

03

## Исследование метода оптимизации формы тела для уменьшения силы аэродинамического сопротивления в потоке газа

© Н.Н. Чернов, А.В. Палий<sup>✉</sup>, А.В. Саенко, А.М. Маевский

Южный федеральный университет, Институт нанотехнологий, электроники и приборостроения, Таганрог, Россия

<sup>✉</sup>E-mail: avpaliy@sfedu.ru

Поступило в Редакцию 18 апреля 2017 г.

Представлены результаты исследования обтекания тел различных геометрических форм в аэродинамическом потоке с целью сравнения величин сил аэродинамического сопротивления оптимизированной формы тела на основе предложенного авторами метода с аналогичными величинами для тел, образованных вращением профилей известных серий. Исследование проводилось в программном комплексе Ansys Fluent для изотермического ламинарного стационарного течения несжимаемой жидкости с постоянной плотностью в диапазоне скоростей от 0 до 10 м/с.

DOI: 10.21883/PJTF.2018.08.45963.16828

Показано, что значение силы аэродинамического сопротивления для тела оптимизированной формы ниже аналогичных значений для тел вращения, взятых для сравнения профилей: Су-26 и NASA-0006. По сравнению с величиной для тела вращения профиля NASA-0006 для Су-26 сила аэродинамического сопротивления при скорости потока 10 м/с составляет 89.4%, а для оптимизированной формы тела — 89.2%.

Одной из важных и актуальных задач современной аэродинамики является оптимизация формы тела в потоке газа с целью минимизации его аэродинамического сопротивления. Простыми геометрическими формами обладают различные части летательных аппаратов, транспортных средств, инженерных сооружений и конструкций [1,2]. Скорости потоков, обтекающих тела, могут изменяться от дозвуковых до гиперзвуковых значений. Данные о параметрах обтекания простых тел широко применяются при анализе аэродинамических характеристик

более сложных систем, а также при разработке и совершенствовании методов их расчета.

Целью настоящей работы является исследование метода оптимизации геометрических форм тел для уменьшения силы сопротивления в аэродинамическом потоке. Данная цель достигается при моделировании системы тело—поток в программном комплексе путем сравнения величин сил аэродинамического сопротивления для тела оптимизированной формы и тел, образованных путем вращения профилей (NASA-0006, Су-26), которые были выбраны из известных серий (А, В, Р, ЦАГИ, Су, Як, V, Мynk, Clark, NASA и др.) по наименьшей величине силы аэродинамического сопротивления.

Исследования силы аэродинамического сопротивления тел в потоке газа проводились при условии сохранения объема (массы) для всех сравниваемых объектов. Форма оптимизированного тела определялась по разработанному методу, описанному в [3], основанному на соответствии поверхности оптимизированного тела форме потоковых линий, перпендикулярных эквипотенциальным поверхностям давления [4].

На рис. 1 показано тело оптимизированной по разработанному методу формы для скорости потока 10 м/с.

Моделирование обтекания тел проводилось для изотермического ламинарного стационарного течения несжимаемой жидкости с постоянной плотностью в программном комплексе Ansys Fluent, объединяющем в себе все необходимые компоненты для исследования аэродинамических характеристик объектов.

Аэродинамический поток описывался уравнениями Навье—Стокса [5,6]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(P \cdot \mathbf{v}) = 0,$$

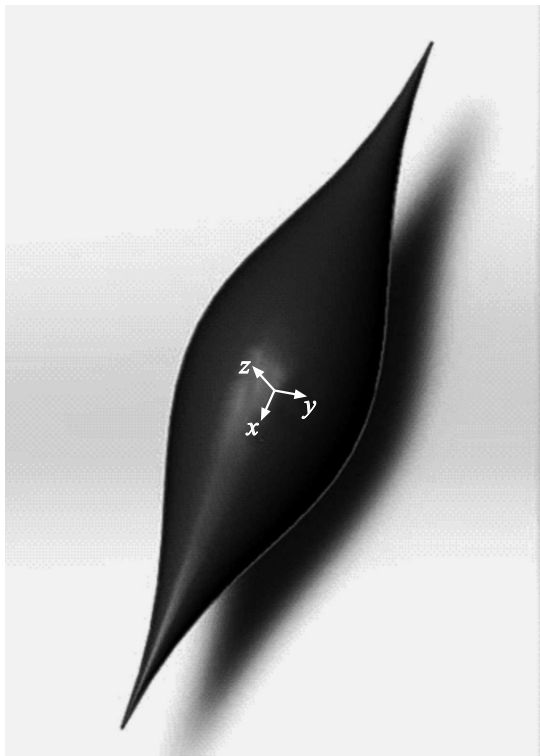
$$\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} = -\mathbf{v} \cdot (\nabla \mathbf{v}) + \nabla T - \frac{1}{\rho} \nabla P + \mathbf{g},$$

