

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ОТСКАНИРОВАННЫХ РЕАЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ТЕОРЕТИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

П.И. Карасёв<sup>1</sup>, С.В. Жлуктов<sup>1</sup>, А.А. Аксёнов<sup>1</sup>, И.Г. Федорова<sup>1</sup>, Т.С. Малючек<sup>1</sup>,  
С.В. Калашников<sup>2</sup>

1)ООО «ТЕСИС», г. Москва, Российская Федерация

2) ЦАГИ

## Введение

Форма моделей, используемых для продувки в аэродинамических трубах, не всегда соответствует ожидаемой, т.к. при их изготовлении могут допускаться различные неточности.

Часто требуется провести сравнение расчета с экспериментом в аэродинамической трубе. При этом погрешности вносимые различием реальной геометрии и используемой в расчетах могут быть существенными.

В ООО «ТЕСИС» разработана методика проведения расчетов с использованием цифровых копий поверхности моделей, продувавшихся в аэродинамической трубе.

Методика опробована на модели «ШЕСТ» ЦАГИ, прототипом которой является американский многофункциональный лёгкий истребитель F-16 (Рис.1). Модель не является точной копией оригинала, а лишь приблизительно повторяет его форму. Характерная площадь модели  $0.053 \text{ м}^2$ .



Рис. 1– Модель «ШЕСТ» а) прототип модели – истребитель F-16  
б) внешний вид аэродинамической модели

## Сканирование модели

Разработанная методика основана на трехмерном обратном инжиниринге – создании цифровой модели на основе имеющегося готового изделия.

«ШЕСТ» сканируется измерительной рукой FARO ARM EDGE с укрепленной на ней сканирующей головкой Laser Line Probe V4 (Рис.2). Точность системы  $0,076 \text{ мм}$ .



Рис. 2– Измерительное оборудование.

В результате сканирования получается облако точек, которое необходимо преобразовать в поверхности геометрической модели объекта для математического моделирования. Данные трехмерного сканирования обрабатываются в программных пакетах Geomagic Studio и 3DTransVidia и преобразуются в точную поверхностную модель. Однако путем сканирования представляется возможным воспроизвести только внешние поверхности модели, геометрия канала, проходящего через модель, восстанавливается по чертежам. Затем модель преобразуется в формат, доступный для чтения программным комплексом FlowVision, предназначенным для численного моделирования течений жидкости и газа. Полученные цифровые модели (Рис. 3) используются для проведения вычислений.

При создании геометрической модели были выявлены недостатки изготовления исходного объекта: асимметрия, отдельные несоответствия чертежам.

