

飞机登机门缝典型腔体噪声数值模拟

李嘉敏^{1,2}, 陈国勇^{1,2}, 杨小权^{1,2}, 唐小龙^{1,2}, 丁 珏^{1,2}, 翁培奋^{1,2}

(1. 上海大学 上海市应用数学和力学研究所, 上海 200072;

2. 上海大学 上海市能源工程力学重点实验室, 上海 200072)

摘 要: 为了研究某飞机飞行中因登机门修型而产生的强烈啸叫问题,结合机身表面流动特征和登机门缝腔体的实际构型,建立符合实际流动特征的二维不规则腔体模型,采用脱体涡模拟结合 Ffowcs Williams-Hawkings 积分方程的混合方法对两种类型的登机门带肩壁腔体进行流动和噪声特性的数值模拟,分析了登机门缝纯音噪声的产生机理。结果表明:对于单肩壁门缝腔体,长深比的增大使得腔体内旋涡之间相互作用加剧、腔内压力脉动更加剧烈,远场总声压级平均增大 3~10 dB,表明门缝腔体的长深比对噪声水平有明显的影 响。建立的某飞机登机门缝不规则二维腔体模型符合物理实际,数值计算得到的纯音频率基本落于试飞测试得到的纯音频率区间内,能够反映该飞机登机门啸叫噪声的主要物理特征。

关 键 词: 腔体噪声; 脱体涡模拟; Ffowcs Williams-Hawkings 积分方程; 带肩壁腔体; 登机门缝

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation of typical cavity noise of airplane boarding gate seam

LI Jiamin^{1,2}, CHEN Guoyong^{1,2}, YANG Xiaoquan^{1,2},
TANG Xiaolong^{1,2}, DING Jue^{1,2}, WENG Peifen^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Applied Mathematics and Mechanics,
Shanghai University, Shanghai 200072, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Energy Engineering Mechanics,
Shanghai University, Shanghai 200072, China)

Abstract: In order to study the strong howling problem caused by the modification of the boarding gate of an air-plane in flight, a two-dimensional irregular cavity model was established according to the actual flow characteristics by combining the flow characteristics of the fuselage surface and the actual configuration of the boarding gate seam cavity. The flow and noise characteristics of two types of boarding gate seam cavities with shoulder wall were numerically simulated by using the hybrid method of detached-eddy simulation and Ffowcs Williams-Hawkings integral equation, and the generation mechanism of pure tone noise at the boarding gate seam was analyzed. The results show that for the seam cavity with single shoulder wall, the increase of the length-depth ratio makes the interaction between vortices in the cavity intensify, and the pressure

收稿日期: 2021-10-14

基金项目: 国家自然科学基金(12072186, 1210021014)

作者简介: 李嘉敏(1997—),女,硕士生,主要从事气动声学方面的研究。

通信作者: 杨小权(1983—),男,高级工程师,博士,研究方向为计算空气动力学。E-mail:quanshui@shu.edu.cn

引用格式: 李嘉敏,陈国勇,杨小权,等. 飞机登机门缝典型腔体噪声数值模拟[J]. 航空动力学报,2022,37(3):649-663. LI Jiamin, CHEN Guoyong, YANG Xiaoquan, et al. Numerical simulation of typical cavity noise of airplane boarding gate seam[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 649-663.

pulsation in the cavity becomes more intense, as well the total sound pressure level in the far-field increases by 3~10 dB on average, which indicates that the length-depth ratio of the cavity has obvious influence on the noise level. The irregular two-dimensional cavity model of an air-plane gate seam established accords with the physical reality, and the pure tone frequency by numerical calculation basically falls within the pure tone frequency range obtained by flight test, which can reflect the main physical characteristics of the airplane boarding gate howling noise.

Key words: cavity noise; detached-eddy simulation;

Ffowcs Williams-Hawkings integral equation; cavity with shoulder wall;
boarding gate seam

在工程实际中,流体流经飞行器表面的空腔结构时可能会产生明显的啸叫声。比较典型的空腔流动现象发生在飞机部件接缝^[1]、起落架舱^[2]、武器舱^[3]和飞机登机门缝等部位。在满足一定来流和腔体几何条件的情况下,空腔绕流流场会呈现出强烈的非定常湍流特性,如剧烈的压力脉动。这些压力脉动与来流剪切层以及腔体壁面相互作用诱发明显的纯音噪声。

长期以来腔体噪声是学术界和工业界研究的热点问题。Krishnamurty等^[4-6]对方腔进行了一系列的试验研究,测试并分析了不同来流条件和方腔构型下的空腔绕流流动特征和声学特性,并根据流场物理量分布特征不同对方腔进行分类。Rossiter^[7]对不同长深比方腔的流场特点进行分析总结,提出了方腔纯音频率预测半经验公式。而后 Heller等^[8]认为方腔内声波传播速度应为当地声速而非来流声速,将 Rossiter 半经验公式进行修正,得到了更适用于超声速方腔绕流的纯音频率预测公式。随着计算流体力学技术的发展,不少学者对腔体绕流问题开展数值模拟研究。Colonius等^[9]对矩形空腔绕流进行直接数值模拟,研究了不同条件下方腔绕流的4种流态。近年来 Shieh、Woo、Mancini 等学者围绕空腔绕流噪声问题开展了大量的数值模拟研究^[10-12],详细全面地探索了边界层厚度、腔体尺寸等多种因素对空腔绕流流场结构和声传播特性的影响。

国内针对空腔绕流噪声问题的研究开展相对较晚,但近几年发展快速,取得了一定的研究成果。杨党国等^[13-14]深入研究了开式、过渡式和闭式3种不同方腔在超声速来流条件下腔体附近流场和声学特性的差异以及跨声速下方腔内三维涡结构的分布和形态。梁勇等^[15]用试验的方法研究了由空腔声共振主导的空腔绕流噪声,采取高频粒子图像测速技术等测量手段直观显示了空腔绕流

流动的周期性反馈过程。刘俊等^[16]详尽地分析了超声速开式方腔流场中波系结构的产生和传播机制,并根据其特点总结了腔体噪声控制机制。

上述腔体噪声的研究工作大多使用混合方法开展。其中,近场气动噪声源的计算采用脱体涡模拟(detached-eddy simulation, DES)、大涡模拟(large-eddy simulation, LES)以及直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)等适用于模拟非定常分离流的方法,研究重点在于分析其流动机理,探索合理的降噪措施^[17-18]。

目前,大多数针对空腔绕流噪声问题的研究都是围绕矩形、圆柱形等规则的腔体开展。然而,工程实际中存在一些不规则形状的腔体会诱发强烈的纯音噪声。飞机登机门缝就是一类典型的不规则腔体^[19]。这类腔体的开口构型与登机门的设计有关,腔体底部构型与机体内外压差有关,外压较大则腔体底部内凹严重,外压较小则腔体底部内凹小,腔深变浅。为了让机身表面的缝隙尽可能小,门缝设计过程中会在腔体的开口边缘延伸出一段挡板,这类腔体称之为带肩壁空腔。开口尺寸达到一定范围后,复杂的腔体内部流动会诱发出强烈的啸叫,这对飞机的舒适性和环保性产生了严重影响。针对某飞机爬升和巡航阶段登机门缝腔体产生强烈的纯音啸叫问题,本文结合飞机登机门几何外形、机体表面流动状况,建立符合实际流动的二维不规则腔体模型,开展精细化的混合数值模拟,分析登机门缝腔体的近场流动特征、远场辐射噪声特性和发声机理,为登机门设计提供技术支撑和理论参考。

1 气动噪声数值模拟方法

本文采用计算气动声学中常用的混合方法,近场精细化湍流声源信息利用DES获得,再结合声比拟方法处理时域噪声采样,之后对压力信号

进行频域转换得到远场声压频谱。

1.1 Navier-Stokes 方程

三维笛卡儿坐标系下 Navier-Stokes 方程的表达式为

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x_i} - \frac{\partial E_{vi}}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

其中 t 为时间; x_i 为第 i 个坐标方向, $i=1, 2, 3$; 守恒变量 $U = [\rho \quad \rho u_i \quad \rho E]^T$, 无黏项

$$E_i = \begin{bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_j + p \delta_{ij} \\ \rho u_i H \end{bmatrix} \quad (2)$$

黏性项

$$E_{vi} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \\ u_j \tau_{ij} + \kappa \frac{\partial T'}{\partial x_i} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中 ρ 为流体密度; u_i 为流体速度在 x_i 方向的分量; $\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k}$, $i, j, k=1, 2, 3$; E 为总能, 总焓 $H = E + p/\rho$; 热导率 $\kappa = \gamma R \mu / [Pr(\gamma - 1)]$, γ 为比热比, 对于理想气体 $\gamma = 1.4$, R 是气体常数, Pr 为普朗特数。 δ_{ij} 为狄拉克函数, 定义为

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 0, & \text{当 } i \neq j \\ 1, & \text{当 } i = j \end{cases} \quad (4)$$

状态方程为

$$p = \rho(\gamma - 1) \left(E - \frac{1}{2} u_i u_i \right) \quad (5)$$

流体黏度系数 μ 通过 Sutherland 公式获得

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T'}{T_0} \right)^{1.5} \frac{T_0 + T_s}{T' + T_s} \quad (6)$$

