不同雷诺数下圆柱绕流气动噪声数值模拟

龙双丽[1]，聂 宏[1]，许 鑫[2]
(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室，南京 210016；
2. 南京航空航天大学飞行器结构力学与控制教育部重点实验室，南京 210016)

摘要：基于大涡模拟和声类比相结合的混合方法对不同雷诺数下二维圆柱绕流的远场气动噪声进行预测。预测值与试验数据吻合良好。根据预测结果分析圆柱绕流气动噪声的声场特性，研究流场振荡规律对远场噪声的影响和圆柱绕流气动噪声的辐射特性，并寻找降低圆柱绕流气动噪声的途径。结果表明：随着雷诺数的增加，远场各测量点的总声压级增大；声场的最大声压级与流场的振荡规律相关；圆柱绕流气动噪声的辐射指向性与偶极子声源的辐射指向性最相似；减小雷诺数或者圆柱表面涡脱落引起的非定常脉动力能够降低圆柱绕流气动噪声。

关键词：大涡模拟；声类比；气动声学
中图分类号：TB533 **文献标识码**：A **文章编号**：1000-3630(2011)-02-0111-06
DOI 编码：10.3969/j.issn1000-3630.2011.02.001

Numerical simulation of noise induced by flow around a cylinder at different Reynolds number

LONG Shuang-li[1], NIE Hong[1], XU Xin[2]
(1. *Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing* 210016, *China*;
2. *Ministry of Education Key Lab of Structure Mechanics and Control for Aircraft*, *Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, *Nanjing* 210016, *China*)

Abstract: The hybrid method based on large eddy simulation and acoustic analogy is used to predict two-dimensional far field noise induced by flow around a cylinder at different Reynolds number. The simulation results are in agreement with experimental data. Based on the prediction results, the characteristic of the acoustic field, the effect of flow oscillation on noise levels and the noise radiation are studied; the noise reduction methods are searched. The results validate that the overall sound pressure level of the receiver increases with the increase of Reynolds number; the oscillation law of the flow has influence on the sound pressure level; the noise radiation directivity is similar to the radiation directivity of a dipole source; reducing Reynolds number or unsteady force induced by detached eddy can reduce the noise induced by flow around a cylinder.

Key words: large eddy simulation; acoustic analogy; aeroacoustics

0 引 言

圆柱绕流产生交替性的漩涡脱落会导致垂直于流动方向上的升力和阻力发生剧烈变化，从而引起结构的振动，同时诱发气动噪声。它广泛存在于航空航天、航海、风工程等实际工程问题中[1,2]。圆柱绕流的气动噪声特性是工程设计中必须考虑的因素之一，也是降低气动噪声的基础。因此，研究圆柱绕流引起的气动噪声问题具有重要的学术意义和实用价值。

圆柱绕流噪声现象是基本声源的叠加。流体与圆柱壁面产生剧烈的相互作用，引起圆柱的振动，由于振动非定常地排开空气，是单极子声源；当圆柱一表面脱落涡时，会产生一个负压脉冲，在另一个表面相应地会产生一个正压脉冲，这样交替的漩涡脱落，就产生交替的正负压力脉动，即圆柱壁面产生对声媒介的剧烈变化的非定常力，这是典型的偶极子声源；另外，圆柱表面的脱落涡会产生湍流应力，即 Lighthill 应力张量，这是四极子声源。Revell 等对圆柱绕流气动噪声进行了试验研究工作[3]。声波的频率范围很宽(20 Hz~20 kHz)，传播范围大，能量相对较小，对气动噪声的试验研究和数值模拟造成了很大困难[4,5]。

