

## ЛИТЕРАТУРА:

1. Kalogirou S.A. Seawater desalination using renewable energy sources // Prog. Energy Combust. Sci. – 2005. – Vol. 31, no. 63. – P. 242–281.
2. Global Issues Overview – Water, United Nations. <http://www.un.org/ru/sections/issues-depth/water/>.
3. Romero R.J., Rodríguez-Martínez A. Optimal water purification using low grade waste heat in an absorption heat transformer // Desalination. – 2008. – Vol. 220, Iss. 1–3. – P. 506–513.
4. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – М.: Наука, 1972. – 721 с.
5. Robertson C.W., Williams D. Lambert Absorption Coefficients of Water in the Infrared // Opt. Spektrosk. – 1960. – Vol. 27. – P. 790.

Научный руководитель: О.В. Высокоморная, к.ф.-м.н., доцент каф. ТПТ ЭНИИ ТПУ.

## ВЛИЯНИЕ ЛОКАЛЬНОГО ВДУВА ГАЗА НА ТЕПЛООБМЕН В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Н.В. Савкина<sup>1</sup>, Н.П. Скибина<sup>1</sup>, Е.А. Маслов<sup>1,2</sup>, В.В. Фарапонов<sup>1</sup>

Томский государственный университет

ФТФ, ДП<sup>1</sup>

Томский политехнический университет

ЭНИИ, ТПТ<sup>2</sup>

Маневренность сверхзвукового летательного аппарата на траектории полета может быть осуществлена с помощью локального вдува газа с поверхности в пограничный слой. При этом на этапе проектирования возникает необходимость решения задачи определения основных параметров и структуры потока в пограничном слое в зависимости от условий вдува.

Целью настоящей работы является экспериментально-теоретическое исследование влияния локального вдува газа в пограничный слой при обтекании осесимметричной модели в диапазоне чисел Маха  $M = (2 \div 5)$ .

Эксперименты по определению коэффициента сопротивления осесимметричного тела при обтекании сверхзвуковым потоком проводились на импульсной аэродинамической установке [1]. Диапазон реализуемых режимов обтекания: числа  $M = (2 \div 5)$ ; давление торможения на срезе сопла диффузора, формирующего сверхзвуковой поток,  $P_0 = (0.15 \div 0.3)$  МПа при статическом давлении  $P = (0.03 \div 0.07)$  МПа; температура торможения набегающего воздушного потока  $T_0 = (17.5 \div 250)$  °С. Длительность работы импульсной аэродинамической установки в зависимости от условий испытаний составляет  $(1.0 \div 3.0)$  с.

Поля температуры и давления при обтекании конуса сверхзвуковым потоком с учетом локального вдува газа в пограничный слой определялись на ос-

новании численного моделирования процесса. Термогазодинамические характеристики течения получены с помощью пакета программ Ansys Fluent. Течение сплошной среды (газа) моделировалось системой уравнений Навье-Стокса турбулентного течения вязкого сжимаемого газа. В качестве модели турбулентности была использована SST-модель (модель сдвиговых напряжений Ментера), основанная на гипотезе вихревой вязкости. Численная реализация решения осуществлялась на неструктурированной сетке с различным сеточным разрешением (рис.1). Сетка сгущалась вблизи поверхности тела.

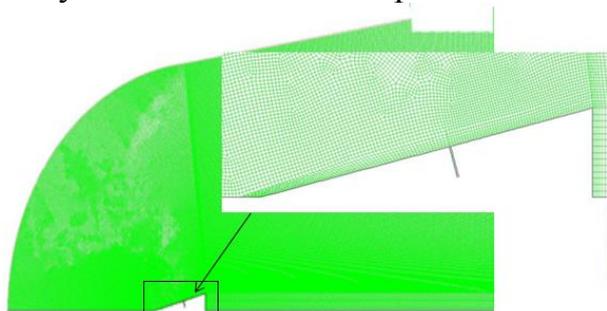


Рис. 1. Сеточная область решения задачи.

Количество узлов сетки выбиралось по экспериментально определенному значению коэффициента лобового сопротивления  $c_x$ .