其中 T' 为流体温度, T_s 为 Sutherland 常数, 与气体性质有关; μ_0 为一个大气压下、0 °C 时的黏度系数; $T_0 = 273.16$ K。本文计算中采用的湍流模型为两方程 SST (shear stress transport) 模型, 为了精确的捕捉腔体内部湍流和旋涡结构, 采用了基于该模型的 DES 方法。

控制方程的求解采用基于结构网格的有限体积方法, 其中空间离散采用 HLLC (Harten-Lax-Van Leer contact) 格式, 高阶重构采用 3 阶 MUSCL (monotone upstream-centred schemes for conservation laws) 格式, 黏性项离散采用中心差分方法, 非定常计算采用双时间隐式 LU-SGS (lower-

upper symmetric Gauss-Seidel) 方法, 子迭代设置为每个时间步 30 步或残差下降 3 个量级。

1.2 Ffowcs Williams-Hawkings 积分方程

远场噪声结果由 Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 积分方程预测, 时域信号用 p' 来表示。FW-H 方程是 Lighthill 声比拟理论的拓展形式, 其显著优势在于可以考虑运动固体边界对声场分布的影响。对流 FW-H 方程为^[20]

$$\square^2 [H(f') \rho'] = \left(\frac{\partial}{\partial t} + U_{0j} \frac{\partial}{\partial x_j} \right) [Q_k n_k \delta(f')] - \frac{\partial}{\partial x_j} [L_{ij} n_j \delta(f')] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f')] \quad (7)$$

上式等号右边 3 项从左至右分别为厚度声源、载荷声源和 4 级子声源; $f'(x_i, t) = 0$ 为曲面积分; n_k, n_j 分别为垂直于表面的单位矢量在 x_k, x_j 方向的分量; $\square^2$ 为对流波动算子

$$\square^2 =$$

$$\left(\frac{\partial^2}{\partial t^2} - a_0^2 \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} + 2U_{0j} \frac{\partial^2}{\partial t \partial x_j} + U_{0i} U_{0j} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \right) \quad (8)$$

其中 U_0 为来流速度; Q_k, L_i 和 T_{ij} 分别定义为

$$Q_k = [\rho(u_k + U_{0k} - v_k U_{0k}) + \rho_0(v_k - U_{0k})]$$

$$L_{ij} = [\rho u_i(u_j + U_{0j} - v_j) + P_{ij}]$$

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + [(p - p_0) - a_0^2(\rho - \rho_0)] \delta_{ij} - \sigma_{ij}$$

其中 $P_{ij} = (p - p_0) \delta_{ij} - \sigma_{ij}$, σ_{ij} 为应力张量的分量; v_i 为 x_i 方向的积分面运动速度分量; p_0 为来流压强; p' 为远场声压, $p' = p - p_0$; a_0 为远场声速, ρ_0 为来流密度, $\rho' = \rho - \rho_0$ 。 $\partial H / \partial f' = \delta(f')$ 为 δ 函数, $H(f')$ 为 Heaviside 函数。

用 FW-H 方程作积分外推法求解时得到的积分形式解如下:

$$p'(x, t) = p(x, t) - p_0(x, t) = p'_T(x, t) + p'_L(x, t) + p'_Q(x, t) \quad (9)$$

其中 p'_T 和 p'_L 是面积分, p'_Q 是体积分。

对流 FW-H 方程的积分解形式复杂, 具体见文献[21], 文中不再详细列出。

为了方便三维程序计算二维流动, 将二维网格沿展向延拓一层网格单元, 并将展向两个侧面设置为对称边界条件, 以实现三维程序开展二维腔体流场和噪声的数值模拟。在本文算例中, 声源产生的声波在向远场传播的过程中会受到腔体壁面的影响, 所以选择包含腔体附近流动扰动较为剧烈区域的可穿透面作为积分面, 如图 1 中红

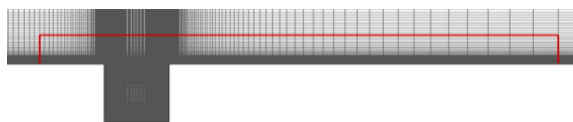


图1 FW-H方程积分面位置

Fig.1 Location of integral surface of FW-H equation

色标记所示。

2 登机门缝腔体模型

带肩臂空腔可分为两类,一类为双肩臂,另一类为单肩臂。一般而言,门缝腔体由密封件包裹层、登机门外蒙皮等组成,如图2红圈圈住部位所示。常规的腔体模型可简化为如图3所示的双肩壁模型,如MD90飞机。另有某飞机的登机门缝腔体模型可简化为单肩壁模型,如图4所示。

根据文献[19]的研究结果,飞机登机门附近(如图5所示)前后侧是产生纯音噪声的区域。在该区域竖直的门缝腔体内流体上下的压强大小是

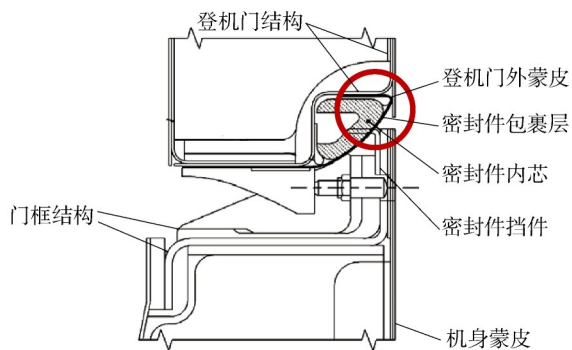


图2 某飞机登机门缝腔体

Fig.2 Seam cavity of airplane boarding gate

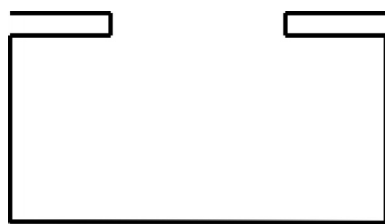


图3 双肩壁腔体

Fig.3 Double shoulders wall cavity

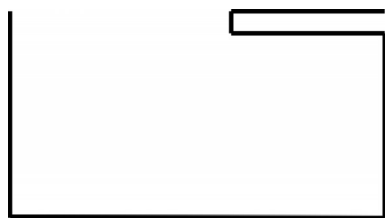


图4 单肩壁腔体

Fig.4 Single shoulder wall cavity



图5 MD90登机门

Fig.5 MD90 boarding gate

接近的,不具有明显的沿着门缝的展向流动,气流跨过门缝向后流动,从而形成了典型的腔体流动,产生纯音噪声。根据这一研究结果,将门缝腔体模型简化为二维腔体是符合门缝当地流动特征的。

3 数值模拟与结果分析

3.1 标准腔体流动与噪声特性分析

为了验证所选用的基于SST $k-\omega$ 的DES方法是否适用于空腔绕流问题的数值模拟,对马赫数为0.6条件下的二维规则腔体进行数值模拟,算例命名为case 1。该算例的方腔构型见表1,数值模拟的边界条件见表2。图6所示为方腔附近的局部网格图,网格量为4.5万。

表1 Case 1方腔构型尺寸

Table 1 Cavity configuration size of case 1

长度 L/m	深度 D/m	长深比 (L/D)
0.203 2	0.101 6	2

表2 Case 1边界条件

Table 2 Boundary conditions of case 1

边界	边界条件设置
入口/出口/ 顶面边界	压力远场边界条件 静压 $p_s=78\ 651\ \text{Pa}$ 马赫数 $Ma=0.6$ 静温 $T_s=282\ \text{K}$ 基于深度 D 的雷诺数 $Re_D=2\ 500$
壁面	无滑移壁面边界条件
侧面	对称边界条件

图7为规则腔体同一周期内不同时刻 t 的瞬时涡量云图, T 为一个流动周期, X 、 Y 分别为横向

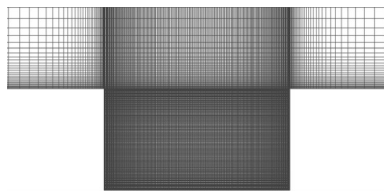


图6 方腔附近局部网格

Fig.6 Local grid near cavity

和纵向坐标。从图可以看出来流在方腔前缘处发生流动分离,剪切层几乎横跨过整个方腔开口,随后与方腔后壁面拐角发生撞击,撞击产生向前缘传播的扰动造成腔体内部出现强烈的压力脉动,整个流动呈现周期性变化,从而导致声波的产生和辐射。

