

基于混合方法的二维圆柱绕流气动噪声数值预测

秦浩*, 宋亚辉

中国飞行试验研究院 飞机所, 陕西 西安 710089

摘要: 采用计算流体力学与声比拟理论相结合的混合方法, 探讨了二维圆柱模型在低马赫数下的非定常绕流诱发的噪声计算问题。首先采用雷诺时均 Navier-Stokes 方程计算了二维圆柱模型的非定常流场, 与相同参数条件下的计算数据和实验数据进行对比, 得到了可靠的流场数据; 然后对流场数据进行处理, 利用声比拟理论将流场数据转化为声源, 通过求解柯尔 (Curle) 方程计算了远场噪声。将声场的计算结果与文献中的结果进行了对比, 得到了较好的噪声计算结果。

关键词: 气动噪声; 非定常流动; 声比拟理论; 混合方法

中图分类号: TB533 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2016) 11-0007-05

计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 和声比拟理论相结合的方法是迄今为止最受欢迎的气动噪声预测方法^[1-3], 此方法常被称为混合方法。该方法的基本思想是: 近场部分采用 CFD 技术进行数值计算, 得到声源信息数据; 声波从近场到远场部分的传播采用声比拟方法进行解析求解。由于可分开计算, 使得计算格式要求降低, 计算量较小, 计算难度降低。

圆柱绕流及其诱发的噪声问题是流体力学和气动声学研究领域最为关注的现象之一, 在工程实际中, 如飞机的起落架、汽车的观后视镜镜柱、桥梁的吊杆、列车的电线等都具有圆柱形状, 研究圆柱的绕流发声问题对此类工程结构设计具有重要意义。大量的研究人员对此展开了数值研究工作, Takaishi 等^[4] 采用涡声理论的方法计算了低马赫数下非紧致圆柱体绕流诱发的噪声场, 但涡声理论需要对整个非线性流动区域进行高精度的数值模拟和对体积源项进行数值积分, 计算量大, 限制了在实际工程中的应用; 毛义军^[5] 和 Reinaldo 等均采用混合方法计算了低马赫数下圆柱体绕流诱发的噪声场, 毛义军采用的是声模拟理论结合直接边界元的方法, 将声模拟理论向非紧致刚性固体边界进行了拓展, 适用于刚性固体边界诱发的外声场; Reinaldo 等采用的是求解福茨·威廉

姆-霍金斯 (FW-H) 方程的方法, 修正了圆柱展向长度对声场的影响, 但并未考虑圆柱边界对声波的散射影响。本文采用柯尔 (Crule) 方程^[6] 结合边界元的混合方法计算了非紧致刚性圆柱模型的非定常绕流诱发的噪声, 得到了可满足工程计算要求的效率较高的计算方法。

1 气动噪声计算方法

流体流动诱发的噪声理论上可以通过直接求解可压缩纳维-斯托克斯 (Navier-Stokes) 方程得到, 但需要极高的求解精度。1952 年, Lighthill 提出了著名的声比拟方法^[7], 创造性地解决了低马赫数下自由空间中流动诱发的噪声问题。随后, 研究人员对 Lighthill 声比拟理论进行推广, 将声比拟方法发展成了工程实际中应用最广泛的求解流动诱发噪声的方法。1955 年, Curle N 考虑了当流体中存在静止的刚性固体边界时对声场的影响, 扩展了 Lighthill 声比拟理论, 提出了柯尔 (Curle) 方程^[6], 其形式为:

$$\left(\frac{1}{c_0} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2\right)(c_0^2(\rho - \rho_0)H(f)) = -\frac{\partial}{\partial x_i} \left((\rho v_i v_j + (p - p_0)\delta_{ij} - \sigma_{ij}) \frac{\partial H}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (T_{ij} H(f)) \quad (1)$$

收稿日期: 2016-08-08; 退修日期: 2016-08-22; 录用日期: 2016-08-24

* 通讯作者. Tel.: 029-86838039 E-mail: qh_393262810@qq.com

引用格式: QIN Hao, SONG Yahui. Prediction of aero-acoustic noise induced by unsteady flow around a two-dimensional cylinder based on hybrid method [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (11): 07-11. 秦浩, 宋亚辉. 基于混合方法的二维圆柱绕流气动噪声数值预测 [J]. 航空科学技术, 2016, 27 (11): 07-11.

