

# 跨音速绕流的数值模拟和验证

郑洪伟, 杨国伟

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

**摘要** 高雷诺数粘性流的气动升阻力的精确计算对于工程问题具有很重要的意义, 因此有必要对 CFD 结果进行验证。本文将工程上广泛使用的几个跨音速流场算例(RAE2822 翼型和 DLR-F6 翼身组合体)作为标准算例, 对我们自己开发的“基于任意形状的多面体单元的混合网格”的高性能气动仿真软件平台(PolySim)进行了验证。具体对压力分布、激波位置及升阻力与实验结果进行了细致的比较, 结果表明, 用 PolySim 计算所得结果均与实验结果较吻合, 差异较小。

**关键词** Spalart-Allmaras, RAE2822 翼型, DLR-F6 翼身组合体, 跨音速绕流

## 引言

计算流体力学(CFD)在过去的半个多世纪已经取得了很大的进展。它已经成为人们在很多工程应用的设计和 optimization 过程中的一种不可或缺的工具。然而对于高雷诺数粘性流的气动升阻力的精确计算仍是一个艰巨的任务。国际上对于这方面的研究, 主要有欧洲的计算空气动力学研究项目 ECARP<sup>[1]</sup> (European Computational Aerodynamics Research Project) 和 AIAA 应用气动技术委员会(AIAA Applied Aerodynamics Technical Committee)召开的四次 DPW<sup>[2]</sup> (Drag Prediction Workshop) 会议。近年来, 国内也先后组织了数次全国范围内的 CFD 软件可信度确认工作, 如 2004 年 8 月的“CFD 统一算例研讨”活动和 2005 年 6 月的 CT-1 大攻角气动特性研讨会。

影响气动升阻力的计算精度的因素大概有三个, 一方面是湍流模型, 另外一个方面是网格, 最后一个是数值方法。关于湍流的模型和计算方法, 大致可以分成这四种: 直接数值模拟(DNS)、雷诺平均(RANS)、大涡模拟(LES)和混合方法。DNS 要求网格要能分辨 Kolmogorov 尺度以上的所有尺度的流场信息。在目前计算机的能力下, 很难用 DNS 来模拟实际的工程问题。RANS 主要是求解流场信息的时间平均量的雷诺平均方程, 并对雷诺应力项进行建模。很多模型一般是基于经验简化出来的

模型, 因此不具普遍性, 对复杂工程问题计算结果不是很好, 而且不适合非定常问题的计算。与 RANS 不一样, 大涡模拟(LES)求解的是空间平均量。它对大尺度涡进行直接计算, 而认为小尺度涡对大涡的作用具有普遍均匀性和各向同性, 一般用亚格子(sub-grid)模型来模拟。小尺度涡从大尺度涡那里获得的能量, 最后以湍流粘性耗散掉。但是 LES 对网格的分辨率的要求很高, 特别是壁面层的网格基本与 DNS 差别不是太大, 因此计算成本也很高。混合法是结合了 RANS 和 LES 两种方法的优点, 也就是: RANS 对于附着流的计算成本低和 LES 对于分离涡的优势。混合方法一般是对于靠近壁面地方采用非定常雷诺平均(URANS)来计算, 而远离壁面采用 LES 来计算。因此, 混合法很适合流场中有大分离的壁面湍流问题。对于附着流的工程问题, 目前一般还是采用 RANS。

根据我们多年的积累, 我们已经初步开发了一套“基于任意形状的多面体单元的混合网格”的高性能气动仿真软件平台 PolySim。本文应用两个跨音速绕流问题(RAE2822 翼型和 DLR-F6 翼身组合体)的数值模拟来考察我们自己发展的 CFD 软件对于启动升阻力的计算精度。主要是 RAE2822 翼型和 DLR-F6 翼身组合体两个跨音速绕流问题的验证和计算。这是因为在典型的跨音速流场结构中, 会出现逆压梯度, 局部超音速区域, 激波以及湍流边界层分离等复杂流动现象。而对这些流场细节的捕捉, 很大程度上可以反映湍流模型在工程实践

