

ВЕРИФИКАЦИЯ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

П.И. Карасев, , А.С. Шишаева, , С.В. Жлуктов,
ООО «ТЕСИС», г. Москва, Российская Федерация

Введение.

В настоящее время проектирование летательных аппаратов не обходится без численного моделирования. Это связано с тем, что натурные испытания дороги, проводятся в ограниченном диапазоне условий и требуют тщательного контроля влияния границ экспериментальной установки и измерительной аппаратуры на результат. Экспериментальные данные сегодня, как правило, используются для верификации программ, предназначенных для численного моделирования физических процессов. Программы, продемонстрировавшие хорошее воспроизведение экспериментальных данных, используются затем для систематических расчётов течений около перспективных летательных аппаратов в широком диапазоне условий.

В данной статье исследуются возможности программного комплекса [FlowVision](#) решать задачи авиационной промышленности. Рассматриваются до- и трансзвуковые течения около известных двухмерных профилей и трехмерных компоновок, широко используемых для верификации и валидации программ вычислительной гидродинамики, а также дозвуковое течение около двухмерного профиля с механизацией в посадочной конфигурации. Определяются коэффициенты давления, подъемной силы и сопротивления вышеуказанных объектов при различных углах атаки. Анализируются особенности течений. Полученные результаты сравниваются с опубликованными экспериментальными данными.

Одной из целей проведенной работы было исследование применимости реализованных моделей турбулентности для моделирования различных течений. На сегодняшний день существует большое количество моделей турбулентности. Однако ни одна из них не является универсальной для всех существующих классов инженерных задач. Выбор оптимальной модели зависит от типа течения, требуемой точности решения, доступных вычислительных ресурсов и т.п. В FlowVision-HPC реализованы 5 моделей турбулентности:

- стандартная k-ε модель (KES),
- низкорейнольдсовая k-ε модель Abe-Kondoh-Nagano (KEAKN),
- нелинейная (квадратичная) k-ε модель (KEN) ,
- Shear Stress Transport (SST) k-ω моделей,
- модель Спаларта-Алмараса (SA)

Эти модели сегодня являются наиболее употребительными и считаются наиболее надёжными. Соответствующие уравнения для турбулентных переменных численно интегрируются вместе с RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) уравнениями [1].

До- и трансзвуковое обтекание профиля NASA 0012.

NASA 0012 является стандартным профилем, на котором тестируются многие ВГД программы.

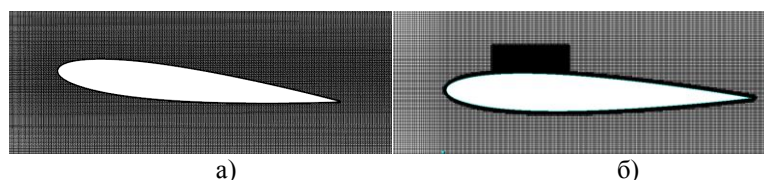


Рисунок 1. Расчетные сетки для а) дозвукового, б) трансзвукового обтекания профиля NASA 0012.

Был проведен выбор наиболее адекватной топологии расчетной сетки и исследована сходимость по ней. Полученные в результате исследования оптимальные сетки имели следующие размеры: 590 000 ячеек для дозвукового течения и 264 000 ячеек для трансзвукового (рисунок 1).

Для рассматриваемых режимов течения рассчитаны и сопоставлены с экспериментальными данными [2, 3] коэффициенты подъемной силы и сопротивления для различных углов атаки (рисунки 2, 3).

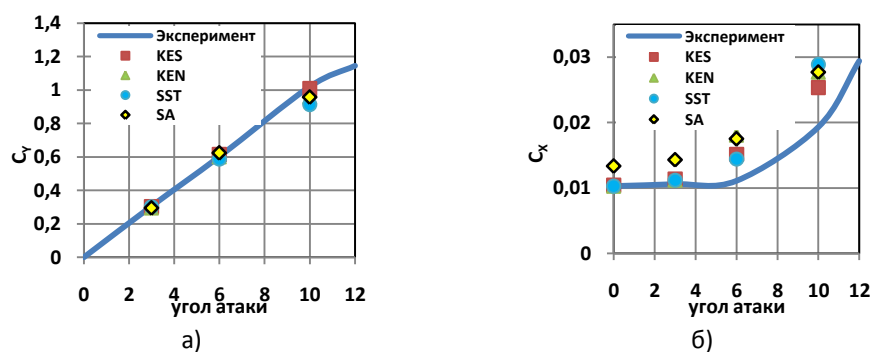


Рисунок 2. Зависимость а) коэффициента подъемной силы и б) лобового сопротивления от угла атаки для дозвукового режима течения.

