

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ЛА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION

С.В. Калашников¹, А.А. Кривошапов¹, А.Л. Митин¹, Н.В. Николаев¹
¹ ФГУП ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского

Модернизация методики аэродинамического эксперимента на современном уровне подразумевает создание математических моделей аэродинамических труб (электронных АДТ). 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 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, требует проведения обширного комплекса расчетных исследований на основе численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с применением суперкомпьютерных технологий.

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.

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 задействования значительных вычислительных ресурсов. В силу высокой сложности исследуемых конфигураций построение расчетных сеток может представлять значительные трудности, поэтому для выполнения расчетов предлагается использовать расчетный комплекс Flow Vision.

Объект и цель исследования

Объектом исследования является модель «Амалия», выполненная без внутренних протоков по балансирующей 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 ²	0.59
Стреловидность передней кромки	45°
Длина фюзеляжа, м	1.0
Средняя аэродинамическая хорда, м	0.594
Относительная толщина крыла, % САХ	5
Геометрическая кривая консолей крыла	3°

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 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 3.2x1.2 метра и отстоящего на расстоянии 1.5 метра 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 (рисунок 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 отнесены к скоростному напору и площади центроплана $S=0.51$ м², а коэффициент $M_{за}$ 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 $X_T=0.550$ м от носа модели.

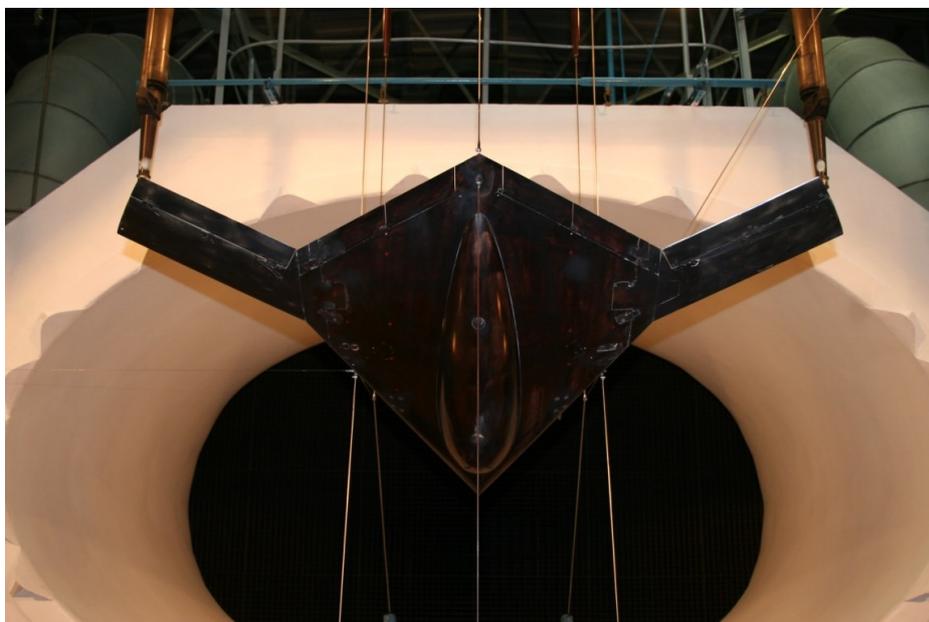


Рис. 1

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».

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 $k-\epsilon$ 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 рисунке 2. Поскольку в данной работе исследовались продольные аэродинамические характеристики, расчеты выполнялись для половины модели.

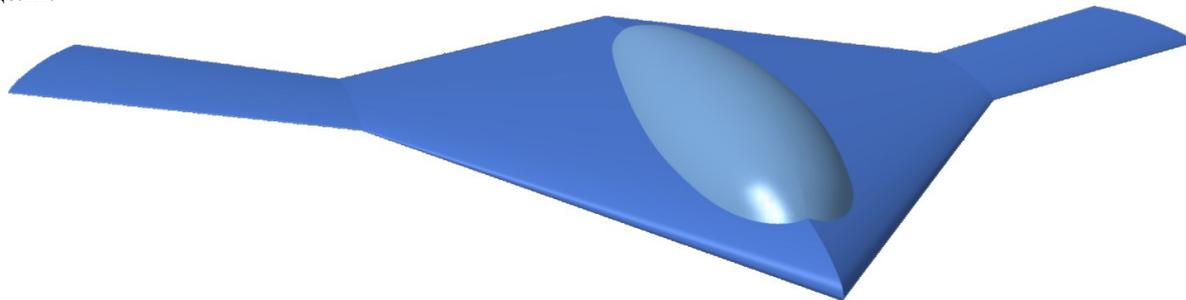


Рис. 2

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 $T_t \approx 0.4\%$.

На выходе, а также 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 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- ϵ на минимальное значение Y^+ конечная расчетная сетка имела пятый уровень адаптации, а конечное число ячеек составляло ≈ 6000000 (рис. 3).