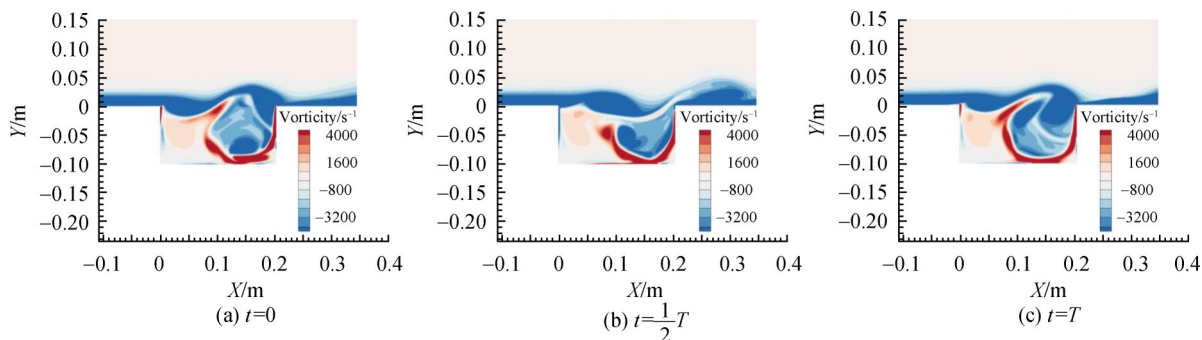


图7 瞬时涡量云图

Fig.7 Instantaneous vorticity nephogram

风洞试验^[22]在方腔底面 $X/L=0.05, 0.15, \dots, 0.95$ 处均匀设置了10个压力传感器,分别编号为K20、K21、 $\dots$ 、K29,位置如图8所示。图9为近场监测点K29处的时域脉动压力,该点的脉动压力幅值呈现周期性低频振荡,这表征了受到扰动的

剪切层与后壁面不断撞击的过程。将此脉动压力数据进行快速傅里叶变换(FFT)分析,得到如图10的近场功率谱密度频谱曲线,图中 f 为频率,两条竖直的蓝色虚线为Rossiter纯音频率预测半经验公式的计算结果。Rossiter纯音频率预测半经验公式^[7]为

$$f = \frac{U_{\infty}(N - \alpha)}{L(1/\kappa + Ma)} \quad (10)$$

式中 U_{∞} 为来流速度; L 为方腔长度; Ma 为马赫数; N 为模态数,代表剪切层中大涡的数目; α 为旋涡通过与声压产生之间的时间延迟因子(相位延迟),表征剪切层旋涡撞击方腔后壁与压力波产生的时间差; $\kappa = U_v/U_{\infty}$, U_v 是剪切层中旋涡对

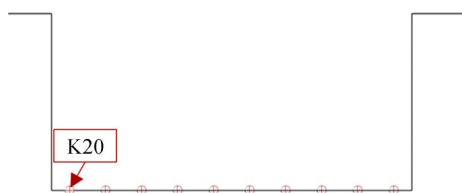


图8 底面监测点位置

Fig.8 Location of bottom monitoring points

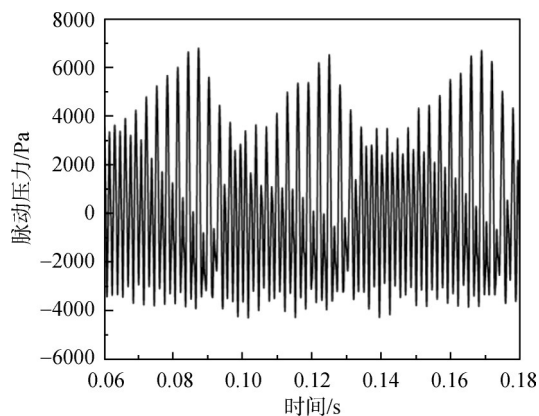


图9 K29脉动压力时域图(标准腔体)

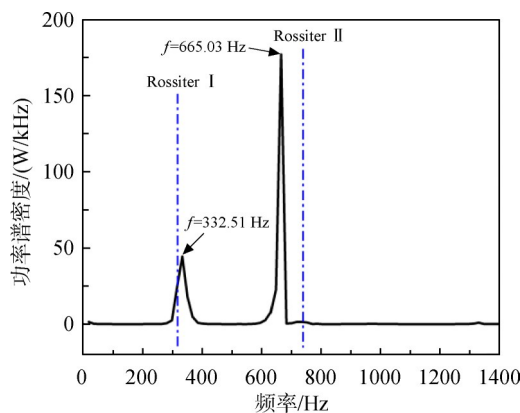
Fig.9 Variation of fluctuating pressure with time at K29
(standard cavity)

图10 近场功率谱密度频谱曲线

Fig.10 Near-field spectrum curve of power spectral density

流速度。在空腔长深比为 2 时,取 $\alpha=0.25$, $\kappa=0.57$ 。在此工况下,通过以上半经验公式预测的纯音频率与数值模拟所得的纯音频率比较相近,主纯音频率与公式预测的频率误差小于 10%,考虑到方腔流致噪声的纯音频率受来流条件和腔体构型等诸多因素的影响,此误差在可以接受范围内。这说明本文基于 SST $k-\omega$ 的 DES 数值模拟方法准确可靠。

在方腔后缘点正上方,距离 $30D$ 处(流场外部)设置监测点。图 11 为经过 FW-H 积分方程计算得到的该远场监测点的功率谱密度频谱曲线。对比图 10、图 11,可以看出远场监测点的频谱曲线特征与近场监测点相一致,两者均有两个较为明显的纯音,其中第 2 个纯音是主纯音,对应的纯音频率之间误差不超过 2.3%。这验证了本文 FW-H 积分方法的准确性。

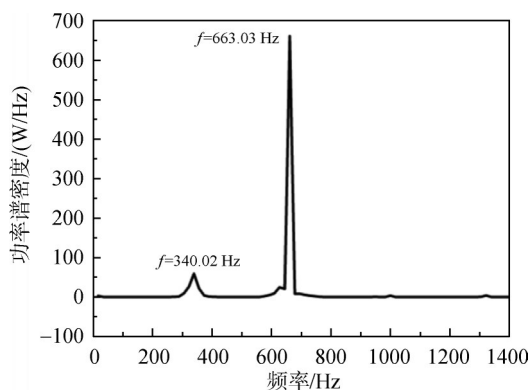


图 11 远场功率谱密度频谱曲线

Fig.11 Far-field spectrum curve of power spectral density

3.2 双肩壁腔体噪声特性分析

3.2.1 标准腔体模型与计算条件

参考某大型客机登机门缝腔体实体构型尺寸,决定以长深比为 1:1 的方腔作为基准方腔进行网格划分和数值模拟,基准算例命名为 benchmark,方腔尺寸构型和边界条件设置分别如表 3、表 4 所示。

本文采用 4 套不同单元数量的网格进行网格无关性验证,具体见表 5。为了验证网格收敛性,本文对相同监测点 K29 处的压力脉动数据进行采样分析,根据其频谱曲线(见图 12)来衡量网格疏密对计算结果的影响。对比可见,随着网格的加密,相同监测点频谱曲线的纯音和宽频噪声结果之间的差距逐渐缩小。精细网格和超精细网格计算的 1、2 阶纯音频率大小差异小于 2 Hz,声压级大小差异小于 5 dB。考虑到计算效率,最后选用

表 3 Benchmark 方腔构型尺寸

Table 3 Cavity configuration size of benchmark

长度 L/m	深度 D/m	长深比 (L/D)
0.508	0.508	1

表 4 Benchmark 边界条件

Table 4 Boundary conditions of benchmark

边界	边界条件设置
入口/出口/顶面边界	压力远场边界条件
	静压 $p_s=78\ 651\ \text{Pa}$
	马赫数 $Ma=0.6$
	静温 $T_s=282\ \text{K}$
壁面	无滑移壁面边界条件
侧面	对称边界条件

表 5 网格单元数量

Table 5 Number of cells in grid

算例	方腔内网格	方腔外网格
粗糙网格	121×121	89×235
中等网格	245×245	177×471
精细网格	341×341	247×661
超精细网格	489×489	353×941

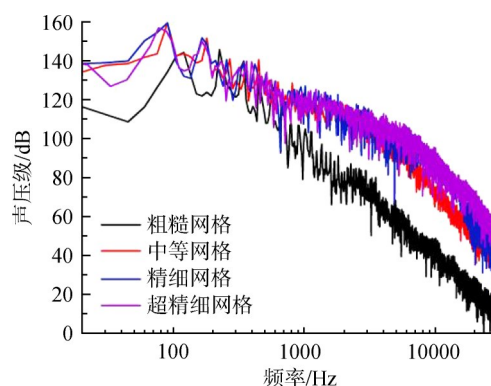


图 12 不同网格频谱曲线对比

Fig.12 Comparison of spectral curves with different grids

了如图 13 所示的精细网格进行数值模拟,总网格量约为 21 万,方腔内网格量约为 11.5 万。 y^+ 值的大小可以体现距离壁面第 1 层网格的高度,基于 SST $k-\omega$ 的 DES 方法要求第 1 层网格的 y^+ 值小于 10。精细网格壁面第 1 层网格最小高度为 $1 \times 10^{-5}\ \text{m}$, y^+ 均小于 5,满足所使用的湍流模型的要求。

3.2.2 双肩壁腔体模型与计算条件

双肩壁腔体模型的边界条件和基准算例保持

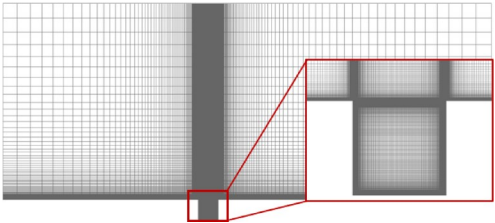


图 13 Benchmark 模型网格
Fig.13 Model grid of benchmark

一致,图 14 为在基准算例的构型和网格的基础上进行修改得到的一个双肩壁算例 f0.2r0.2 的局部网格。除基准算例 benchmark 外,共设置了 5 个算例,每个肩壁的厚度均取方腔深度的 1/20。表 6 为每个算例的名称和构型信息。