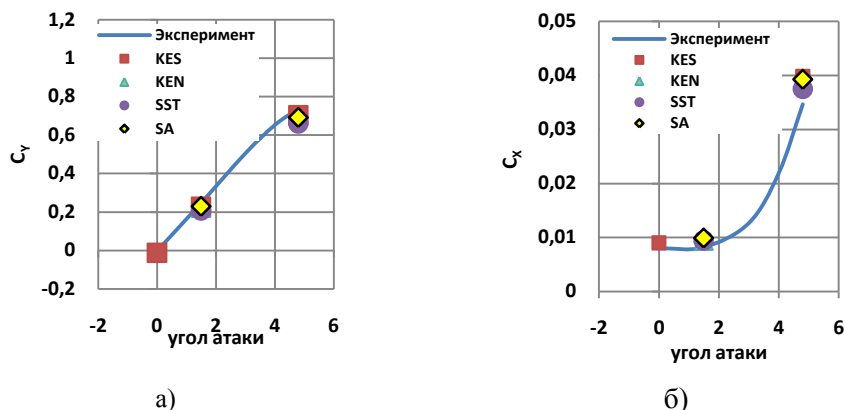


Рисунок 3. Зависимость а) коэффициента подъемной силы и б) лобового сопротивления от угла атаки для трансзвукового режима течения.

Наиболее точные результаты получены с использованием KES модели турбулентности: 2% максимальная погрешность по коэффициенту подъемной силы и 36% по коэффициенту сопротивления на дозвуковом режиме и 8% и 16% для соответствующих коэффициентов на трансзвуковом. На малых углах атаки (до 3 градусов) при дозвуковом режиме течения погрешность для всех моделей турбулентности кроме SA по обоим коэффициентам не превышает 8%.

Трансзвуковое обтекание профиля RAE 2822.

Профиль является сверхкритическим профилем и также как и предыдущий профиль широко используется для валидации и верификации расчетных программ. Расчетная сетка имела размерность 190 000 ячеек (рисунок 4).

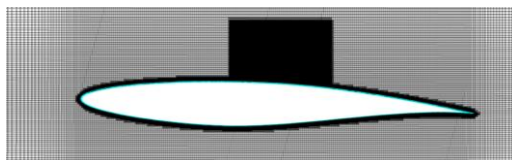


Рисунок 4. Расчетные сетки для трансзвукового обтекания профиля RAE 2822.

При трансзвуковом режиме течения решающее влияние на величину подъемной силы и силы сопротивления, действующих на профиль оказывает положение образующегося вблизи его верхней части прямого скачка уплотнения. Как видно при анализе распределения коэффициента давления по поверхности RAE 2822 (рисунок 5) полученное в результате численного моделирования положение скачка уплотнения незначительно смещено в сторону передней кромки. Результаты наиболее близкие к экспериментальным данным получены с использованием KES и SA моделей турбулентности.

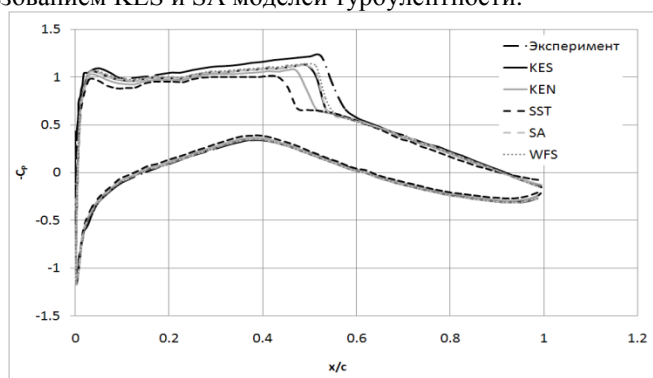


Рисунок 5. Распределение коэффициента давления по поверхности профиля RAE 2822. Дозвуковое обтекание профиля крыла с механизацией.

Ниже приведены результаты расчета обтекания трехэлементного профиля корпорации McDonnellDouglas (MCD), который представляет собой сечение крыла с отклоненными на 30° предкрылком и закрылком в посадочной конфигурации.

При обтекании механизированных профилей и крыльев проявляются такие характерные черты течения, как наличие замкнутых отрывных зон на нижней поверхности предкрылка и в хвостовой части неподвижной части крыла, сильное взаимодействие сливающихся пограничных слоев и следов различных элементов (рисунок 6).

