

# Турбулентное течение в диффузоре с неблагоприятным градиентом давления

В. М. Зубарев

Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского РАН  
zubarev@ipmnet.ru

В данной работе численным методом исследовалось течение в пограничном слое несжимаемой жидкости в диффузоре с увеличивающимся продольным (неблагоприятным) градиентом давления. В эксперименте F0141A [1] были измерены различные осредненные и турбулентные величины в пограничном слое. При численном моделировании применялась пристеночная модель турбулентности [2,3], полученная для полной скорости диссипации энергии турбулентности. Эта модель использовалась ранее в работах [4,5] при исследовании ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое при большой степени интенсивности турбулентности и показала результаты, совпадающие с экспериментом. Детально изучено численными методами особенности течения F0141A в диффузоре. Результаты расчетов сопоставлены с данными эксперимента по профилям средней скорости, значениям кинетической энергии турбулентности.

Здесь характерная длина была  $D = 1$  м, скорость  $- V_\infty = 0.222639 \cdot 10^2$  м/с, число Рейнольдса набегающего потока было  $Re_\infty = V_\infty D / \nu = 1.76 \cdot 10^6$ . Для проверки моделирования параметров турбулентности на рисунках приведено сравнение расчетного и экспериментального профиля средней скорости  $u(y)$  (рис. 1) при  $x = 3.04$  м и энергии турбулентности  $k(y)$  (рис. 2) при  $x = 3.39$  м в области близкой к концу измерений.

Характеристики динамического пограничного слоя и параметров турбулентности детально изучены при наличии продольного градиента давления. Представленные расчетные результаты показали их хорошее соответствие экспериментальным данным по профилям средней скорости и кинетической энергии турбулентности.

## Литература

1. Simpson R., Samuel A. *Increasingly adverse pressure gradient flow* // Proc. 1980–81 AFOSR-HTM-Stanford Conf. on Complex Turbul. Flows: Comparison of Computation and Experiment,

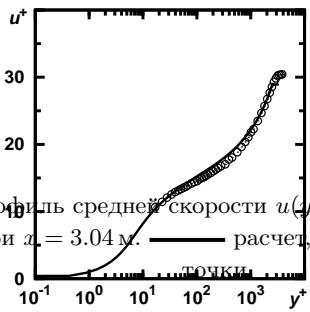


Рис. 1: Профиль средней скорости  $u(y)$  в логарифмических координатах при  $z = 3.04$  м. — расчет, ○ — экспериментальные

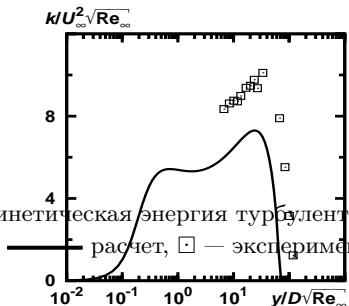


Рис. 2: Кинетическая энергия турбулентности  $k(y)$  при  $x = 3.39$  м.  
— расчет, □ — экспериментальные точки

- Stanford, CA, 3–6 Sept. 1980 / Eds. S. J Kline, B. J Cantwell, G. M Lilley, Mech. Eng. Dept., Stanford Univ., v. 1, 1981, p. 259–261.
2. Myong H. K., Kasagi N. *A new proposal for a  $k-\epsilon$  turbulence model and its evaluation. 1st report, development of the model* // Trans. Japan Soc. Mech. Eng, 1988, B 54, p. 3003–3009.
  3. Myong H. K., Kasagi N. *A new proposal for a  $k-\epsilon$  turbulence model and its evaluation. 2nd report, evaluation of the model* // Trans. Japan Soc. Mech. Eng., 1988, B 54, p. 3512–3520.
  4. Зубарев В. М. *Исследование совместного влияния параметров турбулентности набегающего потока на переход течения в пограничном слое* // Тепл. процессы в техн., 2016, т. 8, № 1, с. 4–16.

5. Zubarev V. M. *Comparative analysis of various  $k$ - $\varepsilon$  turbulence models for laminar-turbulent transition* // Препринт ИПМех РАН. М.: Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 1997, Препринт № 601. – 52с.

## О структуре течения в ударных слоях около V-образных крыльев при сверхзвуковых скоростях обтекания

<sup>1</sup>М. А. Зубин, <sup>2</sup>Ф. А. Максимов, <sup>3</sup>Н. А. Остапенко

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

<sup>1</sup>[zubinma@mail.ru](mailto:zubinma@mail.ru)

<sup>2</sup>[f\\_a\\_maximov@mail.ru](mailto:f_a_maximov@mail.ru)

<sup>3</sup>[ostap@imec.msu.ru](mailto:ostap@imec.msu.ru)

Представлены результаты комплексного теоретического и экспериментального исследования структуры обтекания V-образных крыльев при сверхзвуковых скоростях обтекания.

Показана возможность распространения ранее установленных критериев существования невязких вихревых структур (вихревых особенностей Ферри) в ударных слоях около V-образных крыльев [Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. ДАН. Т.434. №3. С.282-288.] на случай образования контактного разрыва соответствующей интенсивности, исходящего из точки ветвления  $\lambda$ -конфигурации ударных волн, сопровождающей отрыв турбулентного пограничного слоя под воздействием внутреннего скачка уплотнения, падающего на одну из консолей крыла. В рамках модели идеального газа рассмотрены режимы течения как с ударными волнами, присоединенными к передним кромкам, так и с центрированной волной разрежения на передней кромке подветренной консоли, реализующиеся при несимметричном обтекании крыла с нулевым углом стреловидности передних кромок и углом раскрытия  $2\pi/3$  потоком с числом Маха  $M = 3$ . С использованием результатов численных расчетов, точного расчета точек ветвления на головной ударной волне и разработанной ранее эффективной полуэмпирической методики расчета интенсивности контактного разрыва, исходящего из точки ветвления  $\lambda$ -конфигурации ударных волн, а также экспериментальных данных, полученных с помощью различных методов, установлено,