

А.А. Аксенов, к.ф.-м.н., С.В. Жлуктов, к.ф.-м.н., И.В. Москалев,
А.С. Шишаева, к.ф.-м.н., В.В. Шмелев (ООО "ТЕСИС", Россия)

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАНСЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ САМОЛЕТА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ FLOWVISION-НПС

В статье показана возможность применения программно комплекса FlowVision-НПС для решения задачи трансзвукового обтекания корпуса самолета с несущим крылом, и мотогондолой на пилоне. Обсуждаются: построение расчетной модели, сходимость решения с результатами аэротрубного эксперимента и возможность анализа аэродинамического влияния мотогондолы с пилоном на аэродинамику несущего крыла.

Расчетная модель.

Уравнения.

Математическая модель содержит уравнения Навье-Стокса, закон сохранения масс и уравнения переноса турбулентной энергии и диссипации (стандартная k-ε модель турбулентности).

Расчетная область

Параллелепипед с размерами: 20 длин фюзеляжа самолета вперед, влево, вверх и вниз, 30 длин фюзеляжа назад

Граничные условия.

Стенка: адиабатическая, пристеночные функции для U, k, ε

Внешние границы: не отражающие

Граничные параметры:

Скорость потока на бесконечности:

$$V_{in} = 237.4 \text{ м/с}$$

Скорость звука на бесконечности:

$$C_{in} = 316.5 \text{ м/с}$$

Плотность воздуха на бесконечности:

$$\rho_{in} = 1.41 \text{ кг/м}^3$$

Абсолютное давление на бесконечности:

$$P_{in} = 101325 \text{ Па}$$

Абсолютная температура на бесконечности:

$$T_{in} = 247.68 \text{ К}^\circ$$

Турбулентная энергия на бесконечности:

$$k_{in} = 0 \text{ м}^2 \text{ с}^{-2}$$

Скорость диссипации турбулентной энергии на бесконечности: $\epsilon_{in} = 0 \text{ м}^2 \text{ с}^{-3}$

Входные параметры :

Число Маха:

$$M = 0.75$$

Число Рейнольдса, определенное по САХ:

$$Re = 3 \cdot 10^6$$

Угол атаки (по основной линии):

$$\alpha = 0 \text{ град}$$

Расчетная сетка

Для моделирования трансзвукового обтекания корпуса самолета с несущим крылом, пилоном и мотогондолой использовалась неравномерная, сгущенная в области самолета и разреженная около внешних границ, начальная расчетная сетка. В пространстве около самолета использовалась многоуровневая (до 4-го порядка) и многослойная (до 10 слоев) адаптация по поверхности (см. рис.1).

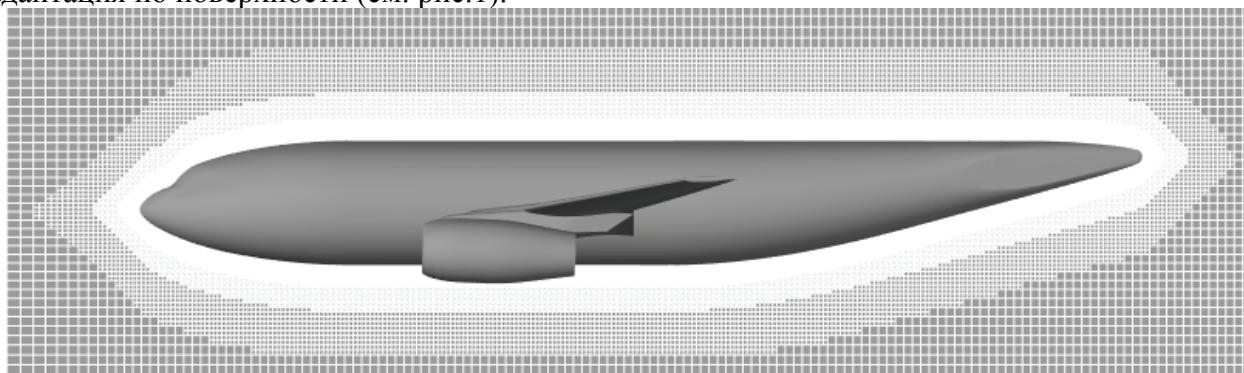


Рис.1. Расчетная сетка около фюзеляжа самолета.