中的适用性。本文中，湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型<sup>[3]</sup>，并与别人用其它模型计算的结果进行比较。

## 1 控制方程与计算方法

基本控制方程为雷诺平均 N-S 方程，其守恒形式为：

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega} U dV + \int_{\Gamma} [F^c(U, \bar{n}) - F^v(U, \bar{n})] dS = 0 \quad (1)$$

其中 U 为守恒变量， $\Gamma$  为控制体  $\Omega$  的表面， $\bar{n}$  是控制体表面的外法向。F<sup>i</sup> 和 F<sup>v</sup> 分别为无粘和粘性通量，

$$F^c = u_n U + \begin{pmatrix} 0 \\ p\bar{n} \\ \rho u_n \end{pmatrix}, F^v = \begin{pmatrix} 0 \\ [\tau]^{eff} \\ ([\tau]^{eff} \cdot \bar{u}) + \bar{q}^{eff} \end{pmatrix}。$$

上面  $[\tau]^{eff}$  为应力张量， $\bar{q}^{eff}$  是热流通量。

$$[\tau]^{eff} = \mu^{eff} \left( u_{i,j} + u_{j,i} - \frac{2}{3} u_{k,k} \delta_{ij} \right),$$

$$\bar{q}^{eff} = -k^{eff} \nabla T。$$

湍流效应是通过等效粘性系数等参数体现出来的，即：

$$\mu^{eff} = \mu_l + \mu_t, k^{eff} = \frac{\mu_l}{Pr_l} + \frac{\mu_t}{Pr_t}。$$

其中 Pr<sub>l</sub> 为层流 Prandtl 数，Pr<sub>t</sub> 为湍流 Prandtl 数。对于空气，Pr<sub>l</sub>=0.72，Pr<sub>t</sub>=0.90。 $\mu_l$  为分子粘性系数， $\mu_t$  为湍流粘性系数，采用以下的 S-A 模型方程<sup>[3]</sup>的来求解，

$$\begin{aligned} \frac{D\tilde{v}}{Dt} - \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[ \tilde{v} \cdot \left\{ (\nu_L + \tilde{v})(\tilde{\nabla} \tilde{v}) \right\} + c_{b2} (\tilde{\nabla} \tilde{v})^2 \right] \\ = C_{b1} \tilde{S} \tilde{v} - C_{w1} f_w \left( \frac{\tilde{v}}{d} \right)^2。 \end{aligned}$$

为了提高鲁棒性，我们用以下的 S-A 模型方程的另外一种形式<sup>[3]</sup>来求解，

$$\begin{aligned} \frac{D\tilde{v}}{Dt} - \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left\{ \tilde{v} \cdot \left[ (\nu_L + (1+c_{b2})\tilde{v})(\tilde{\nabla} \tilde{v}) \right] - c_{b2} \tilde{v} \tilde{\nabla}^2 \tilde{v} \right\} \\ = C_{b1} \tilde{S} \tilde{v} - C_{w1} f_w \left( \frac{\tilde{v}}{d} \right)^2。 \end{aligned}$$

另外，为了保证  $\tilde{S}$  的正值，本文采用下面的形式<sup>[4]</sup>

$$\tilde{S} = \begin{cases} S + \bar{S}_{f_{v2}}, & \bar{S}_{f_{v2}} \geq -c_{v2} S \\ S + \frac{S(c_{v2} S + c_{v3} \bar{S}_{f_{v2}})}{(c_{v3} - 2c_{v2}) S - \bar{S}_{f_{v2}}}, & \bar{S}_{f_{v2}} < -c_{v2} S \end{cases}$$

