

УДК: 519.6

## Расчетные исследования аэродинамических характеристик тематической модели летательного аппарата схемы «летающее крыло» с помощью программного комплекса FlowVision

С. В. Калашников<sup>а</sup>, А. А. Кривошапов, А. Л. Митин<sup>б</sup>, Н. В. Николаев

Федеральное государственное унитарное предприятие  
«Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского»,  
Россия, 140180, МО, г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1

E-mail: <sup>а</sup> sussvk@gmail.com, <sup>б</sup> alexmitin03@gmail.com

*Получено 01.11.2016, после доработки — 21.12.2016.*

*Принято к публикации 30.12.2016.*

Модернизация методики аэродинамического эксперимента на современном уровне подразумевает создание математических моделей аэродинамических труб (электронных АДТ), предназначенных для вычислительного сопровождения экспериментальных исследований. Применение электронных АДТ в перспективе способно обеспечить получение достоверных аэродинамических характеристик летательных аппаратов по результатам исследования их моделей в аэродинамических трубах, согласования результатов, полученных на разных экспериментальных установках, сравнения расчетов моделей в безграничном потоке с учетом влияния подвесных устройств и границ потока в рабочей части экспериментальной установки.

Решение данной задачи требует создания научного задела, что, в свою очередь, подразумевает выполнение экспериментальных методических исследований и обширного комплекса расчетных исследований на основе численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с применением суперкомпьютерных технологий. При этом на различных этапах расчетных исследований необходимо моделировать не только летательный аппарат, но и комплексную геометрию рабочей части аэродинамической трубы и подвесных устройств, что требует дополнительных методических расчетов. Также определенные трудности может представлять моделирование ламинарно-турбулентного перехода на поверхности модели, который в большинстве случаев имеет место в условиях эксперимента.

В данной работе представлены результаты расчетов аэродинамических характеристик тематической модели летательного аппарата схемы «летающее крыло» в безграничном потоке при разных углах атаки, полученные в рамках первого этапа работы по созданию математической модели рабочей части аэродинамической трубы Т-102 ЦАГИ. Расчеты выполнялись с использованием двухпараметрической  $k-\epsilon$  модели турбулентности со специальными пристеночными функциями, приспособленными для расчета отрывных течений. В рамках данной работы исследовались основные продольные аэродинамические характеристики, было выполнено сравнение с результатами экспериментальных исследований в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ с учетом погрешностей.

Ключевые слова: летающее крыло, электронная АДТ, математическая модель аэродинамической трубы.

UDC: 519.6

## Computational investigation of aerodynamic performance of the generic flying-wing aircraft model using FlowVision computational code

S. V. Kalashnikov<sup>a</sup>, A. A. Krivoschapov, A. L. Mitin<sup>b</sup>, N. V. Nikolaev

Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI),  
1, Zhukovsky st., Zhukovsky, 140180, Russia

E-mail: <sup>a</sup> sussvk@gmail.com, <sup>b</sup> alexmitin03@gmail.com

*Received 01.11.2016, after completion — 21.12.2016.*

*Accepted for publication 30.12.2016.*

Modern approach to modernization of the experimental techniques involves design of mathematical models of the wind-tunnel, which are also referred to as Electronic or Digital Wind-Tunnels. They are meant to supplement experimental data with computational analysis. Using Electronic Wind-Tunnels is supposed to provide accurate information on aerodynamic performance of an aircraft basing on a set of experimental data, to obtain agreement between data from different test facilities and perform comparison between computational results for flight conditions and data with the presence of support system and test section.

Completing this task requires some preliminary research, which involves extensive wind-tunnel testing as well as RANS-based computational research with the use of supercomputer technologies. At different stages of computational investigation one may have to model not only the aircraft itself but also the wind-tunnel test section and the model support system. Modelling such complex geometries will inevitably result in quite complex vertical and separated flows one will have to simulate. Another problem is that boundary layer transition is often present in wind-tunnel testing due to quite small model scales and therefore low Reynolds numbers.

