

## 民用飞机起落架气动噪声数值仿真

龙双丽 聂宏 薛彩军 许鑫

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

**摘要:**对某型民用飞机前起落架进行气动噪声进行数值仿真分析。采用分离涡模拟方法,计算起落架周围非定常湍流流场,提取声源信息,利用FW-H方程积分外推法求解模型辐射的声场,获得噪声的频谱特性及远场指向特性曲线。通过频谱对比,研究粗网格和细网格对仿真精度的影响以及不同积分面对噪声预测结果的影响。结果表明,分离涡模拟方法能够较好地模拟流场中存在的大量复杂的涡结构;当选取模型固体表面为积分面时,基于粗网格比基于细网格计算的声压级低约1 dB;基于细网格定义空间可穿透面为积分面比定义模型固体表面为积分面计算的声压级高约5~7 dB;起落架气动噪声源与其后部有规律的涡脱落相关,并且噪声辐射具有明显的指向特性。

**关键词:**起落架;计算气动声学;分离涡模拟;声类比;气动噪声

**中图分类号:**V211.3      **文献标识码:**A      **文章编号:**1005-2615(2012)06-0786-06

## Aerodynamic Noise Simulation of Commercial Aircraft Landing Gear

Long Shuangli, Nie Hong, Xue Caijun, Xu Xin

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** Aerodynamic noise of a commercial aircraft landing gear component is explored. The flow field around the landing gear is produced using detached eddy simulation (DES). The source information is obtained. The acoustic field radiated from the model is calculated via FW-H equation. The influences of course/fine grid on simulation precision and porous/solid integration surface on noise prediction are evaluated by spectra comparison. Frequency spectra and directivity characteristics are investigated. The results show that DES displays the capability to resolve fine-grained turbulence and exhibits the complex vertical structures. The sound pressure level calculated based on the coarse grid is about 1 dB less than that calculated based on the fine grid when using the solid integration surface. The sound pressure level calculated from the porous surface is 5—7 dB greater than that calculated from the solid surface because of the quadrupole sources in the wake. The noise source is relevant to the vortex shedding behind the model. Noise radiation has obvious directivities.

**Key words:** landing gear; computational aeroacoustic; detached eddy simulation (DES); acoustic analogy; aerodynamic noise

起落架噪声是民用飞机着陆阶段机体噪声的主要来源之一<sup>[1-3]</sup>。由于起落架几何外形复杂、与周围流体强烈的相互作用以及形成的声波频带范围

宽(20 Hz~20 kHz)、传播范围广、能量相对较小等一系列因素,造成起落架噪声的数值仿真与试验研究均比较困难<sup>[4-5]</sup>。迄今为止,起落架噪声问题仍是

**基金项目:**江苏省普通高校研究生科研创新计划(CX10B-105Z, CX10B-088Z)资助项目;国家留学基金资助项目;南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金资助项目。

**收稿日期:**2011-12-08; **修订日期:**2011-12-30

**通讯作者:**龙双丽,女,博士,工程师,1984年出生,E-mail:longshuangli@nuaa.edu.cn。

机体噪声研究的难点之一<sup>[6-7]</sup>。对于复杂外形起落架模型噪声的数值模拟,建立计算域结构网格的难度较大,因此,国外学者们多针对简单外形起落架进行仿真<sup>[8-9]</sup>,且计算域网格多为自适应非结构网格<sup>[10-12]</sup>。Lockard 等人<sup>[11]</sup>基于简化的起落架模型建立非结构网格,采用非非常雷诺平均方程(Unsteady Reynolds averaged Navier-Stokes equations, URANS)和 FW-H 方程相结合的方法对起落架气动噪声进行分析。Sanders 等人<sup>[8]</sup>基于 A320 前起落架 1:25 简化模型建立结构网格,进行计算流体力学和计算气动声学联合计算预测起落架噪声。国内对起落架噪声的研究起步较晚,多数文献针对起落架舱形成的空腔噪声进行研究<sup>[13-14]</sup>,例如,杨党国等人<sup>[13]</sup>基于大涡模拟(Large eddy simulation, LES)和 FW-H 方程相结合的方法对空腔自激振荡发声机理进行了研究。但是针对完整起落架模型气动噪声的研究文献很少。

