用 CFD/FW-H 混合方法计算圆柱/翼型的气动噪声

白俊强[1]，余培汛[1]，郭博志[2]，黄江涛[1]

(1. 西北工业大学 航空学院，陕西 西安 710072；2. 中国商用飞机公司上海设计研究所，中国 上海 200233)

摘 要: 气动噪声预测的关键在于提高流场的预测精度，特别是对涡流扰动的细节描述。文章采用的是计算流体力学(CFD)与“声比拟”相结合的方法，通过 2 个步骤模拟流动的声学远场。第 1 步，在包含所有声源的近场区域内，通过使用 DES 方法获得控制面处的非定常流场参数；第 2 步，采用基于可穿透数据面的 FW-H 方法模拟声学远场。该方法与传统的半经验方法相比，具有计算量小，计算精确，易于工程实现，可以计算非线性噪声。文中对比了 URANS 和 DES 2 种方法所算的气动噪声结果。在频域上计算了观测点处的声压级随斯托劳哈数和频率的变化，其结果与国外试验结果对比取得了较好的一致性。

关 键 词: DES，可穿透数据面的 FW-H 方法，圆柱/翼型，气动噪声，URANS
中图分类号: V211.52 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-2758(2012)06-0847-05

早期的飞机噪声预测技术基本是建立在试验测量的基础上，通过大量的试验数据，找出其基本规律，将试验数据进行曲线拟合，得到相应的经验公式。随着气动声学经典理论的发展，Lighthill 声类比理论及 FW-H 方程被广泛地应用于气动声学问题研究，该方法的基本思想是：首先，基于计算流体力学(CFD)方法计算获得运动物面的非定常压力分布，甚至是湍流边界层内的非定常流场，然后基于求解 FW-H 方程获得远近声场分布。该方法是目前以及未来一段时间内最实用和最理想的噪声预测方法。本文采用了基于可穿透数据面 FW-H 方程的声类比方法。远场噪声的预测精度取决于近场流动的求解精度。如果近场流动采用全场数值模拟(DNS)或者大涡数值模拟(LES)来求解，虽然计算精度很高，但同时对网格数的要求也非常高，远远超出目前计算机的运算能力。而雷诺平均方法的计算工作量小，但准确性较差。根据雷诺平均的涡粘模型在平衡湍流中有很好适应性以及大涡数值模拟在非平衡复杂湍流中有很好适应性的特点，组合模型的思想自然产生了：在复杂流动中，并非处处都是非平衡的复杂湍流，在接近平衡的湍流区域采用雷诺平均模型；而在非平衡湍流区域采用大涡数值模拟模型。本文在考虑计算精度以及现行的计算机能力后，采用了 RANS/LES 组合模型的方法，它不仅可以准确的模拟高频噪声的峰值，且相比于 URANS 方法低频噪声的模拟也是相当可靠的。

1 分离涡模型(DES)

分离涡模型(DES)的基本思想是用统一的涡粘输运方程(Spalart-Allmaras 的涡粘模型)，以网格分辨尺度区分 RANS 和 LES。流动控制方程为

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t}+\frac{\partial \bar{u}_i\partial \bar{u}_j}{\partial x_j}=-\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}+\frac{1}{Re}\frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j\partial x_j}+\frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_j} \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x_i}=0$$

涡粘系数方程采用 Spalart-Allmaras 的模式

$$\frac{\partial \tilde{\upsilon}}{\partial t}+\bar{u}_j\frac{\partial \tilde{\upsilon}}{\partial x_j}=c_{b1}\tilde{S}\tilde{\upsilon}-c_{w1}f_w\left(\frac{\tilde{\upsilon}}{\tilde{d}}\right)^2+\frac{1}{\sigma}\left\{\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\upsilon+\tilde{\upsilon})\frac{\partial \tilde{\upsilon}}{\partial x_j}\right]+c_{b2}\left(\frac{\partial \tilde{\upsilon}}{\partial x_j}\frac{\partial \tilde{\upsilon}}{\partial x_j}\right)\right\} \quad (2)$$

