

Санкт-Петербургский государственный университет

Механика и математическое моделирование

Механика жидкости, газа и плазмы

Валиев Ильдар Наильевич

Расчет обтекания затупленного тела сверхзвуковым потоком при локальном
энергоподводе

Бакалаврская работа

Научный руководитель:
к.ф.-м.н., доцент Карпенко А. Г.

Рецензент:
к.т.н., И.О. заведующего кафедрой «Двигатели и энергоустановки летательных
аппаратов» БГТУ «Военмех» Левихин А. А.

Санкт-Петербург

2016

SAINT-PETERSBURG STATE UNIVERSITY

Mechanics and Mathematical Modelling

Mechanics of Fluids and Gases

Valiev Ildar

Calculation of supersonic flow around blunt bodies under local energy deposition

Bachelor's Thesis

Scientific supervisor:

PhD, Associate professor Karpenko Anton

Reviewer:

Ph.D., The Acting Head of the Department "Engines and power plants of aircraft" Baltic state technical university «Voenmeh» named after D.F. Ustinov,

Levihin Artem

Saint-Petersburg

2016

Оглавление

	Стр.
Введение	4
Глава 1. Постановка и решение тестовой задачи	5
1.1 Постановка задачи	5
1.2 Построение сетки	7
1.3 Расчет задачи	8
Глава 2. Постановка и решение задачи с энерговодводом	10
2.1 Постановка задачи	10
Заключение	14
Список литературы	15

Введение

В данной работе будет представлен численный расчет обтекания тела с энергоподводом и сравнение полученных результатов с экспериментальными данными.

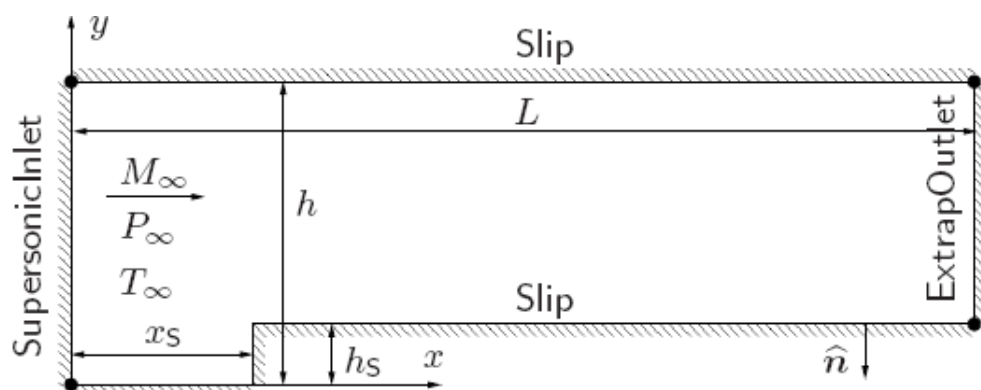
Для изменения внешнего поля течения вокруг летательного аппарата энергоподвод является хорошо известным методом и, в первую очередь, используется для уменьшения сопротивления на объектах летающих на сверхзвуковых скоростях. Исторически сложилось, что метод добавления энергии в сверхзвуковом потоке использовался в качестве альтернативного метода уменьшения сопротивления на летающий аппарат. Исследования сверхзвуковых газовых потоков с энергоподводом представляют значительный интерес. Учитывая относительное положение, форму и мощность теплового источника по отношению к внешней поверхности тела, можно существенно уменьшить его аэродинамическое сопротивление, и тем самым снизить величину тяги, необходимой для поддержания стабильного полета. Это может быть использовано для управления летательным аппаратом. Задача сверхзвукового обтекания с локальным энергоподводом изучается многими исследователями по всему миру [1] [2] [3] [4].