本文对某型飞机单轮支柱式起落架气动噪声进行数值模拟。分别建立了一套粗网格和一套细网格研究仿真的精度与数值算法的稳定性;分别选择模型固体表面和空间可穿透面为积分面求解声场,研究不同积分面对噪声预测结果的影响。仿真结果是起落架气动噪声机理和降噪方法研究的基础。

## 1 仿真模型与计算方法

图1为某型飞机前起落架仿真模型。模型中保留了支柱、轮叉和轮胎的主要特征,忽略支柱下端和轮叉上端的孔洞、螺栓等。定义支柱顶端圆心为原点,来流方向沿  $x$  轴,  $y$  轴和  $z$  轴方向,如图1所示。计算域定义为  $30D \times 10D \times 7D$  的长方形区域,支柱轴线距入口  $10D$ ,距出口  $20D$ ,距左右两侧均为  $5D$ ,轮胎的最下端距计算域最底端为  $5D$ 。其中,  $D$  为轮胎直径。来流平面定义为速度入口,出口平面定义为自由出口,其他各面和模型表面均定义为无滑移壁面。仿真基于两套网格,一套为粗网格,六面体网格数为 6 670 632 个,模型表面网格最大间距为 3 mm;另一套为细网格,六面体网格数为 14 569 896 个,模型表面网格最大间距为 2.5 mm。在细网格中分别选择模型固体表面和空间可穿透面为积分面。固体表面定义为支柱,轮叉和轮胎的固体表面。空间积分面定义为 5 个空间平面,其位置为:入口积分面距原点为  $D$ ,底端积分面距原点为  $2.61D$ ,出口积分面距原点为  $4.38D$ ,右侧积分面距原点为  $0.56D$ ,左侧积分面距原点为  $0.56D$ 。仿真模拟飞机着陆速度为 80 m/s 时前起落架模型周

围的流动情况。流动可以看成是不可压流动。湍流模型选择分离涡模拟(Detached eddy simulation, DES)结合 Spalart-Allmaras 模型。压力和速度的耦合采用 SIMPLE 算法,空间和时间参数均采用二阶精度离散方法,仿真时间步长取  $2e-5$  s。仿真在英国 University of Southampton 的 Iridis3 服务器上进行,使用 4 个计算机节点,每个节点包含 2 个 4 核 2.27 GHz 的处理器和 32 GB 内存。

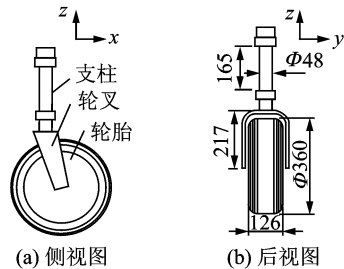


图1 前起落架几何模型(单位:mm)

由连续方程和动量方程联合推出 FW-H 方程,如式(1)所示。FW-H 方程右边 3 项代表声辐射源:第一项表示四极子声源;第二项表示偶极子声源;第三项表示单极子声源。

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial [T_{ij} H(f)]}{\partial x_i \partial x_j} + \frac{\partial [F_i \delta(f)]}{\partial x_i} + \frac{\partial [Q \delta(f)]}{\partial t} \quad (1)$$

式中:  $a_0$  为声速;  $\rho'$  为脉动声压,值为  $\rho - \rho_0$ ;  $T_{ij}$  为 Lighthill 应力,值为  $\rho u_i u_j + P_{ij} - a_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{ij}$ ;  $F_i$  为物面的脉动力,值为  $-[P_{ijn} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)]$ ;  $Q$  为质量脉动量,值为  $\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)$ ;  $P_{ij}$  为可压应力,值为  $P_{ij} = p \delta_{ij} - \mu \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right]$ ;  $H(f)$  为 Heaviside 广义函数;  $\delta(f)$  为狄利克雷函数。

