

РАСЧЕТ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕШЕТЧАТОГО ОПЕРЕНИЯ МЕТОДОМ ЧИСЛЕННОГО РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ НАВЬЕ—СТОКСА, ОСРЕДНЕННЫХ ПО РЕЙНОЛЬДСУ

Николай Борисович НИКИТИН родился в 1982 г. в городе Москве. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области аэро- и гидродинамики. Автор трех научных работ. E-mail: nickus5@mail.ru

Nikolay B. NIKITIN, was born in 1982, in Moscow. He is a Postgraduate Student at the MAI. His research interests are in fluid and gas dynamics. He has published 3 technical papers. E-mail: nickus5@mail.ru

Владислав Петрович МАХРОВ родился в 1936 г. в городе Вязьме Смоленской области. Профессор МАИ. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области прикладной гидромеханики, разработки и создания образцов новой техники. Автор более 150 научных работ. E-mail: machrov@rambler.ru

Vladislav P. MAKHROV, D.Sci., was born in 1936, in the Smolensk Region. He is a Professor at the MAI. His research interests are in applied hydromechanics as well as in design and development of high-technology systems. He has published more than 150 technical papers. E-mail: machrov@rambler.ru

Статья посвящена разработке методики расчета аэрогидродинамических характеристик решетчатого оперения методом численного решения уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу и оценки её эффективного использования в задачах проектирования оперения решётчатого типа и предварительной оценки его несущих свойств.

A technique is suggested to estimate aerodynamic characteristics for a grid fin by means of numerical solving of Reynolds-averaged Navier—Stokes equations. An effectiveness of the technique is evaluated as applies to design problems for the grid fin as well as to preliminary estimation for lifting properties of this fin.

Ключевые слова: гидродинамика, моделирование, решетчатое оперение, CFD-комплекс, CAD-программа, эксперимент.

Key words: hydrodynamics, simulation, grid fin, CFD program, CAD program, experiment.

Решетчатое оперение или крыло имеет ряд преимуществ перед монопланными крыльями в отношении аэрогидродинамики, прочности и конструкции [1]. Однако сложная геометрия такой несущей поверхности, состоящей из большого числа горизонтальных и вертикальных планов, соединенных часто ещё и дополнительными элементами, усложняет определение необходимых аэрогидродинамических характеристик. Недостаток статистических данных, полученных путем проведения дорогостоящих экспериментов, обуславливает необходимость разработки универсального, «быстрого» метода исследования соответствующих характеристик решетчатого оперения (крыла) разной конфигурации. Для решения задач, связанных с определением коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления решетчатого оперения, наиболее часто используется метод «дискретных вихрей» [1]. Исследования, проведенные данным методом, показали относительно высокую точность полученных результатов. Относительно времени расчета параметров

крыла методом дискретных вихрей стоит отметить, что необходимо в этом случае учитывать время на подготовку расчетной модели. Для сложных трехмерных конфигураций с различными технологическими элементами, подготовка расчетной модели выполняется быстрее и менее трудоемко в широко используемых CAD-программах, что делает использование CFD-комплексов, поддерживающих импорт графической модели непосредственно в расчетную среду, достаточно привлекательным.

Для решения задачи исследования решетчатого оперения в данной работе используется программный комплекс Flow Vision, базирующейся на методе численного решения универсальных уравнений Навье—Стокса, описывающих динамику жидкости, взаимодействующей с конструкцией оперения.

Для того чтобы смоделировать в виртуальной среде эксперимент по определению гидродинамических характеристик произвольного решетчатого оперения, был разработан алгоритм решения поставленной задачи. Он сводится к следующим процедурам:

- создание геометрической модели решетчатого крыла в CAD программе Solid Works;
- редактирование «каркасной сетки» геометрической модели и ее перенос в среду расчетной программы Flow Vision в соответствующем формате;
- задание математической модели движения жидкости в среде Flow Vision с учетом условий модельного эксперимента;
- задание параметров и оптимизация расчета;
- определение области расчета и расчетных параметров;
- обработка полученных значений в среде MathCAD и анализ их сходимости с данными имеющегося физического эксперимента.

