

文章编号:1000-8055(2012)05-1139-07

外涵偏轴分开排气喷管的流场和声场数值计算

张正伟¹, 张靖周¹, 邵万仁², 单 勇¹, 吴 飞²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 以某型涡扇发动机为原型, 建立了 1/10 缩比的分开排气式涡扇发动机排气喷管物理模型, 采用大涡模拟 (LES) 计算了不同外涵偏轴距离的排气喷管非稳态流场, 利用 FW-H (Ffows Williams-Hawkings) 声学模型和傅里叶变换得到了排气喷流噪声声压级空间分布特征。计算结果表明: 外涵偏轴式分开排气喷管有抑制排气喷流噪声的作用。喷流噪声整体抑制效果与偏轴距离有关, 在偏轴距离为 $0.15D$ 时, 排气喷管下方的噪声降低达到最大, 且排气噪声峰值由原型的 146.7 dB 降低到 139.5 dB, 降低了 7.2 dB。研究的排气结构和数值计算方法可作为分开排气式涡扇发动机降噪设计的参考。

关 键 词: 涡扇发动机; 分开排气式排气系统; 外涵偏轴; 大涡模拟 (LES);

FW-H (Ffows Williams-Hawkings) 方程; 气动噪声

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical caculation of flow and acoustics fields for separated exhaust nozzle with bypass offset

ZHANG Zheng-wei¹, ZHANG Jing-zhou¹, SHAO Wan-ren²,
SHAN Yong¹, WU Fei²

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on large eddy simulation and FW-H (Ffows Williams-Hawkings) acoustics simulation, the unsteady flow field and the jet noise distribution of overall sound pressure level (OASPL) were obtained for one 1/10 scaled turbofan engine with separated exhaust system at various bypass offset distances. It shows that the structure of bypass offset has the ability of depressing the exhaust jet noise. The noise depression effects have relation with the bypass offset distance. Exhaust jet noise is reduced from 146.7 dB to 139.5 dB at the offset distance of $0.15D$ which is the maximal noise reduction. The configuration and the numerical method mentioned can be taken into consideration in the design of the separated exhaust for turbo-fan engine.

Key words: turbo-fan engine; separated exhaust system; bypass offset;
large eddy simulation (LES);
FW-H (Ffows Williams-Hawkings) equation; jet noise

收稿日期: 2011-06-12; 网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1139_025.html

作者简介: 张正伟 (1986—), 男, 云南昆明人, 硕士生, 主要从事发动机排气噪声研究。

发动机噪声是引起飞机噪声问题的主要原因。涡轮风扇发动机主要噪声源有 4 个,分别是风扇压气机噪声、燃烧噪声、涡轮噪声和喷流噪声,通常,喷流噪声和风扇噪声是最主要的噪声源^[1]。1950 年,穆宁 A T 认为喷流噪声功率与喷流速度的 8 次方成正比^[2],发动机排气喷流的噪声抑制关键是采取有效技术措施,强化射流掺混^[3]、缩减喷流核心区长度、衰减喷流峰值速度,因此可以通过降低喷流速度的方式来降低发动机喷流噪声。对于大涵道比分开排气式涡扇发动机,目前已经采用的降低发动机喷流噪声的方法有:大涵道比发动机设计^[4],在增加发动机推力的同时,降低排气速度;采用锯齿冠状喷口,即在喷口边缘切出若干类似锯齿的形状,利用锯齿产生流向涡^[5-6],增强喷流与周围大气的混合^[7-8],从而降低喷流速度;采用气流屏蔽方式,采用外涵低速气流包围内涵高速气流,从而屏蔽内涵高速气流所产生的噪声。此外,国外学者提出了外涵偏心、外涵内置导流片^[9]等新型结构和喷流噪声抑制概念。理论分析表明:在涡扇发动机中,共轴的内外涵气流核心长度是不同的,低速的外涵气流核心长度较短。以涵道比为 5 的发动机为例,外涵气流的核心长度只覆盖了内涵气流核心长度的 40%。这样,内涵气流核心长度暴露在外的部分,则会产生强烈的、大尺度的噪声源。如果把外涵作偏轴安排,下侧外涵气流增厚,则可以延长其核心长度,增加对内涵气流核心长度的覆盖作用而降低噪声。本文对大涵道比发动机外涵偏轴结构进行 CFD(computational fluid dynamics)/CAA(computational aeroacoustics)的数值模拟,分析偏轴距离对流场结构和噪声声压场分布的影响规律,进一步获得最佳偏轴距离下的噪声抑制效果。