基于自由空间的格林函数( $\delta(g)/4\pi r$ )解 FW-H 方程,解包括体积分和面积分两部分

$$\rho'(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \frac{T(y, t - |x - y|/c_0)}{4\pi c_0^2 |x - y|} dy - \frac{\partial}{\partial x_i} \int_S \frac{F_i(y, t - |x - y|/c_0)}{4\pi c_0^2 |x - y|} dy + \frac{\partial}{\partial t} \int_S \frac{Q(y, t - |x - y|/c_0)}{4\pi c_0^2 |x - y|} dy \quad (2)$$

当选择固体表面为积分面时,能够计算起落架表面偶极子声源及单极子声源;当选择空间可穿透面为积分面时,不仅能计算起落架表面偶极子声源及单极子声源,还能够计算在这种低马赫数流动中积分面所包围空间中的四极子声源。空间可穿透积分面应包含湍流剧烈的区域,流向和径向方向应该足够长以保证积分空间内流动能充分发展和防止

边界条件对流场产生影响使计算失真。但是,积分面包含的体积越大,消耗的计算时间越多,对存储空间的要求更高。

对仿真结果中声学脉动量进行时频变换。根据奈奎斯特采样定理,仿真数据分析频率为25 000 Hz,选取样本长度为4 096,频域分析的分辨率为12.2 Hz,在重叠率为50%的情况下对5个样本分别快速傅里叶变换后做总体平均。在信号处理过程中,为减少因在时域截断信号而在频域产生泄漏误差,数据处理时均加了Hanning窗,并修正了加窗对声压频谱密度幅值带来的影响。

为了验证仿真方法的可行性,对模型中轮叉与轮胎组合部件的噪声进行了试验测量。基于细网格的流场仿真结果,选取轮叉表面和轮胎表面为FW-H方程的积分面,计算测量点的噪声。在满足远场条件的情况下,仿真结果和试验结果吻合良好,仿真结果比试验测量结果小,误差在3 dB以内,说明基于DES计算流场与FW-H方程计算声场相结合的仿真方法可行<sup>[15]</sup>。

## 2 流场仿真结果分析

基于粗网格与基于细网格计算的流场结果差别不大,由于文章篇幅的限制,以基于细网格计算的流场结果为例,分析起落架周围流场的特性。图2是轮胎中心平面的平均速度幅值。从图中可以看出,轮胎前缘两侧和轮叉外侧存在加速流动。轮胎的后缘两侧、轮叉后侧速度最小,并且在这些区域存在明显尾涡。根据式(3~5)定义涡量梯度张量的第二不变量。 $Q$ 代表剪切应变速率与涡量幅值在当地的平衡。当 $Q=0.1$ 时起落架周围的等值面如图3所示,将等值面上 $x$ 向瞬时速度按式(6)进行归一化,等值面上 $x$ 向瞬时速度见图3。从图中可以看到,采用DES方法能够较好地解析出模型后部存在的大量复杂的涡结构。由等值面上的云图可以看出,模型两侧位置 $x$ 向速度最大,涡结构比较少;后部位置

$x$ 向速度较小,存在大量细小的涡。

$$Q = -\frac{1}{2}\partial_j\langle\bar{u}_i\rangle\partial_i\langle\bar{u}_j\rangle = \frac{1}{2}(\Omega_{ij}\Omega_{ji} - S_{ij}S_{ji}) \quad (3)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2}(\partial_j\langle\bar{u}_i\rangle + \partial_i\langle\bar{u}_j\rangle) \quad (4)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2}(\partial_j\langle\bar{u}_i\rangle - \partial_i\langle\bar{u}_j\rangle) \quad (5)$$