Для разрешения скачка давления на крыле использовалась адаптация 4-го уровня в пространстве над верхней поверхностью по всей длине крыла.

Общая размерность расчетной сетки составила 12500000 расчетных ячеек.

Результаты расчетов.

Распределение давления и характер течения около мотогондолы.

На рис.2 приведены результаты расчета распределения давления по поверхности всей модели: корпуса, несущего крыла, пилона и мотогондолы, которые, в том числе, хорошо иллюстрируют влияние пилона на распределение давления по размаху крыла.

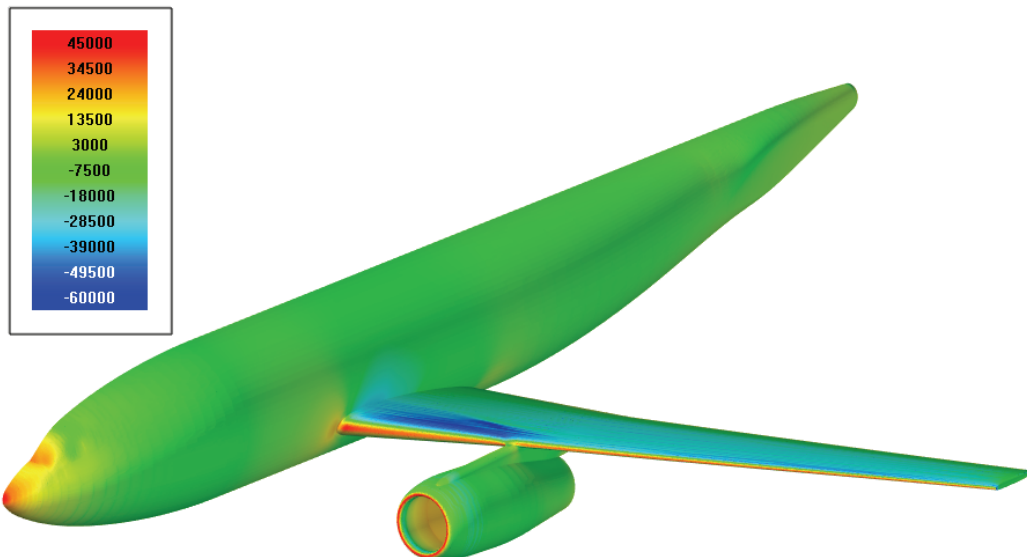


Рис.2. Распределение давления на поверхности самолета (вид спереди сверху)

На рис.3 приведены результаты расчета распределения давления по поверхности нижней поверхности несущего крыла и мотогондолы в районе ее крепления к крылу. На рис.4 с помощью линий тока показан характер течения в этой области.

