

УДК 623.535

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НЕУПРАВЛЯЕМОМ ПОЛЁТЕ С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМ ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА

Должиков В.И.\* , Николаев А.В.\*\*

*Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,  
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

*\*e-mail: link707@mail.ru*

*\*\*e-mail: andrew.nikolaev@rambler.ru*

---

Показана возможность использования стандартного пакета программ по гидрогазодинамике ANSYS CFX для расчета аэродинамических характеристик (коэффициента лобового сопротивления) вращающегося летательного аппарата (ЛА) при неуправляемом полете. Рассматривается моделирование процесса течения газа около гладких тел вращения на основе точных конечно-разностных методов в вычислительной среде ANSYS CFX. Предложены алгоритмы решения уравнений Навье—Стокса для пространственных, осесимметричных тел, обтекаемых вязким газом, на основе полной системы уравнений.

*Ключевые слова:* вращающийся летательный аппарат, баллистический коэффициент, угол атаки, коэффициент лобового сопротивления, конечно-элементный анализ.

---

### Состояние вопроса

Аэродинамические характеристики (АДХ) с той или иной степенью точности могут быть определены методами физического и математического моделирования, а также при натурных испытаниях вращающихся летательных аппаратов (баллистический метод и метод внешнетраекторных измерений в летном эксперименте).

Физическое моделирование осуществляется в основном в аэродинамических трубах и установках, что при простом задании угловых положений не требует большого количества моделей, а силы и моменты, действующие на модель, определяются непосредственным измерением с помощью аэродинамических весов.

К основным недостаткам метода продувок моделей в аэродинамических трубах относятся искажение державкой процесса течения потока, трудность и низкая точность измерения аэродинамических сил и моментов, связанных с вращательным движением ЛА (демпфирующих моментов, а также силы и момента Магнуса). Кроме того, малый диапазон скоростей продувок не позволяет исследовать поведение вращающегося ЛА на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях.

До настоящего времени одним из основных методов определения аэродинамических характеристик вращающегося ЛА являлся баллистический метод. Однако особенности этого метода связаны с определенными трудностями и налагают извест-

ные ограничения, заключающиеся в том, что аэродинамические силы и моменты не измеряются непосредственно в опыте, а определяются косвенным путем на основе анализа траекторных измерений, представляющих собой серии дискретных значений линейных и угловых координат тела и соответствующих им моментов времени, измеренных в последовательно расположенных сечениях вдоль баллистической трассы. Это приводит к необходимости построения устойчивых вычислительных алгоритмов решения некорректных обратных задач. К сожалению, этот важный этап баллистического эксперимента почти не освещается в литературе. Промежуточным результатом при получении исходной информации с баллистических трасс являются фотоизображения, количественная обработка которых требует значительных затрат времени. В этих условиях практические возможности экспериментальных методов определяются как точностью получаемых результатов, так и трудоемкостью и временными затратами на получение и обработку экспериментальных данных. Говоря о натурных испытаниях, следует отметить хорошую точность определения основных аэродинамических характеристик, однако они требуют больших материальных и временных затрат.

В настоящее время при определении АДХ для широкого класса ЛА используются методы математического моделирования. Основным преимуществом расчетных методов по сравнению с вышеизложенными является то, что один раз корректно разработанная математическая модель и программа могут использоваться многократно при различных вариантах компоновочной схемы вращающегося ЛА, что обеспечивает оперативное решение задачи определения АДХ. Кроме того, математическое моделирование не требует пересчета полученных результатов на реальные условия полета и реальные образцы ЛА.

Так как математическая модель является идеализированным описанием реального физического процесса, то степень качественного соответствия результатов может быть определена сравнением этих результатов с данными натурных испытаний.

### Предлагаемый способ определения $c_{x0}(M, \delta)$

В последнее время широкое распространение при расчете АДХ получили численные методы решения нелинейных уравнений, описывающие течение идеального газа около гладких тел вращения. На основе точных конечно-разностных методов в вычислительной среде ANSYS предложены алго-

ритмы решения уравнений Навье—Стокса для пространственных, осесимметричных тел, обтекаемых вязким газом, на основе полной системы уравнений Навье—Стокса.