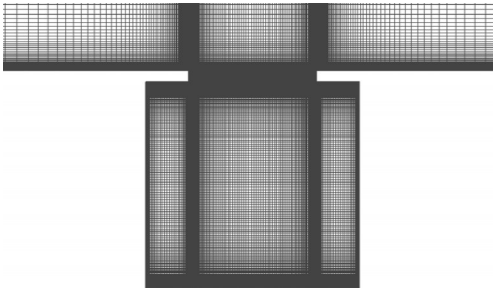


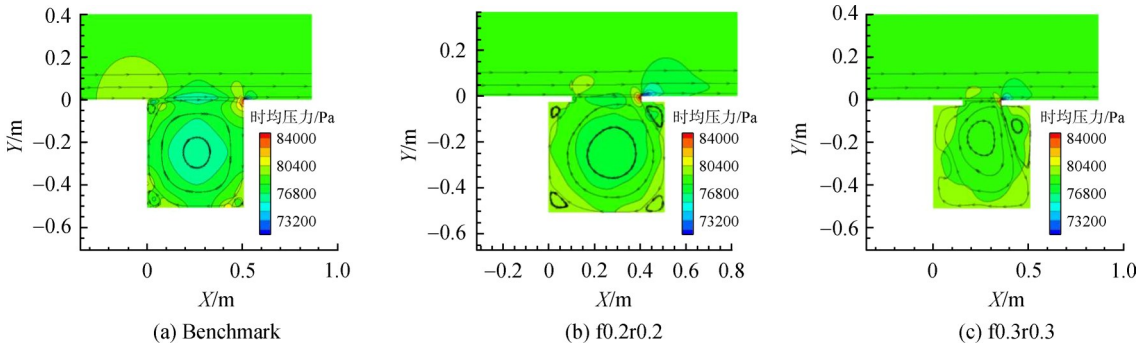
图 14 f0.2r0.2 局部网格
Fig.14 Partial grid of f0.2r0.2

表 6 各算例构型
Table 6 Configuration of each cases

算例名称	肩壁长度
f0.2r0.2	前后缘肩壁均为 0.2L
f0.3r0.3	前后缘肩壁均为 0.3L
f0.4r0.4	前后缘肩壁均为 0.4L
f0.2r0.4	前缘肩壁为 0.2L,后缘肩壁为 0.4L
f0.4r0.2	前缘肩壁为 0.4L,后缘肩壁为 0.2L

3.2.3 双肩壁腔体流动与噪声分析

图 15 为各个算例的时均压力云图和流线图。



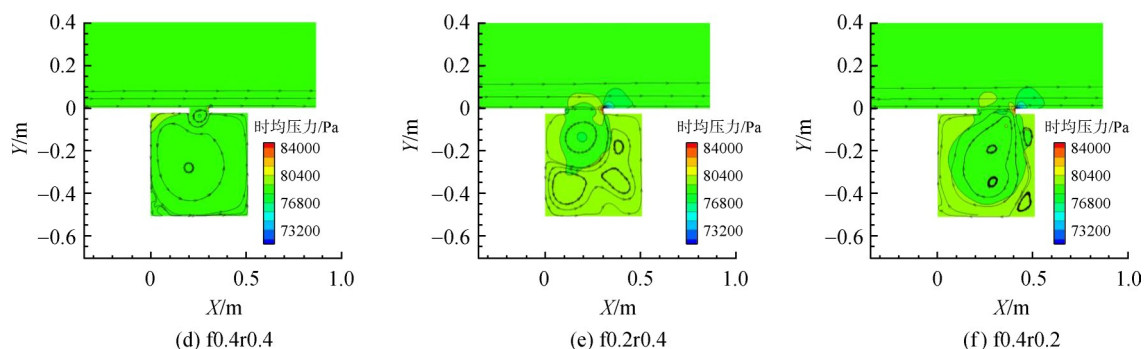


图 15 双肩壁腔体时均压力云图和流线图

Fig.15 Time-averaged pressure nephogram and streamlines of double shoulders wall cavity

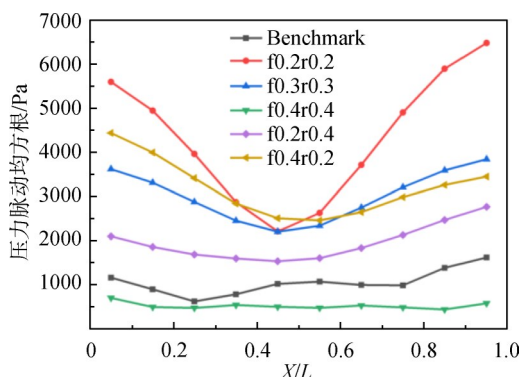
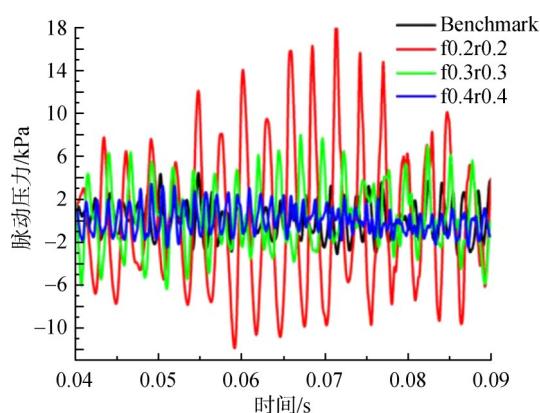


图 16 方腔底面压力脉动均方根分布

Fig.16 Fluctuating pressure root-mean-square distribution at bottom of cavity

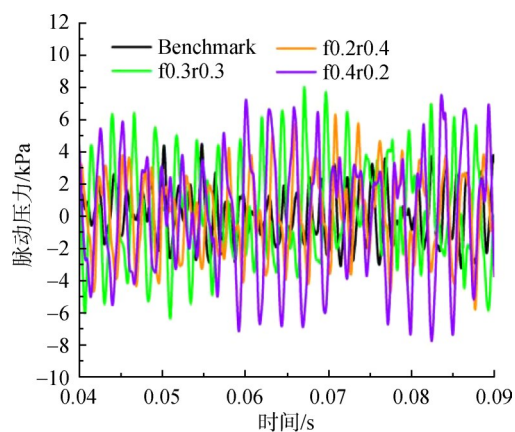


(a) 前后缘肩壁长度相同算例对比

壁面作用强度和范围增加)在空腔流动及发声过程中起着重要作用。

图 17 给出了 6 个算例相同底面监测点 K29 处的脉动压力时域图,除了算例 f0.4r0.4,其余算例腔内的脉动压力相较基准算例都有所增大。这表明当腔体开口足够大时,肩壁的存在会使得腔内流动扰动更加剧烈。从图 17 中脉动压力幅值随着腔体开口大小的变化可知,在有肩壁的情况下,腔体开口越大,腔内流动扰动越剧烈。图 18 为某一周期内的瞬时涡量云图,明显不同的是算例 f0.4r0.4 在方腔开口处已经不再卷起脱落明显的旋涡结构,而是剪切层直接与后缘肩壁相撞,并在开口接近后肩壁的位置形成一个小的回流区域。随着方腔开口的减小,方腔开口处卷起的旋涡结构不再单独地向下游运动。

以基准方腔后拐角为圆心,在 10 倍的方腔长度 $10L$ 为半径的远场设置 37 个监测点,通过 FW-H 积分方程得到各监测点的频谱曲线。图 19 为某一远场相同监测点(与来流方向夹角为 135°)的声压级频谱曲线对比图,各算例纯音频率见表 7。对比图片和表格提供的信息,除了算例 f0.4r0.4 之



(b) 腔体开口长度相同算例对比

图 17 K29 脉动压力时域图(双肩壁腔体)

Fig.17 Variation of fluctuating pressure with time at K29 (double shoulders wall cavity)

外,其余双肩壁腔体都将基准算例的 1 阶纯音频率提前,而且纯音的能量也有提高,这意味着流场物理量脉动更加剧烈,产生的噪声也会更加强烈;对比 3 个前后缘肩壁长度一致、腔体开口大小不同的门缝腔体模型,随着方腔开口的减小,1 阶纯音频率逐渐后移;对于相同开口大小的 3 个门缝

