

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ СРЕДСТВ ПОРАЖЕНИЯ В СВЯЗКЕ С ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ ANSYS CFX

О. А. Замолоцких, А. А. Испулов, А. В. Волчок

*ФГКВООУ ВО «Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил  
«Военно-воздушная академия им. профессора Н. Е. Жуковского  
и Ю. А. Гагарина», г. Воронеж, Россия; oleg.zamolotskikh@mail.ru*

**Ключевые слова:** аэродинамическая интерференция; неуправляемое авиационное средство поражения; сетка конечных элементов; точка подвески.

**Аннотация:** Рассмотрен подход к оценке аэродинамических характеристик неуправляемых авиационных средств поражения. В качестве основного показателя аэродинамических качеств авиационных средств поражения принят коэффициент силы лобового сопротивления. Проведено моделирование в программном комплексе ANSYS, созданных геометрических моделей ОФАБ 250-270, Су-34 и связки «самолет–бомба». По результатам моделирования выявлены отличия от теоретических коэффициентов силы лобового сопротивления от экспериментальных.

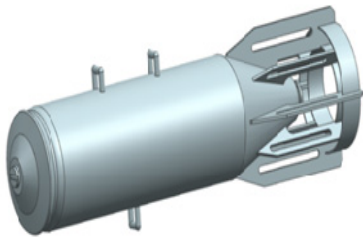
---

Эффективность самолетов оперативно-тактической авиации при применении по наземным объектам во многом определяется точностью решения задачи баллистики [1]. Это возможно за счет получения достаточно полной информации о аэродинамических характеристиках от момента начала движения неуправляемого авиационного средства поражения (НАСП) до его попадания в цели или заданную область.

В настоящее время в авиационных прицельных системах (АПРС) реализовано два типа баллистических алгоритмов, в основе которых лежит каноническая модель движения НАСП [2]. К основным недостаткам данных алгоритмов относят недостаточный учет изменяющихся начальных условий и отсутствие оперативной коррекции канонической модели движения НАСП. Данные недостатки вызваны как широкими условиями применения, так и возникновением аэродинамической интерференции в случае размещения НАСП на внешней подвеске. Аэродинамическая интерференция представляет собой функциональные зависимости коэффициентов дополнительных аэродинамических сил и моментов от относительного расположения летательный аппарат (ЛА) и подвешенного груза, а также условий полета носителя. Воздушный поток в окрестности ЛА является возмущенным, в некоторой его области параметры воздушного потока отличаются от аналогичных параметров невозмущенного потока [3]. Учет влияния аэродинамической интерференции возможен за счет оценки аэродинамических характеристик НАСП в интересах повышения эффективности применения.

Цель работы – оценить коэффициент силы лобового сопротивления неуправляемых авиационных средств поражения, размещенных на внешних подвесках летательного аппарата в программном комплексе ANSYS CFX.

Для достижения цели работы примем следующие допущения:



**Рис. 1. ОФАБ-250-270 без взрывателя**

- основная (цилиндрическая) часть путем создания эскиза и применения операции «вращение»;
- оперение – через эскиз, операцию «вытягивание» и «массив»;
- петли крепления – через эскиз и операцию «труба».

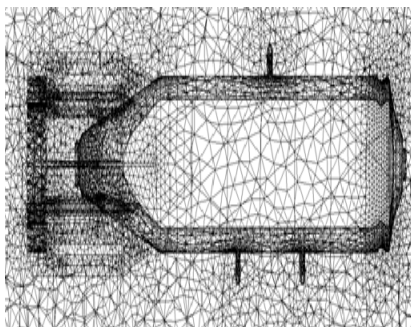
Полученная геометрическая модель импортируется в программный продукт ANSYS CFX для создания сетки конечных элементов (СКЭ) и последующих расчетов. Для разработки СКЭ использовался метод конечных элементов, который представляет собой наиболее распространенный приближенный метод в механике твердого тела и может быть интерпретирован с физической или математической точки зрения [4].

Для создания СКЭ в ANSYS применяется модуль Meshing. По умолчанию в данном модуле применяется Computational Fluid Dynamics (CFD, вычислительная гидродинамика) сетка, особенностью которой является автоматическое сгущение или уменьшение размеров КЭ на границах. Дополнительное уменьшение размеров КЭ позволит повысить точность результатов с помощью функции Sizing.

Генерация сетки конечных элементов выполнялась с помощью вкладки GenerateMesh. На рисунке 2 представлена «вырезка» области модели ОФАБ-250-270.