Пакет предназначен для моделирования сложных жидкостей и газов с широким диапазоном изменения теплофизических свойств посредством обеспечения различных параметров моделирования и использования многосеточных методов с улучшенной сходимостью. ANSYS CFX позволяет вычислять внешние силы и моменты, а именно аэродинамическую подъемную и гравитационную силы, приложенные к объекту исследования, и вязкое трение. Эти силы находятся путем численного интегрирования нормальных и вязких напряжений по поверхности объекта. В связи с вышеизложенным представляется, что разработка эффективных, экономичных и надежных методов решения обратных задач внешней баллистики является актуальной задачей, имеющей большое теоретическое и прикладное значение.

В работе показана возможность использования стандартного пакета программ по гидрогазодинамике ANSYS CFX для расчета аэродинамических характеристик (коэффициента лобового сопротивления) вращающегося ЛА.

Для численного решения задачи используется метод конечных объемов и нестационарные уравнения Навье—Стокса. Частные производные аппроксимируются со вторым порядком точности, производные по времени — по неявной схеме Эйлера второго порядка.

Расчет осуществляется мощным решателем Density-Based с использованием неявных параметров. Таким образом, каждое уравнение в связанном наборе основных уравнений в отношении всех зависимых переменных в наборе линеаризуется неявно. Это приводит к системе линейных уравнений с уравнениями для каждой ячейки в домене, где находится число связанных уравнений в наборе.

Уравнение сохранения массы, или уравнение непрерывности [1]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

— это общий вид уравнения сохранения массы, оно справедливо для течения как несжимаемых, так и сжимаемых потоков. Для 2D-осесимметричной геометрии уравнение неразрывности имеет вид

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_x) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho v_r) + \frac{\partial v_r}{\partial t} = 0, \quad (2)$$

где  $x$  — осевая координата;  $r$  — радиальная координата;  $v_x$  — осевая скорость;  $v_r$  — радиальная скорость.

Уравнение сохранения импульса

$$\frac{\partial}{\partial x}(p\bar{v} + \nabla(p\bar{v} \cdot \bar{v})) = 0, \quad (3)$$

где  $p$  — статическое давление.

Для расчета и моделирования используется стандартная  $k$ - $\epsilon$  модель пакета ANSYS CFX для турбулентного движения.

Уравнения переноса для стандартных  $k$ - $\epsilon$  моделей турбулентной кинетической энергии и его скорость диссипации получены из следующих уравнений переноса:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \\ & = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - p\epsilon - Y_M + S_k; \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \\ & + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon, \end{aligned} \quad (5)$$

где  $G_k$  — составляющая турбулентной кинетической энергии за счет градиента средней скорости,

$$G_k = -\rho \bar{u}_i \bar{u}_j \frac{\partial u_j}{\partial x_i}; \quad (6)$$

$G_b$  — составляющая турбулентной кинетической энергии за счет подъемной силы,

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i}; \quad (7)$$

$C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}, C_{3\epsilon}$  — константы;

$\sigma_k, \sigma_\epsilon$  — турбулентные числа Прандтля;

$S_k, S_\epsilon$  вычисляются по начальным условиям.

Турбулентная (или вихревая) вязкость  $\mu_t$ , рассчитывается путем объединения  $k$  и  $\epsilon$ , как следует из уравнения

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}, \quad (8)$$

где  $C_\mu$  — константа.

Коэффициент лобового сопротивления для тела может быть найден из уравнения

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re}, \quad (9)$$

где  $a_1, a_2, a_3$  — константы, которые применяются в нескольких диапазонах изменения  $Re$  (ламинарный, если  $Re < 2300$ , и промежуточный, если  $2300 < Re < 10000$ ). Для других диапазонов (турбулентный, если  $10000 < Re$ ) формула (9) имеет вид

$$C_D = \frac{24}{Re} \left( 1 + b_1 Re^{b_2}_{sph} \right) + \frac{b_3 Re_{sph}}{b_4 + Re_{sph}}. \quad (10)$$

Здесь

$$b_1 = \exp(2,3288 - 6,4581\phi + 2,228\phi^2);$$

$$b_2 = 0,0964 + 0,5565\phi;$$

$$b_3 = \exp(4,905 - 13,8944\phi + 18,4222\phi^2 - 10,2599\phi^3); \quad (11)$$

$$b_4 = \exp(1,4681 + 12,2584\phi - 20,7322\phi^2 + 15,8855\phi^3),$$

где  $\phi$  — форм-фактор,  $\phi = s/S$  ( $s$  — площадь поверхности снаряда, имеющего такой же объем, как частица,  $S$  — фактическая площадь поверхности частицы).

Расчет аэродинамики вращающегося ЛА производился в следующем порядке.