На начальном этапе работы была создана графическая модель решетчатого крыла в среде Solid Works, с целью последующей верификации полученных результатов с известными данными, например с [2]. В той же программе был смоделирован объем, соответствующий по геометрическим параметрам аэродинамической трубе, а посредством объединения моделей оперения и трубы была получена исходная геометрия для последующего её переноса в среду комплекса Flow Vision.

Однако такой перенос геометрии в расчетную среду комплекса Flow Vision сопряжен с рядом требований, предъявляемых к моделям, обусловленных основной областью применения программы. Поверхности расчетной области, которые импортируются во Flow Vision, должны представлять собой совокупность плоских многоугольников — фасеток. Многоугольники объединены в замкнутые поверх-

ности, которые вложены друг в друга и не пересекаются. При переходе к работе в программе геометрическая модель становится так называемой «областью расчета». В среде Flow Vision под областью расчета понимается объем, в котором определены уравнения математической модели, и граница объема, на которой определены граничные условия. Следует отличать область расчета от физического объема, где определена (поставлена) задача обтекания.

Поскольку задача подразумевает исследование тела, заключенного в объем аэродинамической трубы, то геометрическая модель составлялась из условия, что любой из внутренних объемов V_i может быть определен как расчетная область. Внешнему объему V_0 не может быть поставлена в соответствие математическая модель, и он автоматически исключается из рассмотрения.

Вследствие этих требований, построенная расчетная модель состоит из цилиндра, соответствующего аэродинамической трубе в сравнительном эксперименте, и модели решетчатого оперения, заключенного в нем (рис. 1).

Одной из проблем, возникших на этапе моделирования геометрии элементов, соответствующих реальному гидродинамической трубе и решетчатому крылу, являлось влияние самой трубы на обтекание решетки и в конечном счете на данные эксперимента. В работе [2] данные приводились с учетом исключения влияния стенок гидродинамической трубы. При программном моделировании появилась возможность вовсе исключить эту погреш-

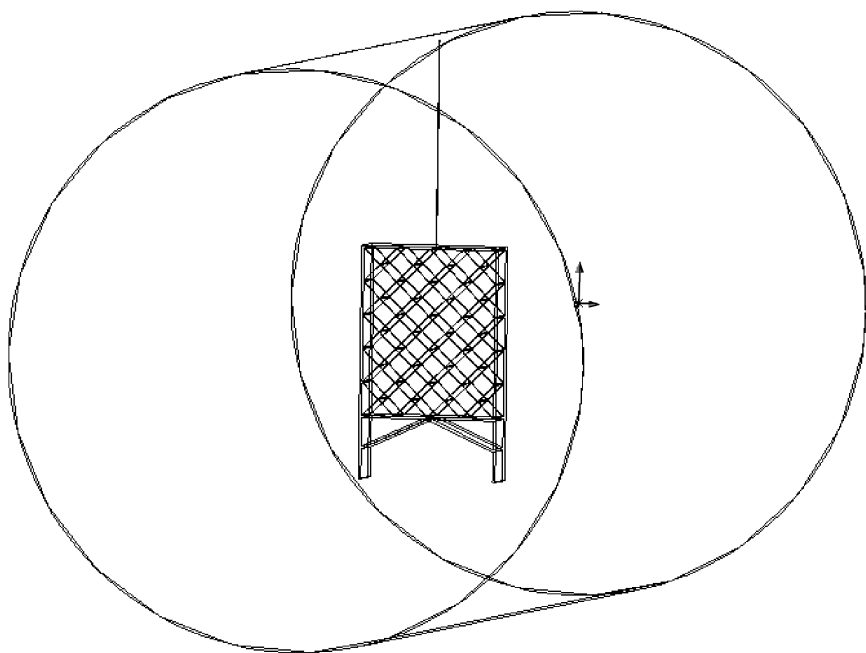


Рис. 1. Схема модельного эксперимента

ность, расположив модель на бесконечно малой опоре, не оказывающей влияния на течение, в центре трубы.

