

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ВНЕШНЕЙ АЭРОДИНАМИКИ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION

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

Введение

Задачами внешней аэродинамики называются задачи обтекания, в которых размеры области вокруг объектов считаются бесконечными.

Задачи внешней аэродинамики наиболее часто встречаются в автомобильной и аэрокосмической промышленности. Типичными задачами являются задачи определения аэродинамических характеристик самолетов, ракет и корпусов автомобилей. Для их решения широко применяются методы математического моделирования. Обязательным условием проведения корректных расчетов является верификация используемого программного обеспечения и выработка правильной методики их проведения.

В авиационной отрасли часто требуется найти коэффициенты подъемной силы, сопротивления, давления и момента тангажа конструкции.

Коэффициент подъемной силы:

$$C_y = \frac{F_y}{\frac{\rho_\infty u_\infty^2 S}{2}};$$

Коэффициент лобового сопротивления:

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{\rho_\infty u_\infty^2 S}{2}};$$

Коэффициент давления:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{\rho_\infty u_\infty^2}{2}};$$

Коэффициент момента тангажа:

$$M_z = \frac{F}{\frac{\rho_\infty u_\infty^2 S}{2} \cdot c};$$

где - **Ошибка! Объект не может быть создан из кодов полей редактирования.** давление на объекте, **Ошибка! Объект не может быть создан из кодов полей редактирования.** - относительное давление в набегающем потоке, ρ_∞ - плотность набегающего потока, u_∞ - скорость набегающего потока, S - характерная площадь, c - характерный размер.

Одним из наиболее простых объектов для моделирования является профиль крыла, представляющий собой сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета (рис. 1а).

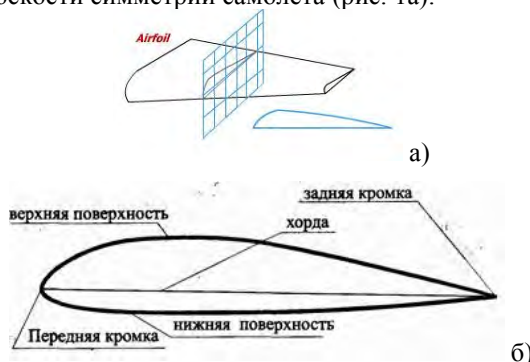


Рис. 1 – а) Крыло и профиль крыла. б) Основные геометрические характеристики профиля

Характерным размером профиля обычно считается его хорда, расстояние от его передней до задней кромки (рис. 1б).

При обтекании профиля потоком воздуха поток, набегающий на профиль, тормозится в критической точке, расположенной рядом с передней кромкой. В критической точке поток разделяется. При удалении от нее скорость воздуха повышается из-за кривизны профиля, которая вызывает сжатие и, следовательно, ускорение потока воздуха. Так как при ненулевом угле атаки или асимметричной геометрии профиля поток, текущий по верхней части профиля испытывает большее сжатие, сильнее ускоряется и, соответственно, согласно закону Бернулли давление в нем падает сильнее, чем в потоке, текущем вдоль нижней части профиля. За счет этой зоны и возникает разность давлений, создающая подъемную силу.

При больших углах атаки на верхней поверхности профиля может возникать отрыв потока. Наличие отрыва потока и его положение оказывает сильное влияние на характеристики профиля.

При малых скоростях набегающего потока эффекты сжимаемости пренебрежимо малы. При повышении его скорости рядом с профилем возникают местные области сверхзвукового течения, заканчивающиеся скачками уплотнения. Такое течение называется трансзвуковым.

При дальнейшем повышении скорости набегающего потока скачок уплотнения располагается перед и за профилем и большая часть течения становится сверхзвуковой.

В данной статье рассматриваются до- и трансзвуковой режимы обтекания.

Сопротивление профиля можно разложить на 2 составляющие: коэффициент трения и коэффициент сопротивления давления. Первый из них зависит от тангенсальной составляющей силы, а второй от нормальной.

Возможные источники погрешности расчетов:

- недостаточно подробная расчетная сетка,
- недостаточная точность представления геометрии,
- влияние границ расчетной области,
- неверный выбор модели турбулентности,
- отсутствие учета ламинарно-турбулентного перехода.

Влияние расчетной сетки на результаты расчета

Была исследована степень влияния на результаты решения адаптации в различных областях около профиля. Целью данных расчетов было показать важность отдельных зон. Задача достигнуть сходимости по сетке не ставилась.

Для выявления важности адаптации в выделенных зонах (рис. 3) при безотрывном дозвуковом режиме обтекания профиля выбран профиль NASA 0012 - симметричный тонкий профиль, установленный под углом атаки 10 градусов ($M=0.3$, $Re=1.9 \cdot 10^6$).

После предварительного расчета на начальной сетке были проведены расчеты с адаптацией в различных зонах (рис. 2).