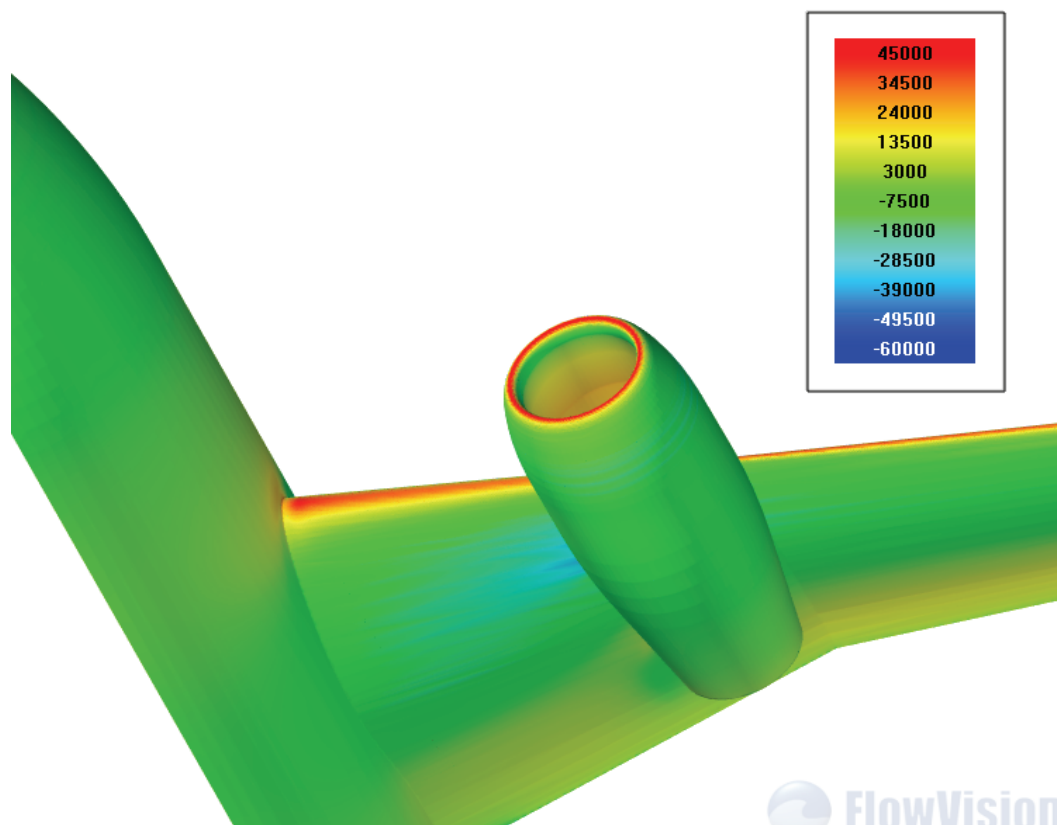


Рис.3. Распределение давления на поверхности самолета (вид спереди снизу)