式中: $\delta_{ij} = \begin{cases} 0 & i \neq j \\ 1 & i = j \end{cases}$, T_{ij} 为 Lighthill 应力张量, 定义为:

$$T_{ij} = \rho v_i v_j + ((p - p_0) - c_0^2(\rho - \rho_0))\delta_{ij} - \tau_{ij}$$

式(1)中, $H(f)$ 为 Heaviside 函数, 定义为:

$$H(f) = \begin{cases} 1, & f > 0 \\ 0, & f < 0 \end{cases}$$

对于流体区域为 V 的固体边界 S 的流场, $f(x)$ 定义为:

$$\begin{cases} f(x) > 0, & x \text{ 在 } S \text{ 外} \\ f(x) = 0, & x \text{ 在 } S \text{ 上} \\ f(x) < 0, & x \text{ 在 } S \text{ 内} \end{cases}$$

式(1)即是 Curle 方程, 是 Lighthill 声比拟理论考虑了流场中存在静止的固体边界的情形, 实际上也是 FW-H 方程^[8]的特殊情形。式(1)等式右边是等效的声源项, 第一项代表作用在边界上的脉动力声源, 是分布在刚性固体边界上的偶极子源; 第二项代表等效的体积声源, 即整个湍流区分布的等

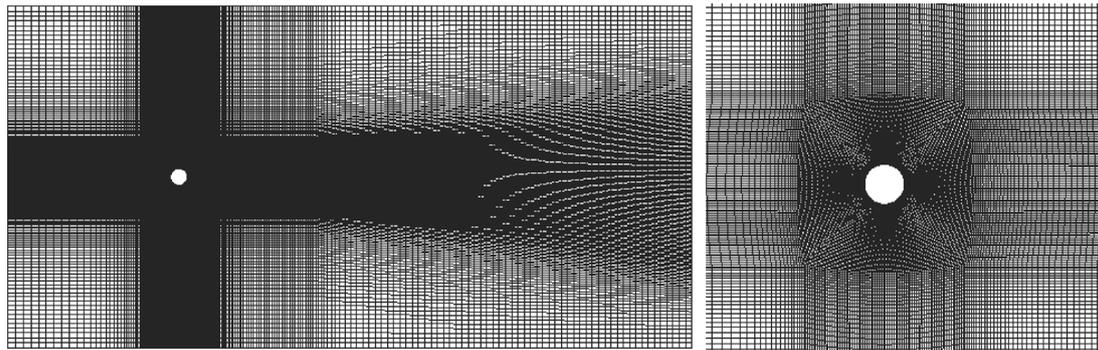
效的体积四级子源。

2 算例分析

2.1 流场计算模型

本文流场的计算参数如下: 圆柱直径 $D=0.019\text{m}$, 空气的均匀来流马赫数 $Ma=0.2$, 相应的雷诺数 $Re=8.9 \times 10^4$ 。计算区域坐标原点在圆柱中心, 来流方向 (X 向) 区域为 $(-10D, +30D)$, 宽度方向 (Y 向) 区域为 $(-10D, +10D)$ 。入口边界条件为速度条件, 出口边界条件为压力出口, 宽度方向 (Y 向) 两侧面边界条件为对称边界条件, 圆柱壁面为无滑移壁面边界条件。

整个流场区域采用分块结构化网格进行划分, 靠近圆柱壁面第一层网格的厚度约 $1 \times 10^{-3}D$, 保证近壁面网格的无量纲距离 y^+ 在 1 的数量级, 尾涡区域及圆柱附近区域做了适当加密处理。计算区域网格均为六面体单元, 如图 1 所示。