本文基于大涡模拟和声类比相结合的混合方法对不同雷诺数下二维圆柱绕流的远场气动噪声进行预测。首先由大涡模拟计算出近场非定常湍流

收稿日期：2010-04-21；**修回日期**：2010-07-17
基金项目：航空科学基金项目(2009ZA52001)；江苏省高科技支撑计划—工业部分资助项目(BE2008137)；江苏省普通高校研究生科研创新计划资助项目(CX10B_105Z, CX10B_088Z)
作者简介：龙双丽(1984-)，女，湖南怀化人，博士研究生，研究方向为气动噪声预测与控制技术。
通讯作者：龙双丽，E-mail: longshuangli@nuaa.edu.cn

流场，提取声源的强度和分布信息；然后基于Ffowcs-Williams Hawkings (FW-H)方程的积分外推法模拟远场气动噪声。通过与试验数据的对比，验证仿真结果的正确性。最后，根据仿真结果研究圆柱绕流气动噪声的声场特性，分析流场振荡规律对远场噪声的影响和圆柱绕流气动噪声的辐射特性，并寻找降低圆柱绕流气动噪声的途径。

1 近场流场的数值模拟

近场流场的计算精度决定了远场声场的计算。利用 fluent 中大涡模拟(LES)模型模拟不同雷诺数(RE)下二维均匀流场中圆柱绕流近场的流场特性。

1.1 模型建立及网格划分

本文以单圆柱为研究对象，建立二维模型并进行非定常湍流流场值模拟，考察不同雷诺数下圆柱绕流的流场特性，雷诺数和来流速度取值如表 1 所示。进行数值模拟所依据的物理模型如图 1 所示，圆柱的直径 D 为 19mm，流体从左至右流动，左侧设定为速度入口，右侧设定为压力出口，其余边界均为无滑移固壁边界。矩形计算区域为 $26D\times11D$，模型上游来流区域为 $5D$，下游尾流区为 $20D$，离上下边界各 $5D$。为了提高计算精度，采用结构化网格划分了 12 个计算区域，并对圆柱壁面附近及尾迹等流动比较复杂的区域进行加密。壁面第一层网格的距离为 0.0019 mm，圆柱周围网格如图 2 所示。流体介质选择温度为 27 ℃的不可压缩理想气体，粘度为 μ=1.7894×10^{-5} kg/(m·s)。

表 1 雷诺数 Re 及来流速度 u_∞
Table 1 Reynolds number and inlet velocity

工况	Re	u_∞/(m·s^{-1})
1	50000	38.4
2	60000	46.1
3	70000	53.8
4	80000	61.5
5	90000	69.2

为了能更快地收敛，先进行稳态计算，然后使用湍流 $k-\varepsilon$ 两方程模型进行非定常计算，计算的收敛值作为大涡模拟的初始值。采用有限体积法离散方程，时间项离散采用二阶隐式格式，对流项采用二阶迎风格式，扩散项采用二阶中心差分格式，压力速度耦合迭代采用 SMPLE 算法。时间步长决定了声场计算的采样频率。根据奈奎斯特采样定律，可以还原的声场最高频率为采样频率的一半。假定最高频率为 100kHz，则采样频率为 200kHz，因此，选择 1/200000=5e-6s 作为非稳态计算的时间步长。