注意(2)式中的 $\tilde{\upsilon}$ 由以下公式确定

$$\upsilon_t=\tilde{\upsilon}f_{v1} \quad f_{v1}=\frac{\chi^3}{\chi^3+c_{v1}^3} \quad \chi=\frac{\tilde{\upsilon}}{\upsilon}$$

收稿日期: 2011-10-28
作者简介: 白俊强(1971—)，西北工业大学教授，主要从事气动设计研究。

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad f_w = g\left(\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6}\right)^{1/6}$$

$$g = r + c_{w2}(r^6 - r) \quad r = \frac{\tilde{\nu}}{\tilde{S}\kappa^2 \tilde{d}_2}$$

$$\tilde{S} = |\bar{S}| + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 \tilde{d}^2} f_{v2}$$

(2) 式中的 $\tilde{d}$ 是 RANS 和 LES 的分辨尺度，由下式定义

$$\tilde{d} = \min(d_{\mathrm{RANS}}, d_{\mathrm{LES}})$$

$$d_{\mathrm{RANS}} = y, \quad d_{\mathrm{LES}} = C_{\mathrm{DES}}\Delta$$

$$\Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$$

y 是网格点和壁面间垂直距离；Δ 是网格尺度，对于非均匀网格，相应的系数 $C_{\mathrm{DES}} = 0.65$。

2 声学方程

本文选取 FW-H 方程[2] 作为圆柱/翼型噪声计算的基本控制方程，具体形式如(3)式，假设某一运动物体，其可渗透控制面的方程描述为 $f(x,t) = 0$，其中 x 是非扰动介质的空间坐标，t 是时间。假设 $f > 0$ 表示在控制面外部，$f < 0$ 表示在控制面里面，则得到可渗透控制面的 FW-H 方程

$$\left(\frac{1}{c^2}\frac{\partial^2}{\partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i^2}\right)p'(x_{ij},t) = \frac{\partial}{\partial t}[\rho_0 U_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i}[L_i \delta(f)] + \frac{\partial T_{ij} H(f)}{\partial x_i \partial x_j} \tag{3}$$

式中 p' 表示声压，ρ_0 和 c 分别表示未扰动介质的密度和声速，$T_{ij} = \rho u_i u_j + p_{ij} - c^2(\rho - \rho_0)\delta_{ij}$ 为 Lighthill 张量，$\delta(f)$ 为一维 Delta 函数，$H(f)$ 为 Heaviside 函数，这里的 v_i 为控制面的速度，u_i 为流体的速度，式中所有量都是无量纲的。方程(3)右边 3 项分别为单极子声源项，偶极子声源项，四极子声源项。

在 Farasset 1A 公式[3-5] 基础上，本文推导了忽略四极子源项的适用于声源做亚声速运动情况的具有可穿透面的 FW-H 方程时域的解。

$$p'(x,t) = p'_L(x,t) + p'_T(x,t) \tag{4}$$

$$4\pi p'_T(x,t) = \frac{1}{c}\int_{f=0}\left[\frac{\rho_0(\dot{U}_n + U_n)}{r(1 - M_r)^2}\right]_{\mathrm{ret}} \mathrm{d}S + \int_{f=0}\left[\frac{\rho_0 v_n(r\dot{M}_i\hat{r}_i + cM_r - cM^2)}{r^2(1 - M_r)^3}\right]_{\mathrm{ret}} \mathrm{d}S$$

$$4\pi p'_L(x,t) = \frac{1}{c}\int_{f=0}\left[\frac{L_i\hat{r}_i}{r(1 - M_r)^2}\right]_{\mathrm{ret}} \mathrm{d}S + \int_{f=0}\left[\frac{L_r - L_i M_i}{r^2(1 - M_r)^2}\right]_{\mathrm{ret}} \mathrm{d}S + \frac{1}{c}\int_{f=0}\left[\frac{L_r(r\dot{M}_i\hat{r}_i + cM_r - cM^2)}{r^2(1 - M_r)^3}\right]_{\mathrm{ret}} \mathrm{d}S$$