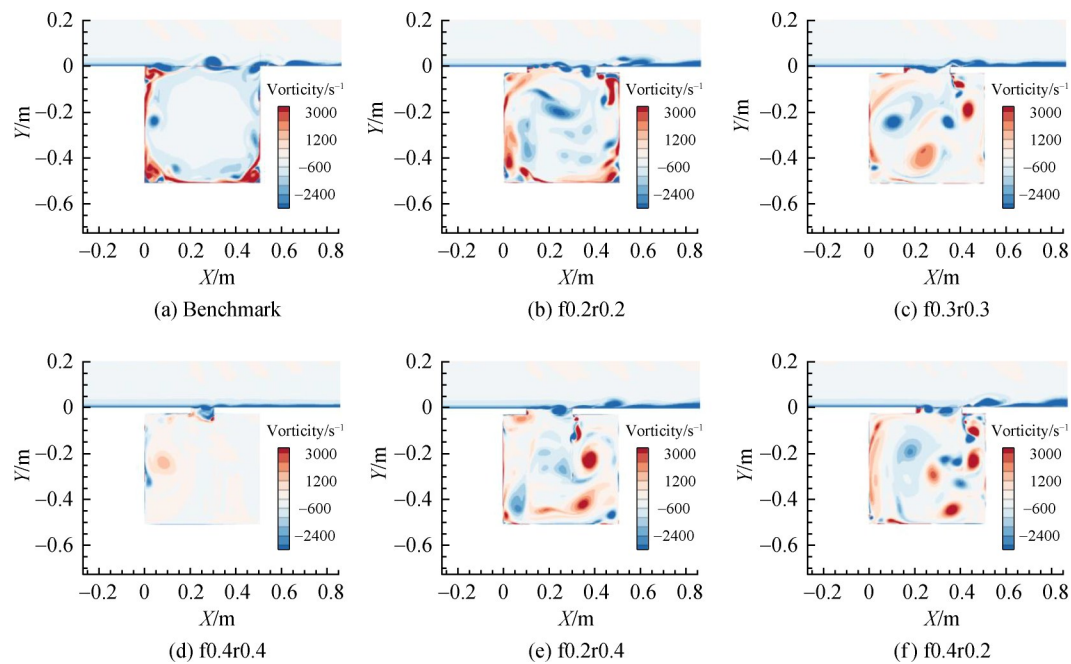


图 18 双肩壁腔体瞬时涡量云图

Fig.18 Instantaneous vorticity nephogram of double shoulder wall cavity

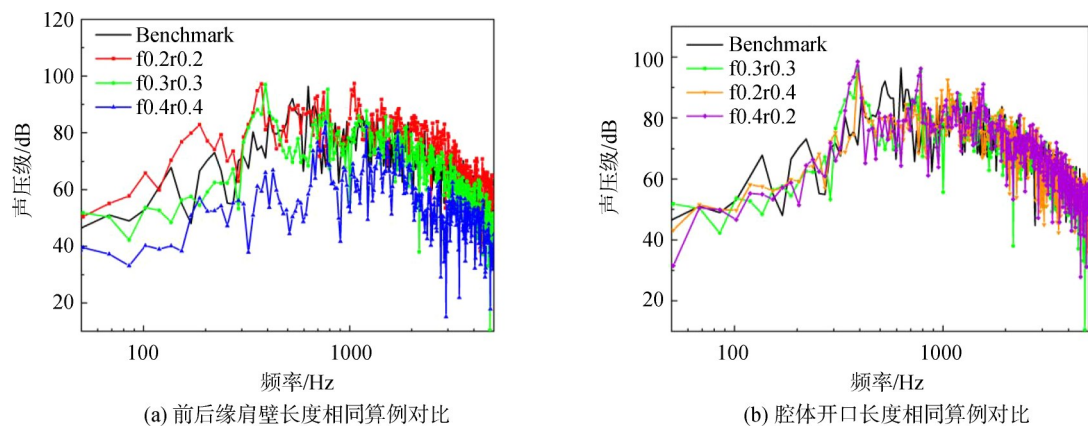


图 19 远场声压级频谱曲线

Fig.19 Far-field sound pressure level spectral curves

表 7 双肩壁腔体纯音频率对比			
Table 7 Comparison of pure tone frequencies of double shoulders wall cavity			
算例名称	频率/Hz		
	1 阶	2 阶	3 阶
Benchmark	628.9		
f0.2r0.2	373.9	1 053.9	
f0.3r0.3	390.9	781.9	
f0.4r0.4	764.9	1 206.9	1 716.9
f0.2r0.4	390.9	1 053.9	
f0.4r0.2	390.9	781.9	

腔体模型,1 阶纯音频率基本是相同的。对比结果表明,双肩壁腔体模型的 1 阶纯音频率和腔体开口长度是相关联的,1 阶纯音频率反映了来流剪切层从腔体前缘分离到与后肩壁发生撞击产生声波的过程。

计算各监测点的总声压级,绘制如图 20 所示的远场总声压级 (overall sound pressure level, OASPL) 指向性图,结果表明除算例 f0.4r0.4 外,其余双肩壁腔体相对于基准算例,其远场总声压级有所增大。其中算例 f0.2r0.2 在上游方向的声传播有明显的增加。可见肩臂的引入将改变空腔周围的流动特征和发声过程,导致远场指向性的变化。

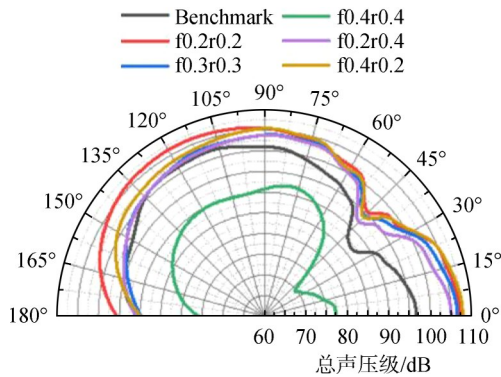


图 20 双肩壁腔体远场总声压级指向性图

Fig.20 Directional diagram of far-field OASPL of double shoulders wall cavity

3.3 单肩壁腔体噪声特性分析

3.3.1 单肩壁腔体模型与计算条件

上述研究的双肩臂腔体一定程度表征了实际中的腔体结构,但离真实的腔体结构还有很大差距,最重要的区别之一在于空腔底面形状。相比传统研究中所使用的平底空腔,在民用航空实际

工程应用中,空腔底面结构呈现多样化特征。本文参考某飞机登机门缝腔体参数建立门缝腔体计算模型^[19],其结构示意图和变量意义见图 21,边界条件设置与 benchmark 算例一致,详见表 4。需要说明的是腔体构型是随着飞机飞行过程中舱体内外压差的变化而改变,因此,本文建立了 3 种不同长深比的腔体模型,相关尺寸列于表 8,根据长深比从小到大将算例依次命名为深腔、中等腔和浅腔。

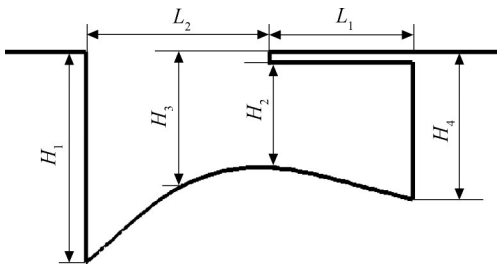


图 21 门缝腔体结构图

Fig.21 Structure diagram of gate seam cavity

表 8 腔体构型信息

Table 8 Cavity configuration information

算例名称	腔体长度 ($L_2 + L_1$)/m	深度 H_1 /m	H_2 /m	H_3 /m	H_4 /m	后缘肩壁 L_1 /m
深腔	0.016	0.01	0.005	0.006 5	0.007	0.007
中等腔	0.016 15	0.008	0.004 5	0.005	0.005	0.007
浅腔	0.016 3	0.006	0.003 5	0.003 5	0.004 5	0.007

根据门缝腔体尺寸和来流边界条件,生成如图 22 的二维网格,其中腔体下表面曲线通过样条曲线生成。

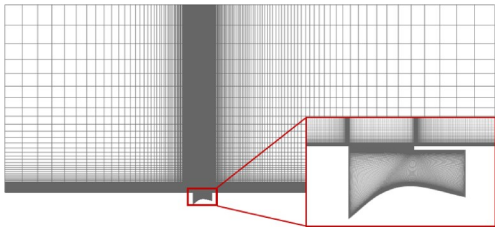


图 22 深腔算例网格图

Fig.22 Grid of deep cavity case

3.3.2 单肩壁腔体流动与噪声分析

图 23 是近场监测点位置的示意图,从左至右分别为监测点 K9、K71、K72、K73 和 K74。通过输出上述近场监测点的压力数据,分析得到各点的压力脉动均方根,绘制此位置的

压力脉动分布(见图 24)。对于这 3 个算例各监测点分布的位置,单肩壁腔体的长深比越小,腔内压力脉动强度越小。由此可见,对于曲线底面构型的门缝腔体,其深度与压力脉动强度以及潜在的噪声辐射强度在一定范围内成正相关。

图 25 为各个单肩壁腔体的时均压力云图和流线图。3 个算例时均流场结构的相同点是:均在方腔开口位置有一个较大的回流区,其随着腔深度的减小逐渐变得扁平狭长。观察时均压力场,