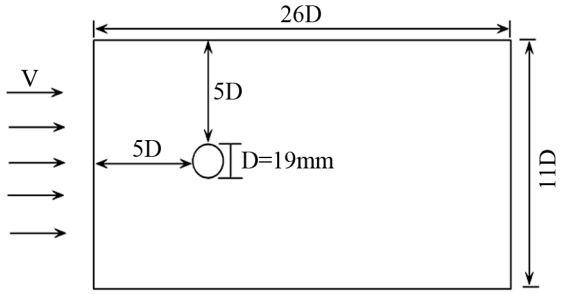


图 1 二维圆柱绕流物理模型
Fig.1 Two-dimensional model of flow around a cylinder

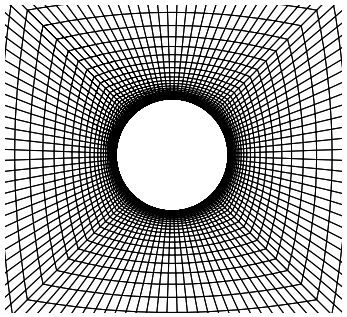


图 2 圆柱周围的的网格
Fig.2 Grid of around the cylinder

当数值计算得到圆柱周围的流动状态随时间呈周期性变化时，则认为计算收敛。

1.2 无量纲参数定义

圆柱的升力系数和阻力系数分别定义为式(1)和(2)。斯特哈尔数是圆柱后面涡脱落频率的无量纲化参数，定义为式(3)。

$$C_l=\frac{F_L}{0.5\rho u_\infty^2 D} \tag{1}$$

$$C_d=\frac{F_D}{0.5\rho u_\infty^2 D} \tag{2}$$

$$St=\frac{f_s D}{u_\infty} \tag{3}$$

其中，F_L、F_D 分别为圆柱所受的升力和阻力；ρ 为流体的密度；u_∞ 为来流速度；D 为圆柱的直径；f_s 表示涡脱落的频率。

1.3 流场仿真结果

将本文数值仿真的结果和以往的试验结果[6]进行对比，如表 2、3 所示。从表 2 和 3 可以看出，

表 2 圆柱阻力系数 C_d 仿真值和试验值对比
Table 2 Comparison between simulative and experimental results of C_d

Re	C_d 仿真值	C_d 实验值	误差/%
50000	1.20	1.25	4.00
60000	1.23	1.25	1.60
70000	1.22	1.25	2.40
80000	1.22	1.25	2.40
90000	1.23	1.26	2.38

表 3　斯特哈尔数 *St* 仿真值与试验值对比

Table 3　Comparison between simulative and experimental results of *St*

Re	f_s	*St* 仿真值	*St* 实验值	误差/%
50000	405	0.200	0.190	5.23
60000	605	0.249	0.194	28.35
70000	554	0.196	0.198	1.01
80000	660	0.204	0.200	2.00
90000	750	0.206	0.202	1.98

仿真得到 C_d 和 *St* 与试验结果吻合良好，误差在可以接受的范围之内。说明大涡模拟的仿真方法可行，仿真结果合理。

2　远场声场的数值模拟

在近场非定常湍流流场模拟完成之后，需要提取圆柱周围的声源，得到其强度大小和分布规律，然后用波动方程控制与声场有关的量传至远场，忽略流动对声波的影响(对流、折射等)，再使用基于 FW-H 方程的积分外推法计算远场噪声。

2.1　声场控制方程

连续方程和 N-S 方程联合可推出 FW-H 方程[7,8]，如式(4)。FW-H 方程右边三项代表声辐射源，其中，第一项代表流体本身的湍流应力，具有四极子的特性；第二项为施加在某些界面上非稳定力的散度，具有偶极子的特性；第三项包括进入到流体中的非稳定质量流，具有单极子的特性。

$$\frac{1}{a_0^2}\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2}-\nabla^2 p'=\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{T_{ij}H(f)\}-\frac{\partial}{\partial x_i}\{[P_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-v_n)]\delta(f)\}+\frac{\partial}{\partial t}\{[\rho_0 v_n+\rho(u_n-v_n)]\delta(f)\} \tag{4}$$

其中：u_i 是流体在 x_i 方向的速度分量；u_n 是流体在 $f=0$ 面上的法向速度；v_n 是物面速度的法向分量；$\delta(f)$ 是狄利克雷函数；$H(f)$ 是 Heaviside 广义函数，定义为式(5)；p' 是远场的声压，定义为式(6)；a_0 是远场的声速；T_{ij} 表示 Lighthill 应力张量，定义为式(7)；P_{ij} 是可压流体应力张量，定义为式(8)。利用自由空间的格林函数解，可以得到 FW-H 方程积分形式的解，如式(9)。