Результаты расчетов с показанной выше адаптацией сведены в табл. 1.

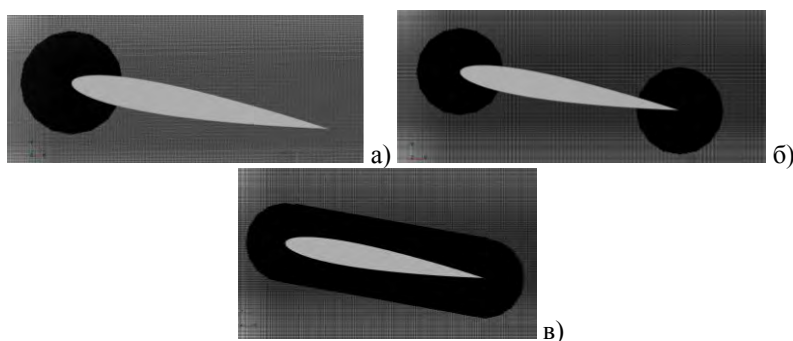
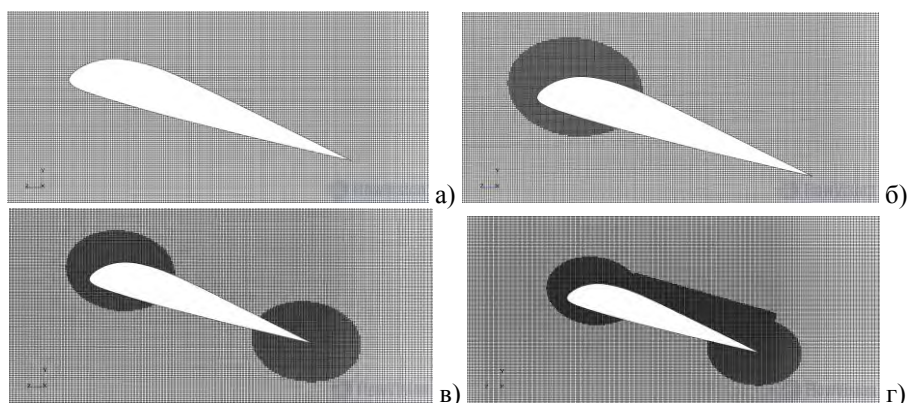


Рис. 2 - Расчетные сетки для исследования влияния адаптации различных областей около крылового профиля NASA 0012 на результаты решения: с адаптацией рядом с передней кромкой профиля (а), с адаптацией рядом с передней и задней кромками (б), с адаптацией вокруг всего профиля крыла (в)

Табл. 1 - Сравнение результатов численного эксперимента для профиля NASA 0012 при дозвуковом течении вокруг него

Способы адаптации	Значения			Отличие от предыдущего расчета, %		
	C_x	C_y	m_z	ΔC_x	ΔC_y	Δm_z
без адаптации	0.0298	1.007	0.01175			
рядом с передней кромкой	0.0259	1.043	0.00974	13.10	-3.62	17.09
рядом с передней и задней кромками	0.0258	1.037	0.01128	0.46	0.61	-15.75
вокруг всего крылового профиля	0.0255	1.044	0.01070	1.31	-0.67	5.12



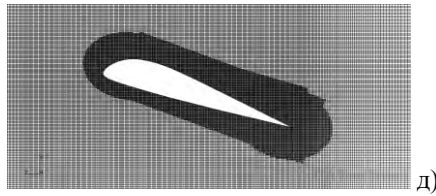


Рис. 3 - Расчетные сетки при исследовании влияния адаптации различных областей около профиля крыла ЦАГИ Р-ША-15 на результаты решения: без адаптации (а), адаптация по передней кромке (б), адаптация по передней и задней кромке (в), адаптация по передней кромке, задней кромке и зоне отрыва потока (г), адаптация вокруг всего профиля (д)

Табл. 1 - Сравнение результатов численного эксперимента для профиля ЦАГИ Р-ША-15 при дозвуковом течении вокруг него

Способы адаптации	Значения			Отличие от предыдущего расчета		
	CX	CY	mZ	$\Delta CX, \%$	$\Delta CY, \%$	$\Delta mZ, \%$
без адаптации	0.02169	0.463	0.0752			
рядом с передней кромкой	0.01777	0.460	0.0713	18.06	0.73	5.17
рядом передней и задней кромками	0.01806	0.472	0.0759	-1.66	-2.55	-6.44
по передней кромке, задней кромке и скачку уплотнения	0.01803	0.471	0.0756	0.18	0.22	0.42
вокруг всего профиля	0.01741	0.451	0.0694	3.44	4.17	8.24