Глава 1. Постановка и решение тестовой задачи

1.1 Постановка задачи

Предисловие. Двумерная задача обтекания ступеньки в аэродинамической трубе была поставлена Эшли Эмери (Ashley Emery) в 1968 году для сравнения нескольких гидродинамических методов, которые сейчас имеют только исторический интерес [5]. Вудворд и Колелла (Woodward and Colella) в 1984 году использовали данную задачу [6], чтобы сравнить более продвинутые методы [7]. После публикации Вудворда и Колелла задача получила общественное признание и сейчас является базовой тестовой задачей для численных методов и для отладки расчетных схем потому, что была проверена на множестве алгоритмах в течение большого количества лет.

Геометрия. В аэродинамической трубе длиной $L = 15$ ед. и высотой $h = 5$ ед. находится ступенька высотой $h_S = 1$ ед. и отступает от левого конца на $x_S = 3$ ед.:



Граничные и начальные условия. Изначально аэродинамическая труба заполнена идеальным политропным газом с показателем адиабаты $\gamma = 1.4$ и скоростью, равной числу Маха $M = 3$, который в начальный момент времени в каждой точке имеет термодинамические параметры: давление $P_{00} = 1$ Па, температуру $T_{00} = 1$ К и газовая постоянная $R_{00} = 0.714$ Дж/кгК. Газ с такими же свойствами непрерывно поступает из левой границы с нулевым углом атаки. На стенках задано граничное условие симметричного отражения потока.

Система уравнений. Законы сохранения массы, импульса и энергии для плоского движения сжимаемого не вязкого не теплопроводного газа выглядят

следующим образом:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\rho v_x}{\partial x} + \frac{\rho v_y}{\partial y} = 0 \\ \frac{\partial \rho v_x}{\partial t} + \frac{p + \rho v_x^2}{\partial x} + \frac{\rho v_y^2}{\partial y} = 0 \\ \frac{\partial \rho v_y}{\partial t} + \frac{\rho v_x^2}{\partial x} + \frac{p + \rho v_y^2}{\partial y} = 0 \\ \frac{\partial E}{\partial t} + \frac{v_x(E+p)}{\partial x} + \frac{v_y(E+p)}{\partial y} = 0 \end{cases} \quad (1.1)$$

где E – полная энергия на единицу объема:

$$E = \rho \left(\varepsilon + \frac{v_x^2 + v_y^2}{2} \right) \quad (1.2)$$

ε – удельная внутренняя энергия. Дополним систему уравнением состояния идеального газа:

$$p = \rho RT \quad (1.3)$$

1.2 Построение сетки

Геометрия задачи будет выглядеть следующим образом:

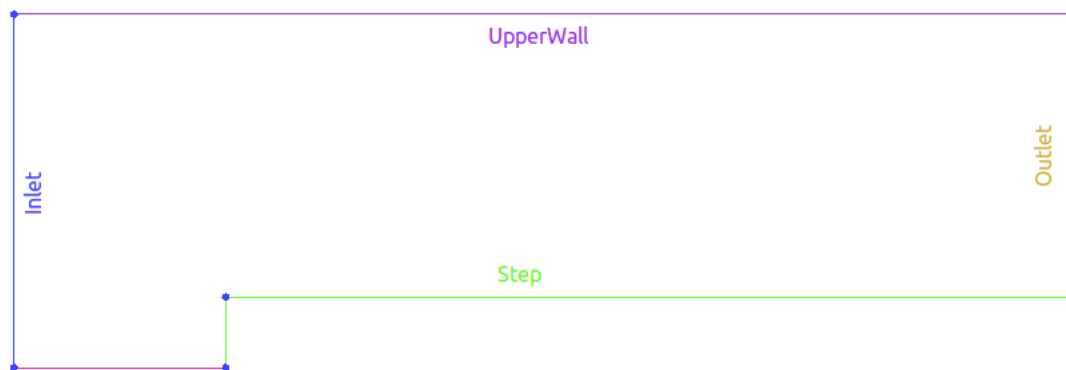


Рисунок 1.1 — Геометрия задачи.