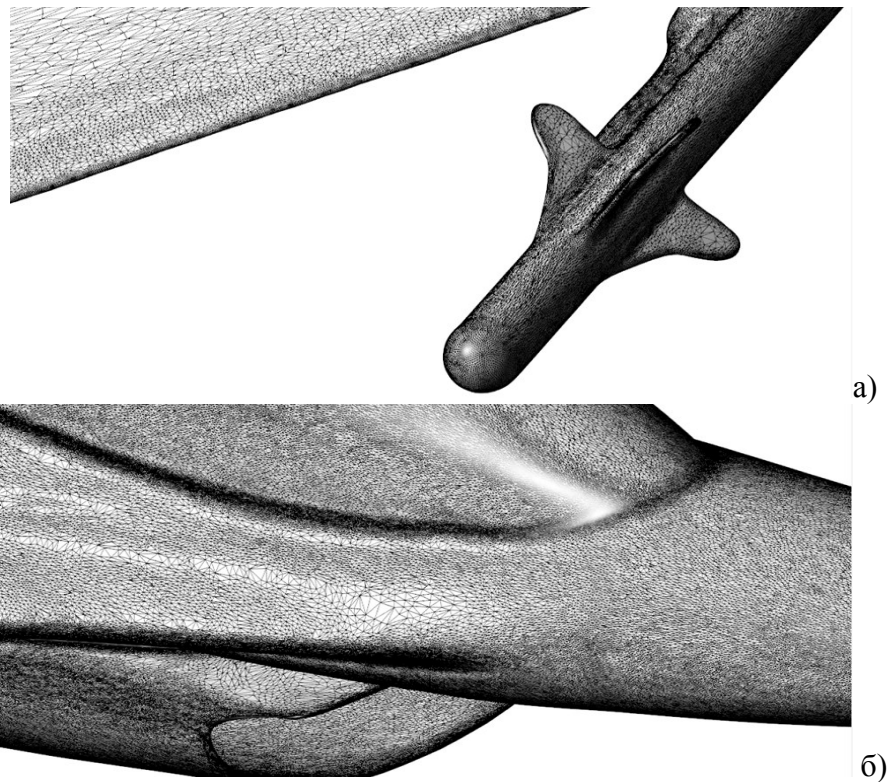


Рис. 3 – CAD-модель а) «ракета» и передняя кромка крыла, б) область вблизи воздухозаборника.

#### Создание проекта для математического моделирования

Поскольку для сравнения используются данные продувок без каких-либо поправок коэффициентов на влияние оборудования, в расчете к модели самолета добавляется державка. По экспертной оценке экспериментаторов влияние державки значительно. Форма державки задана по чертежам (Рис.4).

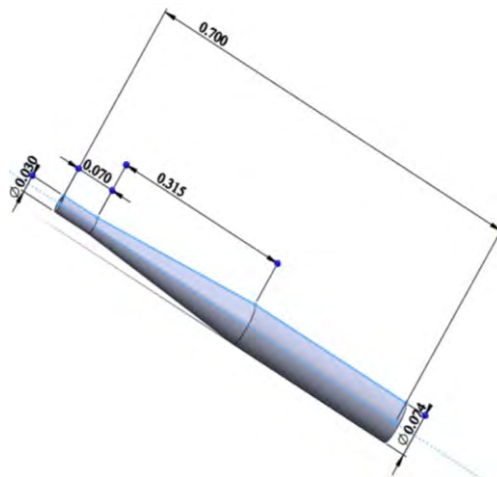


Рис. 4– CAD-модель державки

Державка располагается за аэродинамической моделью на основании данных об экспериментальном исследовании (Рис. 5).

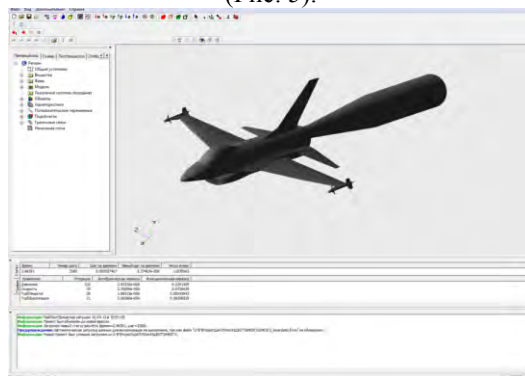


Рис. 5 – Геометрическая модель, импортированная в FlowVision  
 Задается расчетный проект FlowVision с соответствующей геометрической моделью.  
 Скорость набегающего потока 50 м/с.

**Исследование сходимости по сетке**

Для обеспечения приемлемой точности расчетов было проведено исследование сходимости по сетке (Рис. 6.). Исследование проводится следующим образом: сначала повышается уровень адаптации около поверхности модели, затем постепенно повышается количество слоев адаптации. Когда увеличение количества слоев адаптации перестает оказывать влияние на результаты расчета, около поверхности модели задается адаптация более высокого уровня с малым количеством слоев и далее проводится исследование аналогичное предыдущему. Исследование сходимости по сетке считается завершенным, когда и количество уровней адаптации перестает оказывать влияние на результаты. В качестве критерия сходимости по сетке принята аэродинамическая сила по оси X.

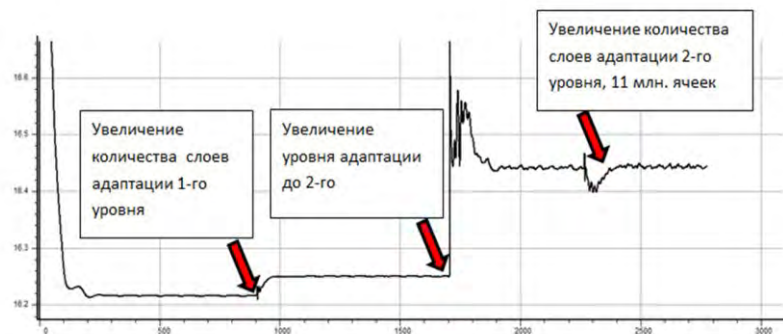


Рис. 6- Исследование сходимости по сетке

На рис. 7 показано сечение расчетной сетки, полученной в результате исследования сходимости по сетке. Расчет проводился на суперкомпьютере. На рисунке каждый цвет из тех, в которые раскрашены различные элементы сетки, соответствует процессору, на котором производился расчет.



