

А. Я. Карвацкий, И. В. Пулинец, Т. В. Лазарев, А. Ю. Педченко

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ КЛИНА С ПРИМЕНЕНИЕМ СВОБОДНОГО ОТКРЫТОГО ПРОГРАММНОГО КОДА OPENFOAM

*Рассмотрен пример использования свободного открытого программного кода OpenFOAM с применением решателей sonicFoam и rhoCentralFoam для расчета сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы. Исследовано влияние скорости набегающего воздушного потока на распределение давления, скорости и температуры в расчетной области. Выполнено сравнение численных результатов с точными решениями и проведен анализ полученных данных.*

**Ключевые слова:** OpenFOAM, сверхзвуковой поток, невязкое течение, косой скачок уплотнения, клиновидный профиль.

### ВВЕДЕНИЕ

Современный уровень развития общества невозможно себе представить без космических систем околоземного базирования, которые обеспечивают связь, навигацию и т. д. Обеспечение растущих потребностей человечества в этих системах предусматривает совершенствование и разработку новых более надежных и энергоэффективных ракетных носителей, обеспечивающих вывод наукоемкого оборудования на околоземные орбиты. Из масштаба задачи следует необходимость проведения большого числа исследовательских работ, что требует существенных финансовых и временных затрат. Современные методы вычислительной гидродинамики CFD (Computational Fluid Dynamics) позволяют сократить объемы дорогостоящих экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, с достаточной точностью мо-

делируя протекающие аэродинамические процессы летательных аппаратов [9, 10].

На сегодняшний день одним из перспективных и динамично развивающихся свободно распространяемых программных обеспечений с открытым исходным кодом для моделирования задач механики сплошной среды является OpenFOAM (<http://www.openfoam.org/>), предоставляемый на условиях Generic Public License. Доступность исходного кода позволяет инженерам и исследователям проводить расчеты и разрабатывать собственные решатели на базе языка программирования C++. OpenFOAM предоставляет широкие возможности для моделирования несжимаемых и сжимаемых турбулентных течений жидкости и газа, в частности он может быть применен для решения задач прикладной аэродинамики. В его состав входят более 80 различных решателей и 170 утилит [2], при этом исследователь должен самостоятельно выбирать решатель в зависимости от постановки задачи. Предварительно необходимо провести верификацию выбранного решателя с использованием тестовых задач.

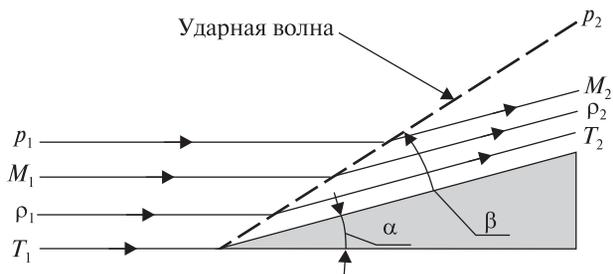


Рис. 1. Обтекание тела клиновидной формы в сверхзвуковом потоке

Таблица 1. Результаты аналитического решения аэродинамического обтекания клина с углом  $15^\circ$  в сверхзвуковом потоке воздуха [11]

$M_1$	$M_2$	$p_1$ , атм	$p_2$ , атм	$T_1$ , К	$T_2$ , К	$\beta$ , град
1.65	1.04	1	2.194	300	380.7	59.503
1.75	1.186		2.138		377.4	53.386
2.0	1.445		2.196		380.7	45.314
2.25	1.66		2.319		387.9	40.402
2.5	1.872		2.469		396.6	36.921
3.0	2.254		2.824		416.4	32.221
3.5	2.604		3.236		439.2	29.175

Целью работы является апробация тестовой расчетной модели сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы, сопоставление с результатами точных решений, либо численных решений, полученных другими исследователями, обоснование выбора решателя для дальнейшего использования при расчете сверхзвукового течения на сложных моделях летательных аппаратов с использованием программного кода OpenFOAM.

#### АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ

Расчетная область и принятые обозначения аэродинамического обтекания тела клиновидной формы в сверхзвуковом потоке газа представлены на рис. 1 [3]. Исследуемое тело представляет собой клин с углом  $\alpha = 15^\circ$ , условия набегающего потока на входе обозначаются индексом 1, а на выходе — индексом 2. В рассматриваемом случае поступательное течение вдоль боковой поверхности клина отделяется от набегающего потока плоским косым скачком уплотнения, идущим от

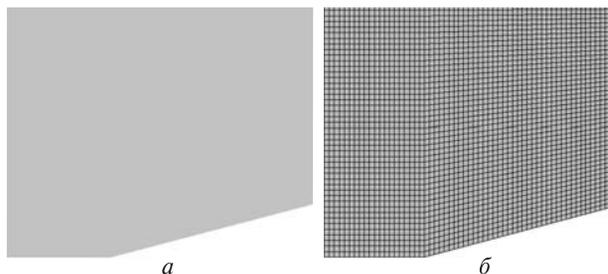


Рис. 2. Расчетная область задачи: а — геометрия, б — дискретизация

вершины клина (так называемая ударная волна). При прохождении газа через ударную волну его скорость, давление, плотность и температура изменяются разрывным образом, т. е. скачком.

Задача рассматривается при давлении набегающего потока  $p_1 = 1$  атм и температуре  $T_1 = 300$  К для набора чисел Маха  $M_1 = [1.65, 1.75, 2.0, 2.25, 2.5, 3.0, 3.5]$ . Характеристики течения за ударной волной могут быть определены из известных аналитических зависимостей [3, 7, 8, 11], что позволяет оценить адекватность получаемых результатов на численной модели. Результаты аналитического решения приведены в табл. 1.

#### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

В статье рассматривается задача обтекания клиновидного тела в невязком сверхзвуковом потоке. Использование модели Эйлера, описывающей невязкое течение идеального газа, позволяет получать достоверные данные (особенно при умеренных сверхзвуковых значениях числа Маха) о силовом взаимодействии летательного аппарата с окружающей средой [1, 4–6].

Математическая модель основана на системе уравнений Эйлера, определяющих законы сохранения массы, движения, энергии и уравнения состояния идеального газа. Система уравнений решалась численным методом конечных объемов с использованием программного кода OpenFOAM. Геометрические характеристики расчетной области принимались по данным (<https://confluence.cornell.edu/pages/viewpage.action?pageId=170201594>). Ее построение и дискретизация выполнялась с помощью утилиты blockMesh (рис. 2), входящей в состав

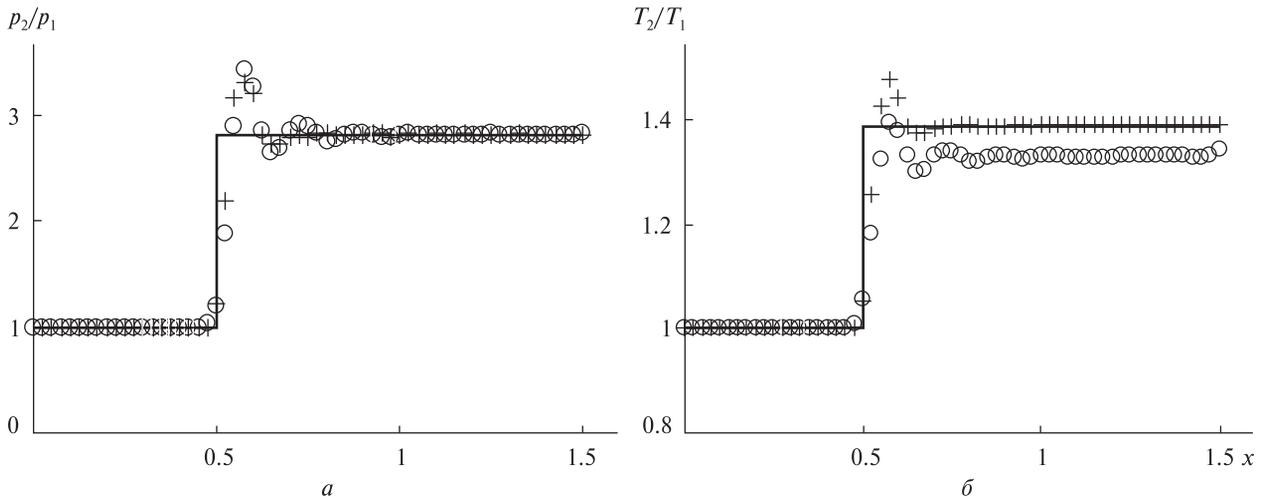


Рис. 3. Сопоставление результатов моделирования при скорости набегающего потока  $M_1 = 3$ :  $a$  — перепад давления,  $b$  — перепад температуры (сплошная линия — аналитическое решение, кружки — sonicFoam, крестики — rhoCentralFoam)