Возможности численного моделирования аэродинамики снаряда визуализируются полями скоростей и давлений при обтекании потоком воздуха. Моделирование проводилось при следующих условиях: среда – идеальный газ (воздух); давление воздуха 1 атм.; температура 20 °С; режим течения воздуха считается турбулентным, с интенсивностью 5%; диапазон чисел Маха от 0,4...1; угол между строительной осью модели и вектором скорости потока воздуха принят нулевым. Для описания турбулентного характера движения воздуха используются осредненные уравнения сжимаемой вязкой жидкости и гипотеза вихревой вязкости, а также не учитываются массовые силы.

Задача обтекания модели относится к задачам внешней аэродинамики. Для решения этой задачи модель (см. рис. 2) поместим в безграничный объем газа



**Рис 2. «Вырезка» СКЭ**

– тип рассматриваемого ЛА и НАСП: Су-34, ОФАБ-250-270;

- ЛА движется в горизонтальном полете;
- скорость не превышает 1 Маха.

В интересах решения задачи исследования проведено:

1. Моделирование НАСП и его аэродинамических характеристик.

Для создания геометрической модели ОФАБ-250-270 использовался программный продукт NX Unigraphics. Модель создавалась по чертежам (рис. 1):

в безграничный объем газа (рис. 3). На поверхности модели задавались условия непротекания и прилипания – компоненты вектора скорости газа  $U=V=W=0$ . На границе обтекаемой модели и дальних границах задаются граничные условия. На входной границе 1 задавалось сверхзвуковое течение с необходимой скоростью и средним статическим давлением, на границе 4 задается условие выхода. На границе 3 задается граничное условие равенства нулю избыточного давления, при этом через эту грань допускается вход – выход воздуха в расчетную область.

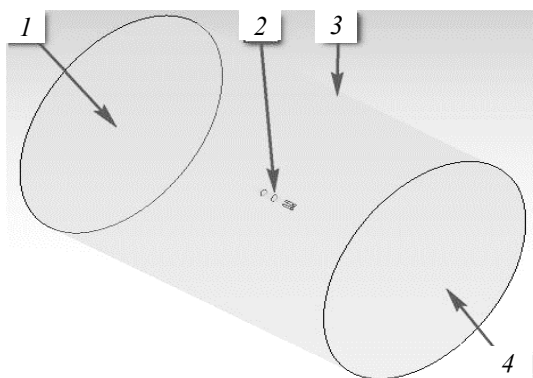


Рис. 3. Расчетная область для решения задачи обтекания

В интересах проверки адекватности разработанной геометрической модели проведено сравнительное исследование. В качестве показателя сравнения принят коэффициент силы лобового сопротивления (КСЛС) бомбы. На рисунке 4 представлена зависимость изменения экспериментального и теоретического значений КСЛС от числа Маха: сплошная – экспериментальная зависимость [2], пунктирная – результат численного моделирования (теоретическая).

Анализ рисунка показывает увеличение экспериментального КСЛС с ростом скорости по линейному закону; полное совпадение экспериментального и теоретического КСЛС до 0,65 Маха; отклонение теоретического КСЛС после 0,65 Маха и изменение по колебательному закону. Это может быть связано с возникновением переходных процессов и ударных волн при скоростях потока близких к 1 Маху и требует детального рассмотрения в других исследованиях. В интересах оценки величины отклонения теоретической зависимости от экспериментальной определена погрешность вида

$$\Delta_c(M) = \frac{C_{x0}^T(M) - C_{x0}^3(M)}{C_{x0}^3(M)} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где  $C_{x0}^T(M)$ ,  $C_{x0}^3(M)$  – теоретическое и экспериментальное значения КСЛС соответственно.

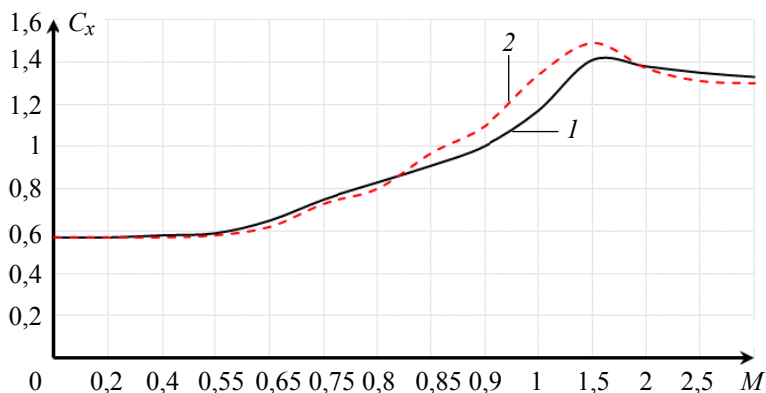


Рис. 4. Графики зависимости коэффициента силы лобового сопротивления от числа Маха:  
1 – экспериментальное значение; 2 – теоретическое значение