$$|\bar{u}_i| = \frac{|u_i|}{U_\infty} \quad (6)$$

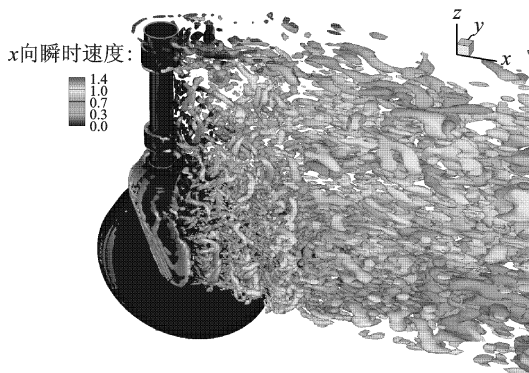


图3 等值面( $Q=0.1$ )上 $x$ 向的瞬时速度

流场中脉动量对气动声学的建模有至关重要的作用。湍动能(Turbulent kinetic energy, TKE)可以表示湍流流场中的脉动能量大小和分布。计算模型周围流场的TKE,并按式(7)进行无量纲化。各特征平面上TKE见图4。平面A位于轮胎的中心点且平行于面 $xoy$ ;平面B位于支柱的中心点且平行于面 $xoy$ ;平面C位于面 $y=0$ 。由图4中可以看出,TKE最大值出现在支柱后侧,约为0.15。支柱上台阶的后侧以及轮叉与轮胎形成缝隙的后侧位置也出现了较大的TKE,轮胎后侧位置的TKE较小,约为0.08。TKE大的位置说明这个区域的速度脉动大,包含丰富的四级子声源。因此,空间积分面的位置应该包含这些位置。

$$\overline{\text{TKE}} = \frac{\frac{1}{2}((u'_{\text{rms}})^2 + (v'_{\text{rms}})^2 + (w'_{\text{rms}})^2)}{U_\infty^2}} \quad (7)$$

式中: $u'_{\text{rms}}$ ,  $v'_{\text{rms}}$ ,  $w'_{\text{rms}}$ 分别为 $x$ ,  $y$ ,  $z$ 方向脉动速度均方根值。

## 3 声场仿真结果分析

在模型的下方距离原点 $100D$ 的平面上选择5个点,坐标分别为 $R1(0, -30, -100D)$ 、 $R2(-30, 0, -100D)$ 、 $R3(0, 0, -100D)$ 、 $R4(30, 0, -100D)$ 、 $R5(0, 30, -100D)$ 。5个远场点的功率谱密度曲线和1/3倍频程声压级频谱曲线见图5。

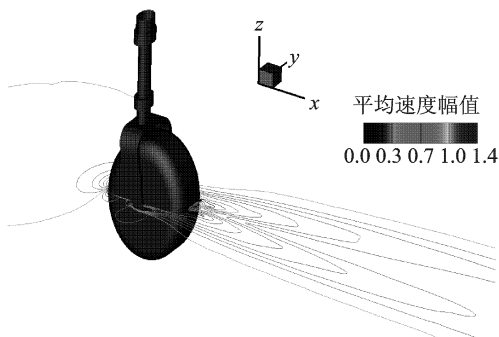


图2 轮胎中心平面的平均速度幅值

选取模型固体表面为积分面时,对比图5中的粗网格(coarse+solid)和细网格(fine+solid)计算结果可以发现,各点处的功率谱密度(Power spec-