Для моделирования была построена 3D-осесимметричная геометрическая модель неуправляемого ЛА в пакете SolidWorks. Особенность задания геометрии расчетной области состоит в том, что должны быть заданы геометрия области пространства, в которой производится расчет и область объекта. Расчетная область была представлена в виде цилиндра. Геометрия ЛА была создана путем вращения вокруг своей оси его контура, с последующим вырезом из расчетной области.

Образованный объект представляет собой геометрическую модель воздушной среды с помещенным внутрь вращающимся ЛА. На этапе задания геометрии расчетной области также задается угловое положение вращающегося ЛА относительно набегающего потока, т. е. углы атаки и скольжения.

После того как сформирована геометрия расчетной области при помощи модуля Generate CFX осуществляется генерация сетки конечных элементов (узлы и элементы). Расчетная сетка состоит из более 1,5 млн элементов (см. рис. 1).

Основная цель, преследуемая при построении сетки — дать такое разбиение расчетной области

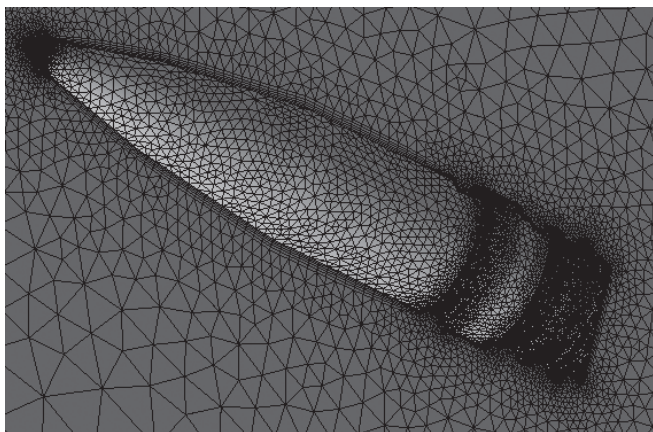


Рис. 1. Расчетная сетка вблизи снаряда

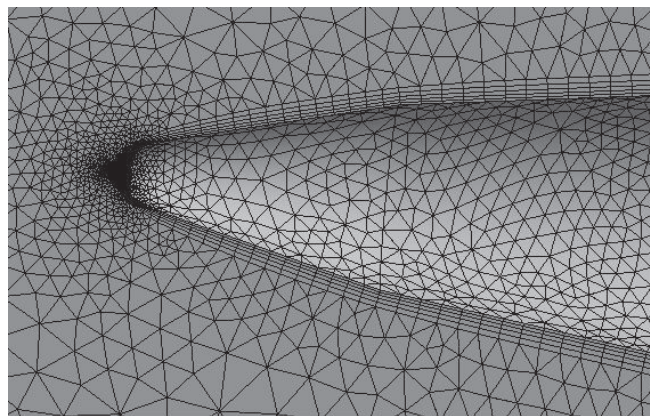


Рис. 2. Расчетная сетка вблизи носика снаряда

на ячейки или элементы, чтобы на этой сетке получалось наиболее точное решение дифференциальной задачи.

Был использован принцип равномерного распределения ошибки, основанный на создании такого распределения узлов, чтобы некоторая положительная весовая функция, умноженная на шаг сетки, была равна константе.

Использованный в работе метод построения сетки обладает свойством эллиптичности.

Некоторые трудности были связаны с построением сетки в областях с малыми углами геометрии.

Особенностью построения сетки в данной работе является то, что область расчета с одной стороны ограничивается контуром обтекаемого ЛА, форма которого должна быть передана максимально точно, а с другой — достаточно удаленной внешней границей. На внешней границе требования к расстановке узлов были ослаблены в интересах конструирования сетки, направленных на получение аккуратных параметров течения, в первую очередь в непосредственной окрестности обтекаемого тела.

Основная часть расчетной области состоит из тетраэдров. Пристеночная область (вблизи вращающегося ЛА) состоит из прямоугольных призм (рис. 2). Сформированная сетка позволяет учесть структуру пограничного слоя.

Граничные условия задаются в препроцессоре Ansys CFX для выбранного типа решаемой задачи.

Граничные условия для задачи аэродинамики вращающегося ЛА:

вход — нормальная компонента скорости, степень турбулентности и температура воздуха;

внешняя стенка — условия свободного скольжения;

стенка ЛА — условия прилипания, вращение вокруг оси  $X$ , фиксированная температура;

выход — среднее статическое давление для согласования чисел Маха и Рейнольдса.

