

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАНСЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ НАСА0012

© 2012 Ляскин А.С., Тарасенко А.В., Ши Шаоюан

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)", Самара
Открытое акционерное общество «Государственное машиностроительное конструкторское бюро "Радуга" имени А.Я. Березняка», Дубна
Beijing Institute of Technology, Пекин (КНР)

NUMERICAL SIMULATION OF NACA0012 AIRFOIL TRANSONIC PERFORMANCE

© 2012 Lyaskin A.S., Tarasenko A.V., Shi Shaoyan

Different CFD software implementing different algorithms of finite volume method were used to simulate transonic performance of NACA0012 airfoil. Influence of various factors (boundary conditions, turbulence models, interpolation schemes and etc.) was investigated. A number of surprising conclusions on sources of error was made.

Проведены методические исследования по моделированию трансзвукового обтекания профиля NACA0012 с помощью различных коммерческих пакетов вычислительной гидроаэродинамики (CD-Adapco STAR-CD, CD-Adapco STAR-CCM+, ANSYS CFX, ANSYS FLUENT), реализующих разные алгоритмы решения уравнений механики жидкости и газа в рамках метода контрольных объемов. Исследовано влияние точности расчета аэродинамических характеристик различных факторов: граничных условий, модели турбулентности, схемы интерполяции и т.п. Анализ полученных результатов и их сравнение с экспериментальными данными позволили сделать ряд неожиданных

выводов: порядок сходимости представляющих их практический интерес величин (коэффициентов сил и моментов) может существенно отличаться от эффективного порядка используемых схем интерполяции; она независима от погрешности дискретизации и погрешности численной модели турбулентности; можно говорить только при сравнении моделей турбулентности одного семейства; погрешность дискретизации вносит сравнительно малый вклад в общую погрешность, основными источниками ошибок являются модель турбулентности и систематическая погрешность, связанная с неопределенностью входных параметров (числа Маха и угла атаки)

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ЗАМКНУТОГО ЭЛЛИПТИЧЕСКОГО КРЫЛА

© 2012 Ляскин А.С., Одинокоев Д.В., Ёе Цингцинг

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)", Самара
Beijing Institute of Technology, Пекин (КНР)

NUMERICAL SIMULATION OF FLOW PAST ENCLOSED ELLIPTICAL WING

© 2012 Lyaskin A.S., Odinkov D.V., Ye Qingqing

CFD simulation of elliptical ring wing were made. It was found that such design has a number of potential benefits: increased stall angle of attack can provide STOL performance, while good directional stability can make aircraft easier to handle in cross-wind conditions.

С помощью коммерческих программных пакетов вычислительной гидроаэродинамики (CD-Adapco STAR-CD и ANSYS FLUENT) проведено численное моделирование обтекания замкнутого эллиптического крыла «кольцевого планера», описанного в статье [1]. Результаты расчетов показали, что данная схема действительно обладает рядом потенциальных преимуществ по сравнению с «классическим» бипланом. Например, ожидаемое

заметное увеличение критического угла атаки может положительно сказаться на взлетно-посадочных характеристиках. Кроме того, данная схема обладает хорошей путевой устойчивостью, что может облегчить пилотирование самолета в условиях бокового ветра.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Скоренко Г. Окольцованный самолет. // Популярная механика, 2010, №4

УДК 539.3

РЕШЕНИЕ НЕСВЯЗАННОЙ ЗАДАЧИ ТЕРМОУПРУГОСТИ С ЗАДАНЫМИ НА ГРАНИЦЕ ТЕЛА ПЕРЕМЕЩЕНИЯМИ И ТЕПЛОВОМ ПОТОКОМ

© 2012 Макарова И.С.

Самарский государственный университет путей сообщения, Самара

В работе предложен метод решения несвязанной задачи термоупругости с граничными условиями первого рода. Найдено аналитическое решение поставленной задачи для однородного изотропного тела произвольной формы, ограниченного кусочно-гладкой поверхностью.

Краевая задача термоупругости, граничные условия первого рода, задача теплопроводности, задача Неймана, преобразование Фурье.

Повышение прочности и надежности узлов и конструкций летательных аппаратов предполагает необходимость диагностики теплового и термонапряженного состояния элементов, работающих в условиях нестационарного нагрева, что в свою очередь требует предварительных исследований как экспериментального, так и теоретического характера. Моделирование процессов деформирования тел, находящихся в условиях нагрева, может быть основано на численном и аналитическом решении краевых задач термоупругости.

Ограничимся случаем квазистатической несвязанной задачи термоупругости, представляющей наибольший интерес с точки зрения экспериментальных исследований машин и конструкций. Рассмотрим линейно-упругое, однородное, механически и

термически изотропное тело произвольной формы объема V , ограниченное поверхностью S . На поверхности S известны вектор термоупругих перемещений $u_i(\vec{r}, t)$ и тепловой поток. Требуется в односвязной области V найти решение нестационарной квазистатической задачи термоупругости:

$$\sigma_{ij,j}(\vec{r}, t) + F_i(\vec{r}, t) = 0, \quad (1)$$

$$\varepsilon_{ij}(\vec{r}, t) = \frac{1}{2}(u_{i,j}(\vec{r}, t) + u_{j,i}(\vec{r}, t)), \quad (2)$$

$$\sigma_{ij}(\vec{r}, t) = E_{ijkl} \varepsilon_{kl}(\vec{r}, t) - c_{ij} \Theta(\vec{r}, t), \quad (3)$$

$$\left(\Delta - \frac{1}{\chi} \frac{\partial}{\partial t} \right) \Theta(\vec{r}, t) = -\frac{1}{\chi} Q(\vec{r}, t), \quad (4)$$

с начально-краевыми условиями

$$u_i(\vec{r}, t) \Big|_{\vec{r} \in S} = u_i^S(\vec{r}, t), \quad (5)$$

$$\Theta(\vec{r}, 0) = \Theta_0(\vec{r}), \quad (6)$$