其中，

$$S = |\Omega| + C_{prod} \min(0, |\bar{S}| - |\Omega|)$$

$$\bar{S}_{f_{v2}} = \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2}$$

$|\Omega|$  为涡矢量的模，d 为网格单元中心点到物面的最小距离。另外，有关的函数定义为：

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}},$$

$$f_w = g \left[ \frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6},$$

$$g = r + C_{w2} (r^6 - r),$$

$$r = \frac{\tilde{v}}{\bar{S} \kappa^2 d^2}$$

对于数值计算方法，本文无粘项空间离散使用 Roe 格式，粘性项采用中心差分。

## 2. 算例分析

### 2.1 RAE2822

RAE2822 翼型是皇家航空研究院设计的一个超临界翼型，如图 1 所示，其特征是上翼面中部比较平坦，下翼面后部向里凹。在低于临界马赫数时，经过它的流场里极少分离，因此它的跨音速绕流数值模拟成为验证湍流模型的经典算例<sup>[5]</sup>。这里采用文献<sup>[3]</sup>中 Case 9 (攻角  $\alpha = 2.79^\circ$ ，Ma=0.729，Re=6.5×10<sup>6</sup>) 来计算。具体网格示意图 1。计算网格壁面法向第一层网格高度保证  $y^+ < 1$  (见图 2)。

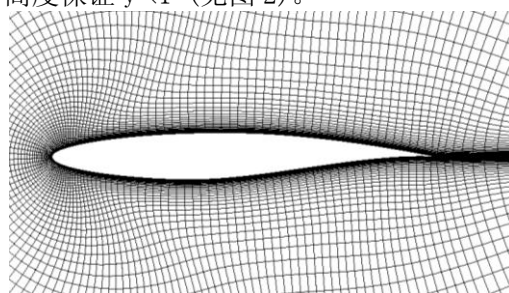


图 1 RAE2822 网格

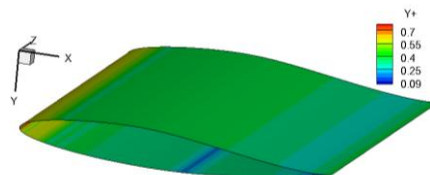


图 2 表面 y+ 分布

计算所得的压力分布曲线如图 3 所示。从图中可以知道，计算的曲线基本与实验结果比较

接近。而且与实验结果类似，在翼型弦长中部附近 ( $x/c=0.55$ )，会出现一道强激波，只是激波位置要比实验结果稍微靠前。此外，我们还计算了翼型上表面摩擦阻力系数分布（见图 4）。从图中可以看出，计算的曲线基本与实验结果比较吻合。

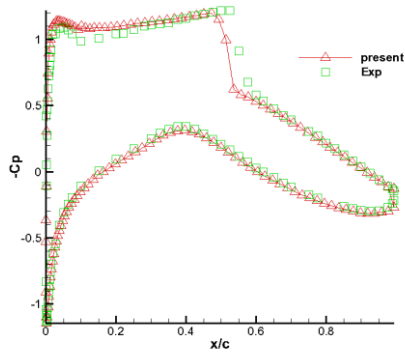


图 2 压力分布曲线

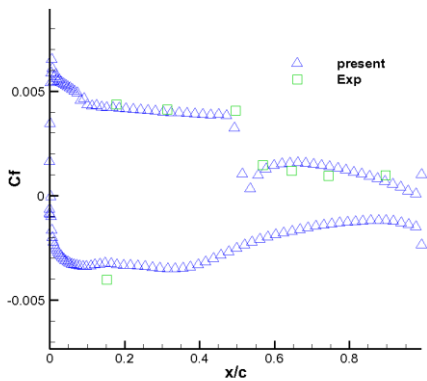


图 4 摩擦阻力系数分布曲线

下面我们进一步进行整体升阻力的比较。把计算的升力、阻力系数和实验及其它研究者[6]的计算结果 (Wilcox  $k-\omega$ 、Menter SST) 列在一个表格里 (表 1)。

表 1 升力、阻力及阻力粘性系数的比较

	CL	CD	CD-friction
exp[5]	0.803	0.0168	0.0050
present	0.761	0.0168	0.0051
Wilcox $k-\omega$ [6]	0.779	0.0154	0.0042
Menter SST[6]	0.743	0.0157	0.0053