В качестве примера в таблице 1 приведены данные о сеточной сходимости (количество узлов сетки) в численном исследовании обтекания конуса сверхзвуковым потоком ( $M = 3$ ),  $\delta c_x = \frac{|c_x^{calc} - \bar{c}_x|}{\bar{c}_x}$  – относительная погрешность расчетного значения коэффициента лобового сопротивления,  $\bar{c}_x = 0.324$ . (табл.1).

Табл. 1.

Сеточная сходимость при обтекании конуса сверхзвуковым потоком,  $M = 3$ .

| cells   | $c_x^{calc}$ | $\delta c_x$ |
|---------|--------------|--------------|
| 92 532  | 0.3189       | 0.0157       |
| 138 798 | 0.3212       | 0.0086       |
| 208 197 | 0.3239       | 0.0003       |
| 320 500 | 0.3241       | 0.0003       |

На основании численных исследований получены данные о распределении температуры и давления при обтекании конуса сверхзвуковым потоком,  $M = (2 \div 5)$ , с учетом локального вдува газа в пограничный слой.

На рисунке 2 приведен график распределения температуры вблизи поверхности конуса при локальном вдуве,  $M = 3$ , угол атаки  $\alpha = 0^\circ$ . Анализ полученных результатов показал влияние вдува на распределение температуры в пограничном слое. Распределение температуры носит существенно немонотонный характер: наиболее высокая температура – от вершины конуса до отборного отверстия, резкое уменьшение температуры на участке вдува, монотонное увеличение температуры – от отборного отверстия до основания конуса.

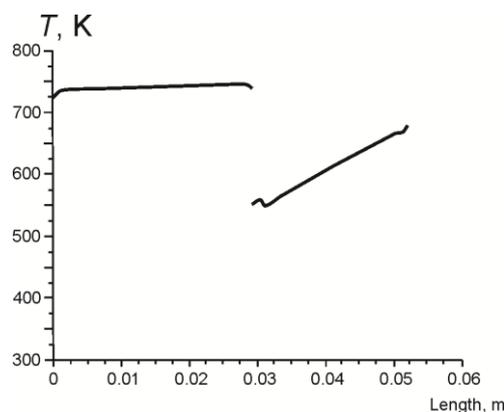


Рис. 2. Распределение температуры вблизи поверхности конуса при наличии локального вдува.

На основании результатов экспериментально-теоретического исследования влияния локального вдува газа в пограничный слой при обтекании осесимметричной модели в диапазоне чисел Маха  $M = (2 \div 5)$  определены основные термогазодинамические характеристики течения.

Качественный анализ полученных результатов при обтекании конуса со вдувом и без вдува показал существенное влияние вдува на динамику пограничного слоя и формирование конуса Маха.

#### ЛИТЕРАТУРА:

1. E.A. Maslov, V.V. Klochikhin, I.K. Zharova. Experimental research of supersonic flow around simulating rocket-ramjet, MATEC Web of Conferences 23,01026 (2015)
2. E.A. Maslov, V.V. Faraponov, N. N. Zolotorev, A.V. Chupashev, V.V. Matskevich, S.Yu. Chizhov, MATEC Web of Conferences 92, 01056 (2017)
3. V.G. Artonkin, P.G. Leutin, K.P. Petrov, Scientific works CAI. 92 1413 (1972)
4. Yu.V. Sheludko, *Physical and gas-dynamic ballistic studies* (Science, Leningrad, 1980)

Научный руководитель: Е.А. Маслов, к.ф.-м.н., доцент каф. ТПТ ЭНИН ТПУ.

#### МЕТОДЫ ОЦЕНОК КЛАССИФИКАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СЕПАРАТОРАХ

С.Р. Эсенбеков<sup>1</sup>, Н. Жангарач уулу<sup>1</sup>, А.С. Разва<sup>2</sup>  
Томский политехнический университет<sup>1,2</sup>  
ЭНИН, ТПТ, группа 5ФМ61<sup>1</sup>

**Введение.** Циклонные и вихревые аппараты широко используются в системах сепарации дисперсных материалов в технологиях пылеприготовления на