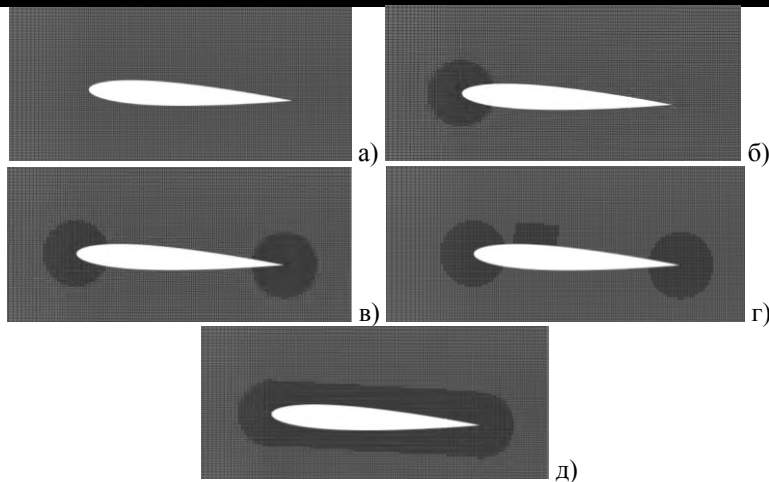


Рис. 4 - Расчетные сетки при исследовании влияния адаптации различных областей около крылового профиля NASA 0012 на результаты решения: без адаптации (а), адаптация по передней кромке (б), адаптация по передней и задней кромке (в), адаптация по передней кромке, задней кромке и зоне вокруг скачка уплотнения (г), адаптация вокруг всего профиля (д)

Табл. 2 - Сравнение результатов численного эксперимента для профиля NASA 0012 при транзвуковом течении вокруг него

Способы адаптации	Значения			Отличие от предыдущего расчета		
	CX	CY	mZ	$\Delta CX, \%$	$\Delta CY, \%$	$\Delta mZ, \%$
без адаптации	0.02169	0.463	0.0752			
рядом с передней кромкой	0.01777	0.460	0.0713	18.06	0.73	5.17
рядом передней и задней кромками	0.01806	0.472	0.0759	-1.66	-2.55	-6.44
по передней кромке, задней кромке и скачку уплотнения	0.01803	0.471	0.0756	0.18	0.22	0.42
вокруг всего профиля	0.01741	0.451	0.0694	3.44	4.17	8.24

Получено, что на значение сил, действующих на профиль, наибольшее влияние оказывает измельчение сетки рядом с передней кромкой, а на значение момента помимо этого сильно влияет адаптация рядом с задней кромкой профиля.

Также был проведен численный эксперимент с адаптацией на профиле ЦАГИ Р-ША-15 под углом атаки 16° ($M=0.12$, $Re=0.84 \cdot 10^6$). На данном угле атаки образуется отрыв потока. Для данного профиля анализировались значения только коэффициентов подъемной силы и момента тангажа.

Получено, что разрешение зоны отрыва существенно влияет на результаты решения.

Было рассмотрено трансзвуковое обтекание профиля NASA 0012, угол атаки 3 градуса ($M=0.7$, $Re=9 \cdot 10^6$). Деление на дозвуковой и трансзвуковой режим обтекания условно, т.к. при трансзвуковом режиме течения скорость набегающего потока остается дозвуковой. Т.о. большая часть течения аналогична течению при дозвуковом режиме. Самая важная особенность этого режима - скачок уплотнения, положение которого оказывает наиболее существенное влияние на характеристики профиля.

Получено, что разрешение зоны скачка уплотнения не оказывает существенного влияния на результаты решения. Т.о. положение скачка уплотнения определяется в первую очередь особенностями течения вблизи критической точки. Остальные области течения оказывают влияние аналогично случаям дозвукового обтекания профилей.

Влияние представления геометрии на результаты расчета

Важную роль при расчете обтекания различных объектов играет точность представления их геометрии. Геометрия во [FlowVision](#) импортируется в виде треугольников («фасеток») в виде созданном во внешней CAD системе. Как показано на рис. 5 при слишком грубой геометрии на поверхности тела возникают колебания давления.

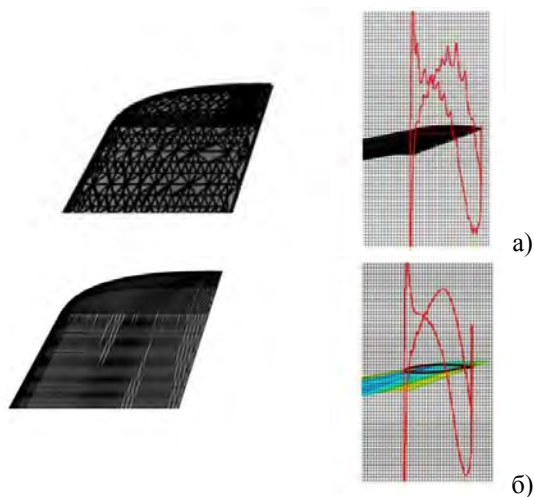


Рис. 5 – а) колебания давления рядом с объектом при недостаточной точности его геометрии, б) распределения давления по поверхности объекта при корректном представлении геометрии

При более высокой ее точности таких проблем не возникает. Однако слишком большое количество треугольников, может существенно замедлить расчеты и повысить требования к ресурсам, необходимым для их проведения.