$$H(f)=\begin{cases}1 & f>0\\ 0 & f<0\end{cases} \tag{5}$$

$$p'=p-p_0 \tag{6}$$

$$T_{ij}=\rho u_i u_j+P_{ij}-a_0^2(\rho-\rho_0)\delta_{ij} \tag{7}$$

$$P_{ij}=p\delta_{ij}-\mu[\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}-\frac{2}{3}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij}] \tag{8}$$

$$\begin{aligned}p'(\vec{x},t)=&\frac{1}{4\pi}\int_{f=0}\frac{\rho_0\left(\dot{U}_n+U_{\dot{n}}\right)}{r(1-M_r)^2}dS+\\&\frac{1}{4\pi}\int_{f=0}\frac{\rho_0 U_n\left(r\dot{M}_r+a_0(M_r-M^2)\right)}{r^2(1-M_r)^3}dS+\\&\frac{1}{4\pi a_0}\int_{f=0}\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2}dS+\\&\frac{1}{4\pi a_0}\int_{f=0}\frac{L_r\left(r\dot{M}_r+a_0(M_r-M^2)\right)}{r^2(1-M_r)^3}dS+\\&\frac{1}{4\pi}\int_{f=0}\left[\frac{L_r-L_M}{r^2(1-M_r)^3}\right]dS\end{aligned} \tag{9}$$

其中：

$$U_i=v_i+\frac{\rho}{\rho_0}(u_i-v_i) \tag{10}$$

$$L_i=P_{ij}\hat{n}_j+\rho u_i(u_n-v_n) \tag{11}$$

2.2　声场仿真结果分析

在远场取 8 个声学测量点，位置如图 3 所示。测量点关于圆柱的圆心对称分布。测量点 1、3、5、7 距圆柱圆心为 $35D$，测量点 2、4、6、8 距圆柱圆心为 $128D$。

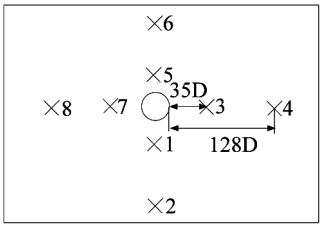


图 3　测量点的位置

Fig.3　Location of measurement points

2.2.1 声场中测量点的频谱特性

对各测量点的声压进行快速傅里叶变换，可以得到频域下的声压规律，利用声压级公式(12)和(13)，可以求出每个频率对应的声压级和总声压级。测量点的频谱特性曲线如图 4 所示。

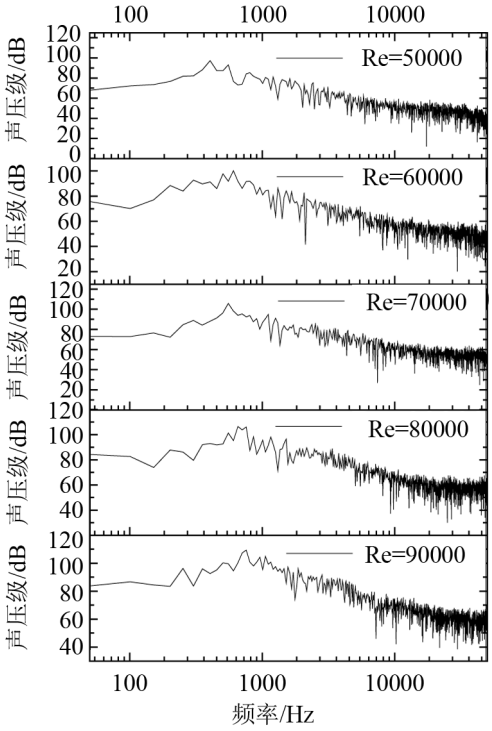
$$SPL=20\lg\frac{p'}{p_0} \tag{12}$$

$$OASPL=10\lg(10^{\frac{SPL_1}{10}}+10^{\frac{SPL_2}{10}}+\cdots+10^{\frac{SPL_{50000}}{10}}) \tag{13}$$