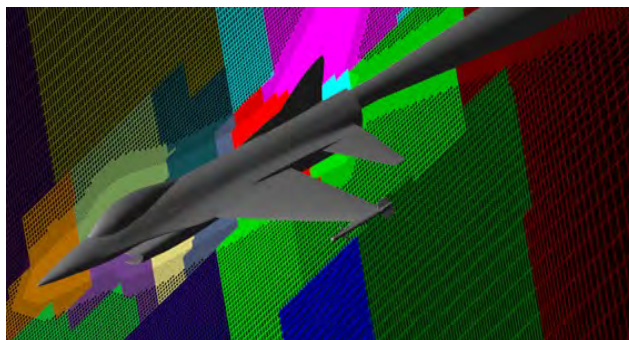


Рис. 7– Расчетная сетка с разбивкой по процессорам

**Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными.**

Результаты расчетов и их сравнение с экспериментальными данными показаны на рисунках ниже (Рис. 8). Картина течения, показанная на рисунке 8 соответствует ожидаемой для этого типа самолетов.

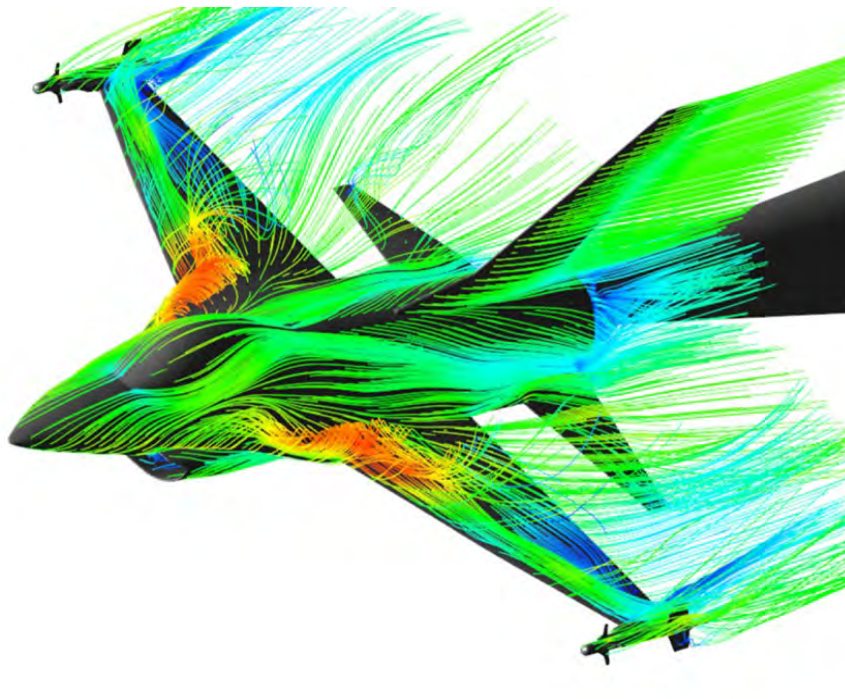


Рис. 8– Линии тока вокруг модели

Значения коэффициентов, полученные в результате расчетов, лежат вблизи экспериментальных значений, однако имеется некоторое их расхождение (Рис. – 9, Рис. – 10). Это может быть вызвано отсутствием учета некоторых факторов, имевших место в экспериментальном исследовании, например влияния границ потока, влияния колебаний модели в аэродинамической трубе и т.д. Влияние этих факторов будет изучено в будущем.