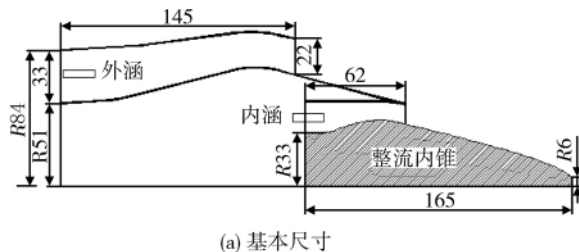
1 物理模型与计算方法

1.1 计算模型与网格划分

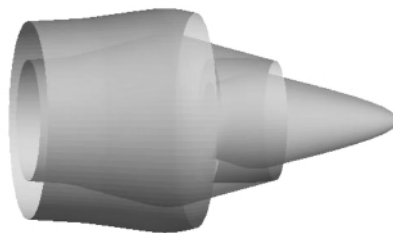
计算模型为某型涡扇发动机排气系统 1/10 缩比。其基本结构由外涵通道、内涵通道、整流内锥组成,如图 1 所示。外涵进口半径 D 为 84 mm,外涵进口半径为 51.4 mm,外涵长度为 145 mm,内涵进口半径为 68.9 mm,内涵进口半径为 33 mm,内涵长度为 57 mm,整流锥长度为 102.9 mm。

外涵偏轴设计时,将外涵通道的外壁面整体向下移动,移动的距离分别为 $0.025D$ 、 $0.05D$ 、 $0.1D$ 、 $0.125D$,其中 D 为外涵进口半径。图 2 所

示的是外涵偏轴 $0.1D$ 时的计算模型。为了分析外涵偏轴后喷流噪声声压场的空间分布规律,现以整流锥顶点为圆心(如图 3),在半径为 2 m 的圆上从 -140° 到 140° 布置了噪声接收点,且接收点间隔 10° 布一个接受点,共 29 个。



(a) 基本尺寸



(b) 三维模型

图 1 内外涵共轴的物理模型(单位:mm)

Fig. 1 Model of normal nozzle (unit:mm)

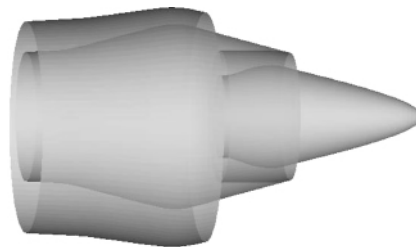


图 2 外涵偏轴 $0.1D$ 时计算模型

Fig. 2 Model of bypass offset with $0.1D$

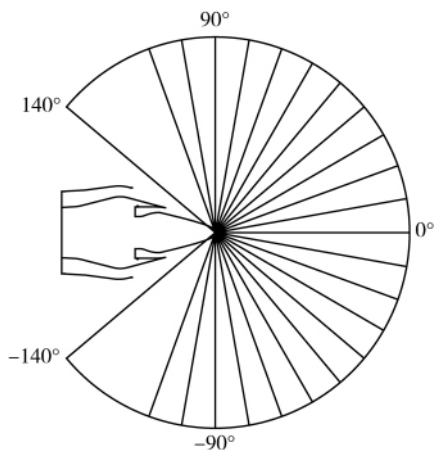


图 3 噪声接收点分布示意

Fig. 3 Sketch map of noise receivers

为了结构化网格的划分,将计算区域分割成多个子区域,网格数量总共 43 万。

1.2 计算方法与边界条件

在非稳态 CFD 流场的基础上通过求解 FW-H(Ffowcs Williams-Hawthings)方程,对声源控制面或控制区域内积分获得某点处的远场噪声是计算声学的基本过程。本文的非稳态流场采用大涡模拟方法,其基本思想是对大尺度运动进行直接数值模拟,而对小尺度运动做模型假设^[10]。大涡模拟的第一步是把小尺度脉动过滤掉。滤波后的连续性方程和 N-S(Navier-Stokes)方程可以表示为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \bar{u}_i) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) &= \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \end{aligned}$$