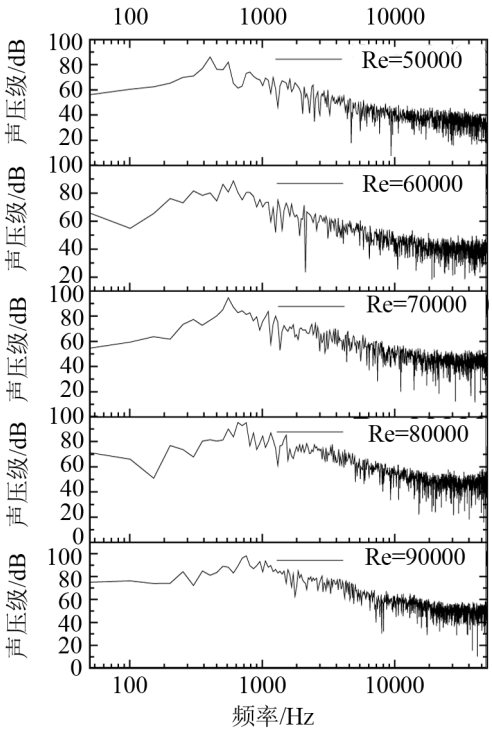
由图 4(a)、4(b)可以看出，测量点 1 和 2 的频谱曲线趋势一致，存在明显的峰值。测量点 3 的频谱曲线如图 4(c)所示。从图中可以看出，各频率对应的声压级没有明显峰值，说明测量点 3 处的噪声

在很宽的频带内存在，是宽带噪声。测量点 4 和 3 处的曲线变化趋势也是一致的，由于篇幅的限制，其它测量点的频谱曲线没有列出。

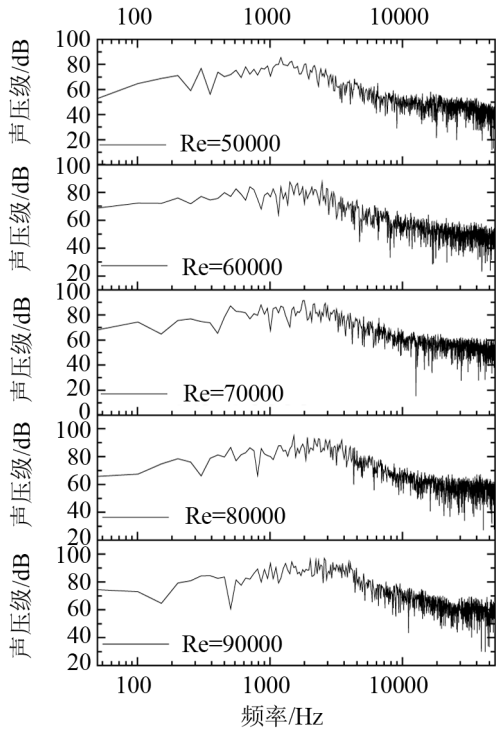
各测量点的总声压级列于表 4。当雷诺数 Re= 90000 时测量点 1 总声压级的仿真值为 115.72 dB，试验测量值[3]为 117 dB，误差为 1.09%；测量点 2 总



(a) 不同雷诺数下测量点 1 的频谱



(b) 不同雷诺数下测量点 2 的频谱



(c) 不同雷诺数下测量点 3 的频谱

图 4 不同雷诺数下各点的频谱曲线

Fig.4 Spectrums at 3 testing points for different Reynolds number

表 4 不同 Re 下各个测量点的总声压级

Table 4 Overall sound pressure level at different testing points for different Reynolds number

Re	总声压级/dB			
	测点 1	测点 2	测点 3	测点 4
50000	100.77	89.45	94.48	83.21
60000	105.22	93.95	98.62	87.37
70000	108.93	97.70	102.42	91.18
80000	112.61	101.40	106.22	94.98
90000	115.72	104.52	109.37	98.14