Далее следуют вполне стандартные этапы по созданию сетки. Добавляем на геометрии области граничных условий. Разбиваем геометрию на блоки, ненужные удаляем, остальные ассоциируем с геометрией. Каждый блок заполняем прямоугольной сеткой. Теперь все блоки автоматически с помощью конформных отображений растянутся вместе с сеткой на тот участок геометрии, с которым они были проассоциированы. Получим следующий результат:

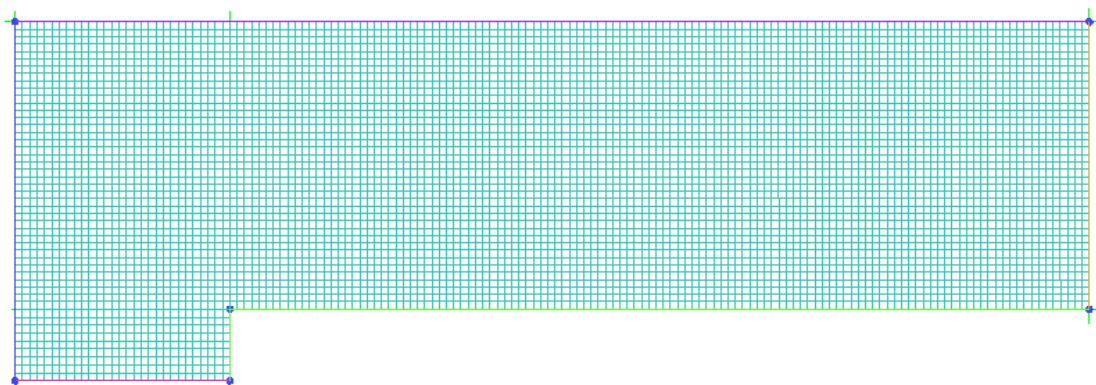


Рисунок 1.2 — Готовая сетка.

Теперь необходимо сконвертировать сетку в неструктурированный вид и экспортировать. В данной работе для обсчета задачи будет использоваться Ansys Fluent.

Для построения сетки использовался Ansys ICEM CFD. Существуют и другие программы для построения сеток, например, OpenFoam, Numеса и другие.

1.3 Расчет задачи

Теперь зная граничные условия и имея готовую сетку, можно найти численное решение двумерной тестовой задачи 1.1. В Ansys Fluent параметры идеального газа задаются константами: удельной теплоемкостью C_p и молекулярным весом μ :

$$\mu = \frac{R}{R_{00}} = 11.6449 \text{ кг/моль} = 11644.9 \text{ кг/кмоль} \quad (1.4)$$

$$C_p = C_v + R_{00} = \frac{R}{\gamma - 1} + R = 29.101 \text{ Дж/мольК} = 2.499 \text{ Дж/кгК} \quad (1.5)$$

где $R = 8.3145 \text{ Дж/мольК}$ – универсальная газовая постоянная. Условия на входной поток (pressure-inlet) задается через полное давление P_0 и начальное статическое давление P_{00} (которое нам известно):

$$P_0 = P_{00} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right)} = 36.7327 \text{ Па} \quad (1.6)$$

Осталось найти полную температуру T_0 :

$$T_0 = T_{00} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) = 2.8 \text{ К} \quad (1.7)$$

Аналогично высчитываются параметры для потока на выходе (pressure-outlet). К верхней стенке и ступеньке применяется условие симметричности.