Описанные колебания давления на поверхности тела возникают при всех скоростях обтекания. Характер получаемого распределения давления по поверхности обтекаемого тела зависит от соотношения размеров элементов поверхностной и объемной сетки (под поверхностной сеткой понимается набор треугольников, передающий геометрию объекта). Существенное значение имеет кривизна поверхности в рассматриваемом месте. В местах большей кривизны поверхности для корректного расчета давления необходим меньший размер фасеток геометрии, в местах меньшей кривизны фасетки могут быть больше.

В первом приближении можно рекомендовать точность геометрии примерно соответствующую соотношению 1-2 фасетки геометрии на одну ячейку расчетной сетки.

Влияние размера расчетной области на результаты расчета

В задачах внешнего обтекания моделируется обтекание объектов в бесконечном пространстве, однако расчетная область при этом имеет конечные размеры, что может сказываться на точности решения.

В связи с вышесказанным при решении таких задач обязательным является исследование на сходимости по размеру расчетной области.

Влияние граничных условий помимо прослеживания характеристик на объекте удобно оценивать путем построения цветовых контуров, визуализирующих распределение давления в подобласти. При этом можно оценить величину возмущений выходящих за границы расчетной области (рис. 6). Для обеспечения удовлетворительной точности решения величина этих возмущений должна быть минимальна.

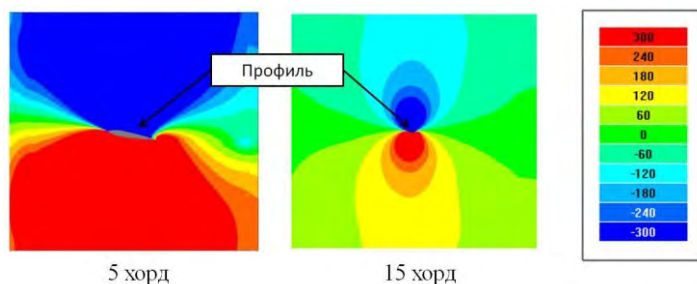


Рис. 6 – Визуализация поля давления при различных размерах расчетной области

При исследовании обтекания объектов с высокими дозвуковыми ($M > 0.1$) и трансзвуковыми скоростями наиболее удобными для внешних границ расчетной области являются римановские, неотражающие граничные условия, т.к. они позволяют минимизировать размеры расчетной области. При малых скоростях они не точны. При сверхзвуковом режиме течения в них нет необходимости. В ряде исследований сходимости по размеру расчетной области получено, что для неотражающих граничных условий размер расчетной области может быть порядка 15 характерных размеров обтекаемого объекта (

Табл.), однако это значение может существенно меняться в зависимости от решаемой задачи.

Табл. 4 – Влияние размера расчетной области на вычисление характеристик профиля

размер области	F_x, H	F_y, H	M_z, H	$dF_x, \%$	$dF_y, \%$	$dM_z, \%$
5 хорд	-0.495	-16.50	0.0323			
10 хорд	-0.447	-16.53	0.0446	-9.8	0.16	37.9
15 хорд	-0.419	-16.57	0.0511	-6.3	0.24	14.6
20 хорд	-0.410	-16.58	0.0536	-2.0	0.05	5.0

Влияние ламинарно-турбулентного перехода на результаты расчета

Ламинарно-турбулентный переход оказывает значительный эффект на лобовое сопротивление, т.к. трение в ламинарном пограничном слое значительно ниже, чем в турбулентном.

В случае если известно место ламинарно-турбулентного перехода имеет смысл в зоне ламинарного течения установить граничные условия (ГУ) симметрия вместо ГУ стенка.

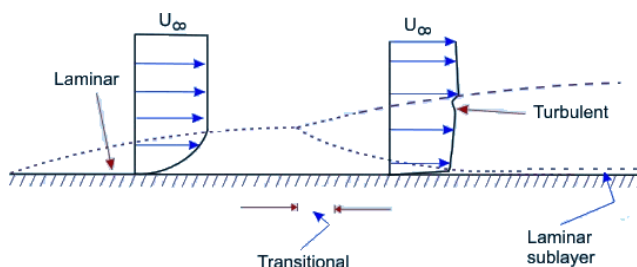


Рис. 7 – Переход пограничного слоя из ламинарного режима течения в турбулентный

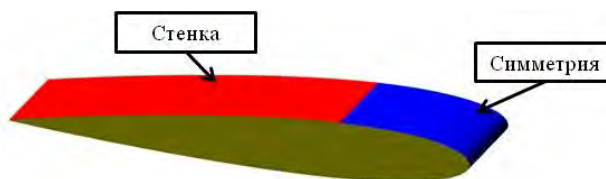


Рис. 8 - Расстановка граничных условий на профиле крыла с учетом наличия ламинарно-турбулентного перехода

Для проведения сравнения вышеописанной методики с расчетом с полностью турбулентным пограничным слоем был выбран эксперимент [0]. $M = 0.16$, $Re = 2.88 \cdot 10^6$.