3 计算模型

里昂中央理工学校(Ecole Centrale de Lyon)在亚声速无回声风洞完成了圆柱/翼型干涉试验。其选用的翼型是 NACA0012，翼型的弦长 c 是 0.1 m，圆柱的直径 d 是 0.01 m，翼型与圆柱的距离 0.1 m，观测点距离翼型弦长中心 1.85 m。风洞试验来流速度是 72 m/s，湍流度 $Tu = 0.1\%$。圆柱的雷诺数是 48 000，相对应翼型的雷诺数是 480 000。其风洞试验安装示意图见图 1。本文所采用的网格如图 2 所示。计算网格采用的是分块结构网格，相对于非结构网格来说，结构网格对壁面的描述更加精确，特别是涉及到粘性影响时。本文的网格数为 3 090 420，在流动变化剧烈的地方(圆柱，翼型前缘)网格适当加密。附面层的第 1 层网格与物面的距离是 1×10^{-6}。本文使用的来流速度和雷诺数与试验一致，湍流模型采用的是分离涡模型。图 2 为计算网格图，图 3 是控制面处的网格面图。

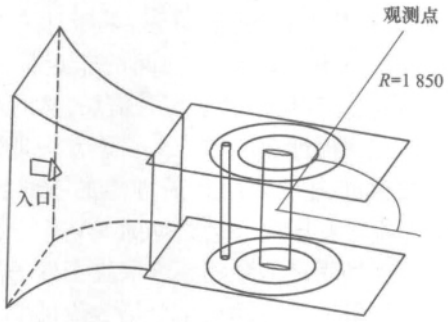


图 1 风洞试验安装示意图

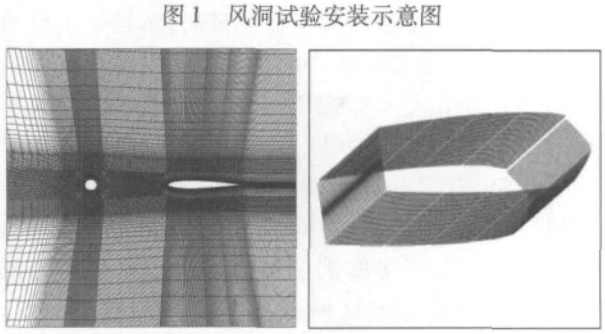


图 2 计算网格图 图 3 控制面网格图

4　计算结果分析

4.1　近场流场分析

本文的计算程序在空间离散中,对流项采用低耗散的 Roe 格式进行差分,粘性项采用中心差分格式,时间离散采用双时间步法来保证二阶精度,加速收敛采用了多重网格技术。这样可以大大的节省计算时间。湍流模型分别用了一方程的 SA 模型和基于 SA 模型的 DES 方法。图 4、图 5 分别是 URANS 和 DES 的展向涡量图,比较 2 幅图明显可以看到 DES 方法能捕捉到更多的小涡,这有利于对低频噪声的捕捉。图 6、图 7 分别为 URANS 和 DES 计算所得的圆柱一个周期的流线图,比较 2 幅图可以看到用 DES 方法可以捕捉到圆柱后缘附面层处的小涡。图 8 表示的是圆柱与翼型的相对位置,其中的尺度都是无量纲的,虚线 A 是位于翼型前方的 $x/c = 0.255$(c 是翼型弦长) 处,虚线 B 位于 $x/c = -0.25$,箭头方向表示来流方向。