OpenFOAM. Для построения более сложных геометрических моделей может быть также использована открытая интегрируемая платформа SALOME (<http://www.salome-platform.org/>). Визуализация результатов расчета выполнялась с помощью свободного программного обеспечения ParaView (<http://www.paraview.org/>).

В качестве граничных условий задачи принимались:

- во входном сечении и на верхней границе задавались скорость, давление и температура набегающего потока;
- в выходном сечении — условия нулевого градиента для скорости, давления и температуры;
- на поверхности клина — условия скольжения для скорости и нулевого градиента для температуры и давления;
- на нижней границе — условия симметрии.

В качестве решателей OpenFOAM использовались sonicFoam и rhoCentralFoam, предназначенные для моделирования задач до- и сверхзвукового ламинарного или турбулентного сжимаемого потока. Эти решатели отличаются между собой базовыми алгоритмами. SonicFoam построен на основе алгоритма вычисления давления (pressure-based), а rhoCentralFoam — на алгоритме вычисления плотности (density-based).

В методе pressure-based уравнения сохранения решаются для исходных переменных ( $\rho$ ,  $\mathbf{V}$ ,  $e$ ), плотность находится из уравнения состояния, а давление из уравнения связи давления со скоростью. В случае метода density-based уравнения сохранения решаются для переменных ( $\rho$ ,  $\rho\mathbf{V}$ ,  $\rho E$ ), плотность рассчитывается из уравнения неразрывности, а давление — из уравнения состояния.

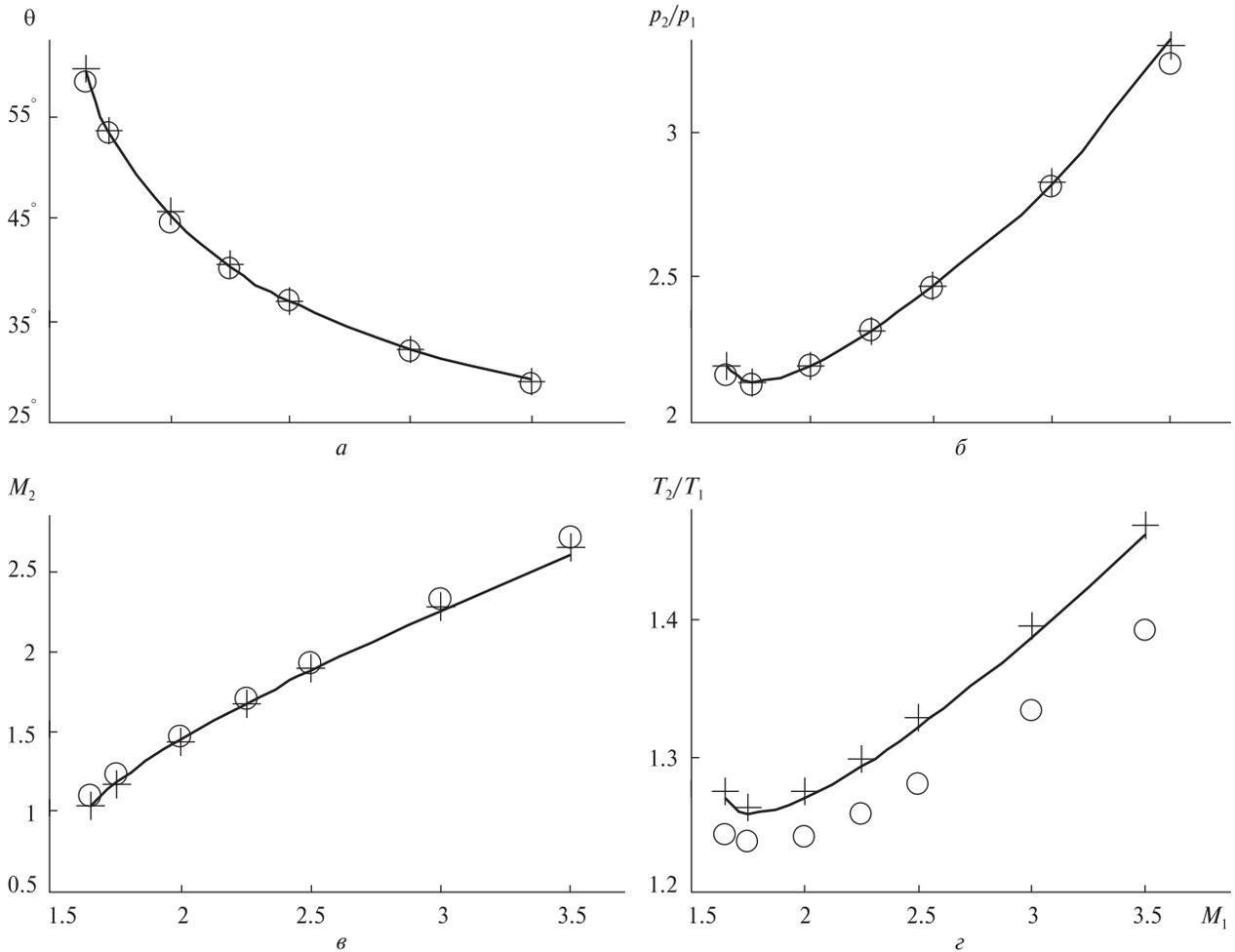
SonicFoam реализован с помощью алгоритма PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operators) [12, 13], отличается двухшаговым корректором, а в качестве зависимых переменных используется давление и скорость.