其中 σ_{ij} 为分子黏性引起的应力张量; τ_{ij} 为亚格子应力, $\tau_{ij} = \rho \overline{u_i u_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j$ 。

假定用各向同性滤波器过滤掉的小尺度脉动是局部平衡的,则可以采用涡黏形式的 Smagorinsky 亚格子雷诺应力模型^[11]求解亚格应力

$$\tau_{ij} = 2\nu_t \bar{S}_{ij} = \nu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right)$$

其中亚格子运动黏度 $\nu_t = C_s \Delta^2 |\bar{S}_{ij}|$, 系数 $C_s = 0.05 - 0.2$, $\bar{S}_{ij}$ 为可解应变力张量。

FW-H 方程是利用广义函数理论将连续性方程与 N-S 方程重新整理为非均匀波动方程的形式^[12],FW-H 方程可以写成如下列形式^[13]:

$$\begin{aligned} \frac{1}{c^2} \frac{\partial^2 p'(x,t)}{\partial t^2} - \nabla^2 p'(x,t) &= \\ \frac{\partial}{\partial t} [(\rho_0 U_n) \delta(f)] - \\ \frac{\partial}{\partial x_i} [L_i \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] \end{aligned}$$

其中

$$\begin{aligned} U_i &= [1 - (\rho/\rho_0)]v_i + (\rho u_i/\rho_0), L_i = \\ P_{ij} \hat{n} + \rho u_i(u_i - v_n), \end{aligned}$$

T_{ij} 为 Lighthill 应力张量, $\delta(f)$ 是 Delta 函数, H 为 Heaviside 阶跃函数, u 为流体速度, v 为物面速度, c 为声速, n 为物面外法线。

计算非稳态流场的时间步长 Δt 取值为 0.000 005 s, 每个时间步长内计算迭代 30 步, 共迭代 2 500 个时间步长。非稳态湍流流场经傅里

叶变换得到每个预设的噪声接收点总声压级。

发动机外涵进口为质量流量入口, 流量为 3.357 9 kg/s, 压力为 162 670 Pa, 温度为 335.74 K; 内涵进口为质量入口, 流量为 0.597 6 kg/s, 压力为 145 410 Pa, 温度为 869.33 K; 内外涵出口为内部面; 外涵进口周围为压力进口, 总压为 101 325 Pa, 静压为 101 325 Pa, 温度为 288 K; 其余边界为压力出口, 压力为 101 325 Pa, 温度为 288 K。

2 计算结果与讨论

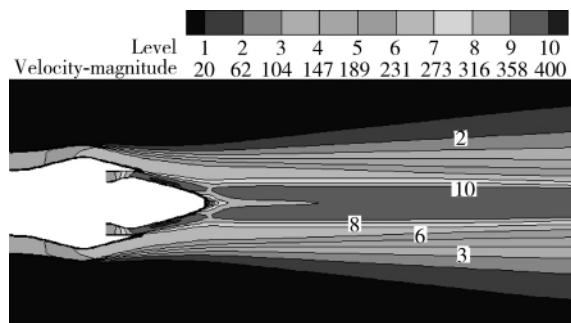
2.1 偏轴距离对流场的影响

图 4 是不同偏轴距离下的排气喷管对称截面速度等值线图。从图中可以直观地观察到: 随着结构上的偏轴距的增加, 流场的上下不对称分布越来越明显; 排气喷管上方的速度等值线较密集, 即速度梯度较大, 下方的速度等值线较稀疏, 即速度梯度较小, 且随偏轴距离的增大, 这种速度梯度的变化越明显; 外涵道下方的低速气流层厚度增加, 这对遮蔽高速内涵气流噪声向下方的传播是有利的。虽然内外涵排气流量和排气面积没有变化, 但是外涵出口的排气速度和压力在周向分布会发生变化。对于大涵道比的涡扇发动机(内外涵排气都为亚声速), 喷口截面的压力分布变化会向上游传播, 这也会造成喷管内流通道的速度分布也会呈现上下不对称分布。