In the current article the first stage of the Electronic Wind-Tunnel design program is covered. This stage involves computational investigation of aerodynamic characteristics of the generic flying-wing UAV model previously tested in TsAGI T-102 wind-tunnel. Since this stage is preliminary the model was simulated without taking test-section and support system geometry into account. The boundary layer was considered to be fully turbulent.

For the current research FlowVision computational code was used because of its automatic grid generation feature and stability of the solver when simulating complex flows. A two-equation  $k-\varepsilon$  turbulence model was used with special wall functions designed to properly capture flow separation. Computed lift force and drag force coefficients for different angles-of-attack were compared to the experimental data.

Keywords: flying-wing, electronic (digital) wind-tunnel, mathematical model of wind-tunnel

Citation: *Computer Research and Modeling*, 2017, vol. 9, no. 1, pp. 67–74 (Russian).

## 1. Введение

На современном этапе развития авиации разработка перспективных образцов авиационной техники требует тонкой оптимизации как глобальных проектных параметров авиационной системы в целом, так и параметров ее составных частей. Общий уровень аэродинамического совершенства современных летательных аппаратов настолько высок, что дальнейший его рост в результате эволюционного развития существующих типов компоновок сопоставим с точностью результатов, получаемых в аэродинамических трубах.

В силу указанных причин существенно возрастают требования к точности результатов экспериментальных исследований моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах. Причем это относится как к высокоскоростным трубам, применяющимся для исследования крейсерских режимов полета современных гражданских и военных самолетов, так и к низкоскоростным, которые используются для исследования аэродинамических характеристик на больших углах атаки, а также для испытаний компоновок летательных аппаратов, предназначенных для полета при малых числах Рейнольдса.

Модернизация методики аэродинамического эксперимента на современном уровне подразумевает создание математических моделей аэродинамических труб (электронных АДТ) с целью получения достоверных аэродинамических характеристик летательных аппаратов по результатам исследования их моделей в АДТ; создание расчетно-экспериментальной методики определения поправок к трубному эксперименту (учета влияния границ потока в рабочей части аэродинамической трубы, поддерживающих устройств и элементов АДТ на получаемые результаты) и сопоставления результатов, полученных в разных аэродинамических трубах.

Решение данной задачи подразумевает создание научного задела, что, в свою очередь, требует проведения обширного комплекса расчетных исследований на основе численного решения уравнений Навье–Стокса с применением суперкомпьютерных технологий.

В рамках данной работы предлагается создание математических моделей рабочих частей аэродинамических труб Т-102 и Т-103 ЦАГИ с системами подвески моделей и их применение для выполнения методических расчетных исследований.

При этом в целях исследования влияния подвесных устройств и геометрии трубы на получаемые в эксперименте результаты предлагается выполнить расчеты как для моделей летательных аппаратов в рабочей части аэродинамической трубы в присутствии подвесных устройств, так и для изолированных моделей в безграничном потоке. В целях исследования влияния геометрии летательного аппарата на вносимые аэродинамической трубой и подвесными устройствами погрешности, а также в целях расширения исследуемого диапазона режимов полета (малые числа Рейнольдса, закритические углы атаки) предлагается выполнить расчеты для нескольких типов моделей: модель самолета типа «летающее крыло», модель самолета большого удлинения, модель самолета с сочлененным крылом, модель для исследования аэродинамики маневренных самолетов на больших углах атаки.

Размеры расчетных сеток, требуемые для решения указанных задач с приемлемой для практики точностью, подразумевают необходимость задействовать значительные вычислительные ресурсы. В силу высокой сложности исследуемых конфигураций построение расчетных сеток может представлять значительные трудности, поэтому для выполнения расчетов предлагается использовать расчетный комплекс FlowVision.

## 2. Объект и цель исследования, исходные данные и постановка задачи

### 2.1. Объект и цель исследования

Объектом исследования является модель «Амалия», выполненная без внутренних проток по балансировочной схеме «летающее крыло».

Целью данного этапа работы является предварительный анализ расхождения результатов между данными экспериментальных и численных исследований.

Основные геометрические размеры модели представлены в таблице 1.