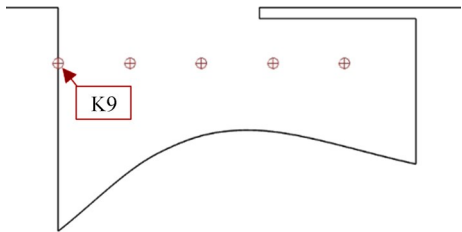


图 23 近场监测点位置

Fig.23 Location of near-field monitoring points 方

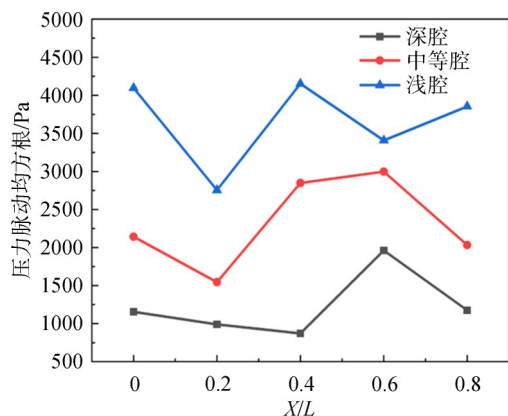


图24 近场压力脉动均方根分布

Fig.24 Fluctuating pressure root-mean-square distribution of near-field

随着腔体长深比的增大,腔内的压力分布差异变大,在腔体后壁面位置,时均压力有增大。这种差异是由于这3个算例的开口是逐渐增大的,从腔体前缘脱落的涡结构随着开口的增大,发展得更加充分,对流场的扰动更加剧烈。

图26为同一个周期内3个不同时刻的瞬时涡量云图。深腔、中等腔和浅腔3个算例所截取的瞬时涡量周期 T 分别约为0.000 129、0.000 144、0.000 152 s,从瞬时涡量云图中可以看出3个单肩壁腔体附近的流动状态。

图27给出了近场监测点K72的声压级频谱

曲线,各算例纯音频率见表9。3个纯音中,功率谱密度最大的为浅腔,最小的为深腔;随着腔体长深比的增大,主纯音的频率逐渐减小。此次计算得到3个单肩壁腔体模型的纯音频率(5 939.9~6 709.9 Hz)和该工况下某飞机试飞报告^[19]中的纯音频率区间(6 000~6 976 Hz)是较为吻合的。若以6 000 Hz作为参考频率,误差为0.1%,若以最大的6 976 Hz作为标准,则误差为17.3%。此误差在工程实际中是满足实际需求的合理误差。由于飞机构型本身非常复杂,且门缝腔体噪声产生的因素与飞行速度、雷诺数、湿度以及飞机机体复杂流场湍流结构等多种因素有关,很难精确计算。本文建立的模型计算的结果与试飞结果中纯音频率区间十分接近,吻合度非常高,这充分说明了本文建立的某飞机登机门缝腔体模型与实际物理模型具有一定的相似性。

以3个算例后缘为原点,取各自腔体长度的10倍为半径,取37个远场监测点,得到如图28所示总声压级指向性图。比较明显的是,3个单肩壁腔体算例都是下游方向有较强的辐射,这之前双肩壁腔体算例方向相反,这可能是由于腔体构型的改变导致的。此外,随着门缝腔体长深比的增大,各方向的总声压级普遍呈现递增的规律。这表明长深比对门缝腔体附近流场物理量脉动程

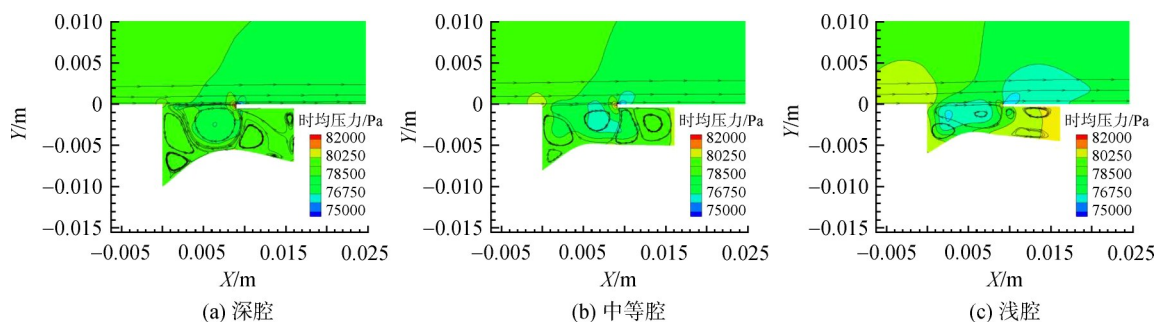
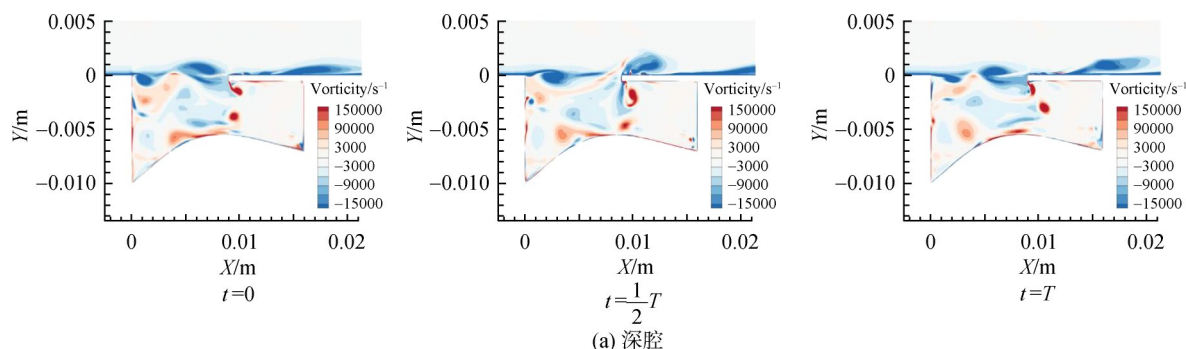


图25 单肩壁腔体时均压力云图和流线图

Fig.25 Time-averaged pressure nephogram and streamlines of single shoulder wall cavity



(a) 深腔

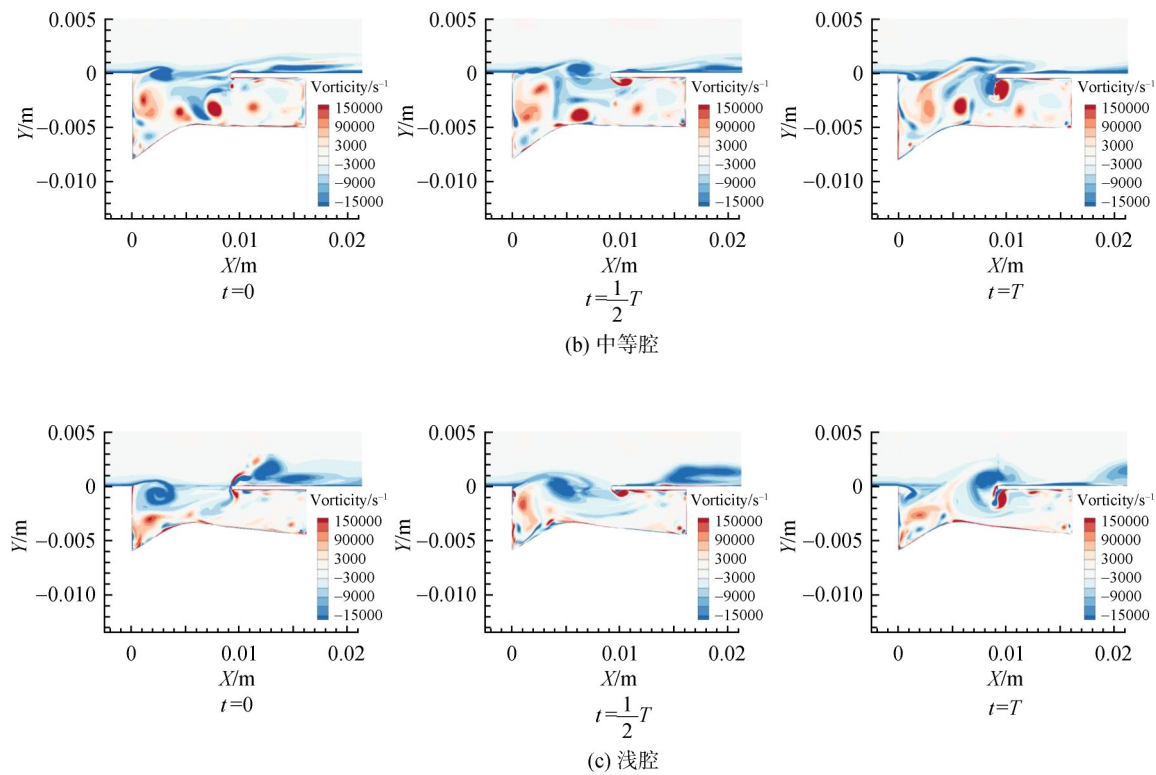


图 26 单肩壁腔体瞬时涡量云图

Fig.26 Instantaneous vorticity nephogram of single shoulder wall cavity

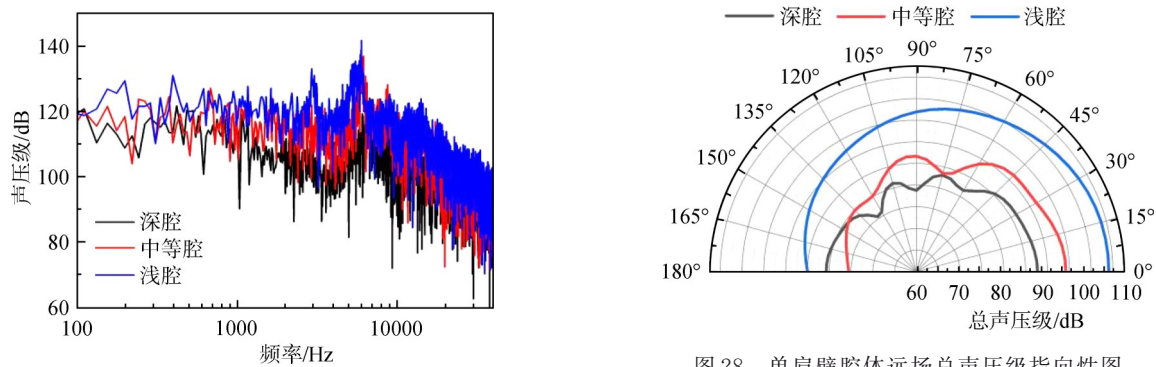


图 27 近场声压级频谱曲线

Fig.27 Near-field sound pressure level spectrum curves

图 28 单肩壁腔体远场总声压级指向性图

Fig.28 Directional diagram of far-field OASPL of single shoulder wall cavity

表 9 单肩壁腔体纯音频率对比
Table 9 Comparison of pure tone frequencies of single shoulder wall cavity