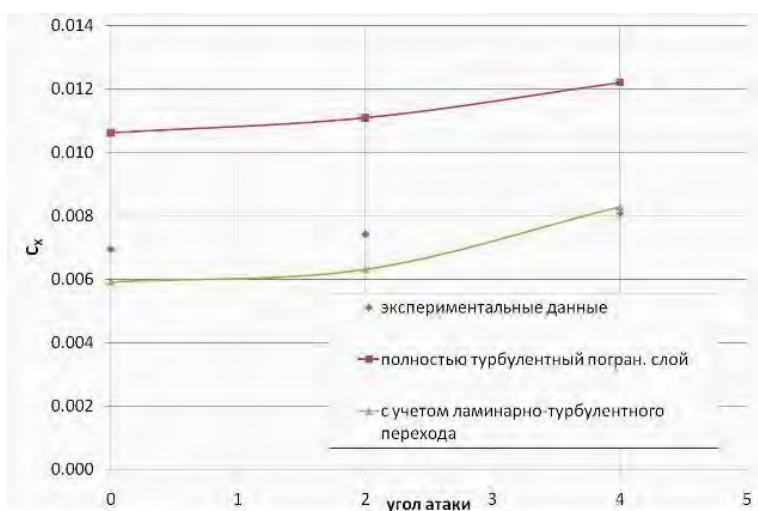


Рис. 9 – Влияние способа расстановки граничных условий на результат решения

Из приведенного графика видно что при применении подобного подхода погрешность расчета существенно снижается.

При наличии достаточного количества расчетных ресурсов ламинарно-турбулентный переход можно учесть, проведя моделирование на низко-рейнольдсовых моделях турбулентности с отключенными пристеночными функциями. В этом

случае низкорейнольдсовая (AKN) k-ε модель или SA модель турбулентности моделируют ламинарно-турбулентный переход средствами самих моделей турбулентности. Однако в этом случае требуется значительно более подробное разрешение пограничного слоя, что ограничивает применение такого подхода для больших инженерных задач.

Влияние выбора модели турбулентности

Во FlowVision реализовано 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.

Модели турбулентности могут давать разные результаты для различных типов течений. Поэтому для их адекватного применения требуется верификация программного комплекса для соответствующих задач.

Ускорение расчетов

При расчете транс- и сверхзвуковых течений шаг по времени, который может применяться при решении задач с использованием схемы второго порядка точности, мал (1-20 CFL). Увеличение шага по времени может приводить к развалу или некорректному решению. Из-за этого время счета может оказаться излишне продолжительным.

Его можно сократить путем проведения предварительного расчета с первым порядком точности и большим шагом по времени, т.к. схема первого порядка более устойчива и быстрее сходится.

Тестовые расчеты внешней аэродинамики

Сравнение результатов расчетов дозвукового обтекания профиля крыла с экспериментальными данными производилось в разделе, посвященном ламинарно-турбулентному переходу. Далее рассматриваются тесты с трансзвуковым режимом течения.

Трансзвуковое обтекание крылового профиля

Были проведены тестовые расчеты течения вокруг симметричного профиля NACA 0012 при различных углах атаки, $M=0.7$ $Re=9 \cdot 10^6$. С экспериментом [0] сравнивались интегральные характеристики профиля C_x , C_y , m_z .

Применялась расчетная сетка с общим числом ячеек расчетной сетки около 796 000, число ячеек в проекции на плоскость течения около 150 000. Основные градиенты переменных разрешены с помощью начальной сетки. Используется малое число слоев адаптации рядом с поверхностью профиля.

В данном тесте наилучшие результаты показала стандартная k-ε модель турбулентности.

Трансзвуковое обтекание изолированного крыла

Был проведен расчет трансзвукового обтекания ($M=0.839$, $Re=11.7 \cdot 10^6$) изолированного крыла ONERA M6 (рис. 11а) с использованием моделей турбулентности SA, SST и стандартной k-ε. Производилось сравнение с экспериментальными данными [0].

Общее количество ячеек расчетной сетки 20 457 722. Производилось последовательное сгущение сетки путем адаптации вдоль всей поверхности крыла (рис. 11б).

В данном тесте все модели показали хорошее совпадение с экспериментом. Ближе всего к эксперименту результаты с моделями SA и стандартной k-ε.