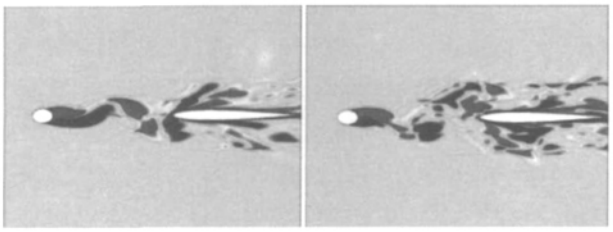


图 4　URANS 展向涡量　　图 5　DES 展向涡量

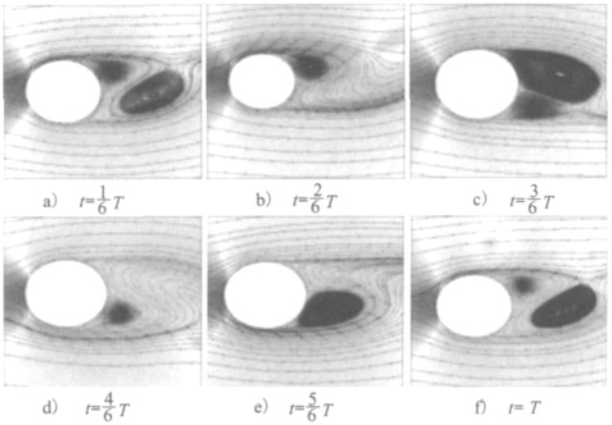


图 6　URANS 所解瞬时流线图

为了验证近场流场信息的可靠性,选取了图 8 中虚线 A、B 处剖面的平均速度和脉动速度的均方根与文献 [6,7] 中的实验结果进行了对比。图 9、图 10 分别为虚线 A 处的平均速度与来流速度比值图和脉动速度图。图 11、图 12 分别为虚线 B 处的平均速度与来流速度比值图和脉动速度图。从图中可知使用 DES 方法的结果与实验值更符合,特别是对于远离物面附面层的脉动速度的模拟。原因是 DES 方法在近壁面的附面层内采用 RANS 方法,远离物面区域将湍流模型中的耗散项中的湍流尺度参数用网格尺度与一常数的乘积代替,使其起 Smagorinsky 大涡模拟的亚格子雷诺应力模型的作用。由于脉动速度间的相互作用,图 10 和图 12 均出现了湍流脉动强度的双峰。从上面的分析可知: 近场采用 DES 方法所得的流场精度更可靠。

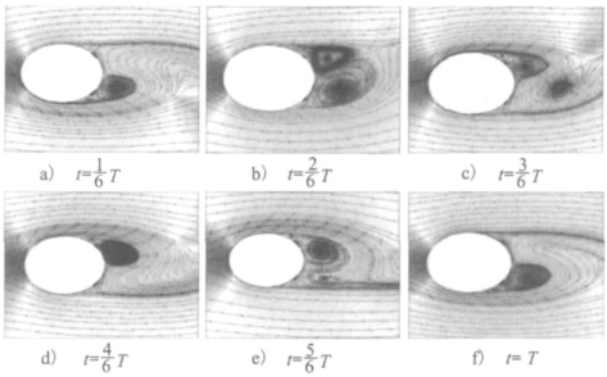


图 7　DES 所解瞬时流线图

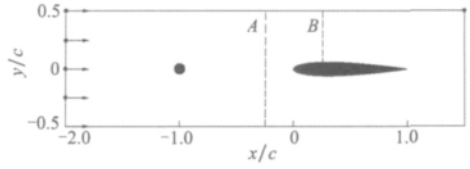


图 8　站位示意图

4.2　远场流场分析

远场噪声预测是采用可穿透数据面的 FW-H 方法,计算程序是自行开发的。气动声学积分公式的时间倒数采用三点向后差分格式离散,延迟方程采用牛顿迭代法求解,数值积分采用高斯-勒让德求积公式,高斯勒让德求积公式精度高、稳定性好、收敛快。图 13 为观测点处(观测点垂直于翼型上表面,距离上表面 1.85 m) 的声压级随斯托劳哈(Strouhal) 数的变化,由图可以看出 DES 方法所计算的声压级最高峰值对应的斯托劳哈数在 0.192 附近,比实验结果小 7.3%,而且峰值也与实验结果相差 1%,而 URANS 所求得的最高峰值的斯托劳哈数比实验结果大 11.45%,峰值相差 9.8% 左右。图 14