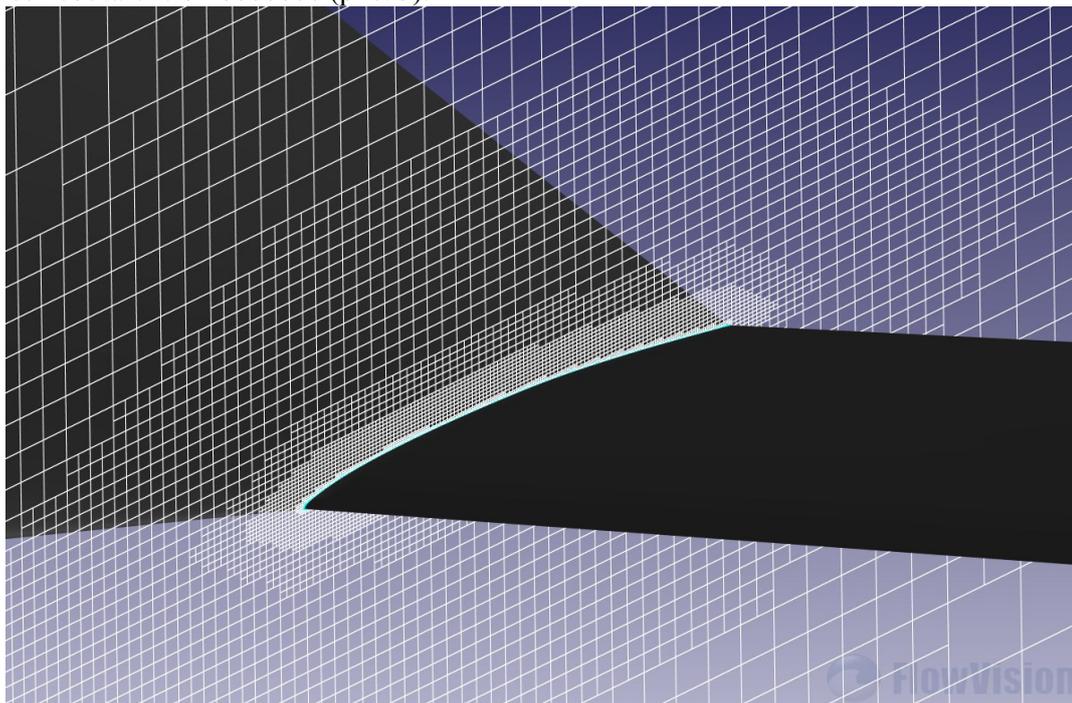


Рис. 3

Анализ результатов

В качестве результатов расчетных и экспериментальных исследований на рисунках 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.

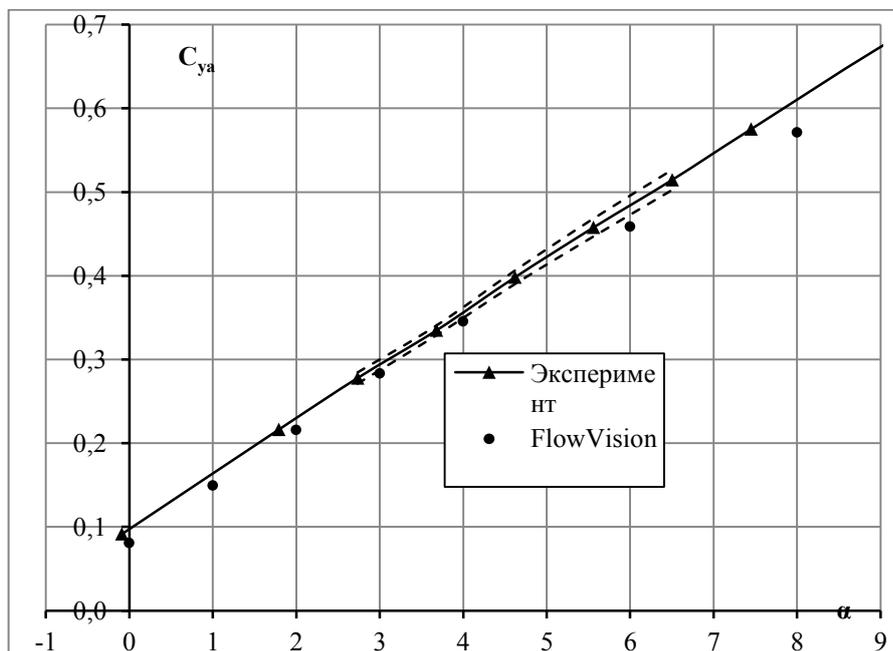


Рис. 4 – График зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы от угла атаки