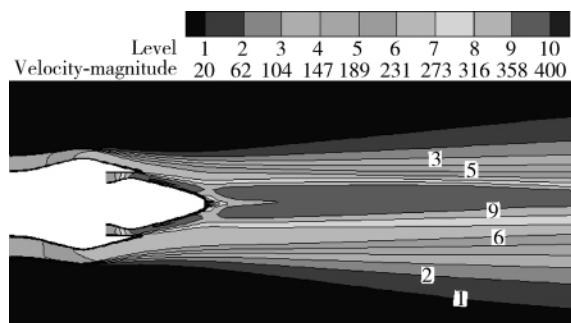
图 5 和图 6 对比了共轴与非共轴喷管整流锥及其下游的速度分布。对于共轴结构(图 5), 喷流的速度等值线呈同心圆状; 在整流锥末端($x=0$ m), 内涵流体速度 340 m/s, 外涵流体速度 200 m/s 左右, 内外涵流体间存在明显的分界面; 在向下游发展过程中, 内外涵流体速度梯度减小, 且流体作用范围增加。对于偏轴结构(图 6), 内外涵流体速度等值线在整流锥末端就呈非同心圆状, 且在下流扭曲变形; 相对于共轴结构, 内涵喷流的核心速度峰值减小, 且核心区域的范围缩小, 在整流锥下游 $x=0.6$ m 处, 喷流峰值由 390 m/s 减小到 344 m/s, 这是导致喷流噪声声压级降低的另一个重要因素。

2.2 偏轴距离对总声压级的影响

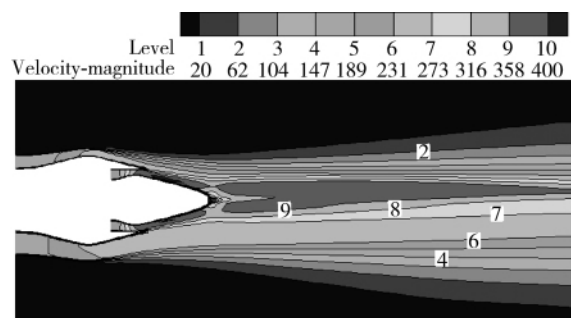
图 7 比较了偏轴距离为 0.1D, 0.125D 时排气喷管上、下方的总声压级 OASPL (overall sound pressure level) 分布, 可以看出: 外涵偏轴后, 下方(即 -140° 到 0°) 的噪声比上方(即 0° 到 140°) 的噪声低得多, 这进一步验证了下半部分外



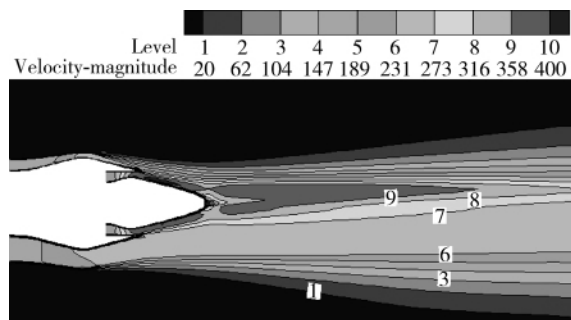
(a) 内外涵共轴



(b) 外涵偏轴0.05D



(c) 外涵偏轴0.1D



(d) 外涵偏轴0.15D

图 4 排气喷管对称截面速度等值线图(单位:m/s)

Fig. 4 Velocity contour on symmetrical section (unit:m/s)

涵气层增厚而屏蔽内涵气流噪声的结果;但是上方在 45° 到 140° 方向, 喷流噪声却略微增加, 其原因是上半部分外涵气流变薄, 气流速度梯度增加的缘故.