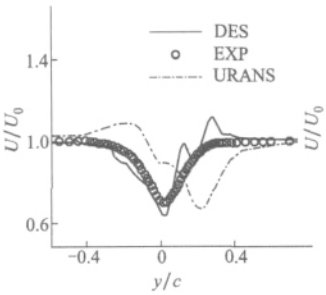


图 9 虚线 A 处时均速度与来流速度比值图

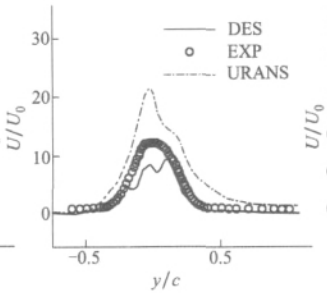


图 10 虚线 A 处的脉动速度

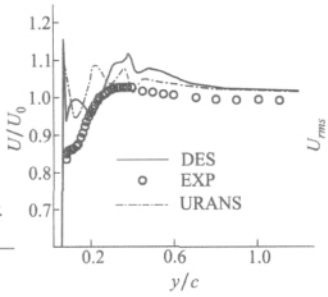


图 11 虚线 B 处时均速度与来流速度比值图

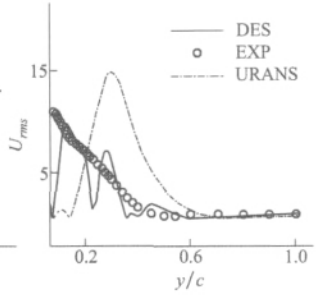


图 12 虚线 B 处的脉动速度

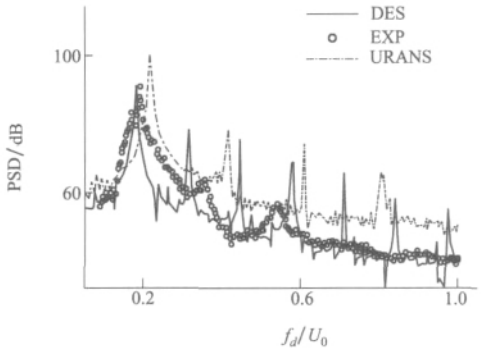


图 13 声压级随斯托劳哈数的变化

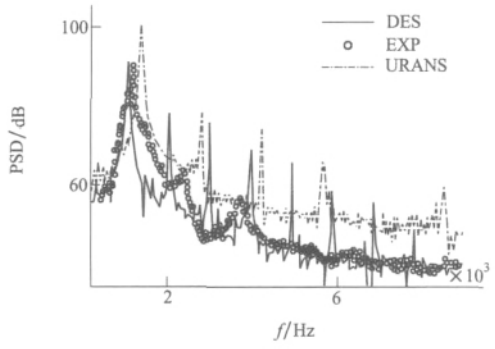


图 14 声压级随频率变换的曲线图

为声压级随频率变换的曲线图。从图中可以看出 DES 方法与实验结果相差不大，特别是在低频噪声的模拟相当吻合，但峰值模拟不是很理想。URANS 方法计算的噪声与实验结果相差的较大，特别是对低频噪声的模拟很差。其原因是 DES 方法对小尺度涡的捕捉要远远好于 URANS。