Re	总声压级/dB			
	测点 5	测点 6	测点 7	测点 8
50000	100.65	89.38	94.25	83.14
60000	105.18	93.90	98.53	87.46
70000	109.11	97.88	102.29	91.20
80000	112.36	101.14	106.01	94.94
90000	115.71	104.52	109.27	98.21

声压级的仿真级为 104.52 dB，试验测量值为 100 dB，误差为 4.52%。结果表明，仿真预测值是可信的。

比较其他测量点的总声压级可见，随着 Re 的增大，各测量点的声压级增加。在同一雷诺数下，位于圆柱上下两侧对称分布的测量点 1 和 5 的总声压级最大，其次是与之同距离的分布于圆柱左右两侧的测量点 3 和 7，随着离圆柱距离的增加，测量点的总声压级减小，测量点 2、6 的总声压级小于测量点 3 和 7，测量点 4 和 8 的总声压级最小，说

明距离圆柱(声源)越近，测量点的总声压级越大；与圆柱等距情况下，垂直方向总声压级大于水平方向总声压级。关于圆柱两侧对称的各点(测量点 1 和 5、2 和 6、3 和 7、4 和 8)的总声压级是大致相等的，说明圆柱绕流气动声场具有对称性。

2.2.2 流场振荡规律对远场噪声的影响

为了研究流场振荡规律对远场噪声的影响，将各测量点频谱曲线中峰值对应的频率 f_0 列于表 5，可以发现，峰值对应频率 f_0 与涡脱落频率 f_s 相吻合，说明在涡脱落频率下产生的噪声最大。

表 5　峰值频率 f_0 与涡脱落频率 f_s 对比
Table 5　Comparison between f_0 and f_s

Re	f_0	f_s	误差/%
50000	404	405	0.24
60000	606	605	0.17
70000	555	554	0.18
80000	657	660	0.46
90000	758	750	1.07

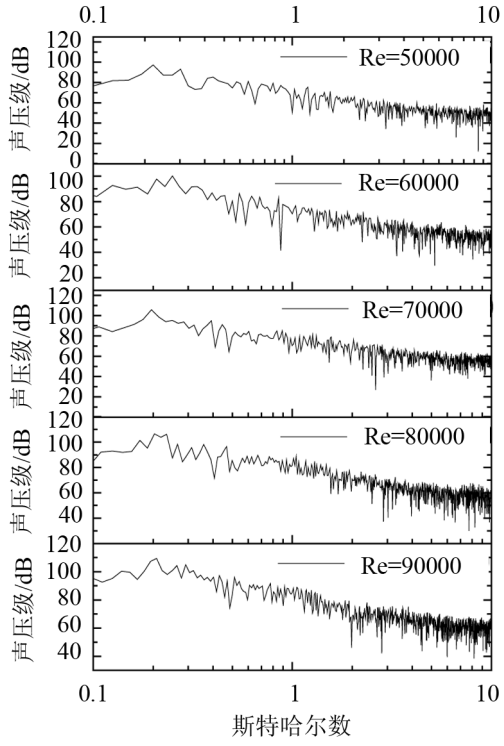


图 5　声压级随斯特哈尔数的变化曲线
Fig.5　Variation of sound pressure level with St

表 6　最大声压级对应的 St_0 与流场 St 对比
Table 6　Comparison between St_0 and St

Re	St_0	St	误差
50000	0.200	0.200	0.00
60000	0.249	0.249	0.00
70000	0.196	0.196	0.00
80000	0.202	0.204	0.98
90000	0.208	0.206	0.97

图 5 是不同雷诺数下测量点 1 的声压级随斯特哈尔数的变化曲线，曲线均有明显的峰值，将最大声压级对应的斯特哈尔数 St_0 列于表 6，可以发现，St_0 与前面流场仿真计算的斯特哈尔数 St 一致，说明声场最大声压级与流场的振荡规律相关，进一步证明了圆柱绕流在涡脱落频率下产生的噪声最大。

