第18卷 第2期 2018年1月
1671—1815(2018)002-0174-06

科 学 技 术 与 工 程
Science Technology and Engineering

Vol. 18 No. 2 Jan. 2018
ⓒ 2018 Sci. Tech. Engrg.

引用格式:刘 春, 何 舰. 改进 Coupled 算法在翼型气动性能计算中的应用[J]. 科学技术与工程, 2018, 18(2): 174—179
Liu Chun, He Jian. Application of improved coupled algorithm in aerodynamic performance calculation of airfoil[J]. Science Technology and Engineering, 2018, 18(2): 174—179

航空、航天

改进 Coupled 算法在翼型气动性能计算中的应用

刘 春 何 舰*

(沈阳航空航天大学国防重点实验室,沈阳 110136)

摘 要 首先采用 SIMPLE、SIMPLEC、PISO、Coupled 算法对 NACA0012 翼型进行气动性能计算,并比较计算结果,得出 Coupled 算法能够准确反映翼型的气动性能;然后利用统计试验中的均匀试验方法对 Coupled 算法的主要参数进行多次试验,确定了其中对结果影响最大的参数为 PE-RF(Pressure Explicit Relaxation Factors),表明了通过改进算法的参数可以实现更好的收敛特性,以及更准确的数值模拟值;最后利用 NACA2412 翼型验证算法参数设置的准确性。结果表明,应用改进的 Coupled 算法可以准确预测翼型的气动性能,并为以后的气动性能计算提供依据。

关键词 Coupled 算法 均匀实验 参数选择 翼型

中图法分类号 V211.3; **文献标志码** B

在进行 CFD 计算时,通常将计算区域划分成许多有限体积的空间单元,将每个单元上的离散方程合并成离散方程组。在求解离散方程组时,可以采用同时求解所有离散方程的耦合式方法,也可以采用逐个求解各个变量的分离式方法。

在分离式解法中,压力修正法在工程中应用得最广。压力修正法有许多种实现的方法,其中 Patankar等[1]提出的 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)方法应用最广。为了修正 SIMPLE 算法中的压力对速度耦合的影响,Van Doormal 等[2]提出一种改进的 SIMPLE 算法——SIMPLEC(SIMPLE consistent),将压力修正考虑对速度的影响。Issa[3]提出的 PISO(pressure implicit with splitting of operators)是一种针对非稳态可压流动的方法,PISO 方法比 SIMPLE 及其改进算法多进行了一次压力修正。

佟桂芳等[4]通过修正气体密度和改进压力方程,使改进的 SIMPLE 算法可以用来模拟非稳态项的流场。郭航等[5]将 SIMPLE 和 SIMPLEC 结合,得到一种有着更好收敛特性的改进方案 MSIMPLE,结果表明改进算法有更好的收敛性。徐涛等[6]将 SIMPLER 算法和 PISO 算法相结合提出一种新的算法—SIMPLEXT,该算法加密网格具有突出的收敛性。马淼等[7]通过确定 SIMPLE 中松弛因子的确定,避免了松弛因子对结果的影响,缩短了 CPU 计算时间。王金萍等[8]通过将 SIMPLE 算法和 CLEAR 算法结合,实现了跨音速模拟。以上的算法应用与改进都是基于分离式解法,未将耦合方法加以应用,也未将耦合方式中的参数对计算结果的影响加以研究。

现以 NACA0012 翼型作为研究对象,首先应用 SIMPLE、SIMPLEC、PISO、Coupled 算法进行气动性能计算,并将计算结果与风洞实验数据[9]相比较,选取一个预测性能强健的算法。然后利用均匀试验方法,分析 Coupled 算法中的主要参数对计算结果的影响,并对结果影响较大的参数进行多次均匀试验,得到气流出现分离流时应当调整的参数。最后利用 NACA2412 翼型验证算法参数值设置的正确性。