RhoCentralFoam реализуется с использованием центрально-разностной схемы Курганова — Тадмора [14].

При выполнении расчетов шаг интегрирования по времени выбирался из условия, чтобы число Куранта не превышало единицы. Число Куранта для расчетной ячейки определялось согласно [2]:

$$Co = \frac{\delta_t |\mathbf{V}|}{\delta x},$$

где  $\delta_t$  — шаг интегрирования по времени,  $\delta x$  — размер расчетной ячейки в направлении скорости,  $|\mathbf{V}|$  — модуль вектора скорости в расчетной ячейке.



**Рис. 4.** Сопоставление результатов моделирования с аналитическими расчетами при разных скоростях  $M_1$  набегающего потока (см. табл. 1):  $a$  — угол ударной волны,  $b$  — перепад давления,  $v$  — число Маха,  $z$  — перепад температуры

**Таблица 2. Погрешность результатов численного анализа сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы при скорости набегающего потока  $M_1 = 3$**

Решатель	$M$	$p$ , атм	$T$ , К	$\theta$ , град
Аналитическое решение	2.254	2.824	416.4	32.22
sonicFoam	2.326	2.815	400.01	31.96
Погрешность, %	3.19	0.32	3.94	0.81
rhoCentralFoam	2.276	2.828	418.58	32.25
Погрешность, %	0.98	0.14	0.39	0.01

Численное решение задачи проводилось при условиях однозначности, для которых существует ее аналитическое решение.

### СОПОСТАВЛЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ

Результаты сопоставления данных численного анализа сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы (решатели sonicFoam и rhoCentralFoam) с точными решениями для набора чисел Маха  $M_1 = [1.65, 1.75, 2.0, 2.25, 2.5, 3.0, 3.5]$  и в отдельности для  $M_1 = 3$  приведено на рис. 3, 4.

Из приведенных данных следует, что оба решателя показывают сходимость с аналитическим решением по всем приведенным графикам, за исключением перепада температуры. В этом случае rhoCentralFoam обеспечивает лучшее приближение к аналитическому решению по