Ниже приведены значения величины отклонения теоретического значения от экспериментального  $\Delta$ , %, при различном числе Маха.

|                    |     |      |      |      |     |      |     |     |      |      |     |
|--------------------|-----|------|------|------|-----|------|-----|-----|------|------|-----|
| Число Маха.....    | 0,4 | 0,55 | 0,65 | 0,75 | 0,8 | 0,85 | 0,9 | 1,0 | 1,53 | 2,03 | 3,0 |
| $\Delta$ , % ..... | 1   | 1    | 3    | 3    | 2   | 5    | 5   | 17  | 8    | 1    | 3   |

Несмотря на колебательность теоретического закона КСЛС, можно сделать вывод, что ошибка в интервале числа Маха 0,4...0,9 не превышает 5 %. Это позволяет утверждать о высокой сходимости полученных результатов и адекватности разработанной геометрической модели ОФАБ-250-270.

## 2. Моделирование самолета Су-34 в варианте загрузки 8×ОФАБ-250-270.

На данном этапе проводилось создание и исследование модели Су-34 в той же последовательности, что и на первом этапе. Для создания геометрической модели самолета Су-34 использовались чертежи и схемы. Модель построена без вертикального и горизонтального оперений, так как на баллистику бомб они воздействуют крайне незначительно, а объем работ по их моделированию нерационален, помимо этого значительно уменьшается расчетная область. На рисунке 5 представлена модель связки «самолет–бомба», особенностями моделирования которой, по сравнению с моделью «бомба», являются следующие:

- модель самолета создавалась по отдельным элементам конструкции ввиду сложности поверхностей;
- отдельный элемент конструкции ЛА выполнялся через операцию «поверхность по сечениям элемента»;
- для адекватной работы двигателя уточнялась модель воздухозаборника.

## 3. Оценка КСЛС в условиях аэродинамической интерференции.

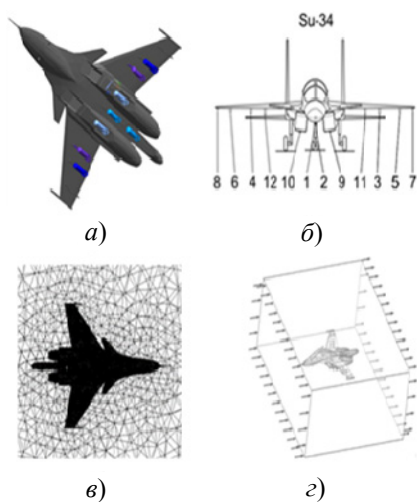
Разработанная на втором этапе геометрическая модель связки «самолет–бомба» позволяет оценить КСЛС ОФАБ-250-270 на каждой из характерных точек подвески. Характерность точки определялась расположением точек подвески на ЛА. На рисунке 5, б, показана нумерация точек подвески. Отмечено, что точки подвески, симметричные относительно строительной оси, имеют одинаковые аэродинамические характеристики.

Для получения оценок КСЛС приняты следующие исходные данные моделирования: высота 6000 м; скорость носителя 800 км/ч, среда – сжимаемый газ, для которого выполняется условие 2:

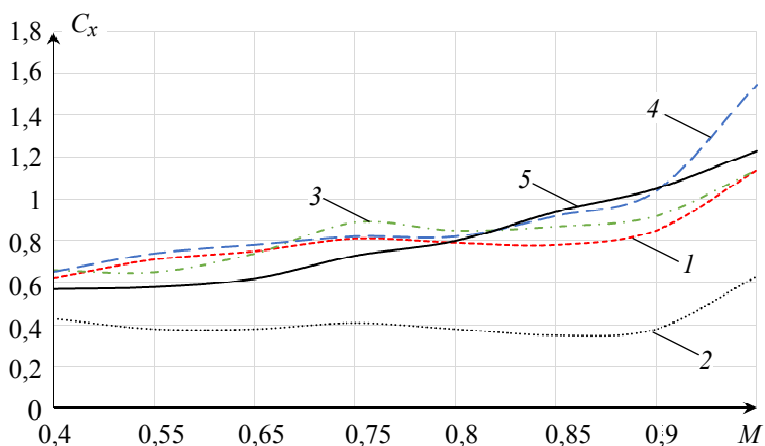
$$\frac{a^2}{k-1} + \frac{V^2}{2} = \text{const}, \quad (2)$$

где  $a$  – скорость звука на высоте;  $k = 1,4$  – показатель адиабаты для воздуха;  $V$  – скорость потока.