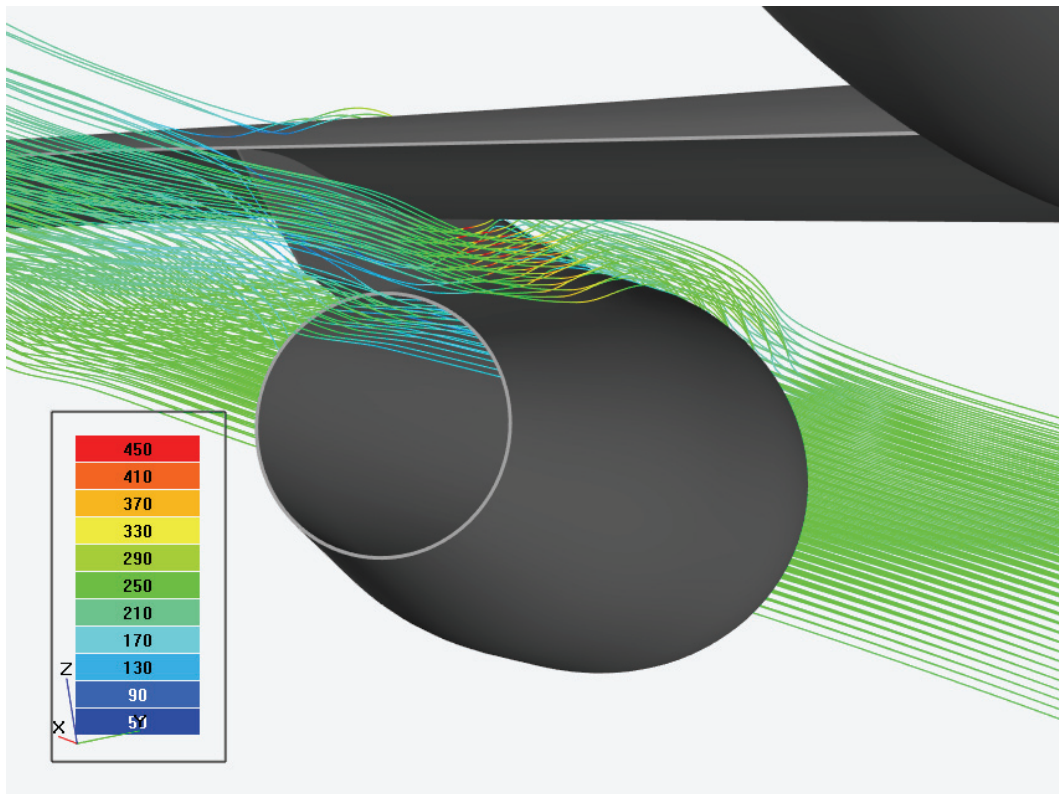


Рис.4. Линии тока в районе расположения мотогондолы (вид сзади снизу)

Распределение коэффициента давления по хорде крыла

На рис. 5 и 7 приведено распределение C_p по хорде в сечениях по размаху ($2 \cdot z/l = 0.331$ и $2 \cdot z/l = 0.377$) близких к месту сопряжения пилонa с крылом. Для сравнения на рис.6 в сечении $2 \cdot z/l = 0.331$ приведено распределение C_p по хорде для крыла без пилонa и мотогондолы. На всех указанных рисунках приведено сравнение расчетных значений C_p с результатами аэротрубного эксперимента [1], [2].

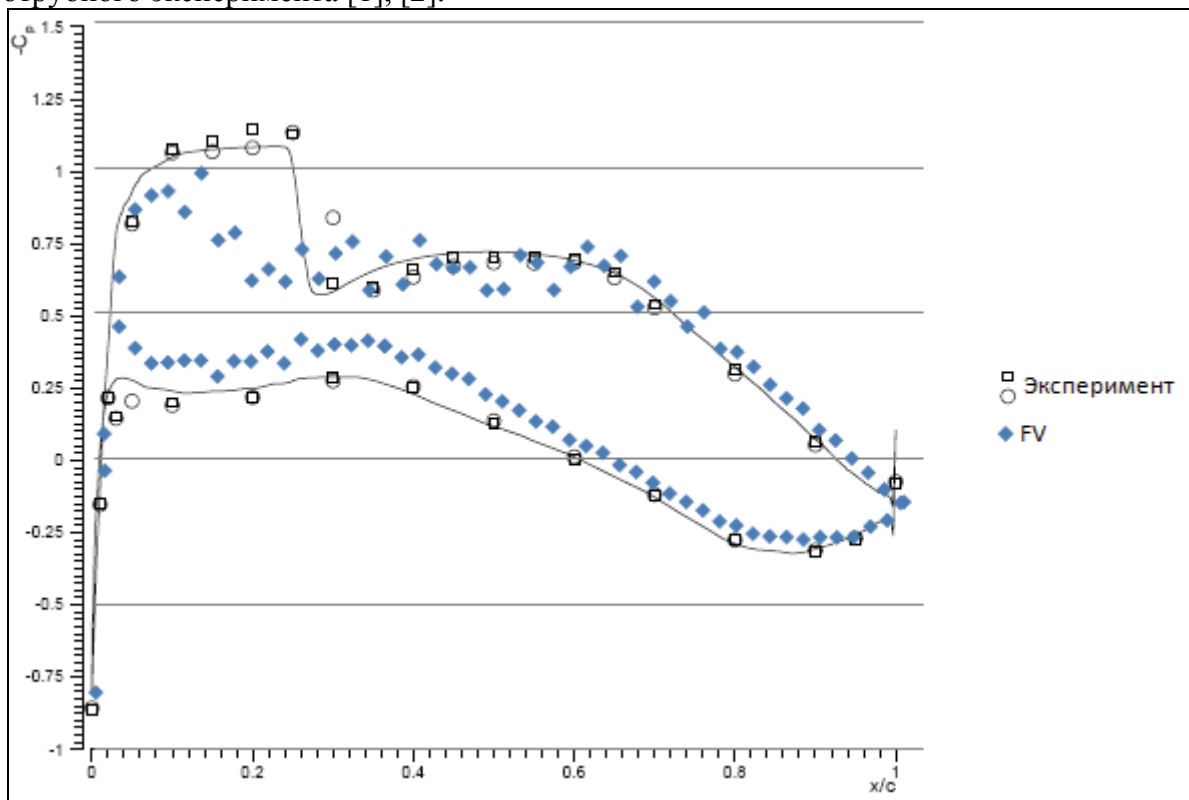


Рис. 5. Распределение C_p в сечении $2 \cdot z/l = 0.331$ (перед пилонem)