(a) 整体计算区域

(b) 圆柱壁面附近区域

图 1 计算区域网格
Fig.1 Computational grid

本文通过求解二维非定常不可压雷诺时均 Navier-Stokes 方程来计算声源数据, 根据 Reinaldo 等^[9]对不同湍流模型计算结果的分析, 本文湍流模型采用 $k-\omega$ SST Transition, 流动控制方程采用基于压力的隐式耦合方法求解, 时间步长取 $\Delta t=1 \times 10^{-5}$ 。

2.2 流场计算结果

为了保证流场计算结果的可靠性, 将流场计算结果与文献中的相同条件下的流场实验数据^[10-12]和 Reinaldo 等^[9]的计算数据做了对比分析, 如表 1 所示。表 1 中, St 是脱落涡频率的斯特劳哈数, C'_l 和 C'_d 分别为圆柱壁面升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 的均方根值, \bar{C}_d 是阻力系数 C_d 的平均值。

从表 1 可以看出, 由于二维计算模型认为圆柱壁面压

力沿展向的分布是均匀的, 没有考虑脱落涡在展向的发展, 因此, 这里的计算结果与流场试验数据有一定的差异, 但与 Reinaldo 等的计算结果较为吻合。由于这里主要研究气动噪声计算方法, 因此, 不再对流场进行进一步的精确计算。

表 1 流场计算结果与其他流场结果对比

Table 1 Comparison of present results with other's from the literature

	St	C'_l	C'_d	\bar{C}_d
本文计算数据	0.234	0.729	0.046	0.99
Reinaldo 等的计算数据	0.235	0.823	0.062	1.09
流场实验数据	0.180~0.191	0.45~0.60	0.18	1.0~1.4

图2为计算得到的圆柱壁面升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 随时间的变化情况。通过图2(a)可以看出,二维模型所得的 C_l 和 C_d 呈典型的周期性波动。对 C_l 和 C_d 进行功率谱分析,如图2(b)所示, C_l 的基频即尾涡脱落的频率为 $f_0=842.1\text{Hz}$,相应的无量纲量斯特劳哈数 $St=0.234$, C_l 较明显的谐波分量的频率为 nf_0 ($n=3, 5, 7\cdots$); C_d 的基频为 $2f_0$,较明显的谐波频率为 mf_0 ($m=2, 4, 6\cdots$)。这一结果与Reinaldo等和Takaishi等^[4]所得的计算结果一致。