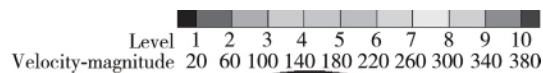
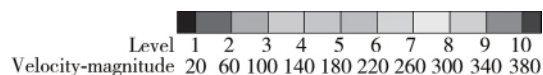
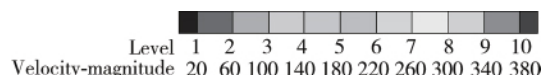
(a) $x=0$ m(b) $x=0.3$ m(c) $x=0.6$ m

图 5 内外涵共轴时整流锥下游速度分布(单位:m/s)

Fig. 5 Velocity distribution with normal nozzle (unit:m/s)

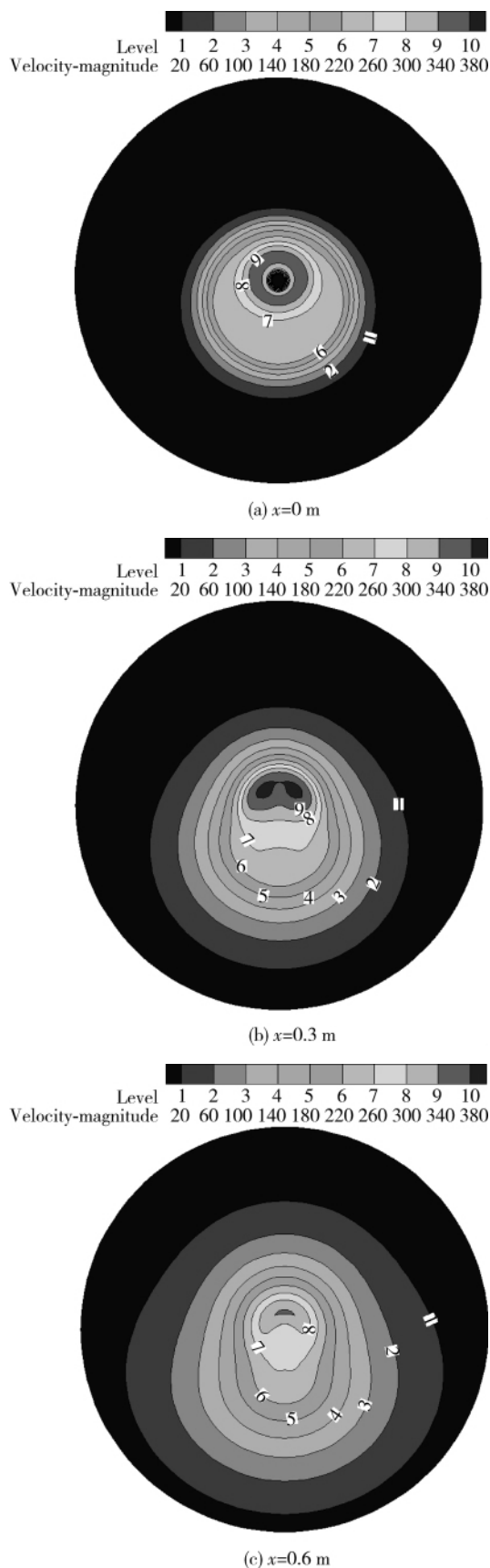


图 6 外涵偏轴 $0.125D$ 时整流锥下游速度分布(单位:m/s)

Fig. 6 Velocity distribution with bypass offset $0.125D$ (unit:m/s)

图 8 是不同偏轴距离下的喷流总声压级分布.可以看出:整体上,偏轴结构使得喷流噪声上、下的不对称分布;随着偏轴距离的增加,噪声峰值降低,例如:在偏轴距为 $0.15D$,噪声峰值由原型的 146.7 dB 降低到 139.5 dB ,降低了 7.2 dB ,这就说明了偏轴结构降低排气峰值速度而降低峰值声