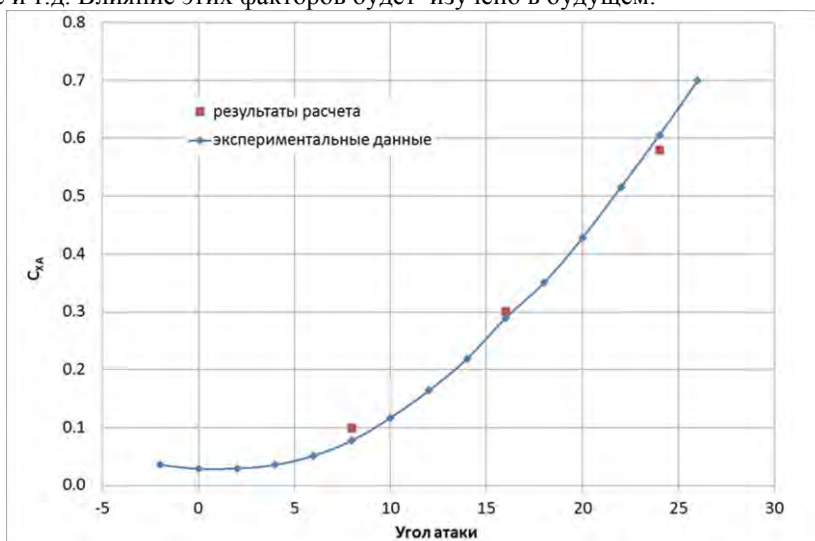


Рис. 9– Сравнение полученных коэффициентов лобового сопротивления с экспериментальными.

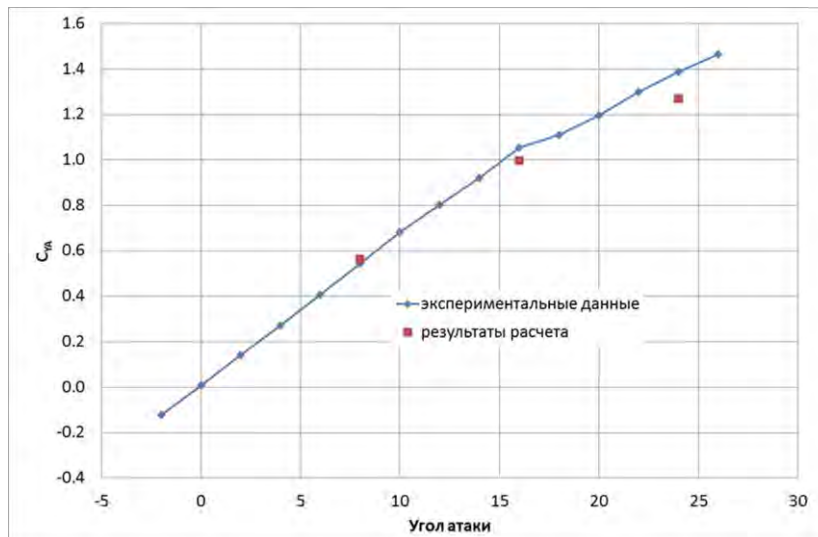


Рис. 10– Сравнение полученных коэффициентов подъемной силы с экспериментальными.

### Заключение

Таким образом, представленная методика позволяет избежать ошибок вычислений вызванных различием расчетной и реальной форм обдуваемого объекта.

Методика также дает возможность оценить степень влияния неточностей в изготовлении моделей на результаты их продувок в аэродинамических трубах.

### Список литературы

1. Aksenov, A.A. Overcoming of Barrier between CAD and CFD by Modified Finite Volume Method/ A.A. Aksenov, A.A. Dyadkin, V.I. Pokhilko // Proc. of “1998 ASME Pressure Vessels and Piping Division Conference”, San Diego, ASME PVP, 1998. V. 377-1.
2. Карасев П.И., Шишаева А.С., Аксенов А.А. Качественное построение расчетной сетки для решения задач аэродинамики в программном комплексе FlowVision // Вестник ЮУрГУ. Серия "Вычислительная математика и информатика". 2012. № 47(306). Вып. 2. С. 46-58.
3. Карасев П.И., Шишаева А.С., Жлуктов С.В. Решение задач внешней аэродинамики в программном комплексе FlowVision //Труды Международного форума «Инженерные системы 2012»,