В результате моделирования модели связки «самолет–бомба» получены зависимости теоретических КСЛС от числа Маха, представленные на рис. 6 (по результатам крыльевые точки подвески имеют схожие данные с допустимой погрешностью 1 %). Поэтому следует учитывать значения для характерных точек подвески – 1, 2, 9, 11.



**Рис. 5. Модель связки «самолет–бомба»:**  
*a* – визуализация точек подвески на модель;  
*б* – нумерация точек подвески; *в* – «вырезка» СКЭ; *г* – расчетная область для решения задачи обтекания



**Рис. 6. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления  $C_x$  от числа Маха для 1-й, 2-й, 9-й, 11-й точек подвески (соответственно 1 – 4, 5 – изолированное изделие)**

Из рисунка 6 видно:

- зависимости для 1-й, 9-й, 11-й точек подвески носят колебательный характер, при этом значения характеристик КСЛС имеют небольшие расхождения с экспериментальными (изолированное изделие);
- линейность закона КСЛС для 1-й, 9-й, 11-й точек подвески до скорости 0,65 и сходимость с экспериментальной зависимостью;
- расхождение закона КСЛС для 1-й, 9-й, 11-й точек подвески при превышении числа Маха больше 0,65;
- полное отсутствие сходимости закона КСЛС для 2-й точки подвески.

В интересах количественной оценки полученных результатов рассчитаны средние значения погрешности отклонения теоретических КСЛС от экспериментального в интервале числа Маха 0,4...1 для 1-й, 2-й, 9-й, 11-й точек подвески:

|                            |     |      |     |     |
|----------------------------|-----|------|-----|-----|
| Номер точки подвески ..... | 1   | 2    | 9   | 11  |
| Среднее значение, % .....  | 7,8 | 45,5 | 5,2 | 6,5 |

При этом выражение (1) примет вид

$$\Delta_c^m(M) = \frac{C_{x0}^{T,m}(M) - C_{x0}^{\text{э}}(M)}{C_{x0}^{\text{э}}(M)} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где  $m = \overline{1,4}$  – номер точки подвески.

Из анализа результатов следует, что для исследуемых точек подвески в среднем превышен порог допустимого значения ошибки, который принят 5 % [4]. Однако большую озабоченность вызывает 4 точка подвески ввиду значительного роста ошибки от 40 до 65 %, что в среднем ведет к 45 % погрешности оценки КСЛС. Это объясняется тем, что бомба расположена за третьей точкой подвески и происходит срыв потока.

Таким образом, на основе проведенного исследования дана оценка КСЛС для четырех ОФАБ-250-270, подвешенных на характерные точки подвески самолета Су-34. Полученные результаты свидетельствуют о незначительной погрешности для 1-й, 9-й, 10-й, 3-й, 4-й, 11-й, 12-й точек подвески не более 8 % и полном отсутствии сходимости КСЛС для 2-й точки подвески, ошибка составляет

более 45 %. Это указывает на необходимость учета аэродинамических характеристик НАСП, либо введением дополнительных интерференционных поправок в баллистический алгоритм [5], либо учетом аэродинамики НАСП в баллистических характеристиках путем аналитического описания последних в условиях аэродинамической интерференции.

#### *Список литературы*

1. Конуркин, В. А. Комплексы авиационного вооружения / В. А. Конуркин. – М. : ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2003. – 947 с.
2. Постников, А. Г. Методы решения прикладных задач внешней баллистики / А. Г. Постников, В. С. Чуйко. – М. : ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1979. – 162 с.
3. Мхитарян, А. М. Аэродинамика : учебник / А. М. Мхитарян. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : ЭКОЛИТ, 2012. – 448 с.
4. Смирнов, Е. М. Метод конечных объемов в приложении к задачам гидрогазодинамики и теплообмена в областях сложной геометрии / Е. М. Смирнов, Д. К. Зайцев // Научно-технические ведомости. – 2004. – № 2. – С. 24 – 40.
5. Баранов, Н. А. Численные методы динамики летательного аппарата в условиях аэродинамической интерференции / Н. А. Баранов, А. С. Белоцерковский, М. И. Каневский, Л. И. Турчак. – М. : Наука, 2001. – 205 с.