Следующим этапом решения задаётся математическая модель движения жидкости или газа — система уравнений в частных производных, определяющих законы сохранения (энергии, массы, импульса), и уравнений состояния жидкости (газа). В нашем случае использовалась модель слабо сжимаемой жидкости, включающей уравнение Навье—Стокса и уравнение энергии, которые имеют вид:

$$\frac{\partial \rho V}{\partial t} + \nabla \rho (V \otimes V) = -\nabla P + \nabla \left((\mu + \mu_t) (\nabla V + (\nabla V)^T) \right) + S; \quad (1)$$

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

где μ_t — турбулентная вязкость; S — источник:

$$S = (\rho - \rho_{\text{гид}})g + \rho B + R. \quad (3)$$

Здесь B — силы вращения; R — силы изотропного и/или анизотропного фильтра сопротивления; $\rho_{\text{гид}}$ — гидростатическая плотность.

Стоит отметить, что в работе [2] число Re находилось в области переходных течений $Re \sim 3 \cdot 10^5$ при $M = 0$, а следовательно, для модели турбулентного течения, заложенной в программный комплекс Flow Vision, используется метод численного

решения уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

На этом же этапе задаются начальные значения скорости потока, свойства вещества. В данном случае моделировались течение воздуха и температура среды.

Граничные условия задаются для каждой из расчетных переменных. Чтобы облегчить выбор и исключить постановку несовместимых граничных условий, они объединены в «Тип Границы». Каждый «Тип Границы» соответствует некоторому физическому процессу, происходящему на границе расчетной области, соответствующей оперению задается условие «стенка» $V_n = 0, V_t = 0$, а на входе и выходе соответственно тип границы «вход/выход» с нормальными массовыми скоростями $V_n|_v = V_v, V_t = 0$.

Для повышения точности расчета использовались адаптивная сетка и метод подсеточного разрешения геометрии. В комплексе Flow Vision используется технология АЛИС — адаптивная, локально измельченная сетка — с применением метода подсеточного разрешения геометрии, направленная на преодоление барьера между САПР и системами моделирования движения жидкости (рис. 2).

В процессе создания начальной сетки необходимо выполнение ряда условий. Одним из условий является требование разбиения сетки на ячейки, чтобы узлы сетки находились в вязком слое сетки, т.е. $3 < y^+ < 2,5$. Это условие предполагает использование модели турбулентного течения. Сгущение сетки происходит вокруг исследуемого объек-