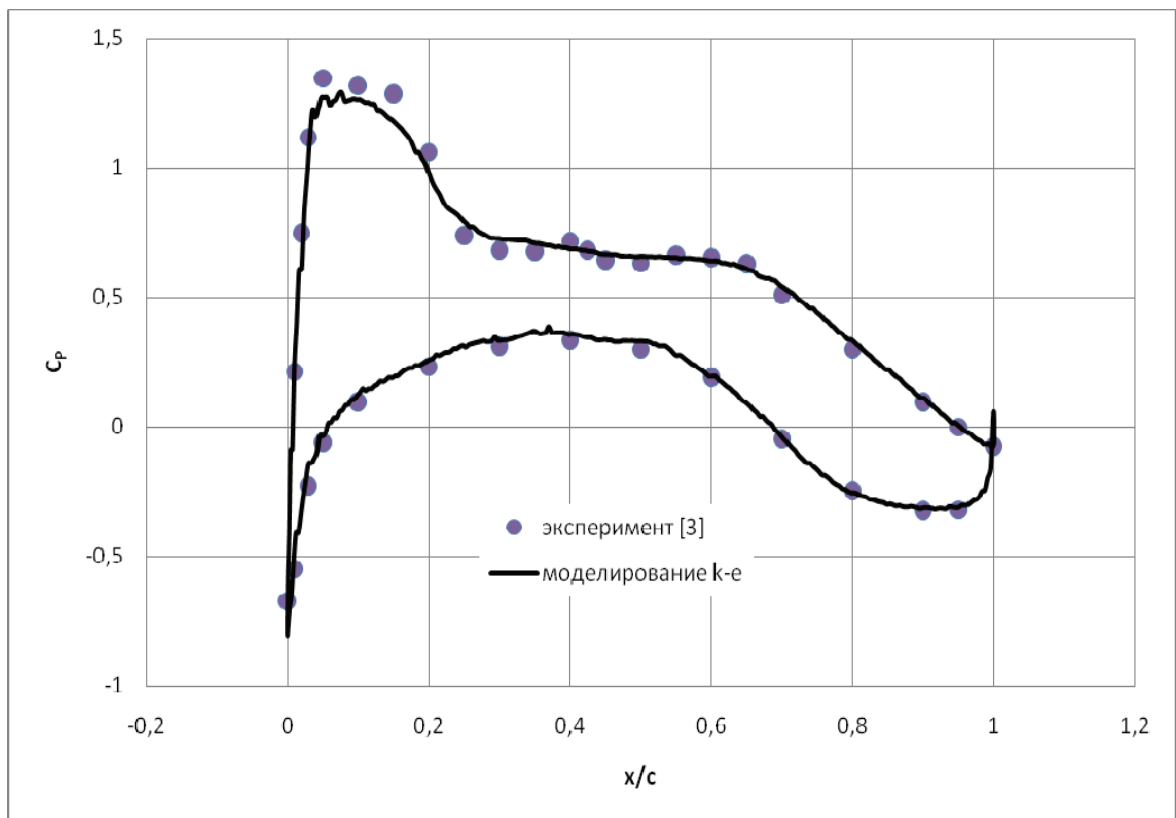


Рис.6. Распределение C_p в сечении $2 \cdot z/l = 0.331$ (крыло без пилона)