Задача обтекания осесимметричного вращающегося ЛА рассматривалась в стационарной постановке, турбулентным набегающим потоком при атмосферном давлении, равном 760 мм рт.ст., и температуре 15 °С; плотность воздуха 1,225 кг/м<sup>3</sup>; турбулентная интенсивность 5 %. Модельная среда — идеальный газ. Угол атаки брался равным 0°.

Просмотр результатов осуществлялся при помощи постпроцессора. Были получены поля скоростей, давлений, температуры, определены аэродинамические силы, моменты, коэффициенты сил и моментов.

Скорость набегающего потока  $V$  и коэффициент лобового сопротивления  $C_{x0}$ , полученный из эксперимента, представлены в табл. 1.

Расчет производился итерационным способом в модуле вычислений Solution. Количество итераций, необходимых для достижения требуемой точности, составляло от 250 до 300 итераций, при уровне невязок  $10^{-4} \dots 10^{-5}$ .

### Результаты исследования

Вариант обтекания вращающегося ЛА представлен на рис. 3.

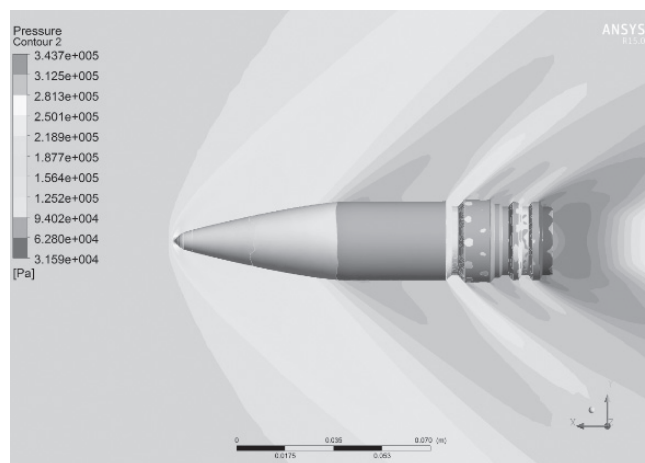


Рис. 3. Распределение давления для скорости 2М

Таблица 1

Результаты расчета коэффициента лобового сопротивления

Скорость $V$ , м/с	Скорость в числах Маха	Коэффициент лобового сопротивления $C_x$ (Ansys CFX)	Коэффициент лобового сопротивления $C_x$ (баллистический эксперимент)
136,117	0,4	0,16	0,16
340,294	1,0	0,33	0,34
510,441	1,5	0,39	0,40
612,529	1,8	0,37	0,37
680,588	2,0	0,35	0,36
850,735	2,5	0,32	0,33
1020,882	3,0	0,30	0,31
1361,176	4,0	0,30	0,31

Проверка сходимости результатов производилась путем сравнения с имеющимися экспериментальными данными (табл. 1).

Получено хорошее совпадение значений коэффициентов лобового сопротивления экспериментальных и расчетных данных с относительной ошибкой измерения, не превышающей 5 % (рис. 4).

обтекания с разными углами атаки (нутаии) ( $\delta = 0...35^\circ$ ). Результаты расчетов представлены в табл. 2.

Вариант расчета представлен на рис. 5.

Полученные результаты расчета  $C_{x0}(M, \delta)$  имеют однозначную связь с баллистическим коэффи-

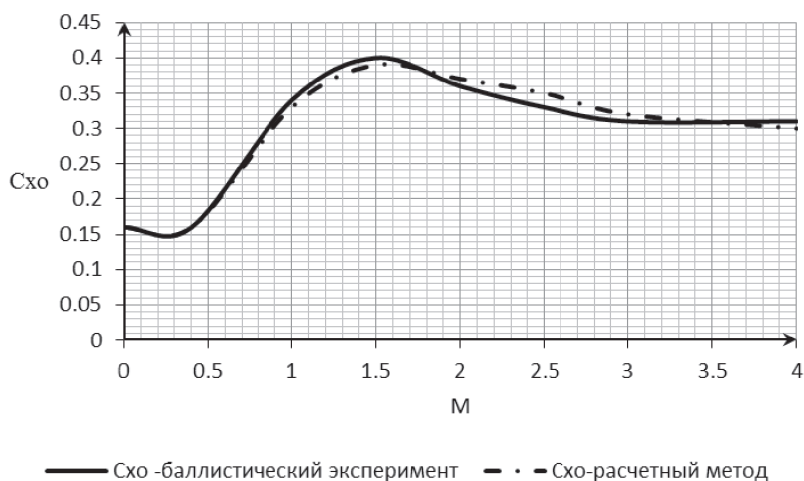


Рис. 4. Экспериментальные и расчетные зависимости значений  $C_{x0}$

После получения хорошей сходимости результатов при нулевых углах нутаии следующим этапом являлось получение значений коэффициента лобового сопротивления при углах атаки (нутаии), отличных от нуля.

