining the surface of aircraft. e-mail: vlbulg.jr@gmail.com

Ratslav R.A., student, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University.

Sapozhnikov D.A., post-graduate student, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University, Engineer of the second category, JSC MIC Mashinostroyeniya. Author of a number of publications in the field of numerical, analytical and statistical methods for studying the aerodynamic flow streamlining the surface of aircraft.

Chernyshev I.V., first-year M.Sc. student, Department of Computational Mathematics and Mathematical Physics, Bauman Moscow State Technical University.