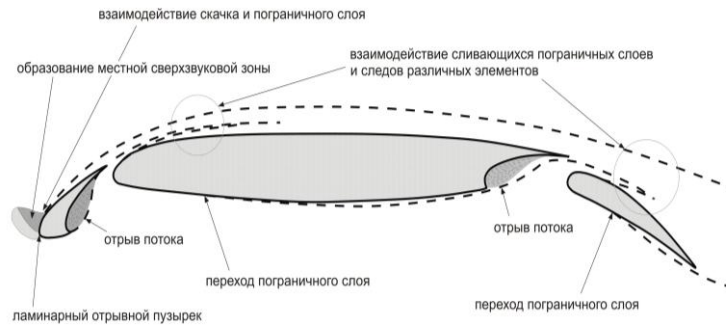


Рисунок 6. Картина обтекания профиля с механизацией.

Перечисленные свойства течения могут быть надлежащим образом учтены только в расчетах с использованием полных уравнений Навье-Стокса.

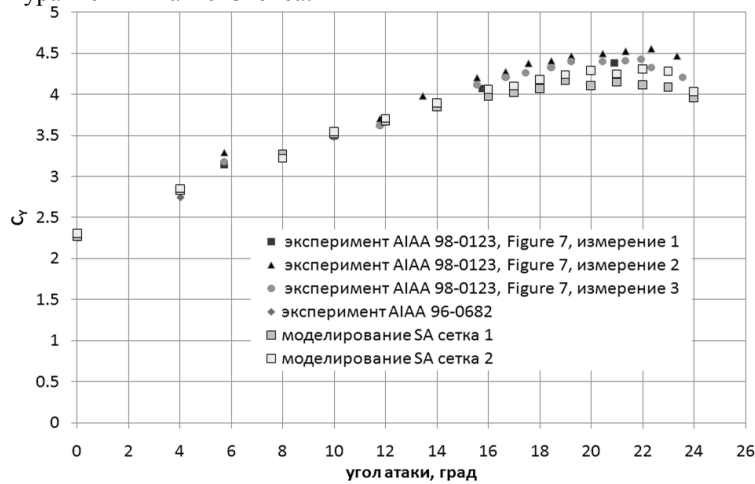


Рисунок 7. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для трансзвукового режима течения.

Характер течения адекватно воспроизводится программным комплексом. Сравнение полученных коэффициентов подъемной силы с экспериментальными данными [8, 9] приведено на рисунке 7.

Трансзвуковое обтекание самолета DLR-F4

Расчет трансзвукового обтекания самолетной конфигурации крыло + фюзеляж DLR-F4, являющейся тестовой моделью конференции AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW) [5, 6] проводился на сетке размером 13 миллионов ячеек (рисунок 8).

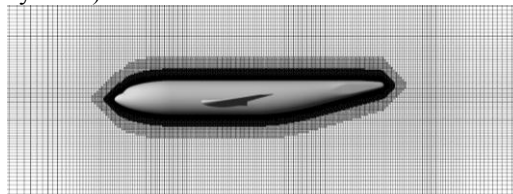


Рисунок 8. Расчетная сетка для DLR-F4.

На Рисунках 9 и 10 приводятся распределения коэффициента давления в разных сечениях крыла. На рисунке 11 изображена поляра для рассчитываемой конфигурации.

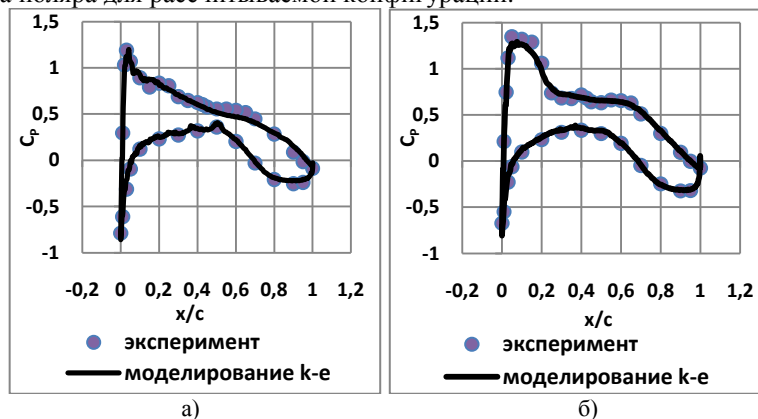


Рисунок 9. Распределение $-C_p$ а) в сечении $z = 0.185$. б) в сечении $z = 0.331$, z - безразмерная длина крыла, отсчитываемая от плоскости симметрии.

