

空腔噪声非线性数值模拟*

王一丁¹, 陈滨琦¹, 郭亮², 钟范俊², 童明波¹

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 江苏南京 210016; 2. 成都飞机设计研究所, 四川成都 610091)

摘要:将雷诺平均 N-S 方程与非线性噪声求解方法相结合, 对 M219 空腔在 $Ma = 0.6$, $Ma = 0.85$, $Ma = 1.35$ 条件下进行了气动噪声分析。通过雷诺平均 N-S 方程求解空腔流场, 得到包含空腔平均流场基本特征以及强制设定的湍流脉动统计描述的初始湍流统计平均解, 采用非线性噪声求解方法重构噪声源并高精度模拟压力脉动的传播。通过与试验结果对比表明非线性噪声求解方法能够较好地捕捉空腔流动中的压强脉动及噪声水平。与分离涡模拟方法相比, 非线性噪声求解方法在保持计算精度的同时大大减少计算网格, 对内埋弹舱快速设计具有一定的参考意义。

关键词:空腔; 非线性; 噪声源; 湍流; 内埋弹舱

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2015)04-151-07

Nonlinear numerical simulation of cavity noise

WANG Yiding¹, CHEN Binqi¹, GUO Liang², ZHONG Fanjun², TONG Mingbo¹

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

2. Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China)

Abstract: In order to evaluate the M219 cavity noise at 0.6, 0.85 and 1.35 Mach number, nonlinear acoustic solver is combined with Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The flow field of a cavity is calculated by means of Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, which contains basic characteristics of average flow field and turbulence statistical average solution of statistics description of turbulence fluctuation. Noise source is refactored by the nonlinear acoustic solver. Spread of pressure fluctuation is simulated precisely. A comparison shows that the simulation results of nonlinear acoustic solver agree well with the experiment results. Compared with detached eddy simulation, nonlinear acoustic solver can greatly reduce the amount of mesh. In addition, the method can provide some reference for internal weapons bay design.

Key words: cavity; nonlinearity; source; turbulence; internal weapons bay

空腔结构广泛存在于飞行器中, 新一代战斗飞行器使用内埋弹舱能够使飞行器的阻力最大降低 30%, 雷达横截面最低可达 $0.07 \sim 0.12\text{m}^{2[1]}$ 。内埋弹舱给飞行器带来了隐身、超声速巡航等益处, 但同时也产生了一系列复杂的空气动力学问题, 包括剪切层极不稳定、边界层分离、激波边界相互干扰等^[2-3], 这加剧了空腔内的非定常效应, 由此产生的气动噪声将对飞行器的性能与安全产生影响, 严重时将导致飞行器产生灾难性的后果。因此对于空腔气动噪声的研究具有重大而紧迫的现实意义。

Le 等^[4]采用大涡模拟方法 (Large Eddy Simulation, LES)、Allen 等^[5]采用分离涡模拟 (Detached Eddy Simulation, DES) 以及 Peng 等^[6]采用混合雷诺平均大涡模拟 (Reynolds-Averaged

Navier-Stokes/LES, RANS/LES) 对空腔噪声进行了数值模拟研究。但对于工程实际问题, 这些方法存在计算网格数量大、计算时间长等缺点。目前噪声领域常用的 DES 方法经常与有限传输算法结合使用, 增加了亚格子尺度模型的耗散, 有可能导致有效粘度过大, 同时统计学湍流能量的传输也存在很大困难, 这极大地限制了 DES 方法适用的流动及网格类型。

Batten 等于 2002 年提出了一种非线性噪声求解 (Nonlinear Acoustic Solver, NLAS) 方法, 该方法通过对湍流物理量进行重构兼顾了亚格子尺度声源的影响, 在保持计算精度的同时降低了网格需求^[7-9]。王一丁等将 NLAS 方法引入内埋弹舱噪声预测中, 计算了英国 QinetiQ 公司 M219 空腔^[10], 空腔计算条件为 $Ma = 0.6$, $Ma = 0.85$,

* 收稿日期: 2014-02-10

作者简介: 王一丁 (1985-), 男, 四川乐山人, 博士研究生, E-mail: wyding127@163.com;

童明波 (通信作者), 男, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: tongw@nuaa.edu.cn

$Ma = 1.35$, 将 NLAS 仿真结果与试验数据以及 Allen^[5] 使用 DES 方法计算结果进行了对比, 验证了 NLAS 方法用于空腔噪声预测的有效性 with 准确性。NLAS 方法计算网格数相对 DES 方法大幅减少, 降低了计算成本, 具有一定的工程应用价值。