Для исследования была использована та же модель вращающегося ЛА, при тех же условиях

Таблица 2

Результаты расчета коэффициента лобового сопротивления в зависимости от угла атаки (нутаии)

$\delta_0$	0	5	10	15	20
$C_{x0}(M, \delta)$	0,31	0,34	0,43	0,6	0,84
$c$	1,7	1,96	2,4	3,4	4

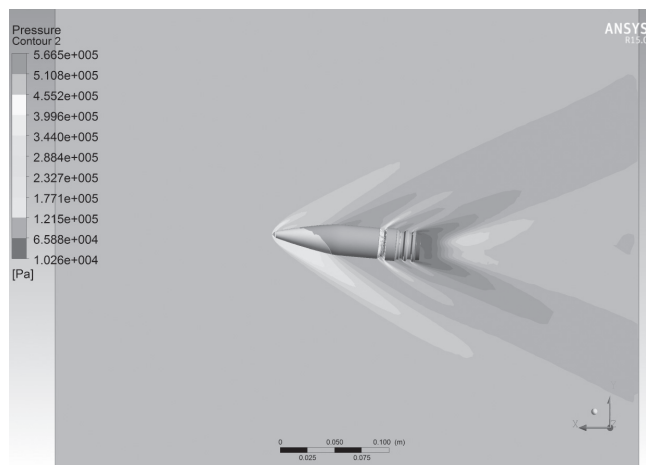


Рис. 5. Распределение давления для скорости 2M,  $\delta = 5^\circ$

циентом через коэффициент формы ЛА, формула которого имеет вид

$$i = \frac{C_{x0}(M, \delta)}{C_{x\alpha}(M)}, \quad (12)$$

где  $C_{x\alpha}(M)$  — известный закон сопротивления.

В свою очередь, баллистический коэффициент

$$c = \frac{id^2}{m} 10^3, \quad (13)$$

где  $d$  — диаметр поперечного сечения НЛА;  $m$  — масса НЛА.

Для получения функциональной зависимости баллистического коэффициента от угла атаки (нутаии) использован метод наименьших квадратов (МНК) для аппроксимации расчетных данных. Метод позволяет использовать аппроксимирующие функции произвольного вида.

Критерием близости в МНК является требование минимальности суммы квадратов отклонений от аппроксимирующей функции до экспериментальных точек [3]:

$$\Phi = \sum_{i=1}^n (y_i - f(x_i))^2 \rightarrow \min. \quad (14)$$

Для аппроксимации полученных результатов была использована полиномиальная регрессия вида

$$f(x) = a_0 + a_1x + a_2x^2. \quad (15)$$

В результате получены искомые значения функции зависимости баллистического коэффициента от угла атаки (нутаии), которая имеет вид

$$c(\delta) = 1,661 + 0,05\delta + 0,0035\delta^2. \quad (16)$$

Анализ полученных результатов (рис. 6) позволяет сделать вывод о том, что при малых углах атаки (нутаии) (до 10°) учет изменения баллистического коэффициента не имеет смысла. Это полностью подтверждается практикой составления баллистических алгоритмов о предположении малости начальных углов атаки (нутаии), которые принимаются равными нулю. В случае больших углов атаки (нутаии) (более 10°) возникает необходимость учета его в алгоритмах определения параметров траектории вращающегося ЛА.

### Выводы

Предлагаемый подход позволяет достаточно просто получить зависимость влияния вращательного движения ЛА относительно центра масс на его поступательное движение в виде поправки к баллистическому коэффициенту, определяемой углом атаки (нутаии).

### Библиографический список

1. Басов К.А. ANSYS для конструкторов: Учебное пособие. — М.: ДМК Пресс, 2005. — 248 с.
2. Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н., Богодистов С.С. Внешняя баллистика: Учебное пособие для вузов. — М.: Машиностроение, 1991. — 640 с.
3. Турчак Л.И. Основы численных методов: Учебное пособие. — М.: Наука, 1987. — 318 с.