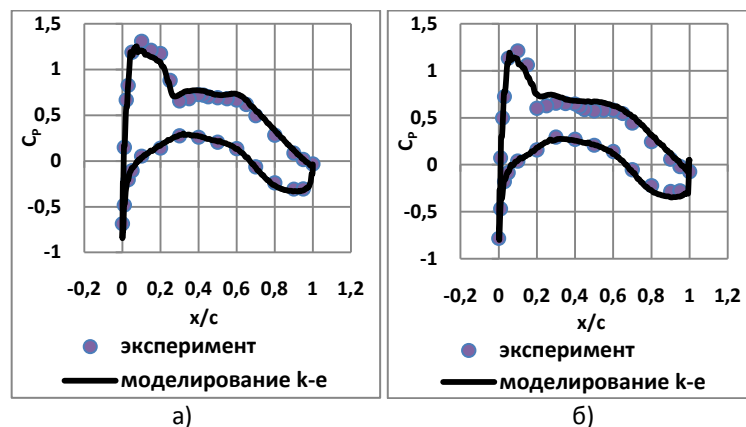


Рисунок 10. Распределение $-C_p$ а) в сечении $z = 0.512$ б) в сечении $z = 0.844$, z - безразмерная длина крыла, отсчитываемая от плоскости симметрии.

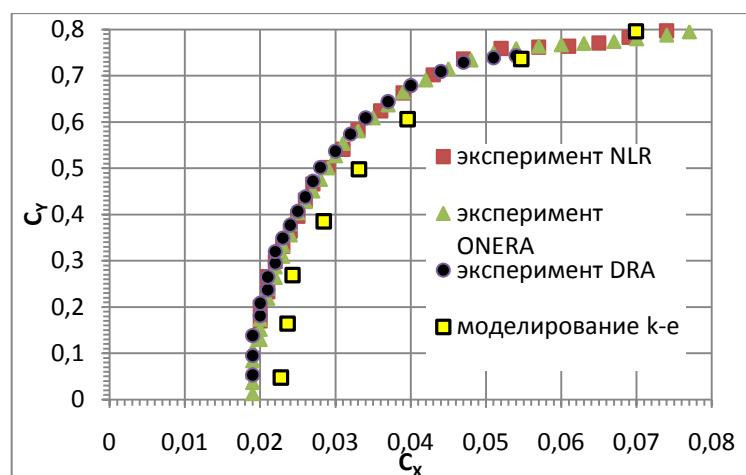


Рисунок 11. Зависимость коэффициента подъемной силы C_y от коэффициента сопротивления C_x .

Заключение

Проведены расчеты внешнего обтекания различных авиационных конструкций начиная от простейших крыловых профилей, заканчивая самолетами на до- и трансзвуковых режимах течения. Результаты FlowVision лучше всего согласуется с экспериментом на трансзвуковых режимах течения и малых углах атаки. Наилучшее совпадение с экспериментом для до- и трансзвуковых течений дает стандартная k-ε модель турбулентности.

Литература:

1. FlowVision Руководство пользователя, Версия 3.08 – 2011.
2. N. Gregory and P.G. Wilby, 'NPL 9615 and NACA 0012. A Comparison of Aerodynamic Data' Ministry of Defence, Aeronautical Research Council. C.P. No. 1261 London: Her Majesty's Stationery office, 1973.
3. Terry L. Holst, 'Computational Fluid Dynamics. Drag Prediction-Results from the Viscous Transonic Airfoil Workshop' Ames Research Center, Moffett Field, California, 1988.
4. Cook, P.H., M.A. McDonald, M.C.P. Firmin, "Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Report AR 138, 1979.
5. AGARD-AR-303 Vol. II, DLR-F4 wing body configuration", G. Redeker, August 1994
6. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/>
7. "Transition Documentation on a Three-Element High-lift Configuration at High Reynolds Numbers — Analysis" , Arild Bertelrud, NASA/CR-2002-211438, February 2002
8. "Two-dimensional aircraft high lift system design and optimization", Eric Besnard, Adeline Schmitz, Erwan Boscher, Nicolas Garcia and Tuncer Cebeci, AIAA 98-0123, 1998
9. "High ReynoldsNumber, Multi-element Airfoil Flowfield Measurements," F.W. Spaid and F.T. Lynch, AIAA Paper 96-0682, Jan. 1996