

Турбулентное течение в диффузоре с неблагоприятным градиентом давления

В. М. Зубарев

Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлinskого РАН

zubarev@ipmnet.ru

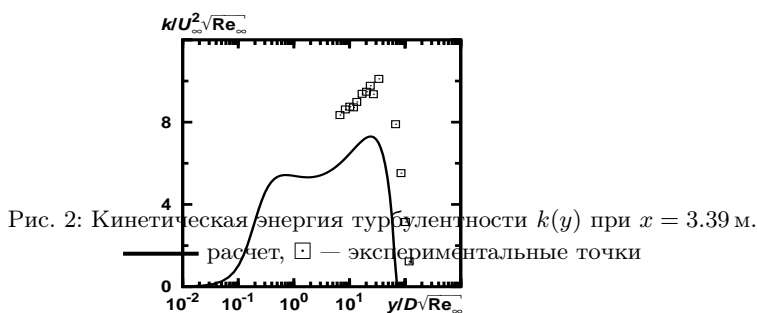
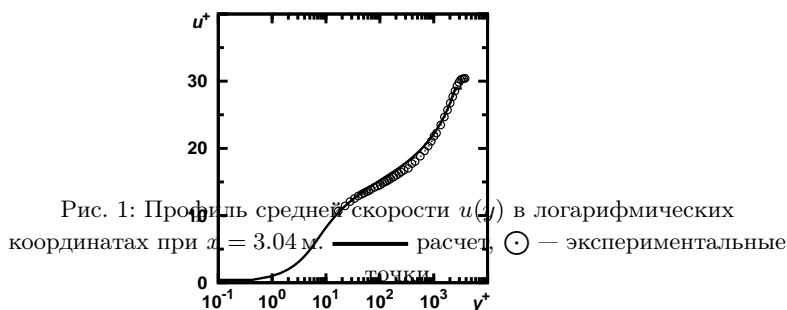
В данной работе численным методом исследовалось течение в пограничном слое несжимаемой жидкости в диффузоре с увеличивающимся продольным (неблагоприятным) градиентом давления. В эксперименте F0141A [1] были измерены различные осредненные и турбулентные величины в пограничном слое. При численном моделировании 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-HTTM-Stanford Conf. on Complex Turbul. Flows: Comparison of Computation and Experiment,



- 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 - ε 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 - ε 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 - ε 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

¹М. А. Зубин, ²Ф. А. Максимов, ³Н. А. Остапенко

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

¹zubinma@mail.ru

²f_a_maximov@mail.ru

³ostap@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 λ -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 λ -конфигурации ударных волн, а также экспериментальных данных, полученных с помощью различных методов, установлено,