算例名称	1 阶频率/Hz
试验 ^[19]	6 000~6 976z
深腔	6 709.9
中等腔	5 961.9
浅腔	5 939.9

度和远场声辐射是有明显影响的,从已有结果来看,较小长深比的腔体产生的声辐射更小。

为了进一步分析门缝腔体流致噪声机理,采用动态模态分解(DMD)方法^[23]对门缝腔体流场进行模态分解。从计算稳定后的空腔瞬时流场中提取 400 个快照进行模态分解,流动大约经历 20 个周期。图 29 给出了 3 个腔体流场压力数据 DMD 得到的模态频谱图,横坐标为频率,纵坐标为模态幅值,红色虚线为所选取的前 5 个模态。前 5 个模态(记为 mode 1~mode 5)对应的频率见表 10,由于深腔和中等腔算例的 mode 3 频率和浅

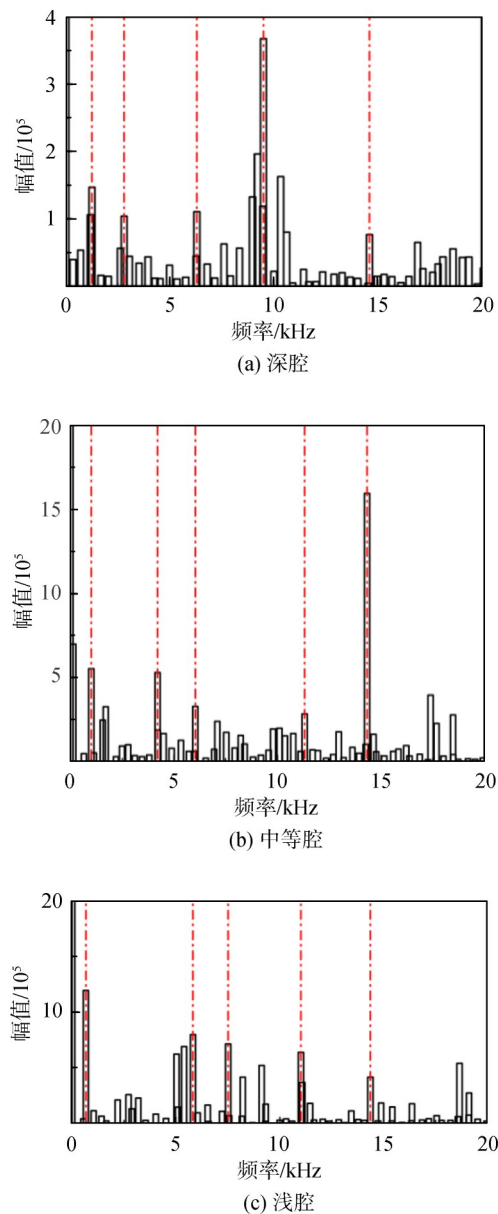


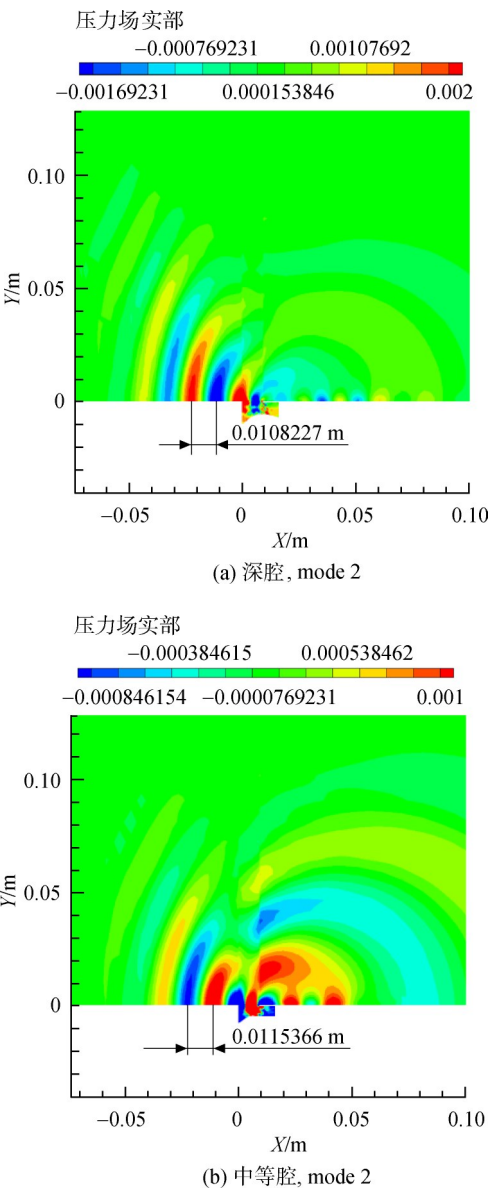
图 29 DMD 模式频谱
Fig.29 Spectrum of DMD modes

模态	频率/Hz		
	深腔	中等腔	浅腔
Mode 1	1 253. 2	1 007. 2	664. 3
Mode 2	2 804. 3	4 210. 4	5 823. 9
Mode 3	6 312. 2	6 036. 9	7 517. 1
Mode 4	9 509. 9	11 311. 0	11 009. 7
Mode 5	14 620. 4	14 329. 7	14 358. 7

腔算例的 mode 2 频率较为接近,故在图 30 中进行对比分析。

图 30 为 3 个门缝腔体压力场的 DMD 实部云图。在此模式下 3 个算例具有相同特征的实部云图,在斜上游方向有明显的压力脉动辐射。随着腔体长深比的增大,各算例中水平方向的正向结构和负向结构的距离是逐渐增大的,此模式中向上游传播的压力扰动是由来流与腔体后壁面发生撞击之后反射造成的。

图 31 为 3 个门缝腔体压力场 DMD mode 5 的实部云图。此模式下腔体流动的压力脉动模式与 mode 2、mode 3 是类似的,腔体周围流动向斜上游方向有明显的压力脉动辐射,在更高的模式中正向结构与负向结构之间的距离更小,约为 mode 2、mode 3 中的 1/2。不同的是,在 mode 5 的实部云图中,各门缝腔体向斜下游方向的压力辐射更加明显了。通过观察下游部分的正向和负向



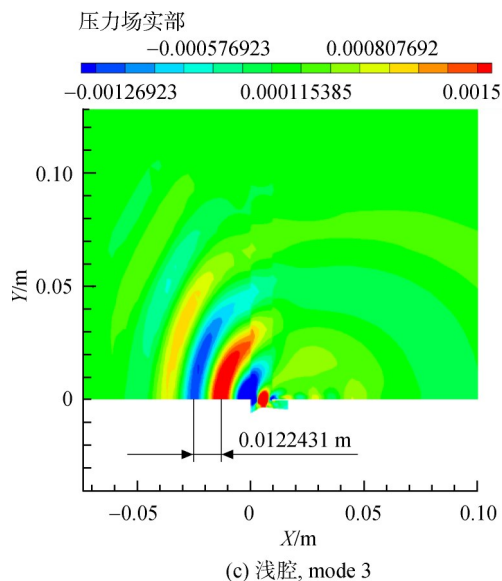


图 30 DMD 压力实部(mode 2 和 mode 3)

Fig.30 Real part of pressure using DMD (mode 2 and mode 3)