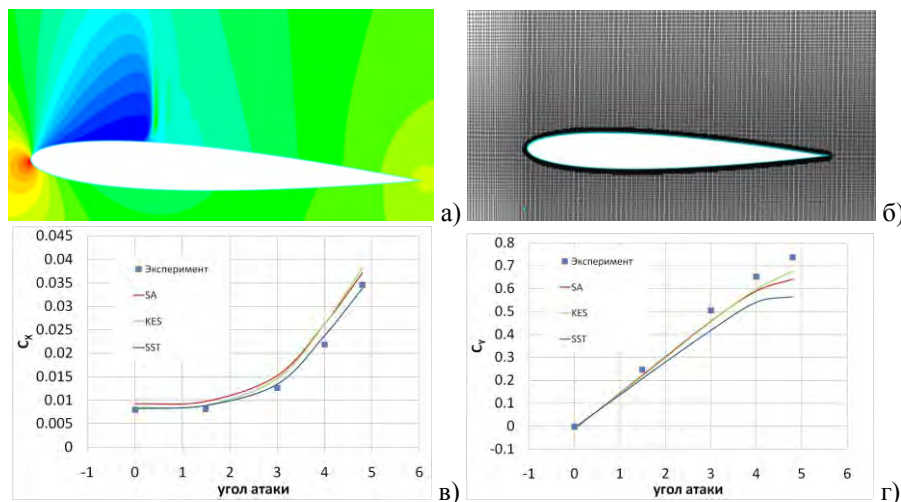


Рис. 10- Расчет трансзвукового обтекания профиля NACA 0012: а) картина течения вокруг профиля, б) расчетная сетка, в) сравнение зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки, полученных с использованием различных моделей турбулентности с экспериментальными данными, г) сравнение зависимостей коэффициента лобового сопротивления от угла атаки, полученных с использованием различных моделей турбулентности с экспериментальными данными

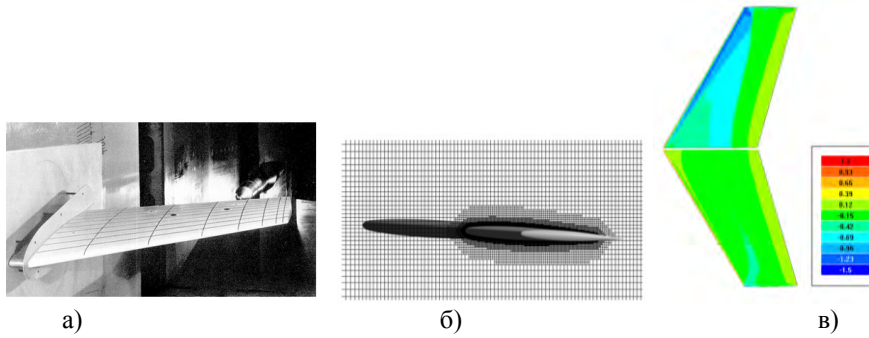


Рис. 11- расчет трансзвукового обтекания изолированного крыла ONERA M6:

а) Внешний вид крыла в экспериментальном исследовании, б) Расчетная сетка вокруг крыла в) Распределение коэффициента давления по крылу, полученное в расчете

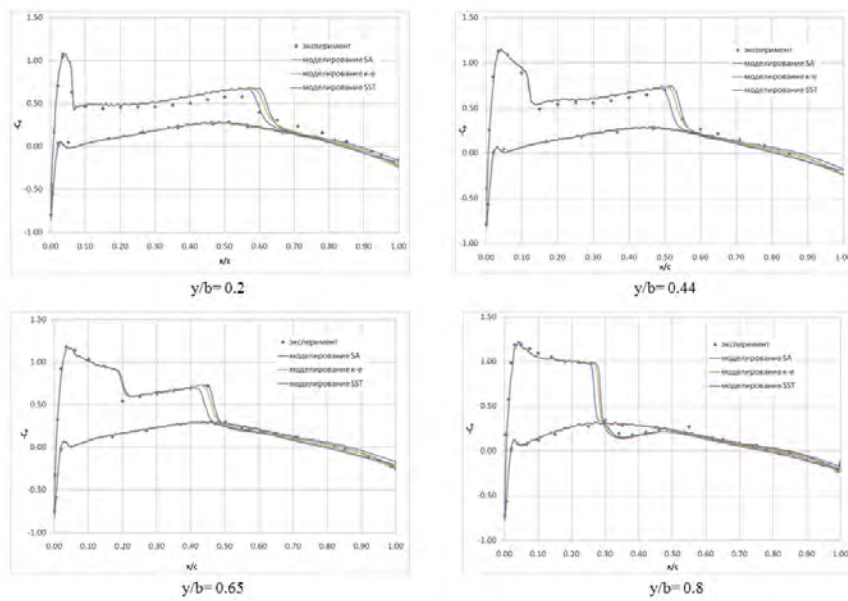


Рис. 12 - Сравнение распределения коэффициента давления по поверхности крыла ONERA M6 в различных сечениях, полученных с использованием различных моделей турбулентности с экспериментальными данными