Таблица 1. Геометрические параметры модели «Амалия»

Наименование параметра, единицы измерения	Значение
Размах крыла, м	1.457
Площадь плановой проекции, м <sup>2</sup>	0.59
Стреловидность передней кромки	45°
Длина фюзеляжа, м	1.0
Средняя аэродинамическая хорда, м	0.594
Относительная толщина крыла, % САХ	5
Геометрическая крутка консолей крыла	3°

## 2.2. Экспериментальные исследования модели

Экспериментальные исследования модели по определению суммарных аэродинамических характеристик проводились в аэродинамической трубе (АДТ) Т-102 ЦАГИ на ленточной подвеске электромеханических шестикомпонентных весов. АДТ Т-102 является трубой замкнутого типа с двумя обратными каналами, расположенными в горизонтальной плоскости, и с открытой рабочей частью. Выходное сечение сопла имеет форму эллипса с размерами горизонтальной оси 4 м, вертикальной — 2.33 м. Длина рабочей части составляет 4 м. Степень поджатия потока равна 5. Поток воздуха в трубе создается двумя вентиляторами, каждый из которых приводится в движение своим электродвигателем постоянного тока мощностью 250 кВт.

Скорость потока может плавно регулироваться от 10 до 55 м/с. Равномерность поля скоростных напоров и скосов потока внутри контрольного прямоугольника, имеющего размеры  $3.2 \times 1.2$  м и отстоящего на расстоянии 1.5 м от среза сопла, что соответствует зоне расположения крыла модели, характеризуется величинами максимальных отклонений от средних значений:

- по скоростным напорам:  $\pm 1\%$ ;
- по скосам в вертикальной плоскости:  $\pm 0.3^\circ$ ;
- по скосам в горизонтальной плоскости:  $\pm 0.5^\circ$ .

Изменение градиента статического давления вдоль оси рабочей части незначительно ( $dc_p/dx = 0.0008$  1/м). Величина начальной турбулентности потока составляет 0.4 %.

Крепление модели производилось с помощью шарнирных соединений в трех точках: двух передних (крыльевых) и одной задней, расположенной на фюзеляже в плоскости симметрии модели. Точки крепления модели образуют равнобедренный треугольник, основанием которого является поперечная база  $L_z = 0.6$  м, а высотой — продольная база  $L_x = 0.4$  м. Модель при испытаниях находилась в трубном положении (рис. 1). Углы атаки отсчитывались от строительной горизонтали фюзеляжа. Рабочая скорость потока при испытаниях составляла  $V = 50$  м/с, что соответствовало числам  $Re \approx 2.1 \dots 2.3 \cdot 10^6$ . При расчете коэффициентов сил аэродинамические нагрузки были отнесены к скоростному напору и площади центроплана  $S = 0.51$  м<sup>2</sup>, а коэффициент момента тангажа  $m_{za}$  — к средней аэродинамической хорде центроплана  $b_a = 0.667$  м. Коэффициенты моментов вычислены относительно условного центра масс, который находится на строительной горизонтали фюзеляжа на расстоянии  $x_m = 0.550$  м от носа модели.

## 2.3. Постановка задачи для численного моделирования

Параметры набегающего потока в данной серии расчетов соответствовали параметрам потока в аэродинамической трубе Т-102, в которой проводились испытания тематической модели «Амалия».

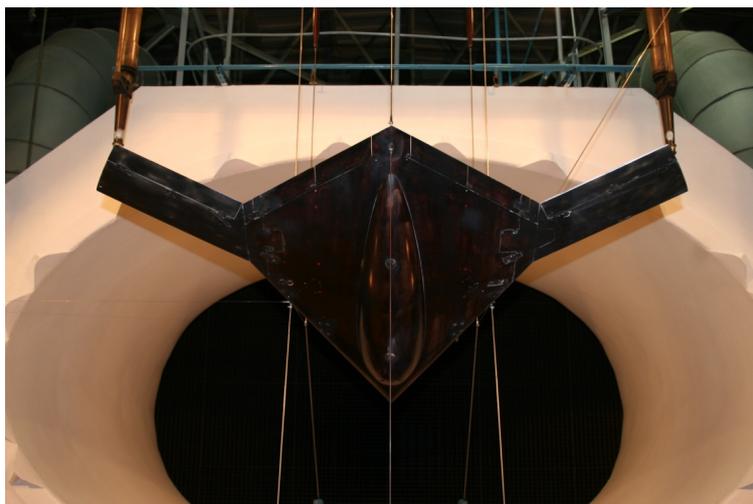


Рис. 1. Тематическая модель «Амалия» на ленточной подвеске в рабочей части АДТ Т-102 ЦАГИ