1 Coupled 算法

在耦合式求解中,可以采用隐式或者显式两种方式进行控制方程的线性化,显式和隐式只是针对耦合求解器中的耦合控制方程组而言,对于其他的独立方程(即湍流、辐射等方程),仍采用与分离式相同的解法来求解。

2017年6月22日收到

第一作者简介:刘 春(1960—),男,吉林白城人,博士,教授。研究方向:飞机数字化制造技术、动力学建模技术。E-mail:mr_chun_liu@sina.com。

*通信作者简介:何 舰(1991—),男,辽宁调兵山市人,硕士研究生。研究方向:飞机数字化制造技术。E-mail:kisssinger@163.com。

Coupled 是一种统一求解动量和基于压力的连续方程的隐式耦合算法。耦合控制方程中的每个方程要线化成一个涉及所有未知量的方程,通过离散动量方程中的压力梯度项,以及耗散项实现求解。

动量方程为[10]

$$a_P u = \sum_{bn} a_{bn} u_{bn} + \sum P_f A \hat{i} + S \tag{1}$$

压力梯度方程为[10]

$$\sum_f P_f A_k = -\sum_j a^{u_k P} P_j \tag{2}$$

式(2)中,$a^{u_k P}$ 是高斯插值定理和压力插值格式系数。

对于任意的第 i 个单元,u_k 项动量方程的离散格式为[10]

$$\sum_j a_{ij}^{u_k u_k} u_{kj} + \sum_j a_{ij}^{u_k p} p_j = b_i^{u_k} \tag{3}$$

$$\sum_f^{N_{\text{faces}}} J_f A_f = 0 \tag{4}$$

$$J_f = \rho_f \frac{a_{P,c_0} v_{n,c_0} + a_{P,c_1} v_{n,c_1}}{a_{P,c_0} + a_{P,c_1}} + d_f[(p_{c_0} + (\nabla p)_{c_0} \boldsymbol{r}_0) - (p_{c_1} + (\nabla p)_{c_1} \boldsymbol{r}_1)] = \hat{J}_f + d_f(p_{c_0} - p_{c_1}) \tag{5}$$

将式(5)代入式(4)得到的离散格式为

$$\sum_k \sum_j a_{ij}^{p u_k} u_{kj} + \sum_j a_{ij}^{pp} p_j = b_i^p \tag{6}$$

经过转化,式(3)和式(6)的形式如式(7):

$$\sum_j [\boldsymbol{A}]_{ij} \boldsymbol{X}_j = \boldsymbol{B}_i \tag{7}$$

式(7)中,A_{ij} 为第 i 个单元对第 j 单元的影响。

$$\boldsymbol{A}_{ij} = \begin{bmatrix} a_{ij}^{pp} & a_{ij}^{pu} & a_{ij}^{pv} & a_{ij}^{pw} \\ a_{ij}^{up} & a_{ij}^{uu} & a_{ij}^{uv} & a_{ij}^{uw} \\ a_{ij}^{vp} & a_{ij}^{vu} & a_{ij}^{vv} & a_{ij}^{vw} \\ a_{ij}^{wp} & a_{ij}^{wu} & a_{ij}^{wv} & a_{ij}^{ww} \end{bmatrix};$$

未知项 $\boldsymbol{X}_j = \begin{bmatrix} p'_i \\ u'_i \\ v'_v \\ w'_i \end{bmatrix}$;

残差项为 $\boldsymbol{B}_i = \begin{bmatrix} -r_i^p \\ -r_i^u \\ -r_i^v \\ -r_i^w \end{bmatrix}$。

2 NACA0012 翼型计算

将风洞试验结果作为依据,在雷诺数 $Re = 2.88 \times 10^6$ 时,采用 S-A 湍流方程,对 SIMPLE、SIMPLEC、PISO、Coupled 压力速度耦合方式下翼型进行数值模拟。其中翼型弦长为 1 m,计算区域为圆形远场,远场半径为弦长的 15 倍。图 1 为翼型附近局部的网格。