Трансзвуковое обтекание самолетных конфигураций

Были также рассчитаны более сложные тестовые задачи, такие как трансзвуковое ($M=0.75$; $Re=3 \cdot 10^6$) обтекание самолетной конфигурации крыло + фюзеляж DLR – F4 выбранной в качестве тестовой модели для первой конференции AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW) и самолетной конфигурации крыло + фюзеляж + мотогондола DLR – F6, тестовой модели второй конференции DPW.

Расчет обтекания DLR-F4 проводился на сетке около 13 миллионов ячеек (рис. 13а). Экспериментальные данные, взятые с официального сайта конференции [5], как видно из приведенных далее рисунков, результаты моделирования хорошо совпали с экспериментом.

Так же было рассчитано течение вокруг самолетной конфигурации DLR-F6 (рис. 15, рис. 16). Расчетная сетка имела около 15 570 000 ячеек. Проводилось сравнение с экспериментальными данными из источников [5, 6].

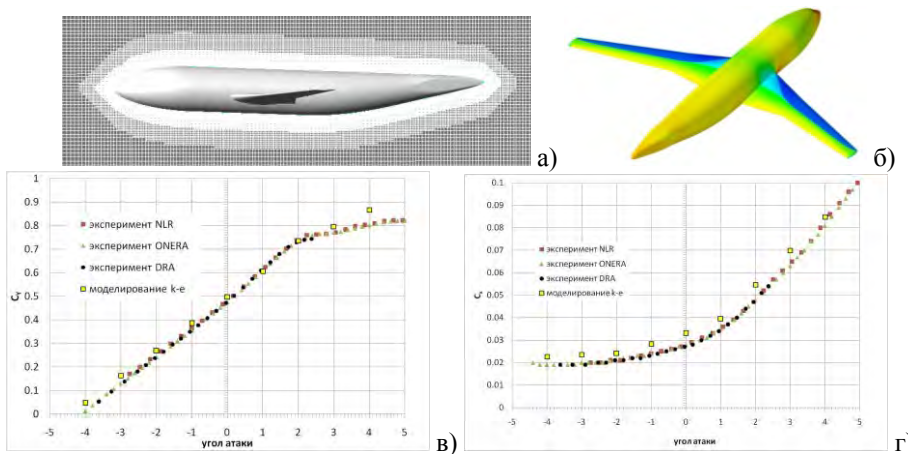


Рис. 13 – Обтекание DLR-F4 а) расчетная сетка б) распределение давления по поверхности самолета в) сравнение зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки с экспериментальными данными, г) сравнение зависимостей коэффициента лобового сопротивления от угла атаки с экспериментальными данными

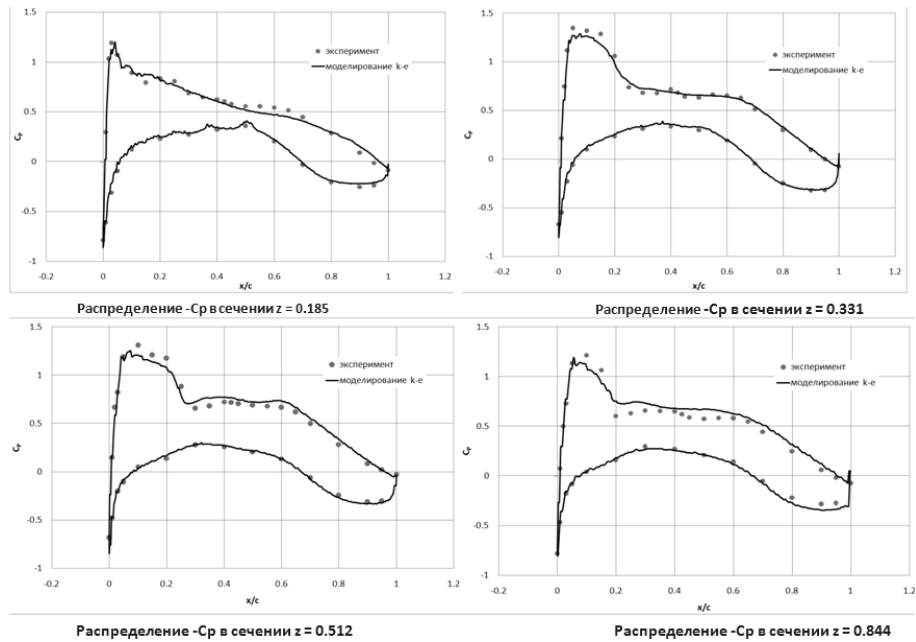


Рис. 14 - Сравнение распределения коэффициента давления по поверхности крыла DLR-F4 в различных сечениях, полученных с использованием различных моделей турбулентности с экспериментальными данными