Так как Т-102 имеет открытую рабочую часть, давление, плотность и температура в эксперименте соответствовали атмосферным. Расчетные исследования выполнялись в рамках модели вязкого несжимаемого газа, влияние теплопроводности считалось пренебрежимо малым. Для замыкания системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса использовалась модель  $k-\varepsilon$  с неравновесными пристеночными функциями.

На данном этапе исследований геометрия рабочей части аэродинамической трубы и подвесных устройств в расчетах не моделировалась; также не моделировались кронштейны крепления ленточной подвески, установленные на модели. Таким образом, расчеты выполнялись для гладкой модели в безграничном потоке. Ее геометрия приведена на рис. 2. Поскольку в данной работе исследовались продольные аэродинамические характеристики, расчеты выполнялись для половины модели.

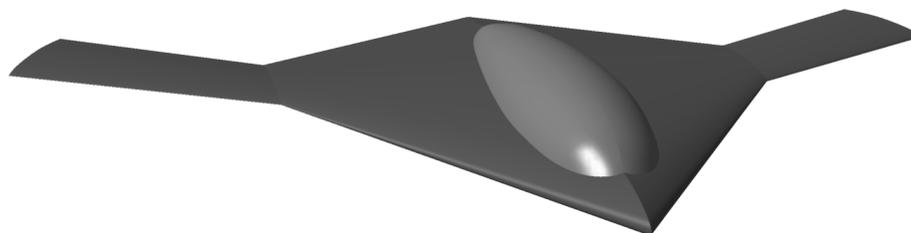


Рис. 2. Общий вид использованной в расчетных исследованиях геометрии тематической модели летательного аппарата схемы «летающее крыло»

Границы расчетной области отстояли от модели на расстоянии не менее 20 корневых хорд. На входе использовалось граничное условие типа «вход/выход» с заданными в соответствии с условиями эксперимента статическим давлением и компонентами скорости. Параметры турбулентности задавались следующим образом: на входе в расчетную область задавалось рекомендованное для внешних расчетных задач значение отношения турбулентной вязкости к молекулярной,  $\mu^+ \leq 10$ , а степень турбулентности подбиралась таким образом, чтобы вблизи модели получить известную из эксперимента степень турбулентности,  $Tu \approx 0.4\%$ .

На выходе, а также на верхней, нижней и боковой границах задавалось граничное условие типа «свободный выход» с заданным статическим давлением.

На плоскости симметрии использовалось граничное условие типа «симметрия».

Модель включалась в расчетную область как подвижное тело. На ней задавалось граничное условие типа «стенка», а в качестве модели взаимодействия использовались неравновесные пристеночные функции.

Для интегрирования уравнений по времени использовалась неявная схема. Шаг по времени задавался числом Куранта–Фридрихса–Леви (CFL), значение которого изменялось в диапазоне  $CFL = 20 \div 100$ , при этом с целью обеспечения устойчивости решения было задано максимально допустимое значение шага по времени, составлявшее  $\Delta t = 0.002$  с.

Начальная расчетная сетка имела размеры  $209 \times 139 \times 96$  ячеек в продольном, вертикальном и поперечном направлениях соответственно. В районе модели присутствовало сгущение. По результатам исследования сеточной сходимости, а также в связи с ограничением модели  $k-\varepsilon$  на минимальное значение  $Y^+$  конечная расчетная сетка имела пятый уровень адаптации, а конечное число ячеек составляло  $\approx 6\,000\,000$  (рис. 3).