---

## **Measuring Aerodynamic Characteristics of Unguided Air-Launched Weapons Connected with the Air Vehicle in the ANSYS CFX Software**

**O. A. Zamolotskikh, A. A. Ispulov, A. V. Volchok**

*Military Educational-Research Centre of Air Force “Air Force Academy  
named after Professor N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin”,  
Voronezh, Russia; oleg.zamolotskikh@mail.ru*

**Keywords:** aerodynamic interference; finite element grid; suspension point; unguided aircraft means of destruction.

**Abstract:** The article describes an approach to the estimation of aerodynamic characteristics of unguided air-launched weapons. The main indicator of aerodynamic characteristics of air-launched weapons is a drag force coefficient. Geometric models OFAB 250-270, Su-34 and “aircraft-bombs” bundles were implemented in the ANSYS software package. Based on the simulation results, the differences between the theoretical coefficients of drag force and the experimental ones were found.

#### *References*

1. Konurkin V.A. *Kompleksy aviatsionnogo vooruzheniya* [Complexes of aviation armament], Moscow: VVIA im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, 2003, 947 p. (In Russ.)
2. Postnikov A.G., Chuyko V.S. *Metody resheniya prikladnykh zadach vneshney ballistiki* [Methods of solving applied problems of external ballistics], Moscow: VVIA im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, 1979, 162 p. (In Russ.)
3. Mkhitaryan A.M. *Aerodinamika: uchebnik* [Aerodynamics: a textbook], Moscow: EKOLIT, 2012, 448 p. (In Russ.)
4. Smirnov Ye.M., Zaytsev D.K. [The method of finite volumes in application to problems of hydrodynamics and heat transfer in regions of complex geometry], *Nauchno-tekhnicheskkiye vedomosti* [Scientific and Technical Bulletins], 2004, no. 2, pp. 24-40. (In Russ.)

5. Baranov N.A., Belotserkovskiy A.S., Kanevskiy M.I., Turchak L.I. *Chislennyye metody dinamiki letatel'nogo apparata v us-loviyakh aerodinamicheskoy interferentsii* [Numerical methods of aircraft dynamics in the conditions of aerodynamic interference], Moscow: Nauka, 2001, 205 p. (In Russ.)

---

### **Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften der ungesteuerten Luftfahrtvernichtungsmittel in Verbindung mit dem fliegenden Apparat im Software-Komplex ANSYS CFX**

**Zusammenfassung:** In dem Artikel wird der Ansatz zur Bewertung der aerodynamischen Eigenschaften der ungesteuerten Luftfahrtvernichtungsmittel betrachtet. Als Grundindikator für die aerodynamischen Eigenschaften von Flugwaffen wird der Frontalwiderstandskoeffizient angenommen. Es ist die Modellierung der erstellten geometrischen Modelle OFAB 250-270, Su-34 und des Bündels von "Flugzeug-Bomben" im Software-Komplex ANSYS durchgeführt. Durch Ergebnisse der Simulation wurden Unterschiede der theoretischen Koeffizienten der Kraft des Frontalwiderstands von experimentellen Koeffizienten identifiziert.

---

### **Définition des caractéristiques aérodynamiques des moyens aériens de la défaite en conjonction avec des avions qui ne sont pas commandés dans les logiciels ANSYS CFX**

**Résumé:** Dans l'article est traitée l'approche envrs l'évaluation des caractéristiques aérodynamiques des moyens aériens non gérées de la défaite. Comme principal indicateur des qualités aérodynamiques des moyens de destruction de l'aviation est adopté un coefficient de force de traînée. Est réalisée la modélisation dans le complexe logiciel ANSYS, des modèles géométriques OFAB 250-270, SU-34 et de la conjonction «avion- bombe». D'après les résultats de la modélisation sont révélées des différences des coefficients théoriques de la force de traînée celle d'essai.

---

**Авторы:** *Замолоцких Олег Александрович* – адъюнкт научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией ВВС); *Испулов Аманбай Аватович* – кандидат технических наук, старший научный сотрудник научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией ВВС); *Волчок Артем Владимирович* – оператор научной роты научно-исследовательского центра (проблем применения, обеспечения и управления авиацией ВВС), ФГКВОУ ВО «Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», г. Воронеж, Россия.

**Рецензент:** *Мальшев Владимир Александрович* – доктор технических наук, профессор, заместитель начальника кафедры эксплуатации авиационного оборудования, ФГКВОУ ВО «Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», г. Воронеж, Россия.