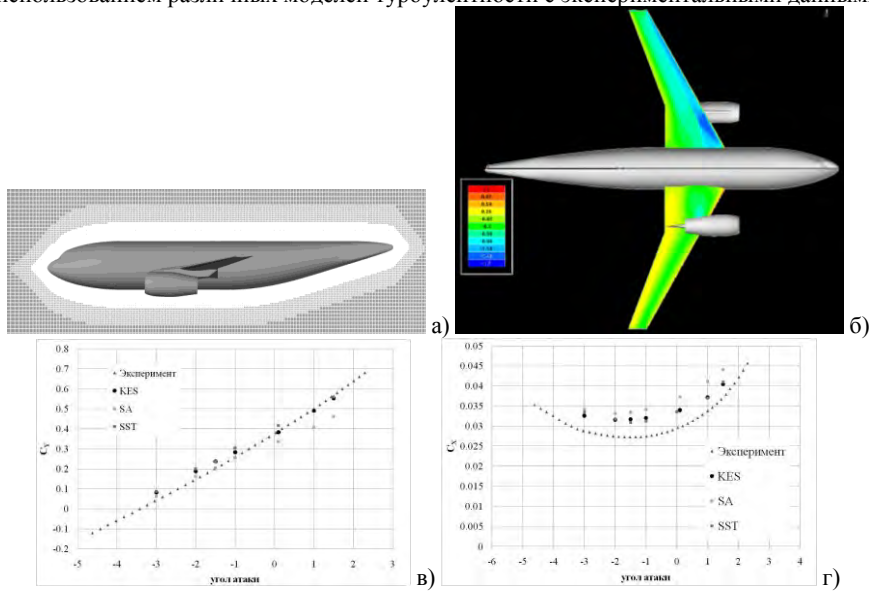


Рис. 15 - Обтекание DLR-F6 а) расчетная сетка б) распределение давления по поверхности самолета в) сравнение зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки с экспериментальными данными, г) сравнение зависимостей коэффициента лобового сопротивления от угла атаки с экспериментальными данными

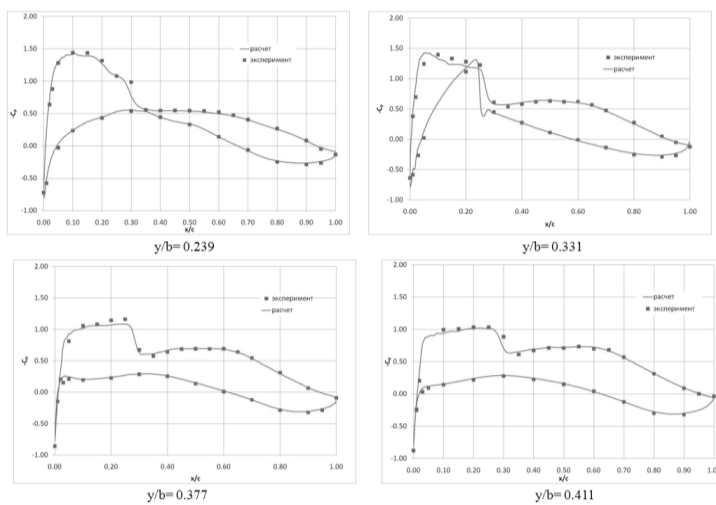


Рис. 16 - Сравнение распределения коэффициента давления по поверхности крыла DLR-F6 в различных сечениях, полученных с использованием различных моделей турбулентности с экспериментальными данными

Заключение

Были рассмотрены особенности решения задач внешней аэродинамики в программном комплексе FlowVision.

Проведено несколько тестовых расчетов. Результаты расчетов хорошо согласуются с опубликованными экспериментальными данными.

Список литературы

1. N. Gregory and C. L. O'Reilly «Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Section, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost», Ministry of defence, Aeronautical Research Council, London: her majesty's stationery office, 1973
2. Terry L. Holst, «Computational Fluid Dynamics. Drag Prediction-Results from the Viscous Transonic Airfoil Workshop» Ames Research Center, Moffett Field, California, 1988.
3. Schmitt, V. and F. Charpin, «Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers// Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04», AGARD AR 138, May 1979.
4. G. Redeker, «DLR-F4 wing body configuration», AGARD-AR-303 Vol. II, August 1994
5. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/workshop1.html>
6. O. Brodersen, A. Stürmer «Drag prediction of engine-airframe interference effect using unstructured Navier-Stokes calculation// AIAA 2001-2414, 19th AIAA Applied aerodynamic conference», 11-14 June 2001, Anaheim, California
7. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop2/workshop2.html>