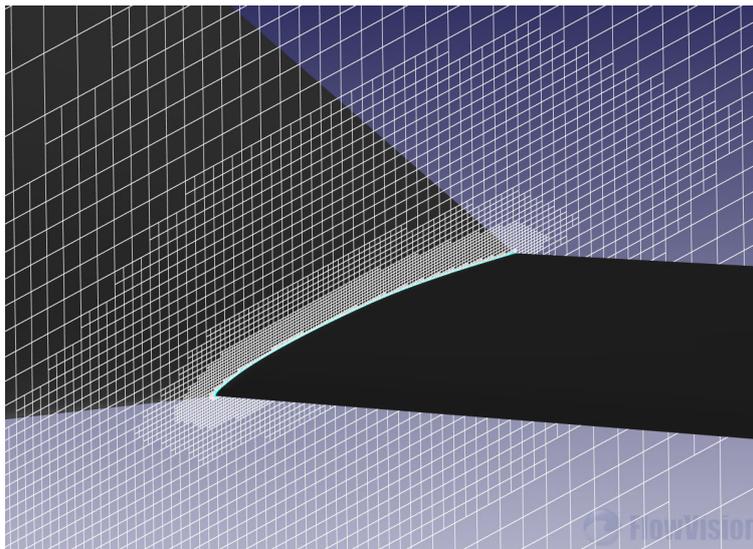


Рис. 3. Сечение декартовой расчетной сетки (белые линии) плоскостью, параллельной плоскости симметрии летательного аппарата и проходящей через точку соединения консоли крыла с центропланом (цветная версия рисунка доступна в электронной версии на сайте журнала)

### 3. Анализ результатов

В качестве результатов расчетных и экспериментальных исследований на рис. 4–6 приведены аэродинамические характеристики модели  $C_{ya}(\alpha)$ ,  $C_{xa}(\alpha)$ ,  $m_{za}(\alpha)$ . Дополнительно на графиках нанесены доверительные интервалы для доверительной вероятности  $P = 0.95$ , которые были получены по результатам трехкратных испытаний модели в АДТ Т-102 (коэффициент Стьюдента  $t_\alpha = 4.3$ ). Из графиков видно, что по результатам численных исследований значение коэффициента подъемной силы при одинаковых углах атаки получается ниже на 3.11...17.3 %, чем в эксперименте. Коэффициент аэродинамического сопротивления при одинаковых углах атаки по результатам численных исследований выше экспериментальных данных на 6.74...17 %. Как видно из приведенных графиков, расчетные данные выходят за границы доверительного интервала, что говорит о наличии неучтенных погрешностей в одном из исследуемых случаев. Для ее устранения необходимы дальнейшие как численные, так и экспериментальные исследования.

### 4. Заключение

Программный комплекс FlowVision представляется эффективным инструментом для решения задачи создания электронной АДТ и определения методических поправок к результатам эксперимента в реальных АДТ. Однако комплексный характер решаемой задачи и необходимость с высокой точностью разрешать локальные особенности течения на «трудных» для чис-

ленного моделирования режимах подразумевают большой объем подготовительных методических расчетов.

Помимо этого, в силу малости чисел Рейнольдса, реализуемых в АДТ, требуются модели турбулентности, способные предсказывать положение ламинарно-турбулентного перехода. Необходимы тестирование моделей SST и  $k-\epsilon$  FV и оценка их эффективности при решении задач численного моделирования обтекания моделей ЛА при трубных числах Рейнольдса.