2.2.3 圆柱绕流气动噪声的辐射特性

图 6 是圆柱绕流声场的辐射指向性曲线。可以看出声场的辐射指向性与偶极子声源的辐射指向性最接近，说明圆柱绕流的气动噪声主要是由圆柱表面交替脱落涡产生的非定常脉动力形成的偶极子声源引起。声波最大辐射值发生在垂直于来流的轴线上，说明此轴是偶极子轴。在平行于来流的方向上声辐射很小。由于垂直于偶极子轴上没有声辐射，说明这里的声辐射来自于圆柱绕流脱落涡中的湍流应力，是四极子声源。

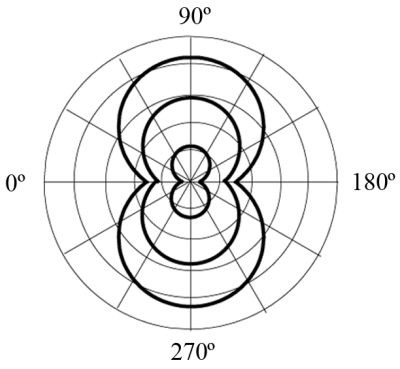


图 6　圆柱绕流声场辐射指向性曲线
Fig.6　Overall sound pressure level contour in the acoustic field

2.2.4 降低噪声的途径

通过对圆柱绕流气动噪声的声场特性、流场振荡规律对远场噪声的影响和圆柱绕流气动噪声的辐射特性分析，在满足设计要求的情况下，可以采用如下途径降低圆柱绕流气动噪声：(1) 降低雷诺数 Re，即减小来流的速度或者减小圆柱的直径。(2) 降低圆柱表面交替涡脱落产生的非定常脉动力。可以通过在圆柱的后面安装附属结构来控制圆柱后面涡的分离，从而降低非定常脉动力。

3　结 论

本文采用大涡模拟和声类比相结合的方法对二维圆柱绕流气动噪声进行预测。预测值与试验值基本吻合。通过对预测结果的分析研究，可以得到：随着雷诺数的增加，远场各测量点的总声压级增大；离圆柱越近，测量点的总声压级越大；在与圆

柱等距情况下，垂直方向声压级大于水平方向。声场的最大声压级与流场的振荡规律相关，并且在涡脱落频率下产生的噪声最大。圆柱绕流气动噪声的辐射指向性与偶极子声源最相似。在满足设计要求的情况下，降低雷诺数或者圆柱表面交替涡脱落产生的非定常脉动力能够降低气动噪声。

参 考 文 献

[1] Becker S, kaltenbacher M, Ali I. Aeroacoustic investigation of the flow around cylinder geometries - a benchmark test case[C]// 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy: AIAA Inc, 2007. 1-14. AIAA-2007-3511.

[2] Catalalano P, Wang M, Iaccarino G. Numerical simulation of the flow around a circular cylinder at high reynolds numbers[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2003, **24**(4): 463-469.

[3] Revell J D, Roland A P, Hays P A. Experimental study of airframe noise vs. drag relationship for circular cylinders[R]. Lockheed Report LR28074, 1977. NASA Contract NAS1-14403.

[4] WANG Z K, Djambazov G. LAI C. H. Numerical simulation of flow-induced cavity noise in self-sustained oscillations[J]. Computing and Visualization in Science, 2007, **10**(1): 123-134.

[5] Inoue O, Hatakeyama N. Sound generation by a two-dimensional circular cylinder in an uniform flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, **471**(1): 285-314.

[6] Schliching H. Boundary-layer Theory[M]. New York: Mcgraw-hill Book Company, 1979.

[7] LUO K H, LAI H. A hybrid LES-acoustic analogy method for computational aeroacoustics[M]. London: Springer Netherlands, 2006.

[8] Lyrintzis A S. Surface integral methods in computational aeroacoustics: from the (CFD) near-field to the (Acoustic) far-field[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2003, **2**(2): 95-128.