trum density, PSD)和1/3倍频程声压级(Sound pressure level, SPL)趋势吻合良好,说明仿真方法的稳定性较好。

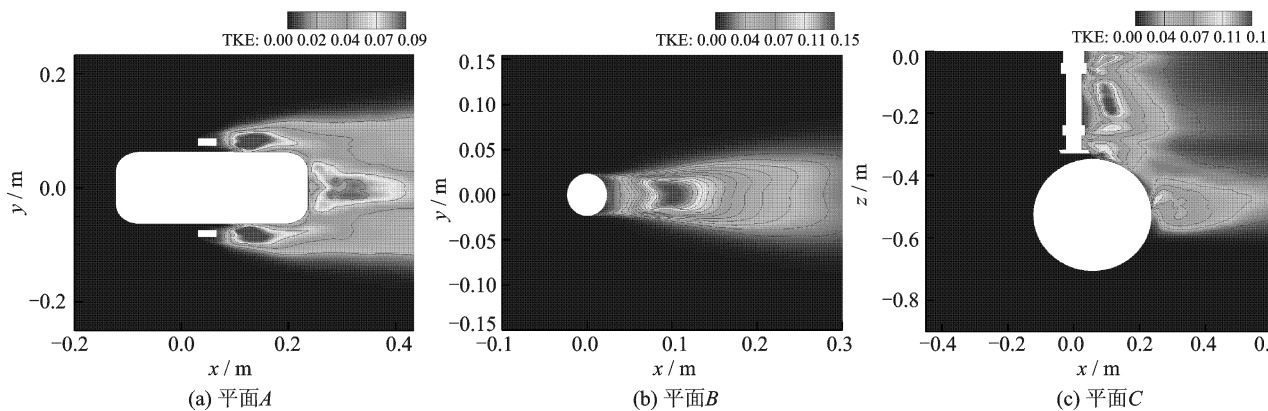
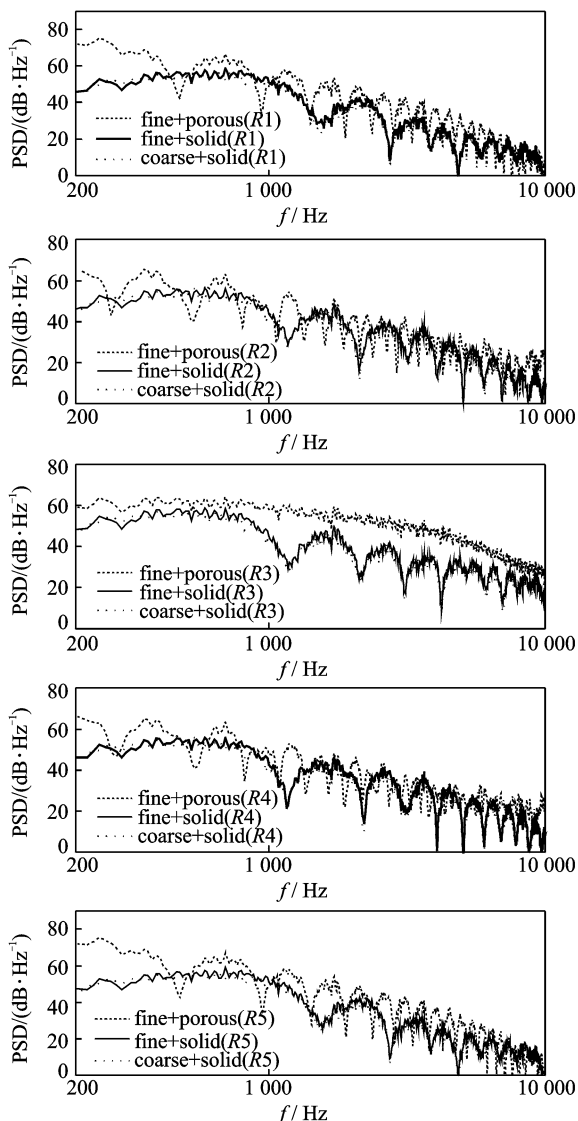
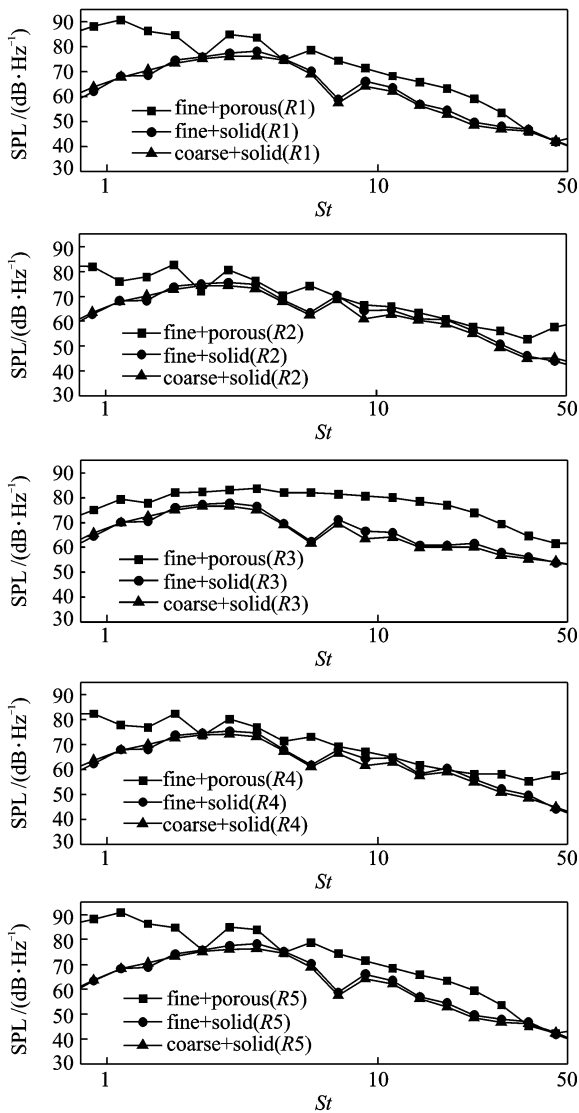