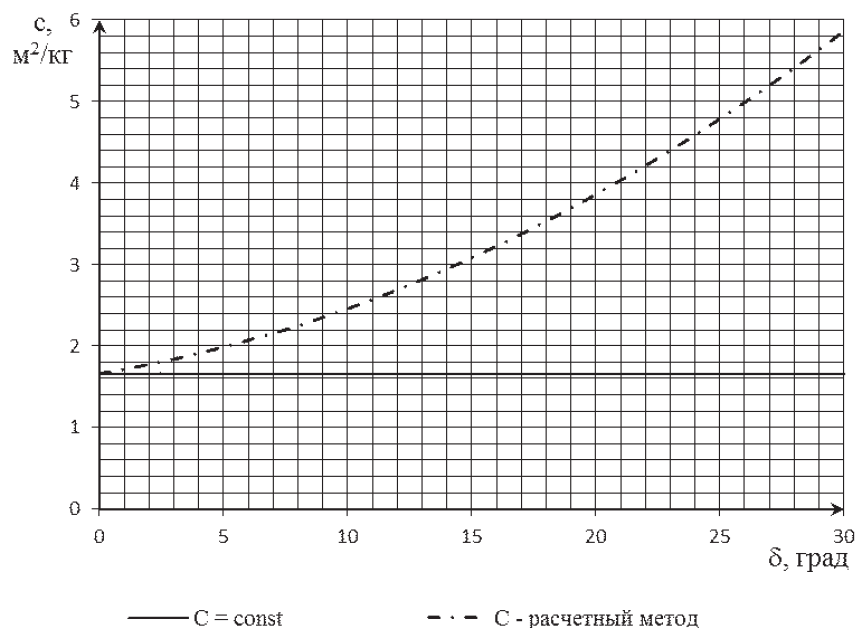


Рис. 6. Зависимость баллистического коэффициента от угла нутаии

# DETERMINATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF ROTATING AIRCRAFT IN THE UNCONTROLLED FLIGHT BY MEANS OF ENGINEERING ANALYSIS SYSTEMS

Dolzhikov V.I.<sup>\*</sup>, Nikolaev A.V.<sup>\*\*</sup>

*Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Yu.A. Gagarin,  
54a, Starykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia*

*\* e-mail: link707@mail.ru*

*\*\* e-mail: andrew.nikolaev@rambler.ru*

## Abstract

In this work the standard software package on ANSYS CFX hydraulic gas dynamics is used for calculation of aerodynamic characteristics (coefficient of front resistance) of the rotating aircraft (A).

Currently, mathematical modeling methods are used for the determination of the aerodynamic characteristics for a wide range of aircraft. The main advantage of calculated methods is that once properly developed mathematical model and the program can be used repeatedly in different variants of the aircraft assembly scheme, which provides prompt problem resolution of determining aerodynamic characteristics.

This paper considers the simulation of the gas flow around the rotating smooth bodies based on accurate finite-difference method in a computing environment ANSYS CFX. The algorithms for solving the Navier-Stokes equations for the flow space, axisymmetric bodies by viscous gas on the basis of a complete system of equations that allows you to calculate the coefficient of drag of rotating aircraft for different Mach numbers and calculate the change in this ratio for the given angle of attack, which at the stage of setting the geometry of the computational domain is defined by the angular position of rotating aircraft relative to the oncoming flow.

Comparison of simulation results with field experiments performed, showed that the convergence in determining the drag coefficient is within the range of 5%.

Considered is the question of the influence of the rotational motion of the center of mass on the flight of uncontrolled aircraft. For that purpose, on the basis of the calculated data of drag coefficient of rotating aircraft with angles of attack other than zero method of least squares, allowed obtain the dependence of the ballistic coefficient of the angle of attack.

Thus, using the obtained dependence of the ballistic coefficient from the angle of attack it is possible to account the angular perturbations when calculating the parameters of the rotating trajectory aircraft.

**Keywords:** rotating aircraft, ballistic coefficient, angle of attack, drag coefficient, finite element analysis.

## References

1. Basov K.A. *ANSYS dlya konstruktorov* (ANSYS for designers), Moscow, DMK Press, 2005, 248 p.
2. Dmitrievskii A.A., Lysenko L.N., Bogodistov S.S. *Vneshnyaya ballistika* (External ballistics), Moscow, Mashinostroenie, 1991, 640 p.
3. Turchak L.I. *Osnovy chislennykh metodov* (Fundamentals of numerical methods), Moscow, Nauka, 1987, 318 p.