где  $\mathbf{v}$  — вектор скорости,  $\rho$  — плотность,  $P$  — давление,  $T = 2\mu D$  — тензор напряжений,  $\mu$  — коэффициент вязкости,  $\mathbf{g}$  — векторное поле массовых сил,

$$D \equiv D_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right)$$

— тензор скоростей деформации.

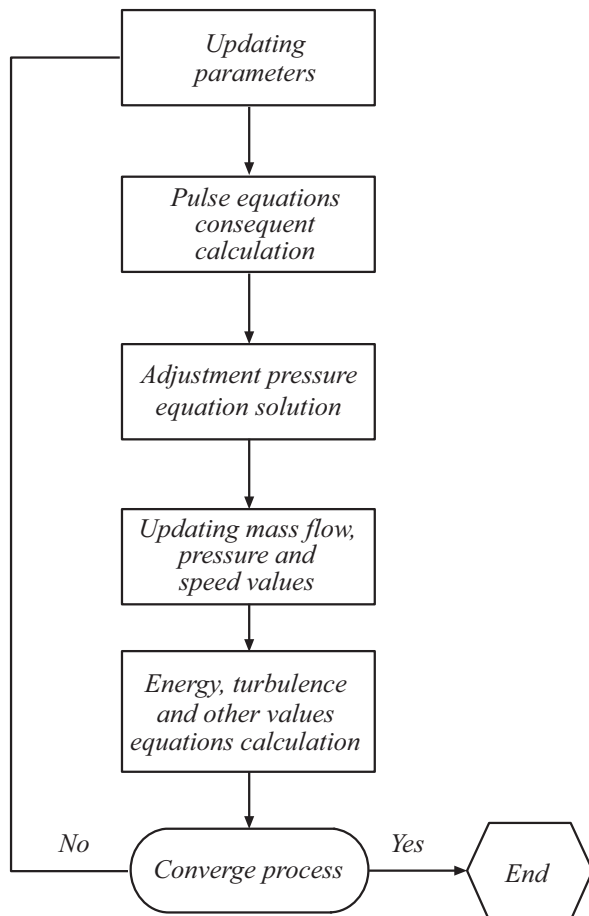
Поскольку в работе рассматривается исследование аэродинамических характеристик в дозвуковой области в однородном потоке, в



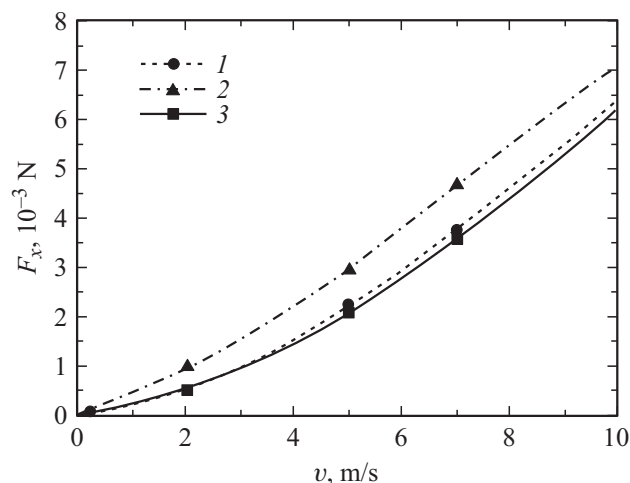
**Рис. 1.** Тело оптимизированной формы для скорости потока 10 m/s.