1 数值方法

NLAS 方法计算噪声的产生和传播基于初始统计平均湍流, 首先通过雷诺平均 N-S 方程 (Reynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS) 计算获得初始湍流统计平均解, 湍流统计平均解包含平均流场的基本特征以及强制设定的湍流脉动的统计描述, NLAS 在此统计结果上重构噪声源, 模拟压力脉动的传播。NLAS 噪声计算可以使用与 RANS 计算相同的网格, 也可以使用单独的噪声计算网格, 将 RANS 计算结果插值到噪声网格。NLAS 能够在亚格子尺度上计算噪声的产生, 具有耗散性低的特点。通过统计模式获得的平均流场可以获得亚格子尺度的噪声源, 也可以通过平均流场计算扰动。假定对 N-S 方程添加一个扰动, 即 N-S 方程中每一项表达为统计平均项与脉动项, 即 $\phi = \bar{\phi} + \phi'$, 代入到 N-S 方程中, 重新整理 N-S 方程可以获得非线性的扰动方程:

$$\frac{\partial q'}{\partial t} + \frac{\partial F'_i}{\partial x_i} - \frac{\partial (F''_i)'}{\partial x_i} = -\frac{\partial \bar{q}}{\partial t} - \frac{\partial \bar{F}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{F}_i''}{\partial x_i} \quad (1)$$

式中,

$$q' = \begin{bmatrix} \rho' \\ \bar{\rho}u'_j + \rho'\bar{u}_j + \rho'u'_j \\ e' \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$(F''_i) = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau'_{ij} \\ -\theta'_i + u'_k\bar{\tau}_{ki} + \bar{u}_k\tau'_{ki} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$F'_i = \begin{bmatrix} \bar{\rho}u'_i + \rho'\bar{u}_i \\ \rho'\bar{u}_i\bar{u}_j + \bar{\rho}\bar{u}_i u'_j + \bar{\rho}u'_i\bar{u}_j + \rho'\delta_y \\ u'_i(\bar{e} + \bar{p}) + \bar{u}_i(e' + p') \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \rho'u'_i \\ \bar{\rho}u'_i u'_j + \rho'u'_i\bar{u}_j + \rho'\bar{u}_i u'_j + \rho'u'_i u'_j \\ u'_i(e' + p') \end{bmatrix} \quad (4)$$

忽略密度脉动项, 对以上方程取时间平均可得:

$$\overline{LHS} = \overline{RHS} = \frac{\partial R_i}{\partial x_i} \quad (5)$$

$$R_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{\rho} \overline{u'_i u'_j} \\ c_p \overline{\rho T' u'_i} + \bar{\rho} \overline{u'_i u'_k \bar{u}_k} + \frac{1}{2} \bar{\rho} \overline{u'_k u'_k u'_i} + \overline{u'_k \tau_{ki}} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, R_i 是标准雷诺应力张量和湍流热通量相关项。求解噪声的关键是通过 RANS 计算求得这些未知项, 不能求解的小尺度量则通过 RANS 计算得到的湍流统计结果重构出来, 以此生成亚格子源项。Batten 提出的湍流重构方法为:

$$\begin{cases} u_i(x_j, t) \\ = a_{ik} \sqrt{\frac{2}{N}} \sum_{n=1}^N [p_k^n \cos(\hat{d}_j^n \hat{x}_j + w^n t) + q_k^n \sin(\hat{d}_j^n \hat{x}_j + w^n t)] \\ \hat{x}_j = \frac{2\pi x_j}{L} \\ \hat{t} = \frac{2\pi t}{\tau} \\ \hat{d}_j^n = d_j^n \frac{V}{c^n} \\ V = L/\tau \\ c^n = \sqrt{\frac{3}{2} \overline{u'_i u'_m} d_i^n d_m^n / (d_k^n d_k^n)} \\ p_i^n = \epsilon_{ijk} \eta_j^n d_k^n \\ q_i^n = \epsilon_{ijk} \xi_j^n d_k^n \\ \eta_i^n, \xi_i^n = N(0, 1) \\ \omega^n = N(1, 1) \\ d_i^n = N(0, 1/2) \end{cases} \quad (7)$$

式中, L 为湍流长度, τ 为时间尺度, ϵ_{ijk} 为向量积运算的置换张量, $N(\alpha, \beta)$ 是平均值为 α 、标准偏差为 β 的高斯正态分布函数, a_{ij} 为当地雷诺应力张量的 Cholesky 分解, 对于对称正定的雷诺应力张量 $\overline{u'_i u'_j}$, a_{ij} 为:

$$a_{ij} = \begin{bmatrix} \sqrt{\overline{u'_1 u'_1}} & 0 & 0 \\ \overline{u'_1 u'_2} / a_{11} & \sqrt{\overline{u'_2 u'_2} - a_{21}^2} & 0 \\ \overline{u'_1 u'_3} / a_{11} & (\overline{u'_2 u'_3} - a_{21} a_{31}) / a_{22} & \sqrt{\overline{u'_3 u'_3} - a_{31}^2 - a_{32}^2} \end{bmatrix} \quad (8)$$