Результат следующий:

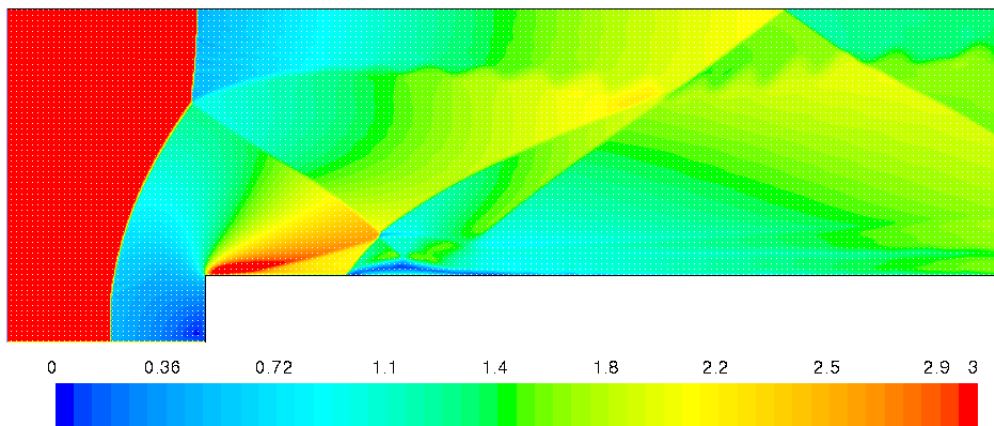


Рисунок 1.3 — Стационарное состояние.

При обтекании тела сверхзвуковым потоком перед ним образуется отошедший скачек уплотнения, течение за которым в некоторой области является дозвуковым. Течение без учета вязкости является стационарным. Видна "ножкой Маха" и развивающаяся в ней неустойчивость Кельвина-Гельмгольца.

Глава 2. Постановка и решение задачи с энерговодводом

2.1 Постановка задачи

Выполнены все условия как и в тестовой задаче 1.1 кроме небольшого изменения геометрии:

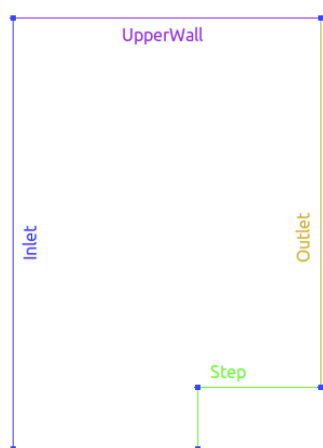


Рисунок 2.1 — Геометрия.

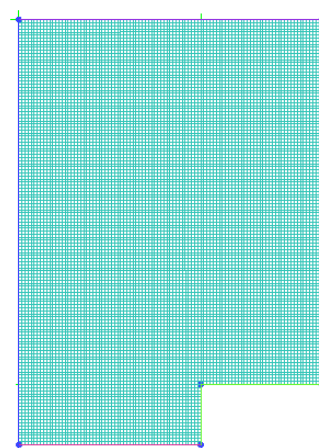


Рисунок 2.2 — Готовая сетка.

Точно так же произведем расчет до стационарного состояния. Получим следующее распределение Маха:

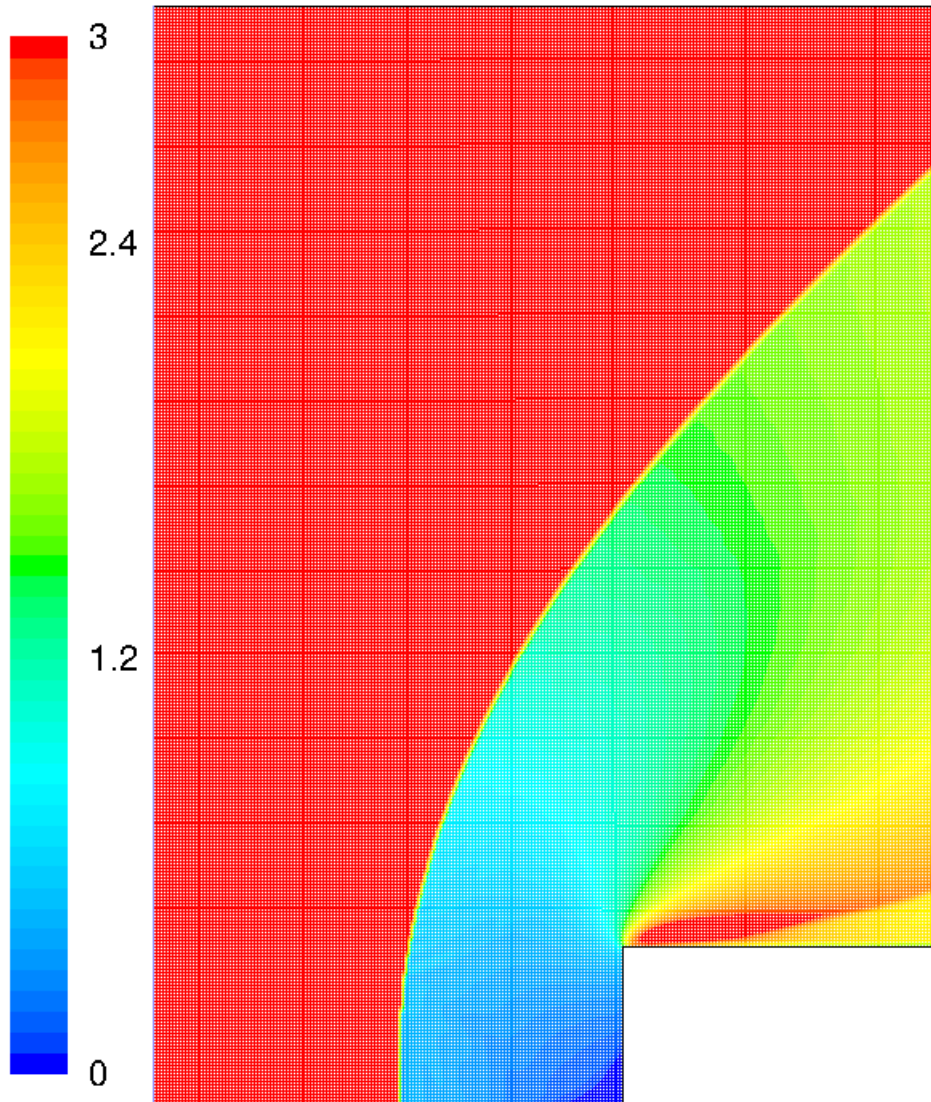


Рисунок 2.3 — Стационарное состояние.

Теперь в стационарном состоянии добавим энергоподвод высотой $h_d = 1.5$ мм и длиной $l_d = 15$ мм. Необходимо рассчитать давление p_d внутри энергоподвода при заданной объемной энергии $E_d^* = 1.5 \cdot 10^{-3}$ Дж [2] для плоской задачи. Для объемной задачи:

$$T_d^* = \frac{p_d^*}{\rho R} \quad (2.1)$$

$$p_d^* = (\gamma - 1) \frac{E_d^* + \varepsilon^*}{V_d^*} \quad (2.2)$$

$$V_d^* = \pi \cdot h_d^2 \cdot l_d \quad (2.3)$$

$$\varepsilon^* = \frac{P_0}{\gamma - 1} V_d^* \quad (2.4)$$

$$(2.5)$$

для плоской аналогично, только отличие в V_d :

$$V_d = h_d \cdot l_d \cdot 1 \quad (2.6)$$

$$(2.7)$$

Из равенства температур $T_d = T_d^*$ следует:

$$\frac{E_d}{V_d} = \frac{E_d^*}{V_d^*} \quad (2.8)$$

Добавили энергоподвод:

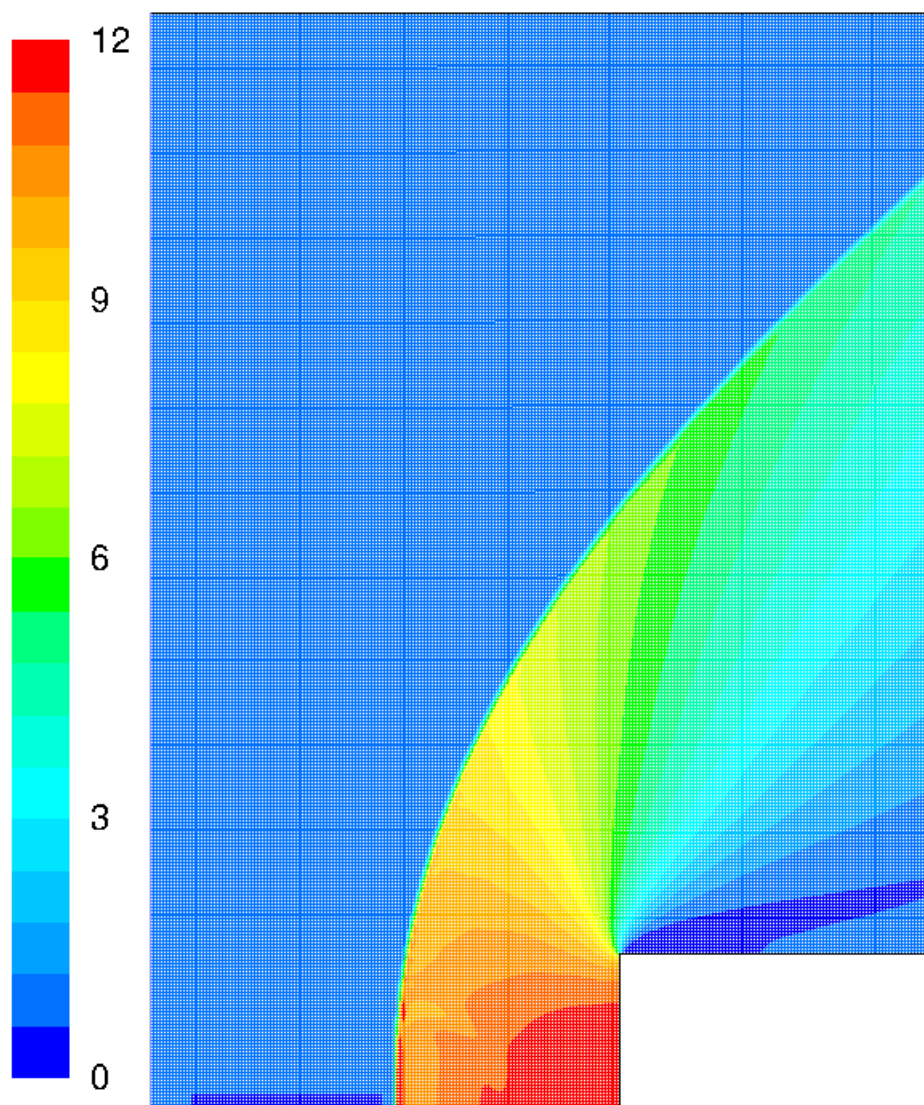


Рисунок 2.4 — Распределение давления и энергоподвод.

Изменения давления в точке торможения до стационарного состояния:

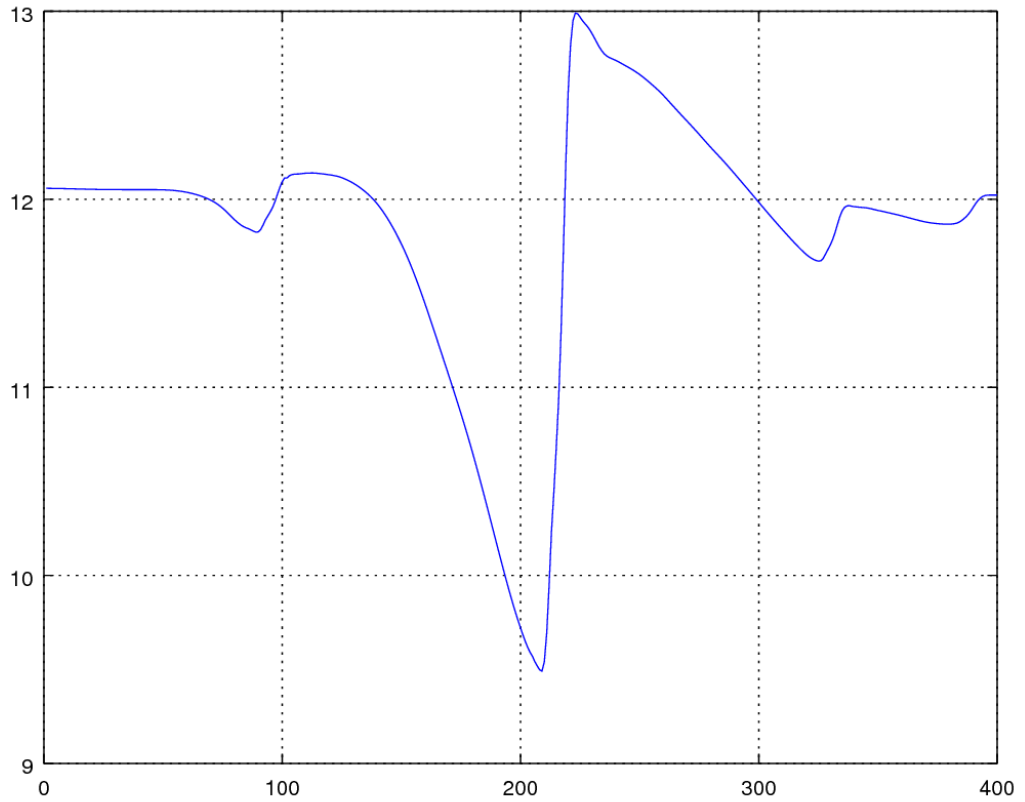


Рисунок 2.5 — Зависимость давления от итерации при $M = 3$.

Численный результат вполне совпадает с экспериментальными данными [2].

Заключение

Основные результаты работы заключаются в следующем.

Энергоподвод является важным направлением исследований по управлению сверхзвуковым потоком. Экспериментальные и расчетные методы показали возможность существенного снижения сопротивления на простой геометрии.

Исследования сосредоточены на применении лазерного или СВЧ разряда для управления полетом сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов. Возможность существенно изменить структуру ударной волны вокруг летательного аппарата с применением энергоподвода позволяет использовать новые подходы для управления полетом. Возможно, более эффективный чем обычный метод заключающийся в деформации формы летательного аппарата (например, с помощью элеронов и др.) [4].

Список литературы

1. Virtual shapes in supersonic flow control with energy addition / M. N. Shneider [et al.] // Journal of Propulsion and Power. — 2008. — Vol. 24, no. 5. — Pp. 900–915.
2. Effect of Mach number on the efficiency of microwave energy deposition in supersonic flow / V. A. Lashkov [et al.] // Physics of Plasmas. — 2016. — Vol. 23, no. 5. — P. 7. — DOI: <http://dx.doi.org/10.1063/1.4949524>. — URL: <http://scitation.aip.org/content/aip/journal/pop/23/5/10.1063/1.4949524>.
3. *Azarova O., Knight D., Kolesnichenko Y.* Pulsating stochastic flows accompanying microwave filament/supersonic shock layer interaction // Shock Waves. — 2011. — Vol. 21, no. 5. — Pp. 439–450.
4. *Knight D.* A short review of microwave and laser discharges for supersonic flow control // AerospaceLab. — 2015. — No. 10. — AL10–02.
5. *Emery A. F.* An evaluation of several differencing methods for inviscid fluid flow problems // Journal of Computational Physics. — 1968. — Vol. 2, no. 3. — Pp. 306–331.
6. *Woodward P., Colella P.* The numerical simulation of two-dimensional fluid flow with strong shocks // Journal of computational physics. — 1984. — Vol. 54, no. 1. — Pp. 115–173.
7. *Colella P., Woodward P. R.* The piecewise parabolic method (PPM) for gas-dynamical simulations // Journal of computational physics. — 1984. — Vol. 54, no. 1. — Pp. 174–201.