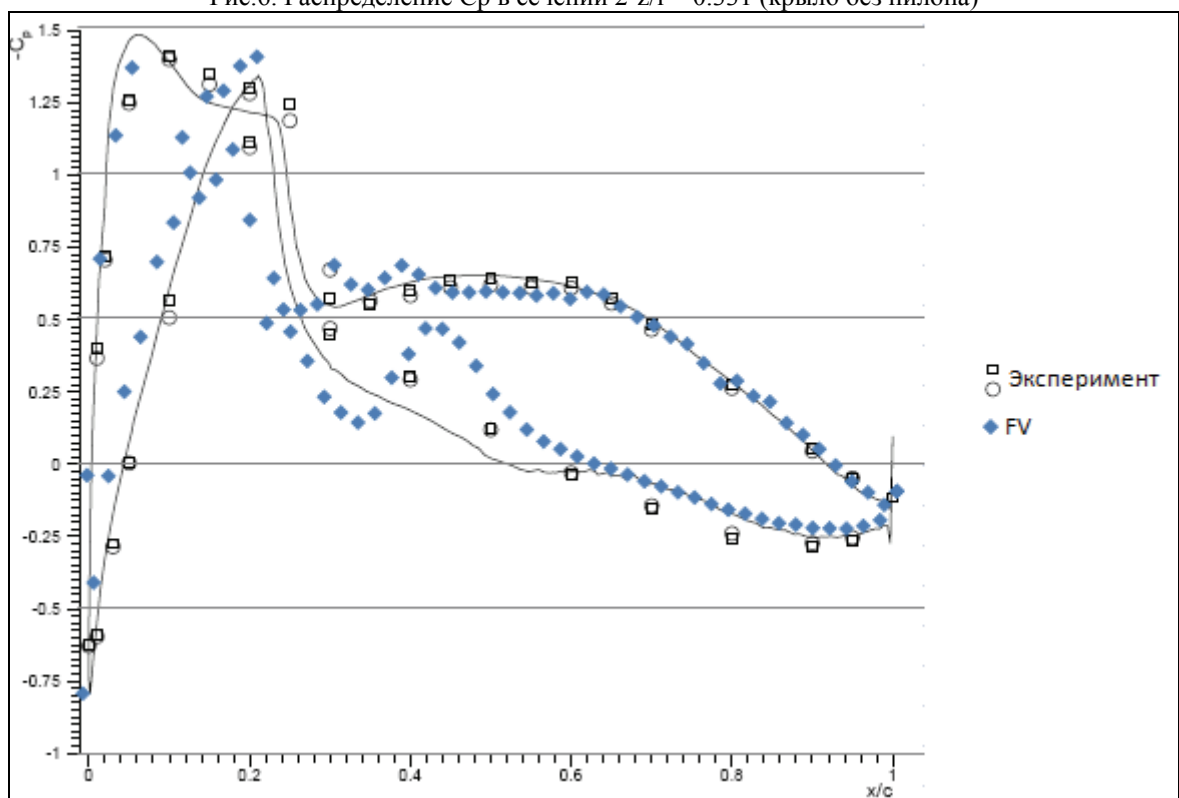


Рис.7. Распределение C_p в сечении $2 \cdot z/l = 0.377$ (за пилоном)

Как видно из приведенных материалов построенная расчетная модель позволяет качественно и количественно описать характер аэродинамического взаимодействия пилона и мотогондолы с несущим крылом при удовлетворительной сходимости результатов расчета с результатами аэротрубного эксперимента.

Оценки интегральных характеристик модели DLR F6

В табл. 1 приведены полученные по результатам моделирования значения коэффициентов подъемной силы (C_{ya}) и сопротивления (C_{xa}) модели самолета в сравнении с результатами аэротрубного эксперимента [1].

Таблица 1

	FlowVision-НРС	Эксперимент	Ошибка
C_{xa}	0.035	0.03	17.7%
C_{ya}	0.39	0.40	-2%

Заключение

В целом, моделирование трансзвукового обтекания самолета в программном комплексе FlowVision-НРС позволяет не только получить результаты, удовлетворительно согласующиеся с модельным аэротрубным экспериментом, но и провести углубленный анализ аэродинамического взаимодействия отдельных элементов конструкции с несущим крылом самолета.

Список литературы

1. 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
2. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/workshop1.html>