

## **Исследование обтекания летательного аппарата воздушным потоком в CFD пакетах на различных режимах обтекания**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Представлены результаты исследования обтекания летательного аппарата сверхзвуковым воздушным потоком на различных углах атаки в CFD-пакете. Расчёт осуществлялся с учётом особенностей программного продукта, а также сложностей решаемой задачи. Приведена зависимость изменения коэффициентов подъёмной силы и лобового сопротивления от угла атаки. Выполнен сравнительный анализ полученных данных с теоретическими и экспериментальными данными. Показана удовлетворительная точность выполненных расчётов.

**Ключевые слова:** CFD-анализ, конечно-элементная сетка, начальные и граничные условия, коэффициент лобового сопротивления, коэффициент подъёмной силы.

### **1. Введение**

Ввиду большой сложности рассматриваемых в аэродинамике явлений, теоретическое решение не всегда реализуемо и экспериментальный путь оказывается в большинстве случаев более надёжным. При этом эксперимент в большинстве случаев будет менее затратным по времени и более точен, если он будет проводится по отработанной ранее методике. В следствии высокой стоимости экспериментальных исследований программа эксперимента должна быть тщательно продумана и уточнена при помощи тех теоретических моделей явления, которые должны предшествовать всякому опытному исследованию[1].

Работа над уточнением количественных показателей результатов моделирования во всех областях ещё ведётся. Однако качественные характеристики уже сейчас становятся объектом интересов для многих коммерческих и государственных компаний. Об этом свидетельствует огромное количество публикаций в последние десятилетия [2],[3],[4],[5].

В данной статье приводятся результаты моделирования обтекания летательного аппарата (ЛА) воздушным потоком в CFD пакете. Часть результатов была сопоставлена с результатами уже выполненных продувок в аэродинамической трубе (АДТ), остальные же можно использовать в качестве теоретических точек при испытаниях.

### **2. Начальные данные**

Геометрические характеристики ЛА представлены на рисунке 1. В качестве расчётной, принимаем цилиндрическую область с конической подобластью (рисунок 2). Модель выполнена удалением материала из расчётной области, программной это воспринимается как абсолютно жёсткое, твёрдое тело. Подобласть выделяется с целью уменьшения в ней размеров сетки для более точного проведения анализа, а также экономии машинного времени работы. Для уменьшения времени выполняемых расчётов рассматривается лишь половина ЛА и области вокруг него.