远场设置为:Pressure Far Field, Mach Number = 0.123 732 8。

物面条件:设置为固壁边界 Wall,其速度为零。

以有限体积法离散流体运动的控制方程和湍流运动方程,其中扩散项使用一阶迎风格式,对流项采用二阶迎风格式[11]。

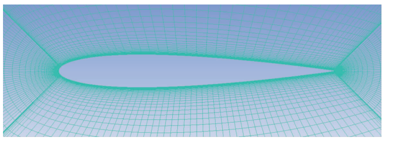

图 1 翼型的结构化网格

Fig. 1 Structured grids of airfoils

在流速一定的情况下,依次选择不同的压力速度耦合方式进行计算,每种方式的迎角变化范围为 0° ~22°,每 2°计算一次。图 2 为得到的升力系数曲线。从图 2 中曲线的变化趋势分析,在小迎角范围内 SIMPLE 和 SIMPLEC 的计算结果与风洞试验实验接近,但翼型达到失速迎角以后,这两种算法的计算结果未体现失速性质。从小角度开始 PISO 方法的结果就与实验值相差较大。当采用 Coupled 算法的默认参数时,计算结果很难收敛,甚至发散。当调整 Coupled 算法的参数后可以捕捉到失速迎角以及最大升力系数,通过调整参数就可以预测气流分离的位置,这是其他的算法所不具备的优点,因此对 Coupled 算法的参数进行研究。

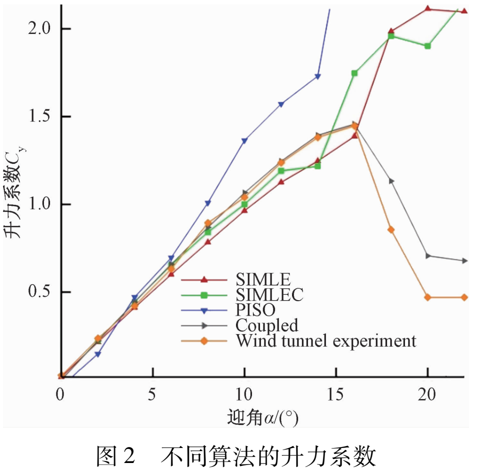

图 2 不同算法的升力系数

Fig. 2 Lift coefficients of different algorithms

3 均匀试验

采用上文的结构化网格对 Coupled 算法中的主要参数进行研究,Coupled 压力速度耦合算法中的 5 个主要参数:flow courant number(FCN)、momentum explicit relaxation factors (MERF) 、pressure explicit relaxation factors(PERF)、modified turbulent viscosity(MTV)、turbulent viscosity(TV),其默认值分别为200,0.75,0.75,0.8,1;如果对这5个参数进行6水平的全因素分析,需要对5^6种组合进行计算,这是巨大的计算量。因此为减少组合样本的计算量,采用统计试验中的均匀设计方法进行试验,采用5参数6水平均匀试验设计方法,对参数设计表中的参数组合进行计算,在表1中给出这5个参数的6个水平值。表2给出了24个样本的参数组合以及得到升力系数与阻力系数。

表1 Coupled 算法参数的水平值

Table 1 The level of the Coupled algorithm parameter

算法参数	水平值					
FCN	50	100	150	200	250	300
MERF/PERF	0.45	0.55	0.65	0.75	0.85	0.95
MTV	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
TV	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2

表2 24个样本的参数组合的计算结果(α = 16°)

Table 2 The 24 results of the combination of the parameters (α = 16°)