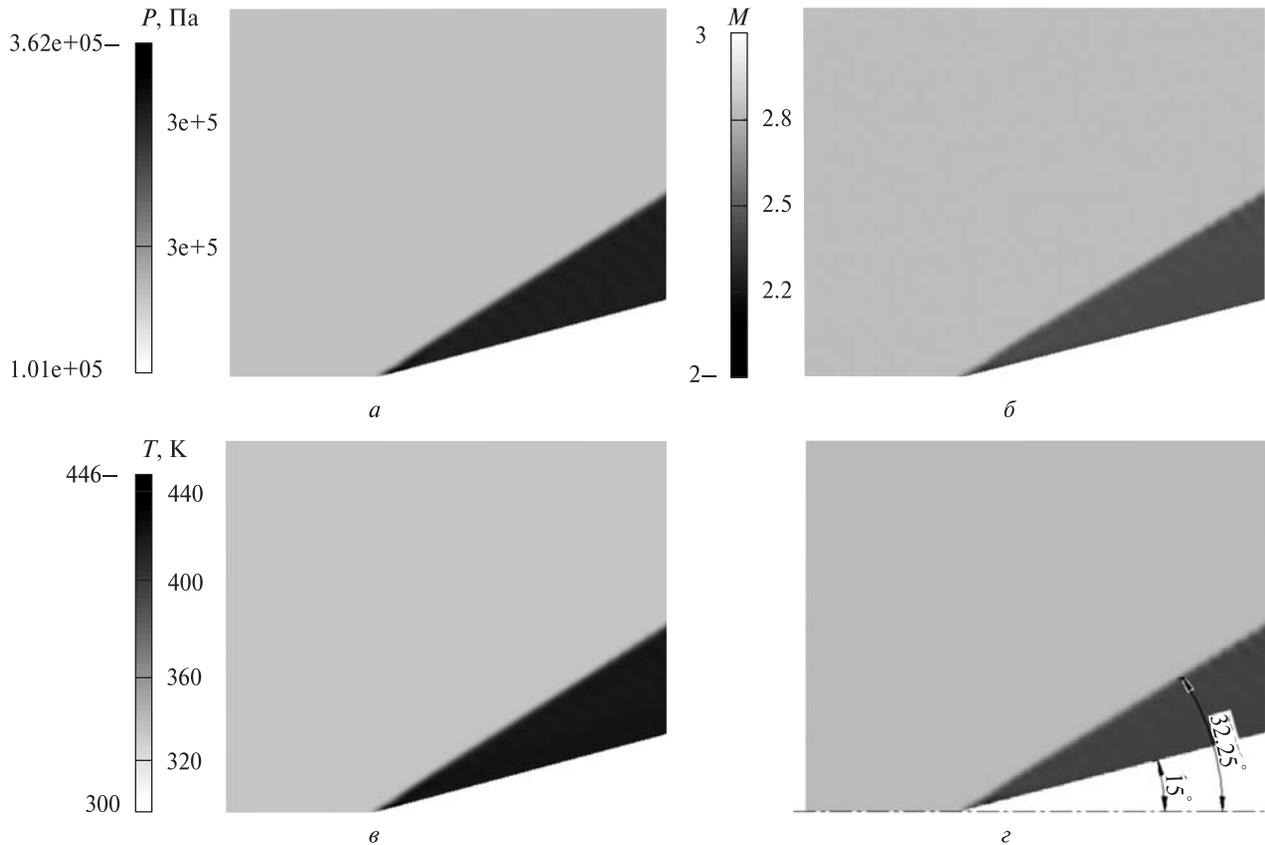


Рис. 5. Физические поля: а — давление, б — число Маха, в — температура, г — угол ударной волны

сравнению с sonicFoam. Оценка погрешности результатов численного анализа приведена для варианта расчета со скоростью набегающего потока  $M_1 = 3$  (табл. 2).

Результаты моделирования в виде полей физических величин при скорости набегающего потока  $M_1 = 3$  приведены на рис. 5.

Профили гидродинамических и термодинамических характеристик потока, полученные в результате численного моделирования, количественно и качественно описывают сверхзвуковое обтекание тела клиновидной формы.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача аэродинамического обтекания тела клиновидной формы в сверхзвуковом потоке воздуха и ее решение с помощью открытого программного кода OpenFOAM с применением решателей sonicFoam и rhoCentralFoam. Получены результаты численного анализа обте-

кания клиновидного тела и выполнено их сопоставление с точным решением. Установлено, что наиболее близкие к аналитическому решению результаты показывает решатель rhoCentralFoam (см. рис. 3, 4).

В качестве развития данного исследования планируется в дальнейшем провести сравнительный численный анализ сверхзвукового обтекания тела с исследованием влияния моделей турбулентности на точность получаемых результатов и решение сопряженной задачи для получения распределения поля температур непосредственно в летательном аппарате.