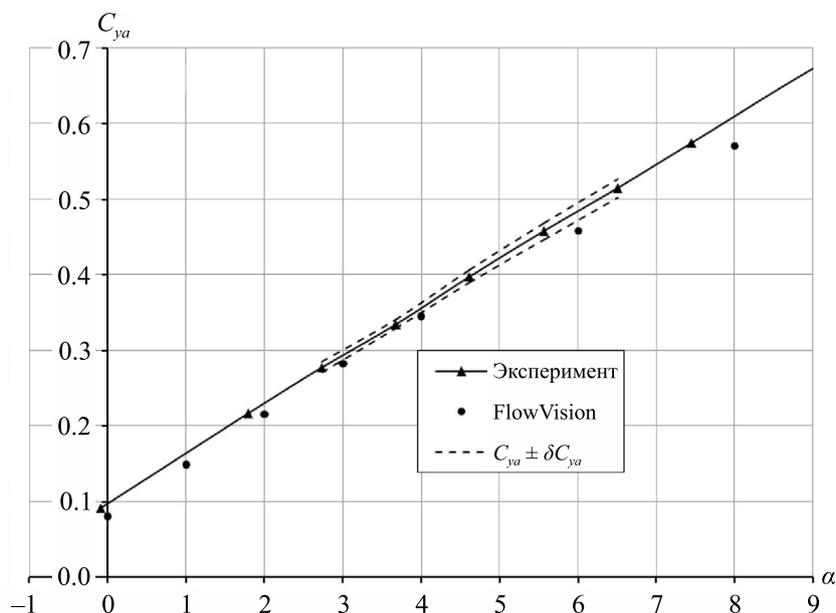


Рис. 4. Сравнение расчетной зависимости безразмерного коэффициента аэродинамической подъемной силы  $C_{ya}$ , действующей на исследованную модель летательного аппарата, от угла атаки  $\alpha$  (в градусах) с экспериментальными данными с учетом доверительного интервала (нанесен в диапазоне углов атаки, для которого проводились многократные испытания)

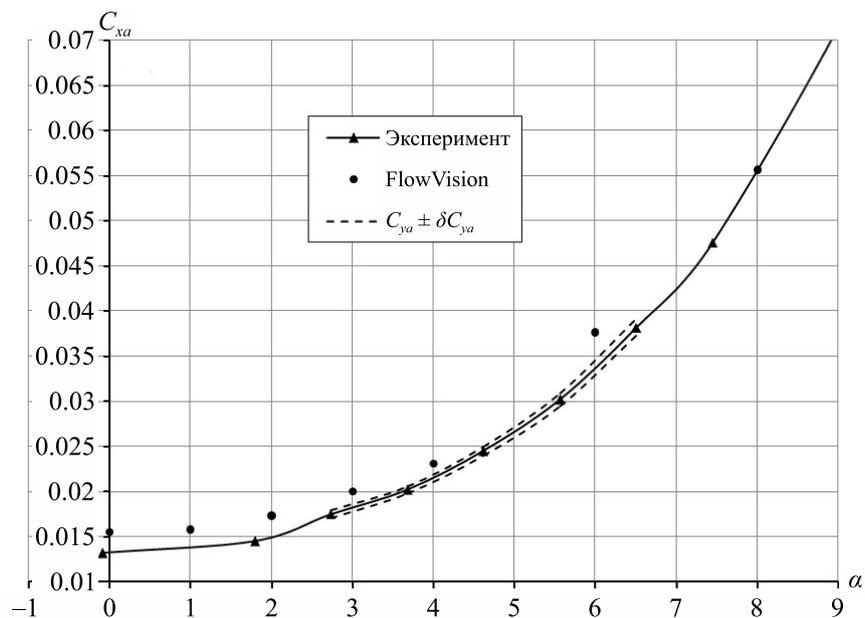


Рис. 5. Сравнение расчетной зависимости безразмерного коэффициента аэродинамической силы сопротивления  $C_{xa}$ , действующей на исследованную модель летательного аппарата, от угла атаки  $\alpha$  (в градусах) с экспериментальными данными с учетом доверительного интервала (нанесен в диапазоне углов атаки, для которого проводились многократные испытания)