样本编号	FCN	MERF	PERF	MTV	TV	升力系数	阻力系数
1	250	0.55	0.85	0.5	0.7	不收敛	不收敛
2	200	0.45	0.45	0.6	0.8	1.449 300	0.040 611
3	50	0.45	0.75	0.8	0.9	不收敛	不收敛
4	250	0.85	0.85	1	1.1	不收敛	不收敛
5	150	0.95	0.45	0.9	1.2	不收敛	不收敛
6	100	0.55	0.85	1	1	不收敛	不收敛
7	250	0.85	0.55	0.9	0.8	不收敛	不收敛
8	250	0.55	0.55	0.6	0.8	不收敛	不收敛
9	50	0.95	0.95	0.9	1.1	不收敛	不收敛
10	150	0.75	0.75	0.5	0.9	不收敛	不收敛
11	50	0.75	0.65	0.7	0.9	不收敛	不收敛
12	100	0.55	0.55	0.8	1	不收敛	不收敛
13	200	0.75	0.95	0.6	1.2	不收敛	不收敛
14	300	0.65	0.65	1	0.7	不收敛	不收敛
15	200	0.95	0.65	1	0.9	不收敛	不收敛
16	100	0.85	0.85	0.7	1.2	不收敛	不收敛
17	150	0.45	0.65	0.6	1.1	不收敛	不收敛
18	300	0.75	0.45	0.5	0.7	不收敛	不收敛
19	50	0.65	0.45	0.5	1.1	1.448 200	0.040 724
20	100	0.85	0.55	0.7	0.7	不收敛	不收敛
21	150	0.65	0.95	0.9	0.8	不收敛	不收敛
22	300	0.45	0.95	0.8	1.2	不收敛	不收敛
23	300	0.95	0.75	0.7	1	不收敛	不收敛
24	200	0.65	0.75	0.8	0.7	不收敛	不收敛

在表2的24个样本参数组合中只有第2组和第19组得到升力系数和阻力系数。其他参数组合的结果不收敛,甚至无法计算。为确定FCN、MERF、PERF这3个参数中对收敛性影响最显著的参数,对这3个参数进行3因素6水平的均匀试验,表3给出了36种参数组合中能够收敛得到的升力系数与阻力系数。

表3 3因素6水平试验的计算结果

Table 3 The test results of 3 factor 6 level

样本编号	FCN	MERF	PERF	升力系数	阻力系数
1	300	0.65	0.45	1.454 20	0.039 73
2	250	0.45	0.45	1.449 70	0.040 51
3	100	0.55	0.45	1.452 90	0.040 73

同样在36种组合中只得到了3组收敛的计算结果,通过分析表2和表3中得到升力系数和阻力系数的组合,可以得到FCN对计算结果的影响很微弱。在得到计算结果的参数组合中,PERF的数值都为0.45。缩小参数值的范围再次对FCN、MERF、PERF 3参数进行3因素4水平的均匀实验。表4为32个样本参数组合和计算得到的升力系数和阻力系数。

表4 32个样本的参数组合的计算结果

Table 4 The 32 results of the combination of the parameters

样本编号	Courant Number	Momentum	Pressure	升力系数	阻力系数
1	45	0.45	0.4	1.457 700	0.041 306
2	45	0.495	0.425	1.456 000	0.041 333
3	60	0.495	0.475	1.454 500	0.041 216
4	60	0.45	0.4	1.457 700	0.041 122
5	55	0.495	0.425	1.455 800	0.041 217
6	45	0.54	0.475	1.456 800	0.041 286
7	50	0.54	0.425	1.456 600	0.041 212
8	55	0.54	0.4	1.457 700	0.041 054
9	60	0.495	0.4	1.457 300	0.041 049
10	60	0.54	0.45	1.453 300	0.041 141
11	60	0.405	0.475	1.455 900	0.040 406
12	50	0.405	0.4	1.458 200	0.041 254
13	55	0.54	0.475	1.453 900	0.041 223
14	55	0.45	0.425	1.456 400	0.041 265
15	50	0.495	0.475	1.458 600	0.041 047
16	55	0.495	0.45	1.454 600	0.041 244
17	45	0.405	0.425	1.456 300	0.041 428
18	50	0.54	0.45	1.455 300	0.041 259
19	45	0.405	0.475	1.456 000	0.040 418
20	55	0.45	0.475	1.455 900	0.040 402
21	50	0.45	0.475	1.455 900	0.040 406
22	45	0.54	0.4	1.459 000	0.041 169
23	45	0.45	0.45	1.455 400	0.041 387
24	60	0.54	0.425	1.454 900	0.041 099
25	60	0.405	0.425	1.457 900	0.041 163
26	45	0.495	0.45	1.455 100	0.041 374
27	60	0.45	0.45	1.456 600	0.041 211
28	55	0.405	0.4	1.458 400	0.041 190
29	50	0.405	0.45	1.455 600	0.041 377
30	50	0.45	0.425	1.456 100	0.041 329
31	50	0.495	0.4	1.459 200	0.041 171
32	55	0.405	0.45	1.455 500	0.041 310