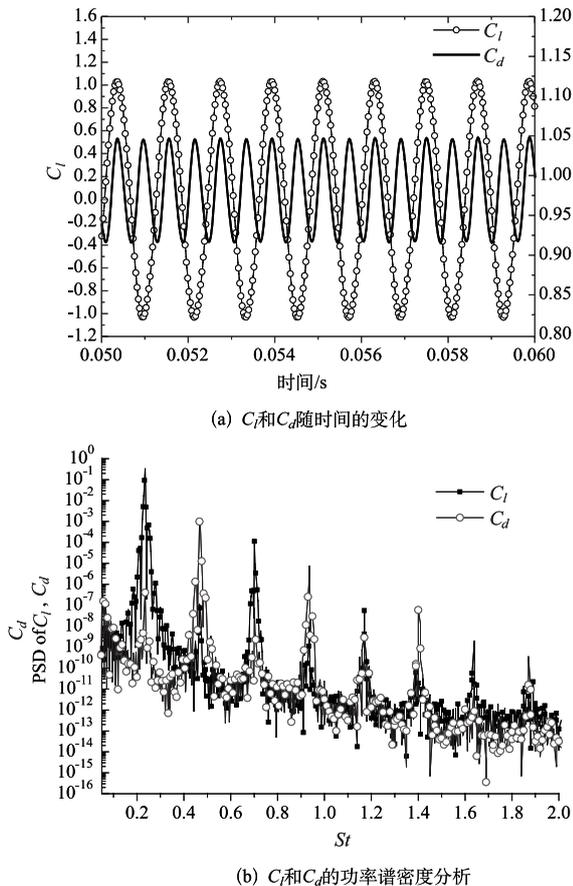


图2 升力系数 C_l 和阻力系数 C_d

Fig.2 Lift coefficients C_l and drag coefficients C_d

图3为计算得到的圆柱壁面平均压力系数 C_p 分布和实验得到的圆柱壁面压力系数分布,可以看出,计算结果与Cantwell等^[10]的试验结果相比,在转换点附近的压力系数值均偏小,但本文的计算结果与Reinaldo等的计算结果基本一致。

2.3 气动噪声计算结果

声比拟理论适合于对远场噪声的计算,这里选取的声学响应场点选取在以圆柱圆心为原点、半径为 $128D$ 的圆上。噪声结果通常对其频域的结果进行分析,为了直观考察

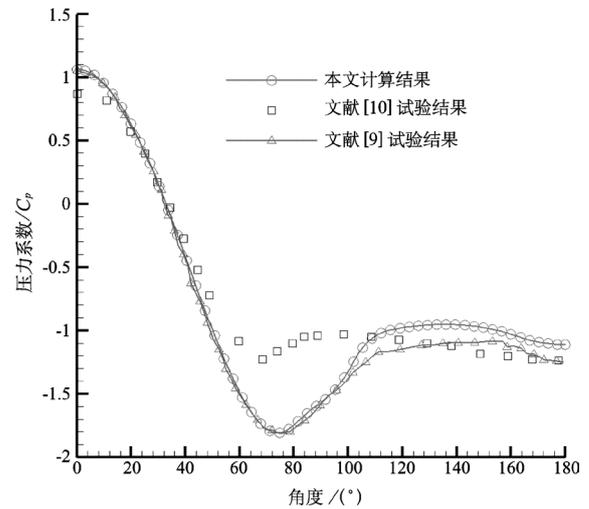


图3 圆柱壁面平均压力系数 C_p 分布

Fig.3 Cylinder wall time-averaged surface pressure distribution C_p

尾涡脱落频率与声压的关系,这里将频率转化为 St 数。在工程应用中,声学量的度量常采用声压级(单位为dB)来表示,声压级的定义为:

$$\text{SPL} = 20\text{Log}_{10}\left(\frac{P_a}{P_{ref}}\right) \quad (6)$$

式中: P_a 为声场中实际的声压的有效值; P_{ref} 为参考声压,一般取 $P_{ref}=2\times 10^{-5}P_a$ 。

图4是以圆柱圆心为原点、半径为 $128D$ 的圆上的噪声指向性图,可以看出,低频噪声的辐射呈明显的偶极子特征,这一结果与Takaishi等^[4]采用涡声理论方法及毛义军^[5]所得的计算结果基本一致。

图5(a)是坐标为 $(0, 128D)$, $(128D, 0)$ 两个位置处的声压频谱。从图中可以看出,垂直于来流方向的 $+Y$ 轴上的点 $(0, 128D)$ 处在升力矢量方向上,声压级频谱在 $f=f_0$ 和 $f=3f_0$ 频率处出现最大和次大峰值,这一趋势与图2(b)所示的升力系数频谱一致;平行于来流方向的 $+X$ 轴上的点 $(128D, 0)$ 处在阻力矢量方向上,声压级频谱在 $f=2f_0$ 和 $f=4f_0$ 频率处出现最大和次大峰值,这也与图2(b)所示的阻力系数频谱趋势一致。图5(b)是本文坐标为 $(0, 128D)$ 处的计算值与Reinaldo等^[12]采用FH-W方程方法所得的坐标为 $(0, 128D)$ 处的声压级压频谱对比,可以看出,二者所得的噪声频谱趋势一致,频谱的各峰值点基本吻合,其他点有明显差异。

