

FluidSolver_23012

翼型: NACA23012

NACA23012.m: 根据公式求解翼型并对翼型进行离散化

- m, k1, t 为 NACA23012 固定参数
- cpoint 为前后区域分割点位置
- gap_smallx 为翼型前端离散点分布间隔
- gap_largex 为翼型后端离散点分布间隔

solver_NACA23012.m: 求解关于 γ 的线性方程组, 得到各控制点的涡强, 同时给出 Zhukovsky 公式计算得到的升力系数

$$\begin{cases} \left[-\nabla_i \sum_{j \neq i} \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_{s_j} \arctan \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right) ds_j + \mathbf{v}_\infty \right] \cdot \mathbf{n}_i = 0 & , \quad (i = 1, \dots, N-1) \\ \gamma_1 + \gamma_N = 0 & , \quad (\text{Kutta's condition}) \end{cases}$$

$$\text{Zhukovsky's formula:} \quad \Gamma = \sum_i \gamma_i s_i \quad , \quad c_L = \frac{2\Gamma}{|\mathbf{v}_\infty|}$$

(认为涡顺时针转为正值, 故而诱导的速度是顺时针旋转90度, 面元排列顺序也为顺时针排列, 环量积分也是沿顺时针进行)

- unit 为控制点位置
- number 为控制点 (面元) 数目
- tangent 为每个面元的切向量 (未归一化)
- deltas 为每个面元的长度
- normal 为每个面元的法向量
- alpha 为攻角 (单位: 度)
- v_infty 为来流速度

cp_calculator.m: 根据各控制点的涡强计算各控制点的压力系数, 并通过压力积分的方式给出升力系数

$$v_{ti} = \left[\frac{\gamma_i}{2} - \nabla_i \sum_{j \neq i} \frac{\gamma_j}{2\pi} \int_{s_j} \arctan \left(\frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} \right) ds_j + \mathbf{v}_\infty \right] \cdot \boldsymbol{\tau}_i$$
$$c_{pi} = 1 - \left(\frac{v_{ti}}{|\mathbf{v}_\infty|} \right)^2 \quad , \quad c_L = \sum_i c_{pi} s_i (\boldsymbol{\tau}_i \cdot \mathbf{e}_y)$$

- gamma 为各控制点的压力系数
- unit, tangent, deltas, normal, number, v_infty, alpha 与 solver_NACA23012.m 中意义相同
- x_d_c 为控制点在弦上对应的位置

mainlab.m: 启动文件

coord: 存储翼型控制点位置、控制点涡强值

- x_u_c.csv, x_l_c.csv, y_u_c.csv, y_l_c.csv 记录控制点坐标
- x_d_c.csv 记录控制点在弦上对应的位置
- unit.csv, deltas.csv, tangent.csv, normal.csv, gamma.csv 记录内容与程序中同名全局变量相同

- cl.txt 记录攻角与对应的升力系数
-

现有参数下，程序在正攻角较高（接近10度）和负攻角时表现不是很好。在这两种情况下的问题主要是：

1. 两种方法计算得到的差别不小
2. 至少有一种方法的结果与 $Re = 10^6$ 的实验数据契合不是很好

另一方面，面元选得过密似乎会出现解算出错的问题，解算出的值会偏离，目前无法采用过密的网格