图4 特征平面上的湍动能



(a) 各点功率谱密度谱对比



(b) 各点1/3倍频程谱对比

图5 各点频谱曲线对比

在大多数频率下,基于粗网格比基于细网格计算的声压级约低1 dB。说明细网格能解析到更多的压力脉动。但是,粗网格计算一个时间步需要时间2 min 5 s,细网格计算一个时间步需要时间4 min 20 s,细网格计算时间约为粗网格计算时间的2倍,因此,在满足精度要求的前提下,粗网格能够大大缩短计算时间,提高计算效率。

基于细网格,分别选择模型固体表面(fine+solid)和空间可穿透面(fine+porous)为FW-H积分面时,对比图5中各点频谱曲线可以发现,各点处的功率谱密度和1/3倍频程曲线趋势一致。在R1、R2、R4和R5点处,当频率 $f$ 大于500 Hz,即 $St > 2.25$ 时,空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的声压级结果高约5~7 dB。这是由于空间积分面能够计算积分面以内的所有声源,包括单极子,偶极子和四级子声源,固体表面积分面只能计算单极子和偶极子声源的贡献,忽略了计算空间中湍流产生的四级子声源,因此,空间可穿透积分面比固体表面积分面求解的声压级高,高出的部分为四级子声源的贡献量;当频率小于500 Hz,即 $St < 2.25$ 时,空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的声压级结果高约20 dB,这是由于计算时间的限制,采样时间较短,样本个数较少,随机噪声对低频段信号影响较大。在R3点处,当频率 $f$ 在315~800 Hz范围内,即 $St$ 在1.42~3.58之间时,空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的声压级结果高约5~7 dB;当 $f < 315$  Hz,即 $St < 1.42$ 时,空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的声压级结果高约10 dB,这是由于采样时间短引起的随机噪声误差产生;当 $f > 800$  Hz,即 $St > 3.58$ 时,空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的声压级结果高约15 dB。这可能是由于积分面内流动还未充分发展,具有一定速度脉动的流体流过可穿透积分

面时产生伪声,使计算结果失真。因此,空间积分面位置对声场计算的影响还需要进一步研究。

Spalart等人<sup>[9]</sup>采用空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的起落架噪声高约4~7 dB,在某些角度点处,差值超过10 dB。Lockard等人<sup>[11]</sup>采用空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的起落架噪声结果高约10 dB。Sanders等人<sup>[8]</sup>采用空间可穿透积分面比固体表面积分面计算的起落架噪声结果高约2~10 dB。本文的仿真结果与文献中的结果相似,说明仿真结果可信。

仿真结果显示,R1与R5,R2与R4的频谱曲线基本一致。考虑到测量点位置两两对称,所以其频谱也存在对称的特征。频谱曲线中均出现了有规律的周期变化,能量的基频约为200 Hz( $St = 0.9$ ),在基频的某些整数倍上存在能量的主频。说明噪声源与有规律的涡脱落相关。