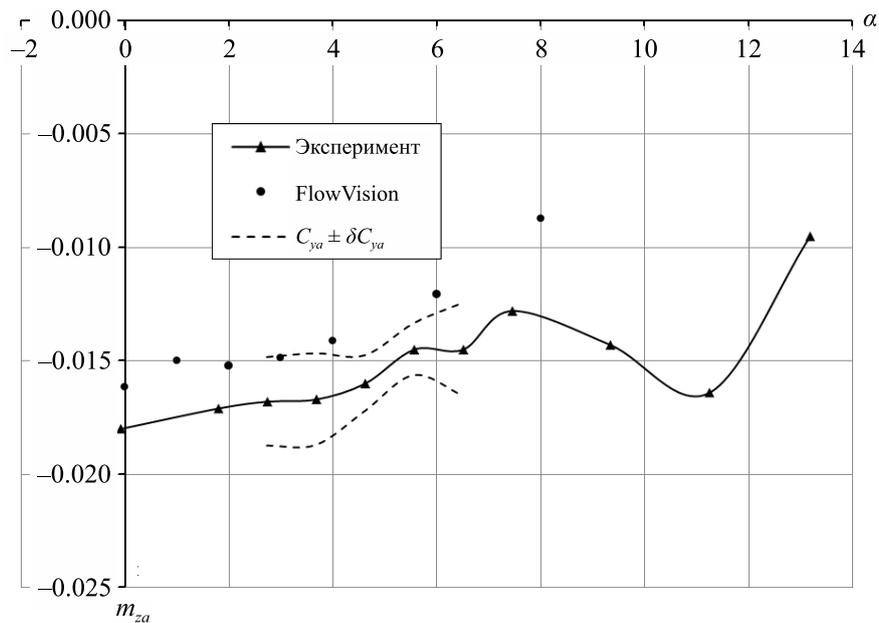


Рис. 6. Сравнение расчетной зависимости безразмерного коэффициента аэродинамического момента тангажа  $m_{z\alpha}$ , действующего на исследованную модель летательного аппарата, от угла атаки  $\alpha$  (в градусах) с экспериментальными данными с учетом доверительного интервала (нанесен в диапазоне углов атаки, для которого проводились многократные испытания)

Также в дальнейшем необходимы дополнительные исследования по выбору методики расчета (сетка, модель турбулентности и т. д.), которая могла бы обеспечить точность, достаточную для определения изменений интегральных и локальных характеристик течения при небольших вариациях геометрии модели ЛА, что является принципиальным для учета деформаций модели в аэродинамической трубе.

## Список литературы (References)

- Жлуктов С. В., Аксёнов А. А., Карасёв П. И. Моделирование байпасного ламинарно-турбулентного перехода в рамках  $k-\epsilon$  подхода // Компьютерные исследования и моделирование. — 2014. — Т. 6, № 6. — С. 879–888.
- Zhluktov S. V., Aksenov A. A., Karasev P. I. Modelirovaniye baipasnogo laminarno-turbulentnogo perekhoda v ramkakh  $k-\epsilon$  podkhoda [Simulation of bypass laminar-turbulent transition within  $k-\epsilon$  approach] // Kompjuterne Isslodovaniya i Modelirovaniye [Computer Research and Modeling]. — 2014. — Vol. 6, no. 6. — P. 879–888 (in Russian).
- Жлуктов С. В., Аксёнов А. А. Пристеночные функции для высокорейнольдсовых расчетов в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. — 2015. — Т. 7, № 6. — С. 1221–1239.
- Zhluktov S. V., Aksenov A. A. Pristenochnye funkicii dlya vysokorejnoi'dsovyh raschetov v programmnom komplekse FlowVision [Wall functions for high-Re simulations in FlowVision computational code] // Kompjuterne Isslodovaniya i Modelirovaniye [Computer Research and Modeling]. — 2015. — Vol. 7, no. 6. — P. 1221–1239 (in Russian).
- Жлуктов С. В., Аксёнов А. А., Карасёв П. И. Моделирование отрывного течения с использованием двухпараметрической модели турбулентности // Компьютерные исследования и моделирование. — 2016. — Т. 8, № 1. — С. 79–88.
- Zhluktov S. V., Aksenov A. A., Karasev P. I. Modelirovanie otryvnogo techeniya s ispol'zovaniem dvuhparametricheskoj modeli turbulentnosti [Simulation of separated flow using two-equation turbulence model] // Kompjuterne Isslodovaniya i Modelirovaniye [Computer Research and Modeling]. — 2016. — Vol. 8, no. 1. — P. 79–88 (in Russian).