5 结 论

本文采用声比拟方法计算圆柱/翼型的气动噪声，由于气动噪声计算首先需要提供声学控制面的流场信息，所以本文分别采用基于 SA 湍流模型的 URANS 和 DES 方法计算控制面的流场信息，为声场计算提供高精度的数据。远场运用基于可穿透数据面的 FW-H 方程的时域法计算远场的气动噪声，通过快速傅里叶变换求出频域上的气动噪声。通过与实验值的比较，近场流场计算采用 DES 方法对噪声的预测要远优于采用 URANS 方法。

参考文献:

[1] 胡国庆，傅德黛，马延文. 基于比拟理论的翼型扰流声场数值模拟. 力学学报，2000，32(4)：393-410
Hu G Q，Fu D D，Ma Y W. Numerical Simulation of Noise Generated by Flow Past an Airfoil Using Acoustic Analogy. ACTA Mechanica Sinica，2000，32(4)：393-410 (in Chinese)

[2] 陈正武，王福新. 悬停旋翼气动噪声数值分析方法研究 [硕士学位论文]. 中国空气动力研究与发展中心研究生部，2008，4
Chen Z W，Wang F X. The Researching of Numerical Simulation Method of Aeroacoustics for Hovering Rotors of Helicopter. Master Degree Dissertation，China Aerodynamics Research and Development Center Graduated School，2008，4 (in Chinese)

[3] Guillaume A Bres，Franck Perot，David Freed. A Ffowcs Williams-Hawkings Solver for Lattice-Boltzmann Based Computational Aeroacoustics. AIAA-2010-3711

[4] Farassant F, Succi G P. The Prediction of Helicopter Discrete Frequency Noise. AIAA J, 1983, 7(4): 309-320

[5] Brentner K S, Farassant F. An Analytical Comparison of the Acoustic Analogy and Kirchhoff Formulations for Moving Surfaces. AIAA J, 1998, 36: 1379-1386

[6] Veer N Vatsa, Bart A Singer. Evaluation of a Second-Order Accurate Navier-Stokes Code for Detached Eddy Simulation Past a Circular Cylinder. AIAA-2003-4085

[7] Bjorn Greschner, Frank Thiele. Prediction of Sound Generated by a Rod-Airfoil Configuration Using a Cubic Explicit Algebraic Stress Model for Detached Eddy Simulation and the Generalised Lighthill/FW-H Analogy. AIAA-2006-262

An Effective Numerical Simulation Approach to Noise Induced by Flow around Rod-Airfoil Using the Hybrid Method with Solutions of DES and FW-H integration

Bai Junqiang[1], Yu Peixun[1], Guo Bozhi[2], Huang Jiangtao[1]

(1. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnic University, Xi´an 710072, China
2. Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Shanghai 200233, China)

Abstract: Improving the accuracy of the flow prediction, especially the detailed description of the vortex disturbance, is the key of aerodynamic noise prediction. This paper uses acoustic analogy in combination with computational fluid dynamics. Sections 1 through 3 of the full paper explain our simulation approach mentioned in the title, which we believe is effective; their core consists of: (1) In the first step, the unsteady flow field is computed in a near-field domain comprising all acoustic sources via a DES solver; (2) In the second step, the FW-H integration approach with a permeable data surface is used to extend the dynamic near field to the acoustic far field; (3) compared with the traditional semi-empirical method, this approach requires less calculations but get results with better precision; most importantly, it can compute nonlinear noise and is easy to use. Section 4 gives simulation results for both near field and far field; it gives calculated results for both URANS and DES; it calculates respectively sound pressure level variations with frequency and Strouhal number; the results, presented in Figs. 9 through 14, and their analysis show preliminarily that our simulation approach is indeed effective.

Key words: aeroacoustics, airfoils, calculations, computational fluid dynamics, computational geometry, computer simulation, computer software, experiments, finite volume method, flow fields, integration, mathematical models, Navier Stokes equations, Strouhal number, unsteady flow; aerodynamic noise, DES, FW-H integration approach, rod-airfoil, sound pressure level