在平面 $x = 0$  m, $y = 0$  m和 $z = -0.5255$  m三个平面上,以轮胎中心(0,0,-0.5255)为圆心,50D,60D,70D,80D和90D为直径的圆上每隔10°取一个测量点,每个圆上包含36个,共540个测量点。定义圆心与测量点连线与坐标轴正方向的夹角为0°。基于细网格,取模型表面为积分面,计算测量点处总声压级,绘制指向特性曲线,见图6。在平面内,声音辐射的能量均随着传播距离增加而衰减。在 $x = 0$  m平面,起落架辐射的特性具有偶极子声源的辐射特性,指向特性曲线关于 $y$ 轴和 $z$ 轴对称,其中偶极子轴为 $z$ 轴方向。两侧位置(0°和180°)辐射的能量最大,上下位置(90°和270°)辐射能量最小。在 $y = 0$  m平面,起落架辐射指向特性曲线关于轮胎中心呈中心对称,在模型下方,前方位置(180°~270°)的总声压级(OASPL)大于模型后方位置(270°~360°)的总声压级,噪声呈现向前传播的特性。在 $z = -0.5055$  m

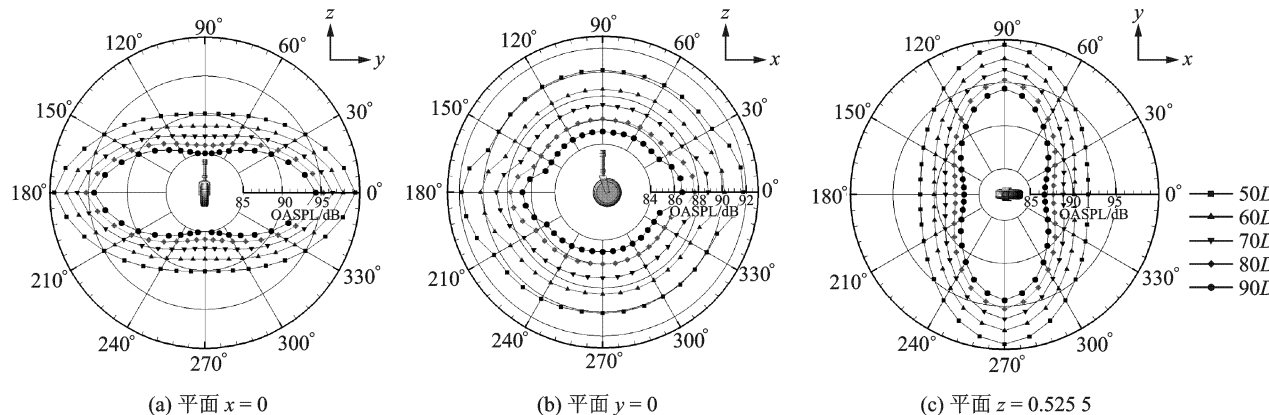


图6 起落架在特征平面内的指向特性

平面,起落架辐射特性具有偶极子声源的辐射特性,指向特性曲线关于 $x$ 轴和 $y$ 轴对称,其中偶极子轴为 $x$ 轴方向。两侧位置( $90^\circ$ 和 $270^\circ$ )辐射的能量最大,前后位置( $0^\circ$ 和 $180^\circ$ )辐射能量最小。

## 4 结束语

采用DES和FW-H相结合的方法对单轮支柱式起落架气动噪声进行数值模拟。综合流场和声场计算结果和分析,得到以下结论:(1)DES方法能够较好的模拟流场中存在的大量复杂的涡结构。在模型的后方区域,流体流动速度较小,存在明显的尾涡,具有较高的TKE值,是四级子声源分布的主要位置。(2)选取模型固体表面为积分面时,基于粗网格比基于细网格计算的声压级低1 dB左右。细网格比粗网格能解析到更多的压力脉动。(3)基于细网格定义空间可穿透面为积分面比定义模型固体表面为积分面计算的声压级高约5~7 dB。这是由于FW-H方程中使用空间可穿透面进行积分时考虑了四极子声源的作用。(4)在 $x=0$  m和 $z=-0.5255$  m平面,起落架噪声辐射具有偶极子声源的辐射特性。在 $y=0$  m平面,起落架辐射指向特性曲线关于轮胎中心呈中心对称,声音呈现向前传播的特性。

## 参考文献:

[1] Werner Dobrzynski. Almost 40 years of airframe noise research: What did we achieve?[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(2): 353-367.