表 5 和表 6 是对表 4 中 32 组样本得到的升力系数与阻力系数的分析[12]。其中,$S_i(i=1,2,3,4)$为各个参数在第 i 个水平下升力系数(阻力系数)之和;$A_i(i=1,2,3,4)$对应的是平均值,其中 $A_i=\frac{T_i}{(32/4)}$;R 是极差,即 $R=\max(A_i)-\min(A_i)$。

表 5　各参数对升力系数的影响分析

Table 5　Influence of parameters on lift coefficient

参数	FCN	MERF	PERF
S_1	11.652 300	11.653 800	11.665 200
S_2	11.655 500	11.651 700	11.650 000
S_3	11.648 200	11.651 100	11.641 400
S_4	11.648 100	11.647 500	11.647 500
A_1	1.456 538	1.456 725	1.458 150
A_2	1.456 938	1.456 463	1.456 250
A_3	1.456 025	1.456 388	1.455 175
A_4	1.456 013	1.455 938	1.455 938
R	0.000 925	0.000 787	0.002 975

表 6　各参数阻力系数的影响分析

Table 6　Influence of parameters on drag coefficient

参数	FCN	MERF	PERF
S_1	0.329 701	0.328 546	0.329 315
S_2	0.329 055	0.328 428	0.330 046
S_3	0.328 905	0.329 651	0.330 303
S_4	0.328 407	0.329 443	0.326 404
A_1	0.041 213	0.041 068	0.041 164
A_2	0.041 132	0.041 054	0.041 256
A_3	0.041 113	0.041 206	0.041 288
A_4	0.041 051	0.041 180	0.040 801
R	0.000 162	0.000 153	0.000 487

从极差的比较分析中可以看出:

(1)PERF 对升力系数与阻力系数的结果影响最大,甚至能够影响计算过程的收敛性。

(2)从极差分析得出,FCN 和 MERF 对升力系数与阻力系数的影响程度相当。

从图 2 可以看出各参数对升力系数与阻力系数计算结果的影响程度。其中 PERF 是对压力项的参数进行修正,当迎角增大,逆压梯度变大时,翼型表面的气流开始分离,在翼型上表面形成分离涡,气流不再完全附着上表面,这时在分离区域的流动变化变得十分复杂,准确表示分离区内的压力变化,是影响结果准确性的关键,而 PERF 项是对压力项的修正,所以调整这个参数对气动力计算结果影响最大。

从上面的结果可以看出:

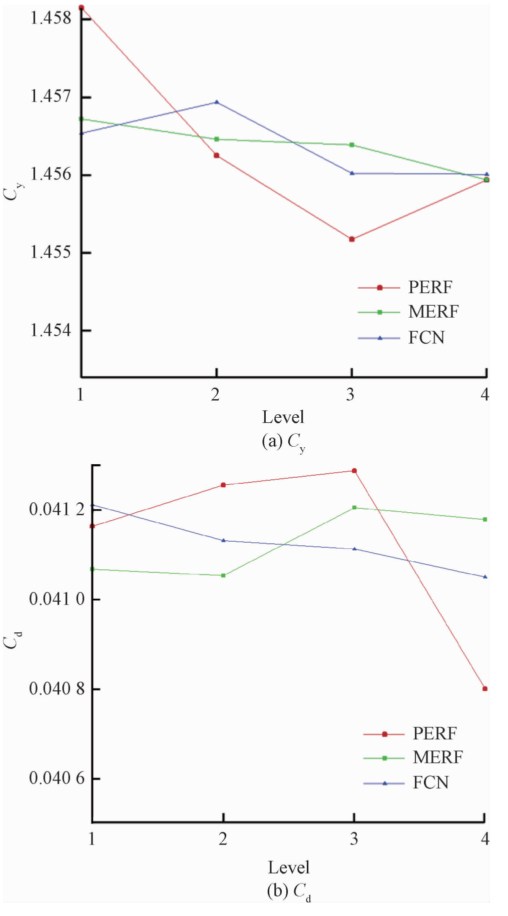

图 2　3 个参数对升力系数与阻力系数计算结果的影响

Fig. 2　Influence of three parameters on the calculation result of lift coefficient and drag coefficient

(1)PERF 对升力系数与阻力系数的结果影响最大,其他两个参数对计算结果的影响在一个固定值附近波动,相互抵消,从而降低了 MERF 和 FCN 对计算结果以及收敛性的影响。

(2)PERF 在某一水平值范围内,对升力系数和阻力系数的平均值影响在很小的范围内波动,说明适当选取水平值可以得到稳定的升力系数与阻力系数。

4　参数验证

根据上文试验得到的参数值,因此选用 FCN = 50,PERF = 0.4,MERF = 0.4,对 NACA2412、CLARK-Y18、VR-15 翼型在雷诺数 $Re = 2.88\times10^6$ 时的升力系数进行计算。图 3 中给出翼型模拟结果与 Profili 数据的对比图。

从图中分析得出:

(1)由于 Profili 的雷诺数略小于数值模拟的,迎角增大后气流更容易分离,因此 Profili 的值逐渐小于结算结果。

(2)模拟结果与 Profili 的值相差不大,计算误

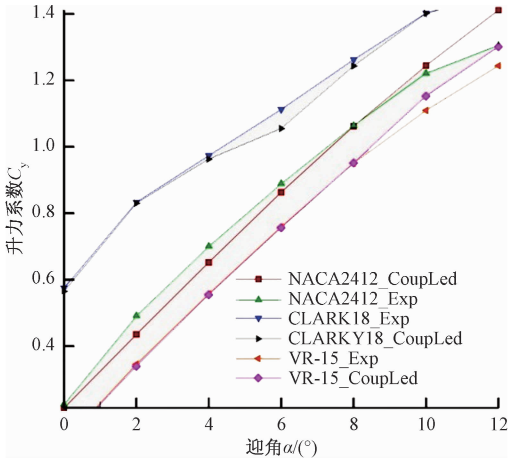

图 3 翼型升力曲线

Fig. 3 Airfoil lift curve

差控制在 10% 之内。

(3)当 Profili 的雷诺数增大,两种方法的结果的差值大小趋于稳定。因此,Coupled 算法可以用来模拟翼型气动数据值。

5 结论

利用均匀试验方法对 Coupled 中 5 个参数在翼型的气动力计算中的影响规律进行了计算分析。结果表明:

(1)Coupled 中的 PERF 参数对计算结果的敛散性以及数值的准确性有着较大影响,其他参数对结果的有着微弱影响,因此工程上对气动力进行计算时首先需要关注 PERF 数值的选取。

(2)在气流出现分离涡以后,MERF 和 FCN 对结果的影响相互抵消,适当减小 PERF 的值,可以提高计算收敛的稳定性,得到收敛的结果。

(3)在减小 PERF 时同时,适当减小 MERF 的值,使两者接近,可以有效减缓迭代过程中的震荡。

参 考 文 献

1 Patankar S V, Spalding D B. A calculation procedure for heat, mass and momentum transfer in three-dimensional parabolic flows. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1972; 15 (10): 1787—1806

2 Van Doormaal J P, Raithby G D. Enhancements of the SIMPLE method for predicting incompressible fluid flows. Numerical Heat Transfer, 1984; 7(2):147—163