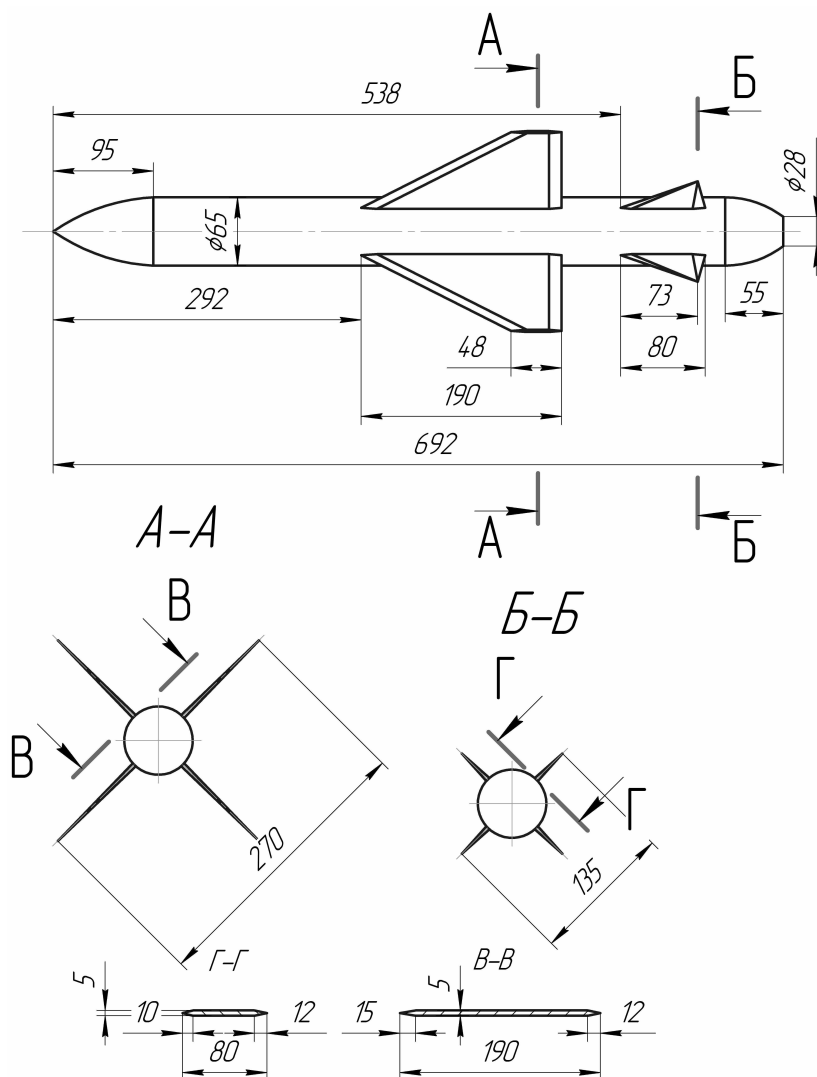


Рис. 1. Геометрические параметры исследуемого ЛА

Начальная точка области находится в носике ЛА. Размеры расчётной области – 1,3 м перед ЛА, 12 м сзади, диаметр цилиндрической области 10 м. Коническая часть подобласти имеет такой угол, чтобы конус Маха располагался в её пределах. Моделируется обтекание ЛА воздухом с параметрами, соответствующими высоте в 5 км (ГОСТ 4401-81). Вязкость  $2,211 \cdot 10^{-5}$  Па·с; показатель адиабаты 1,4; плотность определяется из уравнения состояния идеального газа; давление 55070 Па; температура  $-17,65^\circ$  С. Граничные условия – скорость на передней поверхности 1282 м/с (соответствует 4 М); избыточное давление на передней поверхности 0 Па; на цилиндрической и задней части модели устанавливается условие свободного течения; на плоской боковой части устанавливается условие симметрии.

Использовалось автоматическое создание расчётной сетки, количество узлов – примерно  $2^{19}$ . Расчёт выполнялся для одних и тех же граничных и начальных данных. Рассматриваемые углы атаки: от  $0^\circ$  до  $16^\circ$  с шагом  $4^\circ$ . Время расчёта и количество выполненных итераций различаются в зависимости от исследуемого угла атаки и находятся в пределах от 1665 до 2617 и от 9796 сек до 101110 сек соответственно.

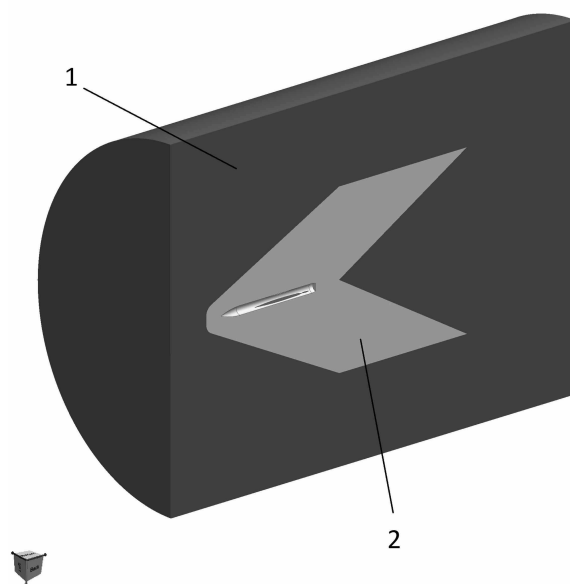


Рис. 2. Расчётная область:  
1 – основная расчётная область; 2 – подобласть

### 3. Результаты расчётов

В результате выполненного анализа были получены следующие результаты (рисунки 3 и 4). Как видно из представленных графиков результаты, полученные в результате CFD моделирования, находятся между данными, полученными теоретически и путём продувок в АДТ. На рисунке 3 представлено изменение коэффициента лобового сопротивления исследуемого ЛА в зависимости от изменения угла атаки (здесь и далее  $C_{x\_R}$  соответствует результатам, полученным из эксперимента в АДТ;  $C_{x\_a/d}$  – теоретические данные, полученные с помощью программы «Aerodinamica», разработчик – каф. 101 и каф. 403 НАУ «ХАИ»;  $C_{x\_2obl}$  – результат CFD расчётов. На рисунке 4 представлен характер изменения коэффициента подъёмной силы ЛА в зависимости от угла атаки.