从表中可以发现，我们的结果与实验结果最为接近。就表面摩擦阻力系数和总阻力系数来看，我们的结果比文[6]中的 Menter's SST 模型要比 Wilcox  $k-\omega$  模型结果好很多。

## 2.2 DLR-F6 翼身组合体湍流流动

为了考察本文方法对更为复杂的三维外形湍流流动的模拟精度，我们进一步计算了 DLR-F6 翼身组合体的高  $Re$  数湍流流动。所有工况采用马赫数为 0.75，雷诺数为  $3.0 \times 10^6$  (基于平均气动弦长 141.2mm)。在此采用了第二次阻力预测会议组委会[2]公布的几何数据以及相应工况的实验数据。计算网格是半模，如图 5 所示 (无发动机吊舱)。与上个例子类似，也要求第一层网格高度保证  $y^+ < 1$  (见图 6) 以满足粘性边界层计算对网格的要求。在计算中，没有考虑转捩，把流场作为全湍流场，对称面上采用了对称边界条件。

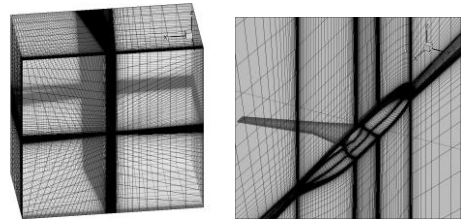


图 5 网格

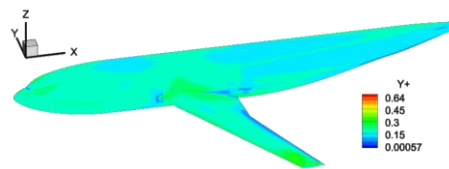
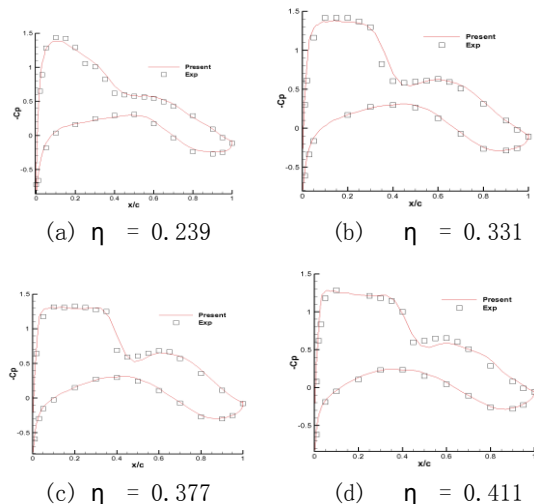
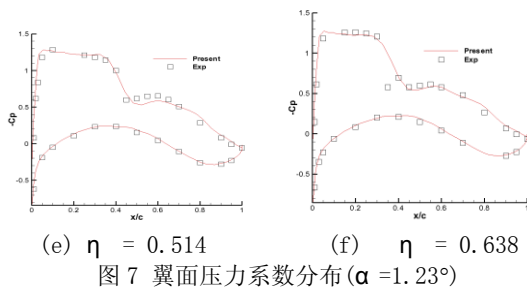