Также для повышения точности расчета полей температуры планируется выполнить модификацию решателя SonicFoam путем замены схемы против потока Гаусса с первым порядком на центрально-разностную схему против потока Курганова — Тадмора со вторым порядком аппроксимации потоковых членов.

1. Белоцерковский О. М. Численное моделирование в механике сплошных сред. — М.: Наука, 1984. — 517 с.
2. Калугин В. Т., Стрижак С. В. Выбор аэродинамической компоновки аппарата-зонда обтекаемого турбулентным закрученным потоком газа // Наука и образование. — 2012. — **125**. — С. 181—198.
3. Караколи Е. Аэродинамика больших скоростей. — Пер. с англ. / Под ред. Л. П. Смирнова. — М.: Изд-во Акад. наук СССР, 1960. — 725 с.
4. Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Данилов А. Н., Захарченко В. Ф. Аэродинамика ракет. — М.: Высш. шк., 1968. — 772 с.
5. Липницкий Ю. М., Красильников А. В., Покровский А. Н., Шманенков В. Н. Нестационарная аэродинамика баллистического полёта. — М.: Физматлит, 2003. — 174 с.
6. Лунёв В. В. Течение реальных газов с большими скоростями. — М.: Физматлит, 2007. — 760 с.
7. Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений / Пер. с англ. Р. И. Штейнберга. — М.-Л.: ГИТТЛ, 1952. — 466 с.
8. Anderson J. Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. — 2nd ed. — New York: McGraw-Hill, 2004. — 650 p.
9. Ferziger J. H., Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics. — Berlin: Springer-Verlag, 2002. — 423 p.
10. Hafez M. M., Oshima K., Kwak D. Computational fluid dynamics. Review 2010. — Singapore: Mainland Press, 2010. — 618 p.
11. Houghton E. L., Brock A. E. Equations, tables and charts for compressible flow // Nasa technical report. — California, Moffett Field, 1953. — 69 p.
12. Issa R. I. Solution of implicitly discretised fluid flow equations by operator-splitting // J. Comput. Phys. — 1986. — **62**. — P. 40—65.
13. Jang D. S., Jetli R., Acharya S. Comparison of the PISO, SIMPLER, and SIMPLEC algorithms for the treatment of the pressure-velocity coupling in steady flow problems // Numer. Heat Transfer Appl. — 1986. — **10**. — P. 209—228.
14. Kurganov A. Tadmor E. New high-resolution central schemes for nonlinear conservation laws and convec-

tion – diffusion equations // J. Comput. Phys. — 2000. — **160**, N 1. — P. 241—282.

Стаття надійшла до редакції 25.12.14

А. Я. Карвацкий, И. В. Пулинец,  
Т. В. Лазарев, А. Ю. Педченко

Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут», Київ

#### ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ КЛИНУ З ВИКОРИСТАННЯМ ВІЛЬНОГО ВІДКРИТОГО ПРОГРАМНОГО КОДУ OPENFOAM

Розглянуто приклад застосування вільного відкритого програмного коду OpenFOAM з використанням вирішувачів sonicFoam і rhoCentralFoam для розрахунку надзвукового обтікання тіла клиновидної форми. Досліджено вплив швидкості набігаючого повітряного потоку на розподіл тиску, швидкості та температури в розрахунковій області. Виконано порівняння числових результатів з точними розв'язками і проведено аналіз отриманих даних.

**Ключові слова:** OpenFOAM, надзвуковий потік, нев'язка течія, косий стрибок ущільнення, клиновидний профіль.

А. Я. Карватский, И. В. Пулинets,  
Т. В. Лазарев, А. Ю. Педченко

National Technical University of Ukraine  
«Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv

#### NUMERICAL MODELLING OF SUPERSONIC FLOW AROUND A WEDGE WITH THE USE OF FREE OPEN SOFTWARE CODE OPENFOAM

Calculation of supersonic flow around a wedge shaped body was considered as an example of the usage of the free open software code OpenFOAM with the application of solvers. The influence of incoming air flow velocity on the distribution of pressure, velocity, and temperature in the calculation area was studied. Numerical results and accurate solutions were compared, and the data obtained were analyzed.

**Key words:** OpenFOAM, supersonic flow, inviscid flow, oblique shock, wedge airfoil.