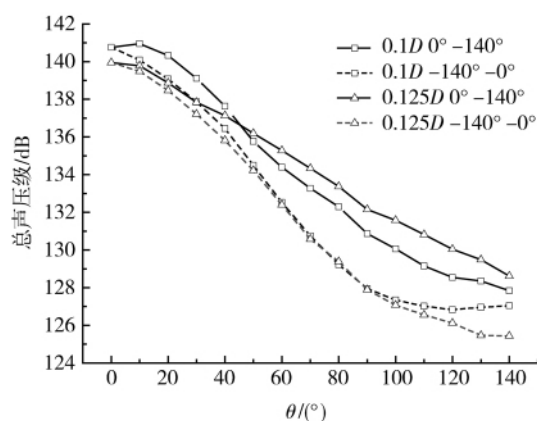


图 7 排气喷管上、下方总声压级对比

Fig. 7 OASPL(overall sound pressure level) compared nozzle up with nozzle down

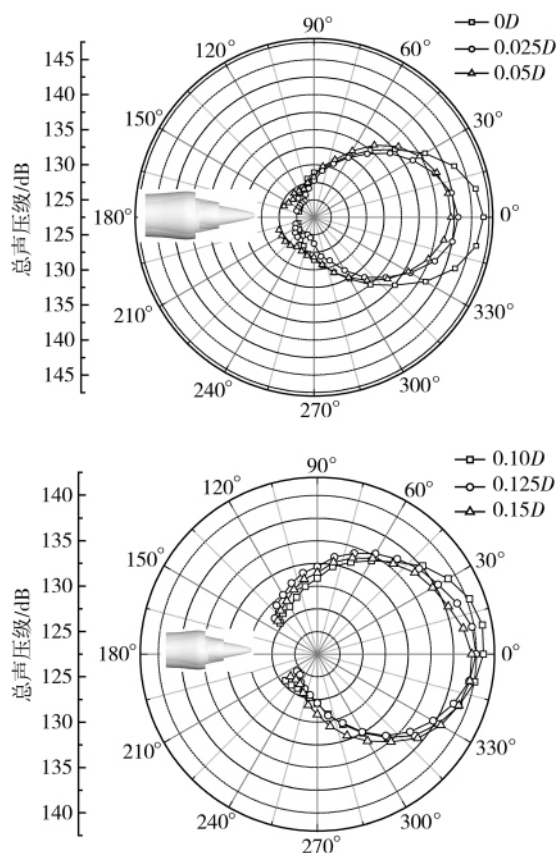


图 8 不同偏轴距离时的总声压级分布

Fig. 8 OASPL distribution with various bypass offset distance

压的结果,偏轴在降低下方噪声和噪声峰值的同时,不可避免地增加了 45° 到 140° 方向的噪声,但是这种负面作用的影响相对于其整体降噪的正面作用要小得多,因为上方的略微增加的噪声不会对地面的人造成影响,然而下方噪声的降低和噪声峰值的降低是降低发动机排气噪声的根本目标所在。此外,还有个值得注意的现象:当偏轴距离为 $0.125D$ 时,下方的噪声降低达到最佳效果,这说明偏轴距离存在一个最佳值。此外,偏轴距离的选取还要考虑到发动机排气结构实现的可能性等。

2.3 噪声接受点对 OASPL 的影响

图 9 比较了噪声接收点的距离对总声压级的影响(偏轴距 $0.125D$)。随噪声接收点半径增大,所感知的总声压级减小。例如:在 0° 接收位置,半径 2, 10, 20, 200 m 时的声压级分布为 139, 95, 124, 44, 118, 25, 9, 81 dB; 与接收位置距离越远,人耳对噪声直观感觉越低的实际相符。随噪声接受点距离的增加,偏轴对 -140° 到 0° 和 0° 到 140° 总声压级差异的影响变小,因为在下流越远的地方,偏轴对流场的影响变得越小。

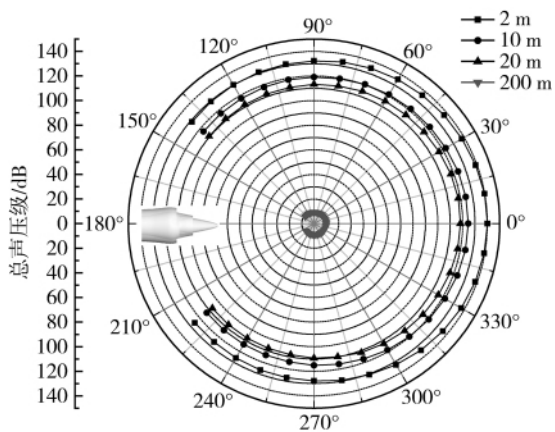


图 9 不同噪声接受点声压级分布

Fig. 9 OASPL distribute on noise receivers

3 结论

本文对大涵道比发动机排气喷管缩比模型的外涵偏轴结构进行 CFD/CAA 的数值模拟,分析偏轴距离对流场结构和噪声声压场分布的影响规律,主要结论如下:

1) 随外涵偏轴距离增大,排气喷流速度的不对称分布程度增加,速度峰值的位置向上移。排气喷管下方(即 -140° 到 0°)的噪声比上方(即 0° 到

140°)的噪声低。排气喷管下方的外涵气体层厚度增加起到遮蔽高速内涵气流噪声的效果。

2) 随外涵偏轴距离增大,整流锥下游的气流速度峰值减小,噪声峰值降低,这说明了偏轴结构是通过降低排气峰值速度而降低排气峰值声压的。

3) 偏轴距的大小有一个最佳值。对于本文的排气结构,当偏轴距离为 $0.125D$ 时,下方的噪声降低达到最佳效果。噪声峰值由共轴的 146.7 dB 降低到 139.5 dB,降低了 7.2 dB。

4) 偏轴结构在降低下方噪声和噪声峰值的同时,不可避免地增加了 45° 到 140° 方向的噪声。上方噪声的略微增加不会对地面的人员带来负面影响,因为下方噪声的降低和噪声峰值的降低是降低发动机排气噪声的根本目标所在。

参考文献:

- [1] Silva C R I. Numerical and empirical approaches for jet noise reduction investigation of co-flow effects[R]. AIAA 2009-3405, 2009.
- [2] 穆宁 A F. 航空声学[M]. 曹传钧,译. 北京:北京航空航天大学出版社,1993.
- [3] 郑礼宝. 二元喷管热流噪声特性试验研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 18(2): 241-246.
ZHENG Libao. Investigation of noise characteristics of hot exhaust from two dimensional nozzles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 18(2): 241-246. (in Chinese)
- [4] 梁春华. GE90 发动机的降噪技术[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 40.
- [5] Callender B, Gutmark E. Far-field acoustic investigation into chevron nozzle mechanisms and trends[R]. AIAA-6150-656, 2005.
- [6] Henderson B, Kinzie K. Aeroacoustic improvements to fluidic chevron nozzles[R]. AIAA-2006-2706, 2006.
- [7] Calkins F T, Butler G W. Variable geometry chevrons for noise reduction[R]. AIAA-2006-2546, 2006.
- [8] Elkoby E N, Ronen. Bhat T R S. Correlating model-scale and full-scale test results of dual flow nozzle jets[R]. AIAA-2002-2487, 2002.
- [9] Papamoschou D. Noise suppression in moderate-speed multistream jets[J]. AIAA-2002-2557, 2002.
- [10] Lyrintzis A U A S. Coupling of integral acoustics methods with LES for jet noise prediction [R]. AIAA-2004-0517, 2004.
- [11] 肖军生. 高速轿车外流场气动噪声研究[D]. 吉林:吉林大学, 2006.
XIAO Junsheng. Study of aerodynamic noise for the vehicle with high speed in the exterior flow[D]. Jilin: Jilin University, 2006. (in Chinese)
- [12] 韩忠华, 宋文萍, 乔志德. 基于 FW-H 方程的旋翼气动声学计算研究[J]. 航空学报, 2003, 24(5): 400-404. (in Chi-

- nese)
- HAN Zhonghua, SONG Wenping, QIAO Zhide. Aeroacoustic calculation for helicopter rotor in hover and in forward flight based on FW-H equation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(5): 400-404.
- [13] 张楠, 沈泓萃, 姚惠之, 等. 孔穴流激噪声的计算与验证研究[J]. 船舶力学, 2008, 12(5): 799-805. (in Chinese)
- ZHANG Nan, SHEN Hongcui, YAO Huizhi, et al. Validation and calculation of flow-induced noise of cavity[J]. Journal of Ship Mechanics, 2008, 12(5): 799-805. (in Chinese)