3 结论

(1) 本文通过求解二维非定常不可压雷诺时均Navier-Stokes方程来计算声源数据,采用Curle方程计算了远场气动噪声,并通过文献中的结果对计算方法进行了验证。

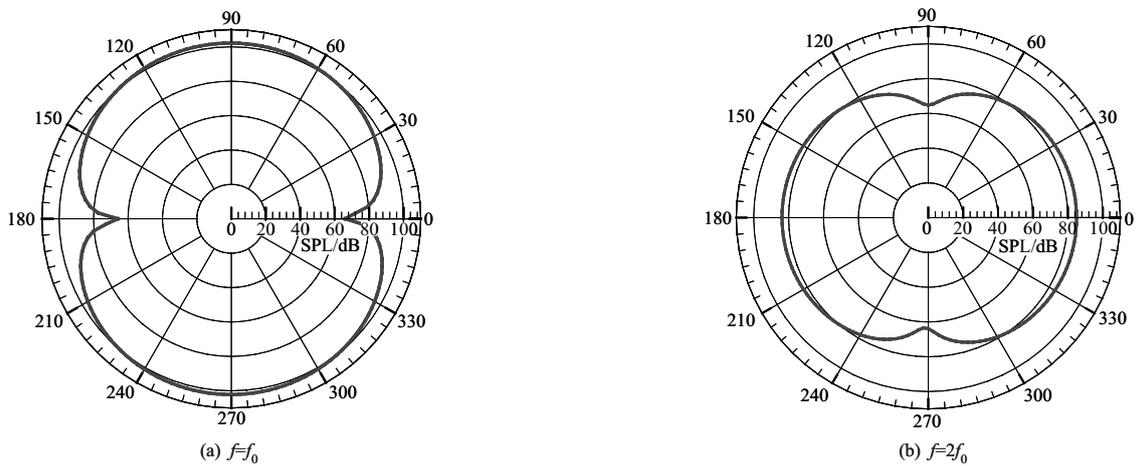


图4 声压级指向性图

Fig.4 Directivity of sound pressure level

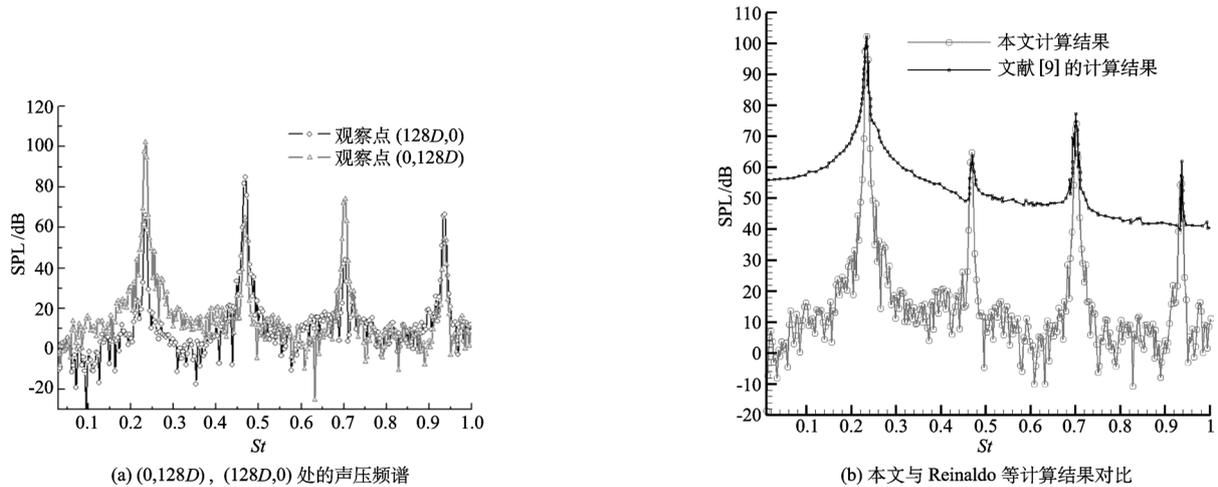


图5 远场噪声频谱

Fig.5 Sound spectra of far-field observers

(2) 通过二维圆柱在低马赫数下的非定常绕流诱发的气动噪声算例,表明了该方法可用于计算外部绕流诱发的远场气动噪声。

AST

参考文献

- [1] Farassat F, Casper J H. Towards an airframe noise prediction methodology; survey of current approaches [R]. AIAA Paper, 2006.
- [2] 宋文萍, 余雷, 韩忠华. 飞机机体气动噪声计算方法综述 [J]. 航空工程进展, 2010, 1 (2): 125-131.
SONG Wenping, YU Lei, HAN Zhonghua. Status of investigation on airframe noise computation [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1 (2): 125-131.
- [3] Brebbia C A. The boundary element method for engineers [M]. Pentch Press, 1978.
- [4] Takaishi T, Miyazawa M, Kato C. Computational method of evaluating noncompact sound based on vortex sound theory [J]. The Journal of Acoustical Society of America, 2007, 121: 1353-1361.
- [5] 毛义军. 低马赫数流动中声比拟理论的拓展及其应用研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2010.
MAO Yijun. Development of acoustic analogy for low mach numbers flow and its applications [D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2010. (in Chinese)
- [6] Curle N. The influence of solid boundaries upon aerodynamic

(in Chinese)

- sound [J]. Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematics and Physical Sciences, 1955; 505-514.
- [7] Lighthill M J. On sound generated aerodynamically general theory proc [M]. Roy London Soc, 1952, 211A, 1107: 564-587.
- [8] Williams J E, Hawkings D L. Sound generation by turbulence and surface in arbitrary motion [J]. Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematics and Physical Sciences, 1969, 264: 321-342.
- [9] Reinaldo M, Orselli J R. Meneghini and fabio saltara two and three-dimensional simulation of sound generated by flow around a circular cylinder [R]. AIAA Paper, 2009.