[2] 乔渭阳,许开富,武兆伟,等.大型客机起飞着陆过程噪声辐射特性对比分析[J].*航空学报*, 2008, 29(3): 534-541.  
Qiao Weiyang, Xu Kaifu, Wu Zhaowei, et al. Noise radiation of large-scale commercial aircraft in take-off and landing[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3): 534-541.

[3] Chen Peng, Zhang Xin. Slat noise reduction using a leading edge strip[C]//17th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, Oregon;[s. n.], 2011.

[4] Guo Yueping. A statistical model for landing gear noise prediction[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2005, 282(1): 61-87.

[5] 邵松,朱清华,张呈林,等.混沌理论在尾桨气动噪声信号分析中的应用[J].*南京航空航天大学学报*, 2006, 38(4): 427-432.  
Shao Song, Zhu Qinghua, Zhang Chenglin, et al. Aeroacoustic noise signal analysis on helicopter scissors tail rotor by chaos theory[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*,

2006, 38(4):427-432.

[6] 薛彩军,许远,龙双丽,等.某型飞机前起落架结构件气动噪声试验[J].*空气动力学学报*, 2012, 30(2): 307-311.  
Xue Caijun, Xu Yuan, Long Shuangli, et al. Noise experiment of an aircraft's landing gear structure [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(2): 307-311.

[7] Li Yong, Malcolm G Smith, Zhang Xin. Identification and attenuation of a tonal-noise source on an aircraft's landing gear[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(3): 796-804.

[8] Sanders L, Manoha E, Khelil S B, et al. LA-GOON: CFD/CAA coupling for Landing gear noise and comparison with experimental database [C]//17th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, Oregon;[s. n.], 2011:1-14.

[9] Spalart P R, Mikhail L Shur, Mikhail Kh Strelets, et al. Initial noise predictions for rudimentary landing gear[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2011, 330(17): 4180-4195.

[10] Souliez F J, Long L N, Morris P J, et al. Landing gear aerodynamic noise prediction using unstructured grids [J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2002, 1(2): 115-135.

[11] Lockard D P, Khorrami M R, Li Fei. Aeroacoustic analysis of a simplified landing gear [C]//10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Hilton Head, South Carolina;[s. n.], 2004.

[12] Hedges L S, Travin A K, Spalart P R. Detached-eddy simulations over a simplified landing gear[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2002, 124(6): 413-423.

[13] 杨爱国,李建强,范召林,等.高亚声速空腔绕流气动噪声特性研究[J].*空气动力学学报*. 2010, 28(6):703-707.  
Yang Dangguo, Li Jiangqiang, Fan Zhaolin, et al. Investigation on aerodynamic noise characteristics of cavity flow at high subsonic speeds[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(6): 703-707.

[14] 赖焕新,周邵萍,罗开红.空腔流动的大涡模拟及气动噪声控制[J].*工程热物理学报*, 2008, 29(2): 291-232.  
Lai Huanxin, Zhou Shaoping, Luo Kaihong. Large-eddy simulation and controlling of noise in cavity[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(2): 291-232.

[15] 龙双丽,聂宏,薛彩军,等.某型飞机前起落架气动噪声特性研究[J].*航空学报*, 2012, 33(6):1002-1003.  
Long Shuangli, Nie Hong, Xue Caijun, et al. Simulation and experiment on aeroacoustic noise characteristics of an aircraft's landing gear[J]. *Acta Aeronautica Sinica*, 2012, 33(6):1002-1003.