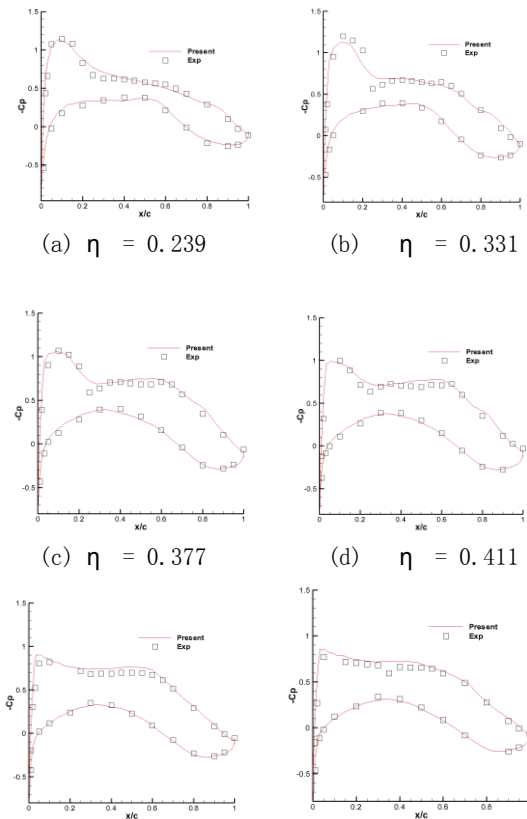
图 6 表面  $y^+$  分布

我们选取了 2 个有实验结果的攻角的情况来进行模拟。第一个例子是相对大的攻角 ( $\alpha=1.23^\circ$ ) 的情况。图 7 是典型壁面的表面压力系数分布与实验结果的对比如 ( $\eta = 0.239, 0.331, 0.377, 0.411, 0.514, 0.638$ )。从图中可以看出，计算的曲线与实验测量曲线基本一致。激波位置的捕捉也和实验测量结果[2]大体一致，但与实验相比，计算所得激波发生的位置稍靠上游。





另外一个例子是相对小的负攻角 ( $\alpha = -0.304^\circ$ ) 的情况。同样的, 我们可以画出表面压力系数分布与实验结果的对比图 ( $\eta = 0.239, 0.331, 0.377, 0.411, 0.514, 0.638$ )。从图 8 中可以看出, 计算的曲线也与实验测量曲线吻合得很好。激波位置的捕捉也和实验测量结果大体一致。

(e)  $\eta = 0.514$ (f)  $\eta = 0.638$ 图8 不同剖面压力系数分布( $\alpha = -0.304^\circ$ )

### 3 结论

本文选用了工程上广泛使用的几种跨音速流场算例 (RAE2822翼型和DLR-F6翼身组合体) 作为标准算例, 对我们自己开发的“基于任意形状的多面体单元的混合网格”的高性能气动仿真软件平台 (PolySim) 进行了验证。计算所得的压力分布、激波位置以及摩擦阻力系数分布, 都与实验较吻合, 反映了PolySim在实际工程应用中的可靠性和鲁棒性。

### 参考文献

- 1 European Commission, W. Haase, European Computational Aerodynamics Research Project. ECARP: European Computational Aerodynamics Research Project: Validation of CFD Codes and Assessment of Turbulence Models, 1997.
- 2 2nd AIAA Drag Prediction Workshop, <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaadpw/Workshop2/workshop2.html>
- 3 Spalart P and Allmaras S. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. AIAA Paper 92-0439, 1992.
- 4 Oliver Todd A. and Darmofal David L.. Impact of Turbulence Model Irregularity on High-Order Discretizations. AIAA 2009-953, 2009.
- 5 Cook P.H., McDonald M.A., Firmin M.C.P., Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements, Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Report AR 138, 1979.
- 6 Araya G., Evans B., Hassan O. and Morgan K., ASSESSMENT OF SEVERAL TURBULENCE MODELS IN A SUPERSONIC CAR, V European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CFD 2010, J. C. F. Pereira and A. Sequeira (Eds), Lisbon, Portugal, 14-17 June 2010.

## Simulation and Validation for Transonic Flows

Zheng Hongwei Yang Guowei

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

**Abstract** Calculation of lift and drag play an important role in the high-Re engineering problems. Hence, it is necessary to validate the CFD results by these two factors. In this paper, two widely-used bench-mark test cases

---

are used to validate our recently developed software (PolySim). These cases considered are transonic flows around RAE 2822 and the DLR-F6 wing body. We have made the comparison on results of pressure coefficient distribution, the location of shockwave, the lift and drag coefficients between calculation and experiment. The results show that our numerical simulation results agree well with experiment.

**Key words** Spalart-Allmaras, RAE2822 airfoil, DLR-F6 wing, transonic flow