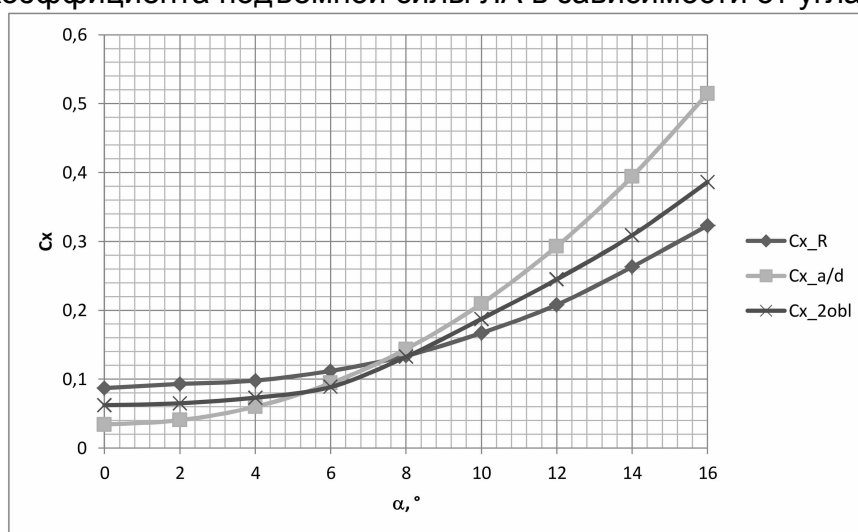


Рис. 3 Значения коэффициента лобового сопротивления при различных углах атаки

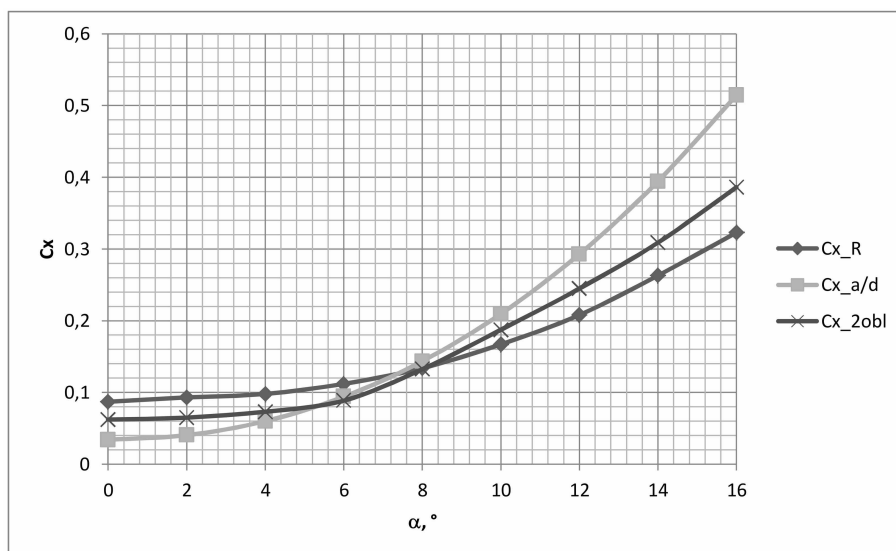


Рис. 4 Значения коэффициента подъёмной силы при различных углах атаки

### Выводы

В результате выполненного моделирования получены коэффициенты лобового сопротивления и подъёмной силы исследуемого ЛА. Выполнен сравнительный анализ результатов CFD расчётов с теоретическими и экспериментальными данными. Показано, что результаты моделирования достаточно хорошо отображают и количественные и качественные характеристики. Результаты подобного моделирования с достаточной уверенностью можно использовать как при решении научных, так и прикладных задач.

### Список литературы

1. Мартынов А.К. Экспериментальная аэродинамика [Текст]. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1950. – 479 с.
2. Principles of computational fluid dynamics / P. Wesseling – Berlin: Springer, 2000. – 642 p.
3. Numerical methods in fluid dynamics: lecture notes (electronic resource) / Mohamed Iskandarani – New York: Springer, 2010. – 252 p. – Mode of access: <http://www.rsmas.miami.edu/personal/miskandarani/Courses/MPO662/course.pdf>
4. Large Eddy simulation for incompressible flows / P. Sagaut - Berlin: Springer, 2001. – 319 p.
5. Computational fluid dynamics in industrial combustion / C. Baukal, V. Gershtein, X. Li – London: CRC Press, 2000. – 630 p.

**Рецензент:** д.т.н., профессор Тюрев В.В., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

Поступила в редакцию 08.10.2013

## **Дослідження обтікання літального апарата повітряним потоком у CFD пакетах на різних режимах обтекання**

Подано результати дослідження обтікання літального апарату надзвуковим повітряним потоком на різних кутах атаки в CFD-пакеті. Розрахунок здійснювався з урахуванням особливостей програмного продукту, а також складностей розв'язуваної задачі. Наведено залежність зміни коефіцієнтів підйімальної сили та лобового опору від кута атаки. Виконаний порівняльний аналіз отриманих даних з теоретичними та експериментальними даними. Показано задовільну точність виконаних розрахунків.

**Ключові слова:** CFD-аналіз, скінченно-елементна сітка, початкові та граничні умови, коефіцієнт лобового опору, коефіцієнт підйімальної сили.

## **Investigation of the flow of the aircraft by air flow in CFD packages for different flow regimes**

Results of research of supersonic flow about a vehicle depend of angle of attack with help of CFD-packages are presented. There was taken of program package features and complexity solving problem during computing. Dependences lift and drag coefficient on angle of attack ware presented. Comparing analysis solving, theoretical and experimental data was done. Tolerable accuracy of results was shown.

**Keywords:** CFD-analysis, finite-elements mesh, initial and boundary conditions, drag coefficient, lift coefficient.