качестве основного решателя Ansys Fluent был выбран „a pressure-based solver called“. В его основе лежат алгоритмы, в которых управляющие уравнения решаются последовательно. Каждая итерация решателя Ansys Fluent основывается на нескольких этапах [7–11]:

- обновление свойств жидкости (таких как вязкость, скорость, удельная теплоемкость и т.д.), основанное на текущем вычислении;
- последовательное решение уравнений импульса, использующее ранее обновленные значения давления и потока массы;
- решение корректировочного уравнения давления с помощью полученных значений скоростей и потоков масс;



**Рис. 2.** Блок-схема алгоритма исследования аэродинамических характеристик в дозвуковой области в однородном потоке.



**Рис. 3.** Зависимость величин сил аэродинамического сопротивления тел вращения профилей Су-26 (1), NASA-0006 (2) и тела оптимизированной формы (3) от скорости аэродинамического потока.

- корректировка величин потока массы, давления и скорости, использующая значения, полученные на предыдущем шаге;
- решение уравнений дополнительных переменных, таких как турбулентные величины, энергия, излучение и т.д.;
- обновление исходного уравнения;
- проверка на сходимость решения уравнения.

На рис. 2 представлена блок-схема алгоритма исследования аэродинамических характеристик в дозвуковой области в однородном потоке.

Анализ величин сил аэродинамического сопротивления  $F_x$  тел вращения профилей Су-26, NASA-0006 и тела оптимизированной формы для диапазона скоростей от 0 до 10 м/с проводился по формуле [2,12–14]

$$F_x = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_x,$$

где  $\rho$  — плотность воздуха,  $v$  — скорость набегающего потока,  $S$  — площадь поперечного сечения,  $c_x$  — коэффициент лобового сопротивления.

Результаты сравнения приведены на рис. 3.

Анализ полученных данных позволяет сделать вывод, что предложенный метод оптимизации во всем указанном диапазоне скоростей потока позволяет уменьшить значение силы аэродинамического сопротивления оптимизированной формы тела по сравнению с аналогичными значениями аэродинамических сопротивлений тел вращения известных серий профилей. По сравнению с величиной силы аэродинамического сопротивления для тела вращения профиля NASA-0006, соответствующей 100%, для Су-26 она составляет 89.4%, а для оптимизированной формы тела – 89.2%.

## Список литературы

- [1] *Петров К.П.* Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.
- [2] *Гарбузов В.М., Ермаков А.Л., Кубланов М.С., Ципенко В.Г.* Аэромеханика. М.: Транспорт, 2000. 287 с.
- [3] *Палий А.В.* Массоперенос и основное уравнение аэродинамики. Таганрог: Изд-во ТТИ ЮФУ, 2012. 192 с.
- [4] *Палий А.В., Замков Е.Т., Серба П.В.* // Изв. ЮФУ. Технические науки. 2012. № 1. С. 192–197.
- [5] *Perez-Raya I., Kandlikar S.G.* // Numerical Heat Transfer B: Fundamentals. 2016. V. 70. N 4. P. 322–339.
- [6] *Лойцянский Л.Г.* Механика жидкости и газа. М.: Дрофа, 2003. 840 с.
- [7] *Снегирёв А.Ю.* Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.
- [8] *Zahariea D.* // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2016. V. 161. N 1. P. 012041.
- [9] *Борисов А.В., Кузнецов С.П., Мамаев И.С., Тенев В.А.* // Письма в ЖТФ. 2016. Т. 42. В. 17. С. 9–19.
- [10] *Vetchanin E.V., Mamaev I.S., Tenenev V.A.* // Regular Chaotic Dynamics. 2013. V. 18. N 1-2. P. 100–117.
- [11] *Аульченко С.М., Каледин В.О., Шпакова Ю.В.* // Письма в ЖТФ. 2009. Т. 35. В. 3. С. 33–39.
- [12] *Килин А.А., Ветчанин Е.В.* // Нелинейная динамика. 2015. Т. 11. № 4. С. 633–645.
- [13] *Кольцов С.Н., Галль Л.Н., Галль Н.Р.* // Письма в ЖТФ. 2016. Т. 42. В. 5. С. 8–14.
- [14] *Garimella S., Zhou X., Ouyang Z.* // J. Am. Soc. Mass Spectr. 2013. V. 24. N 12. P. 1890–1899.