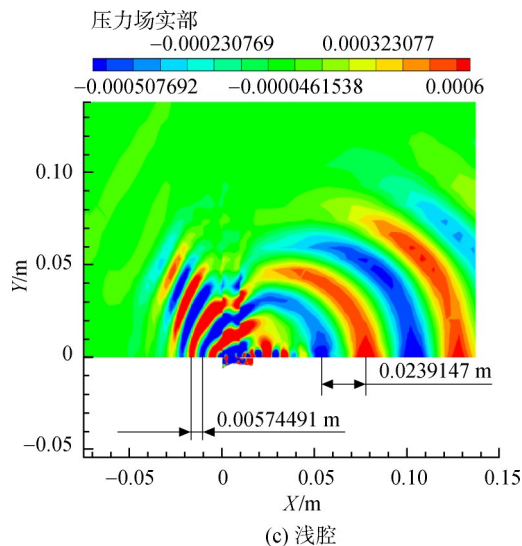
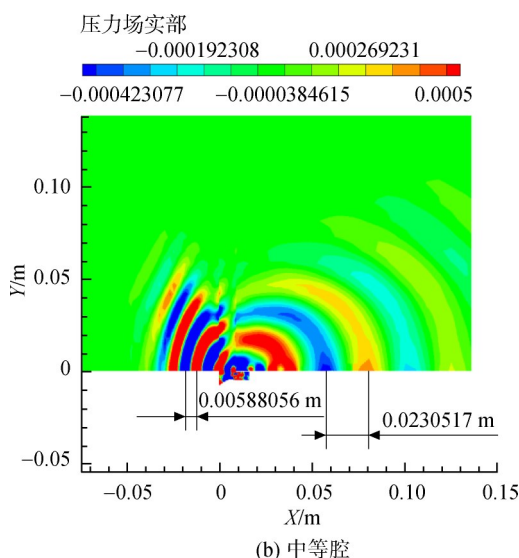
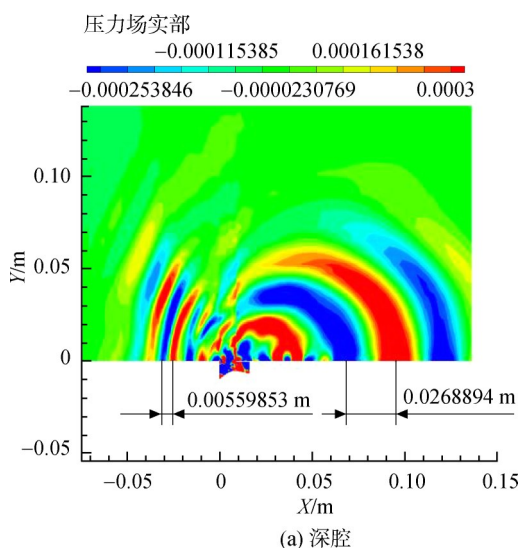


图 31 DMD 压力实部(mode 5)

Fig.31 Real part of pressure using DMD (mode 5)

结构分布特征,不难看出向斜下游方向辐射的压力脉动是由脱出腔体的涡结构向下游运动引起的。结合图 28 的远场总声压级指向性,可以发现下游方向较大的声辐射正是由腔体后缘处不断脱出的涡结构导致的。

4 结 论

本文从工程实际出发,将登机门缝结构简化为二维带肩壁的腔体,采用 DES 方法结合 FW-H 积分方程对带肩壁腔体流动及其远场声辐射特性开展了数值模拟研究,分析了不同肩壁对腔体流动和声传播特性的影响规律。对更接近工程实际的门缝腔体开展数值模拟,结合 DMD 方法对门缝腔体的压力场进行分析,分析了其流致噪声机理,为飞机登机门降噪优化设计提供技术支撑。本文的结论如下:

1) 对比基准方腔,登机门双肩壁的存在使得腔内时均压力变大,随着腔体开口的减小,腔内流动结构更为复杂,纯音频率降低,纯音的能量变大,远场声辐射变强。但是,肩壁过长导致腔体开口过小,腔内流动受到剪切层的影响较小,各处的时均压力较小,流场脉动比较平缓,产生噪声最小。

2) 对于登机门缝单肩壁腔体,随着腔体长深比的增大,腔内流动脉动更加剧烈,靠近后壁面位置时均压力变大,远场声辐射也逐渐增大。

3) 本文基于某飞机的门缝腔体构型尺寸和当地流动状态,建立的二维门缝单肩壁腔体模型符合物理流动特征,计算得到的纯音噪声频率与该

飞机试飞测试得到的纯音噪声频率吻合较好,能够反映该飞机登机门啸叫噪声的主要物理特征。

本文研究结果为开展飞机登机门设计和解决飞机登机门纯音噪声问题奠定基础,也为后续发展切实可行的噪声控制技术提供了技术支撑。

参考文献:

- [1] 柏宝红.基于平均流场的机体噪声预测方法研究[D].北京:北京航空航天大学,2016.
BAI Baohong. Research on the RANS-based airframe noise prediction method[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [2] 郭知飞,刘沛清,郭昊.起落架噪声与空腔噪声耦合作用的数值研究[R].北京:2016年度全国气动声学学术会议,2016.
- [3] 杨党国.内埋武器舱气动声学特性与噪声抑制研究[D].四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2010.
YANG Dangguo. Studies on aeroacoustics characteristics and noise suppressions for internal weapon bays[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2010. (in Chinese)
- [4] KRISHNAMURTY K. Acoustic radiation from two dimensional rectangular cutouts in aerodynamic surfaces[R]. NACA TN-3478, 1955.
- [5] STALLINGS R L Jr, WILCOX F J Jr. Experimental cavity pressure distributions at supersonic speeds[R]. NASA-TP-2683, 1987:1-75.
- [6] TAM C K W, BLOCK P J W. On the tones and pressure oscillations induced by flow over rectangular cavities[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1978, 89(2):373-399.
- [7] ROSSITER J E. Wind tunnel experiments of the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds[R]. ARC R & M-3458, 1964.
- [8] HEELLER H, BLISS D. The physical mechanism of flow-induced pressure fluctuations in cavities and concepts for their suppression[R]. Hampton, US: 2nd Aeroacoustics Conference, 1975.
- [9] COLONIUS T, BASU A J, ROWLEY C W. Numerical investigation of the flow past a cavity[R]. Bellevue, US: 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 1999.
- [10] SHIEH C M, MORRIS P J. Parallel computational aeroacoustic simulation of turbulent subsonic cavity flow[R]. Lahaina, US: 6th Aeroacoustics Conference and Exhibit, 2000.
- [11] WOO C, KIM J, LEE K. Three-dimensional effects of supersonic cavity flow due to the variation of cavity aspect and width ratios[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2008, 22:590-598.
- [12] MANCINI S, KOLB A. Very-large eddy simulations of the M219 cavity at high-subsonic and supersonic conditions[R]. San Diego, CA: AIAA SciTech 2019 Forum, 2019.
- [13] 杨党国,范召林,李建强.超声速空腔流激振荡与声学特性研究[J].航空动力学报,2010,25(7):1567-1572.
YANG Dangguo, FAN Zhaolin, LI Jianqiang. Cavity flow oscillations and aeroacoustic characteristics at supersonic speeds[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7):1567-1572. (in Chinese)
- [14] 杨党国,刘俊,王显圣,等.典型构型空腔模型设计与流动/噪声特性研究[J].空气动力学学报,2018,36(3):432-448.
YANG Dangguo, LIU Jun, WANG Xiansheng, et al. Analysis of design method and aeroacoustics characteristic inside typical cavity[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(3):432-448. (in Chinese)
- [15] 梁勇,陈迎春,赵鲲,等.低速开式空腔自激反馈流场结构与流致噪声的风洞试验研究[J].声学学报,2020,45(6):859-868.
LIANG Yong, CHEN Yingchun, ZHAO Kun, et al. Wind tunnel experimental study of self oscillation feedback flow field structure and flow induced aeroacoustic for open cavity at low speed[J]. Acta Acustica, 2020, 45(6):859-868. (in Chinese)
- [16] 刘俊,蔡晋生,杨党国,等.超声速空腔流动波系演化及噪声控制研究进展[J].航空学报,2018,39(11):1-19.
LIU Jun, CAI Jinsheng, YANG Dangguo, et al. Research progress in wave evolution and noise control for supersonic cavity flows[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(11):1-19. (in Chinese)
- [17] 张超.超声速方腔流动及控制[D].合肥:中国科技大学,2016.
ZHANG Chao. Numerical simulation and control of supersonic cavity flows[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2016. (in Chinese)
- [18] 万振华.可压缩剪切流噪声的计算与机理研究[D].合肥:中国科学技术大学,2013.
WAN Zhenhua. The computations and investigations of compressible shear flow noise[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2013. (in Chinese)
- [19] 杨小权.ARJ21-700飞机登机门间隙引发啸叫的气动激励特性初步分析[R].上海:上海大学,2017.
YANG Xiaoquan. Preliminary analysis of aerodynamic excitation characteristics of howling caused by clearance of ARJ21-700 aircraft boarding gate[R]. Shanghai: Shanghai University, 2017. (in Chinese)
- [20] FLOWCS-WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions for the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences, 1969, 264(1151):321-342.
- [21] NAJAFI-YAZDI A, BRES G, MONGEAU L. An acoustic analogy formulation for moving sources in uniformly moving media[J]. Proceedings of the Moving Sources in Uniformly Moving Media, 2010, 467(2125):144-165.
- [22] CHEN X, SANDHAM N D, XIN Z. Cavity flow noise predictions[D]. Southampton: University of Southampton, 2007.
- [23] SCHMID P J, SESTERHENN J. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 656(10):5-28.

(编辑:张雪、秦理曼)