3 Issa R I. Solution of the implicitly discretised fluid flow equations by operator-splitting. Journal of Computational Physics, 1986; 62(1): 40—65

4 佟桂芳, 徐德龙, 张 强, 等. 一种新改进的 SIMPLE 算法. 西安建筑科技大学学报(自然科学版), 2001; 33(3):221—224

Tong Guifang, Xu Delong, Zhang Qiang, *et al*. A new modification to SIMPLE algorithm. Journal of Xi'an University of Architecture & Technology Natural Science Edition, 2001; 33(3):221—224

5 郭 航, 马重芳, 陶文铨, 等. SIMPLE 算法的一个新的改进方案. 西安交通大学学报, 2002; 36(1):20—24

Guo Hang, Ma Chongfang, Tao Wenquan, *et al*. New improvement of the SIMPLE algorithm. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2002; 36(1):20—24

6 徐 涛, 葛长江, 邹 鹏, 等. 基于 SIMPLER 与 PISO 的流场改进算法. 吉林大学学报(工), 2009; 39(3):668—672

Xu Tao, Ge Changjiang, Zou Peng, *et al*. Improved method for flow field based on SIMPLER and PISO. Journal of Jilin University (Engineering), 2009; 39(3):668—672

7 马 淼, 李春光, 景何仿. 确定 SIMPLE 算法中压力松弛因子的自适应方法. 甘肃科学学报, 2011; 23(4):102—105

Ma Miao, Li Chunguang, Jing Hefang. The adaptive method for fixing the pressure relaxation factor of SIMPLE algorithm. Journal of Gansu Sciences, 2011; 23(4):102—105

8 王金萍, 张剑飞, 屈治国, 等. 计算跨音速流动的 SIMPLE 算法和 CLEAR 算法研究. 中国科技论文, 2013;8(8):792—795

Wang Jinping, Zhang Jianfei, Qu Zhiguo, *et al*. SIMPLE and CLEAR algorithms for transonic flow. Sciencepaper Online, 2013; 8(8):792—795

9 Gregory N, O'Reilly C L, Aeronautical research council. Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost. London: H. M. S. O. ,1973

10 Fluent. Inc. FLUENT user's guide. Fluent Inc, 2014

11 唐家鹏. ANSYS FLUENT 16. 0 超级学习手册. 北京: 人民邮电出版社, 2016

Tang Jiapeng. ANSYS FLUENT16. 0 Super learning manual. Beijing: Posts and Telecommunications Press, 2016

12 周 宇, 钱炜祺, 邓有奇, 等. k-ω SST 两方程湍流模型中参数影响的初步分析. 空气动力学学报, 2010;28(2):213—217

Zhou Yu, Qian Yiqi, Deng Youqi, *et al*. Introductory analysis of the influence of Menter's k-ω SST turbulence model's parameters. Acta Aerodynamic Sinica, 2010; 28(2):213—217

Application of Improved Coupled Algorithm in Aerodynamic Performance Calculation of Airfoil

LIU Chun, HE Jian*
(Defense Key Laboratory of Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

[**Abstract**] SIMPLE, SIMPLEC, PISO and Coupled algorithms are used to calculate the aerodynamic performance of the NACA0012 airfoil. The results show that the Coupled algorithm can accurately reflect the aerodynamic performance of the airfoil. Then, the main parameters of the Coupled algorithm were tested by using the uniform test method in the statistical test. The parameters that have the greatest impact on the result are: Pressure Explicit Relaxation Factors (PERF), indicating that the improved parameters of the algorithm can achieve better convergence characteristics and more accurate numerical simulation values. Finally, the NACA2412 airfoil are used to verify the accuracy of the algorithm parameters selection. The results show that the improved Coupled algorithm can accurately predict the aerodynamic performance of the airfoil and provide the basis for the later calculation of aerodynamic performance.

[**Key words**] Coupled algorithm　　uniform experiment　　parameter selection　　airfoil