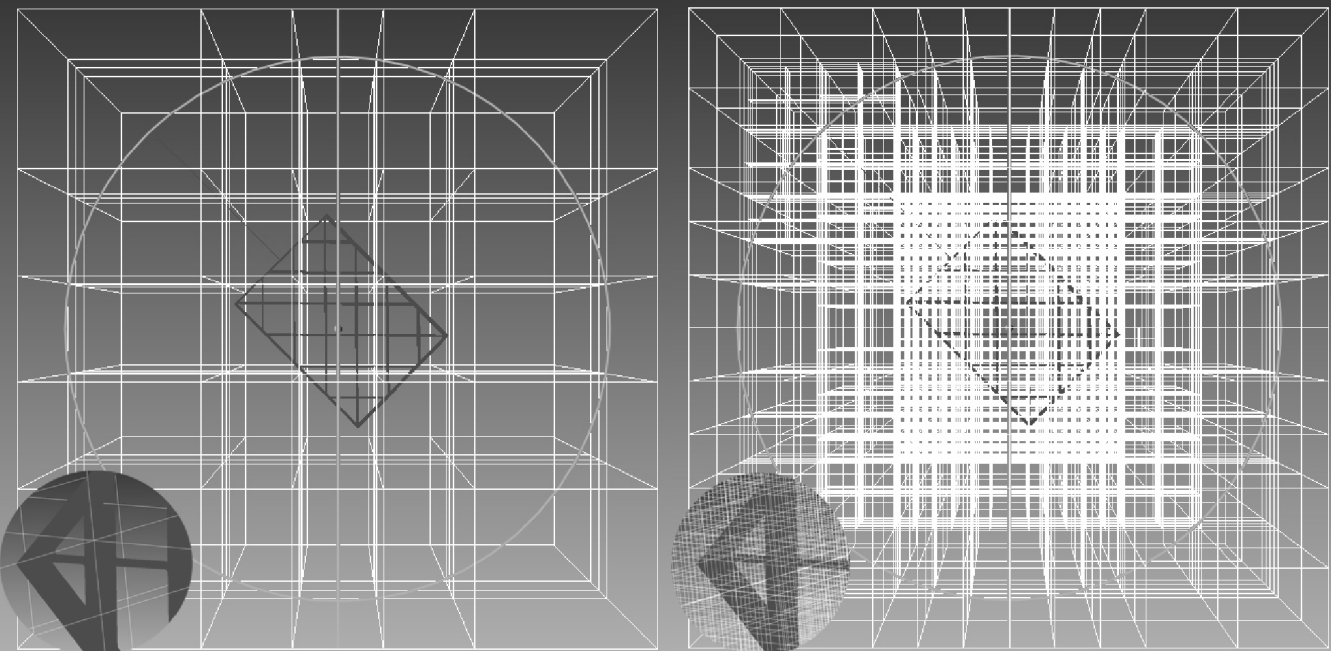


Рис. 2. Слева начальная сетка, справа сетка после измельчения

та автоматически, после того как он выделен в ранг «супергруппы» и экспортирован в постпроцессор программы. Начальная сетка создается пользователем и также сгущается с учетом местоположения исследуемого объекта, а размеры ее ячеек не слишком варьируются с учетом рекомендации программы. Адаптация расчетной сетки задается пользователем на этапе присвоения объектам граничных условий. Адаптация сетки до максимально возможного уровня измельчения в областях расчета позволила получить наилучшие результаты.

Результаты, полученные в программе Flow Vision в виде таблиц данных, требуют последующей обработки, так как представляют собой составляющие сил и моментов, действующих на оперение (крыло). Для получения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления данные экспортируются в среду MathCad, где по соответствующим формулам определяются необходимые значения коэффициентов C_x и C_y :

$$q = \rho \cdot \frac{V^2}{2}; \quad (4)$$

$$C_{xa} = \frac{X_a}{q \cdot S}; \quad (5)$$

$$C_{ya} = \frac{Y_a}{q \cdot S}; \quad (6)$$

$$C_x = C_{xa} \cdot \cos(\alpha) - C_{ya} \cdot \sin(\alpha); \quad (7)$$

$$C_y = C_{ya} \cdot \cos(\alpha) + C_{xa} \cdot \sin(\alpha), \quad (8)$$

где S — площадь поверхности крыла; α — угол атаки; ρ — плотность среды, X , Y — составляющие сил, действующих на оперение по соответствующим осям.

Таким образом, появилась возможность сравнить полученные по разработанной методике численные результаты с результатом эксперимента, описанного в работе [2], путем его полного программного моделирования с использованием условий и конфигурации решетчатого крыла, приведенного в указанной работе (рис. 3).

Значение коэффициента лобового сопротивления в работе [2] приведено без учета изменения угла атаки и равняется 0,02 при $\alpha = 0$, что подтверждает исследование, проведенное программными средствами. Значение C_x , полученное при численном исследовании, составляет $0,02 \pm 0,0002$.

