

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В БЛИЖНЕМ ПОЛЕ МОДЕЛИ 69-DEGREE DELTA WING BODY

Т.А. Киселева, С.В. Лукашевич

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск, Россия*

Проблема звукового удара является одной из ключевых в создании сверхзвукового пассажирского самолета [1]. В виду сложности физического моделирования всего процесса распространения волны звукового, во всем мире ведется разработка и валидация различных инструментов его прогнозирования [2]. В настоящее время научное сообщество склонно разделять исследование звукового удара на две задачи: получение данных о параметрах течения в ближнем поле ЛА (на расстояниях R порядка длины L ЛА) и их распространение в дальнюю зону ($R \gg L$). В данной работе проводится численное моделирование течения в ближнем поле модели с дельтовидным крылом 69-Degree Delta Wing Body, используемой для тестирования различных методик моделирования звукового удара в рамках AIAA Sonic Boom Prediction Workshops [3].

Задача обтекания тела и формирования течения в ближнем поле решалась в трехмерной постановке с использованием уравнений Навье-Стокса. Расчет проводился для стационарного течения идеального газа с показателем адиабаты $\gamma = 1,4$. Полагалось ламинарное течение без учета трения о поверхности модели. Поверхности модели задавались непроницаемыми, без шероховатостей, без теплопроводности. Это позволяло корректно моделировать возникновение и распространение в ближнем поле ударных волн, волн сжатия и разряжения. Задавались начальные условия, соответствующие нормальным на высоте 15 000 м, число Маха 1,6.

На рис. 1 показано распределение избыточного статического давления вдоль контрольной прямой на удалении $K = H/L = 3,6$. Здесь H – удаление по вертикали, L – длина модели. По оси абсцисс отложена x -координата, проходящая через ось модели. Нулевое значение выбрано произвольным образом. На оси ординат – избыточное (относительно набегающего потока P_{inf}) статическое давление.

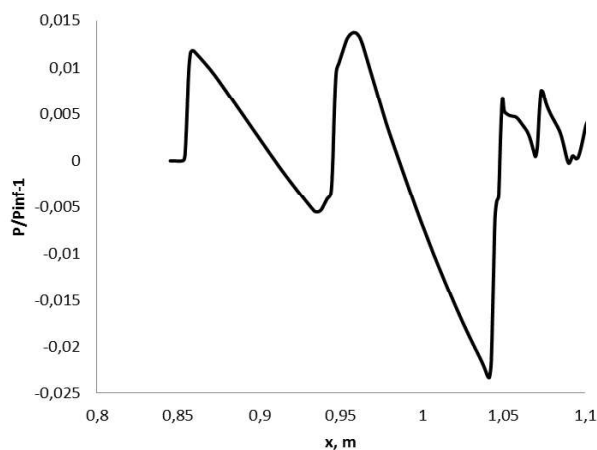


Рис. 1. Распределение избыточного статического давления вдоль контрольной прямой в ближнем поле модели.

Прослеживается головная УВ интенсивностью $\sim 0,01$, сформированная в результате обтекания потоком носовой части модели, за ней следует волна разряжения, приводящая к снижению давления до величины меньшей, чем в набегающем потоке. Далее наблюдается ударная волна ($x \approx 0,95$), сформированная крылом. Замыкает профиль хвостовая ударная волна ($x \approx 1,05$).

На рис. 2 показано сопоставление с результатами численного моделирования, полученными исследователями из Boeing, Dassault Aviation, JAXA, NASA и ONERA [3]. Интенсивность ударных волн, полученных в результате расчетов авторов данной публикации, выше среднего значения, однако находится на уровне величин, полученных в Boeing, Dassault Aviation и JAXA. Также следует отметить, что градиент давления на ударных волнах максимален в результатах расчетов Boeing и ИТПМ СО РАН.

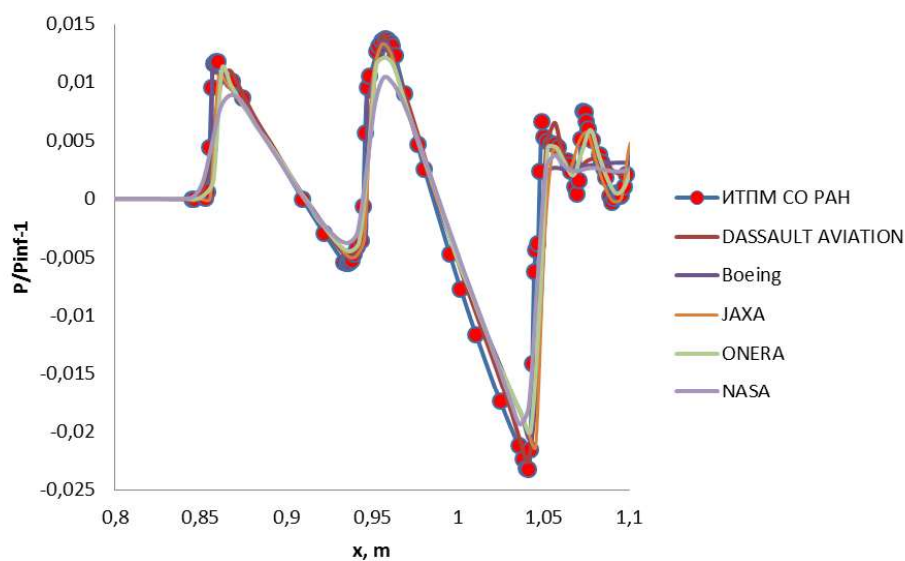


Рис. 2. Сопоставление результатов численного моделирования, полученными разными исследователями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чернышев С.Л. Звуковой удар, М.: Наука. 2011.
2. Ozcer, I., Kandil, O. Fun3D / OptiGRID Coupling for Unstructured Grid Adaptation for Sonic Boom Problems. // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2008.
3. Park M.A., Morgenstern J.M. Summary and Statistical Analysis of the First AIAA Sonic Boom Prediction Workshop // 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2014. P. 2006.