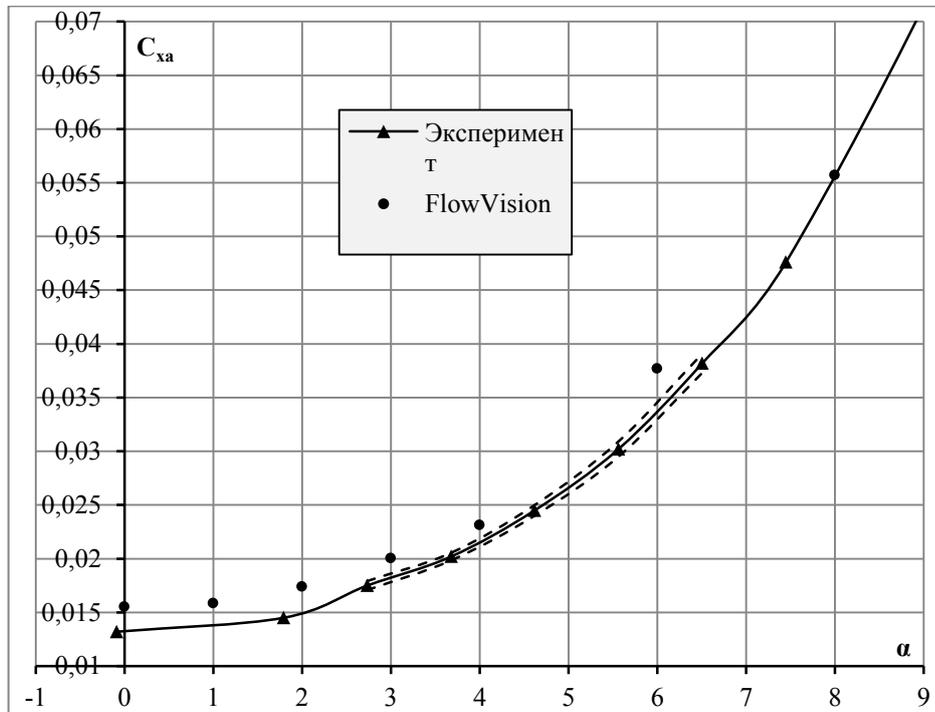


Рис. 5 – График зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления от угла атаки

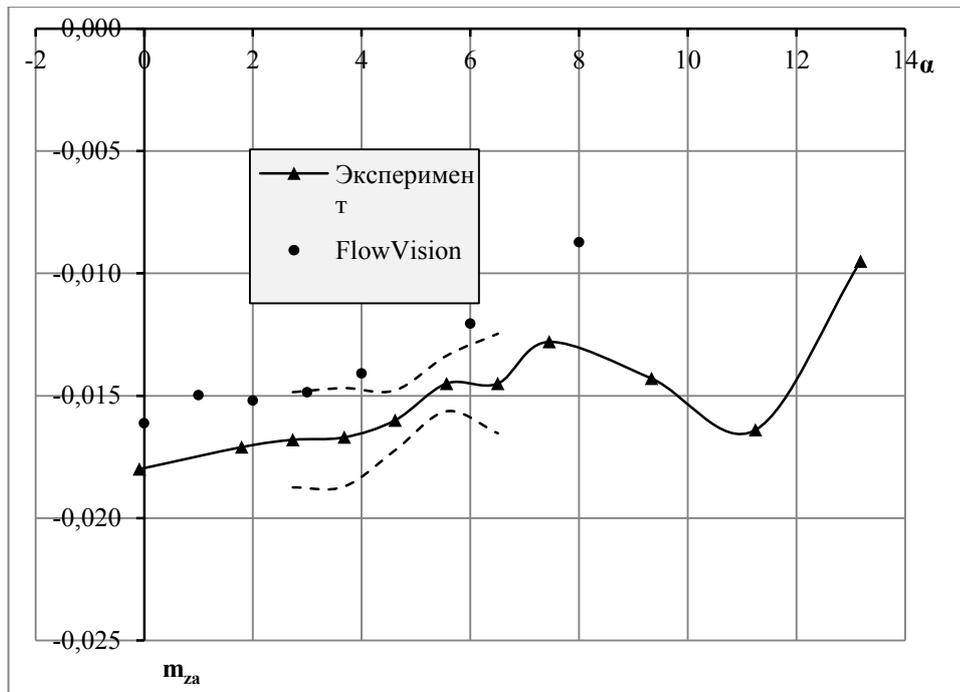


Рис. 6 – График зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки

Заключение

1. 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 численного моделирования режимах подразумевают большой объем подготовительных методических расчетов.

2. В силу малости чисел Рейнольдса, реализуемых в АДТ, требуются модели турбулентности, способные предсказывать положение ламинарно-турбулентного перехода. Необходимо тестирование моделей SST и K-E FV и оценка их эффективности при решении задач численного моделирования обтекания моделей ЛА при трубных числах Рейнольдса.

3. Необходимы дальнейшие 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.