- [10] Cantwell B, Coles D. An experimental study of entrainment and transport in the turbulent near wake of circular cylinder [J]. Fluid Mech, 1983, 136: 321-374.
- [11] West G S, Apelt C J. Measurements of fluctuating pressures and forces on a circular cylinder in the reynolds number range 10^4 to 2.5×10^5 [J]. Fluids and Structures, 1993, 7 (3): 227-244.
- [12] Norberg C. Fluctuating lift on a circular cylinder; review and new measurements [J]. Fluid and Structures, 2002, 17 (1) : 57-96.

作者简介

秦浩 (1985—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构动力学、航空声学。

Tel.: 029-86838039

E-mail: qh_393262810@qq.com

宋亚辉 (1985—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构动力学、航空声学。

Tel.: 029-86838125 E-mail: songyahuilym@163.com

Prediction of Aero-acoustic Noise Induced by Unsteady Flow around a Two-dimensional Cylinder Based on Hybrid Method

QIN Hao*, SONG Yahui

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The acoustic analogy theory combined with the computational fluid dynamics approach is used to predict the sound generated by unsteady viscous flow is usually called the hybrid method, a numerical simulation of aero-acoustic noise induced by unsteady flow around a two-dimensional circular cylinder was made using the hybrid method. First, the two-dimensional unsteady flow field was computed by the Navier-Stokes at a low Mach number. The obtained numerical results of flow field were compared with available experimental results and numerical results. Second, the unsteady flow results were used as an input data to the Curle function. Then the acoustic results far from the circular cylinder model were calculated. The accuracy of the aero-acoustic noise results were generally evaluated by comparing it with corresponding results from other's studies.

Key Word: aero-acoustic noise; unsteady flow; acoustic analogy; hybrid method

Received: 2016-08-08; Revised: 2016-08-22; Accepted: 2016-08-24

*Corresponding author. Tel. : 029-86838039 E-mail: qh_393262810@qq.com