Для сравнения значений коэффициента подъемной силы, приведенных в работе [2], с полученными данными построен графики (рис. 4). Как вид-

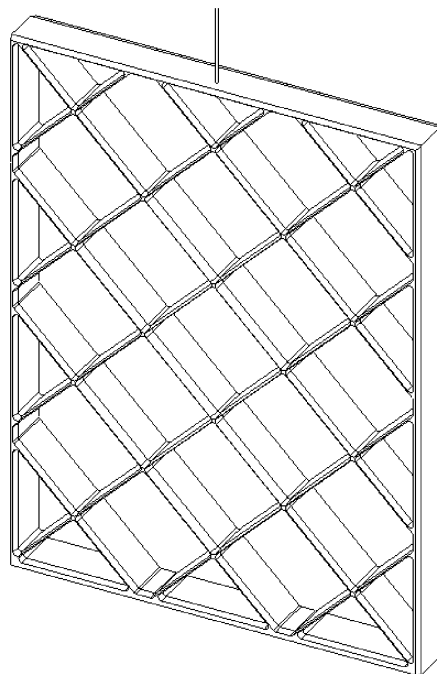


Рис. 3. Конфигурация решетчатого крыла

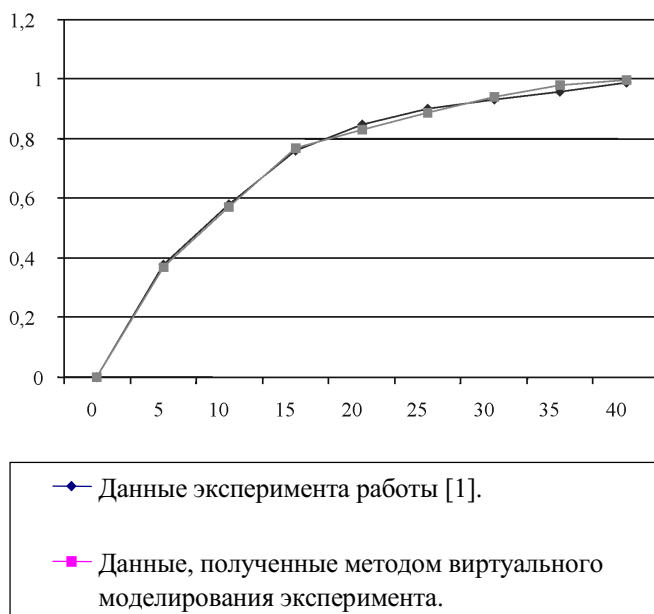


Рис. 4. График сходимости результатов эксперимента [1] и его программного моделирования

но из графика, сопоставимость результатов достаточно высокая, что свидетельствует о достоверности проведенных расчётов.

Выводы

Разработанная методика определения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления может эффективно использоваться в задачах проектирования оперения решётчатого типа и пред-

варительной оценки его несущих свойств без проведения на предварительном этапе проектирования дорогостоящих и требующих значительного времени физических экспериментов.

Библиографический список

1. Белоцерковский С.М., Одновол Л.А. и др. Решетчатые крылья. — М.: Машиностроение, 1985.
2. Коновалова Н.Е. Подъемная сила и сопротивление решетчатого крыла при изменении отношения его высоты к размаху от 0,75 до 1,0 // ТВФ. 1998. №6.

3. Никитин Н.Б., Акимов Е.Н., Махров В.П. Расчет коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления решетчатого оперения методом численного решения уравнений Навье—Стокса // Тезисы докладов 6-й международной конференции «Авиация и космонавтика 2007». МАИ, 2007.

4. Flow Vision 2.3.2 Build 17.10.06, ООО «Тесис». Москва, 2006.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 15.07.2008

Сдано в набор 01.03.09. Подписано в печать 30.03.09.
Бумага офсетная. Формат 60×84 1/8. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 16,27. Уч.-изд. л. 17,50. Тираж 140 экз.
Заказ 4239/231.

Издательство МАИ-ПРИНТ
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993
Типография Издательства МАИ
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993