2 计算模型

2.1 腔体构型

M219 模型为典型的开式空腔, 在 QinetiQ 风洞进行了一系列风洞试验, 腔体长深比 $L/D = 5$, 宽深比 $W/D = 1.0$ 。图 1 为腔体在 DERA 风洞试验的照片, 图 2 为 M219 空腔风洞试验件构型图。

2.2 计算网格

图 3 为 RANS 计算网格区域, 整个计算域由 4 个结构块组成, 来流方向 (x) 从 $-8D$ 到 $12D$, 展向从 $-2D$ 到 $2D$, 壁面法向方向从 $-1D$ 到 $4D$ 。为了更好地模拟湍流脉动的统计平均结果, RANS 计算应采用非线性的各向异性湍流模型, 选取



图1 M219空腔在DERA风洞噪声试验
Fig.1 Noise test of M219 cavity in wind tunnel

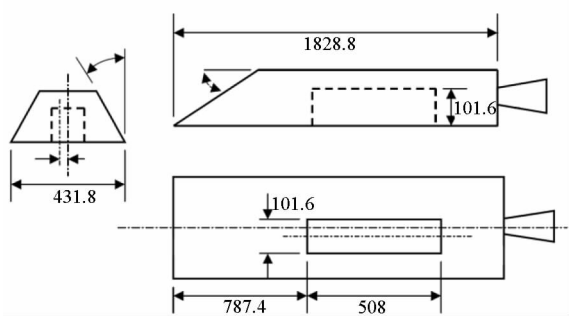


图2 M219空腔风洞试验件构型图
Fig.2 Sketch of M219 wind tunnel test pieces

cubic k-epsilon 模式,该模式通过矩阵近似各个位置对湍流系数的影响,更加符合物理本质。流场物面第一层网格尺度为 $5 \times 10^{-2} \text{ mm}$, 网格数量为 260 万, 基于空腔深度的雷诺数 $Re = 7 \times 10^6$ 。RANS 求解的超声速时来流为固定超声速来流入口条件, 远场为特征线条件, 出口边界不指定, 由内层网格物理量推得。亚声速时来流入口、远场及出口位置均采用特征线边界条件。

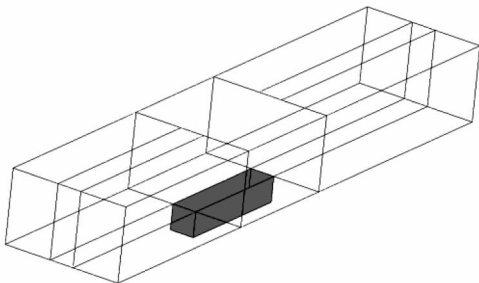


图3 RANS 计算区域
Fig.3 Computational domain of RANS

噪声计算采用单独的计算网格,物面边界为黏性无滑移绝热壁,采用壁面函数法求解保证物面区域求解精度。RANS 计算得到当地雷诺应力张量和热通量的统计平均值,将它插值到噪声计算网格,根据这一统计平均结果对湍流进行人工重构。NLAS 方法的优势在于噪声求解器可以在各项同性更好的网格单元上进行计算,特别是在近壁面区域。在进行噪声计算时,计算域选取为

包含噪声源周边的区域。图4为RANS计算得到的最大湍流动能 k_{\max} 的 10% 等值面,这部分区域是湍流脉动最为剧烈区域、也是主要的噪声源区域、噪声网格重点关注区域。新的边界被设置为吸收层边界,它的远场及衰减层数据由之前 RANS 计算提供。

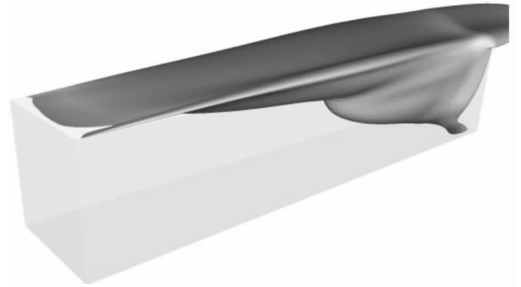


图4 RANS 计算 10% k_{\max} 等值面
(背景为来流速度)
Fig.4 Iso-surface of 10% k_{\max} calculated by RANS (shaded with streamwise velocity)

由于近壁面网格要求放宽以及计算域的缩小,噪声计算网格数量为 120 万,较 RANS 计算的 260 万网格有了显著减少。RANS 与 NLAS 计算的网格对比如图5所示。

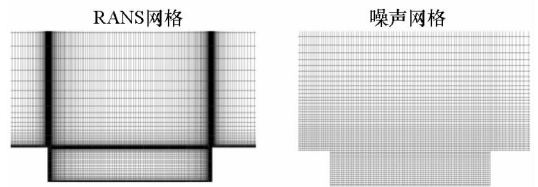


图5 RANS 网格与噪声计算网格对比
Fig.5 Comparison of RANS and acoustics meshes

RANS 计算控制方程采用有限体积法求解,无黏项采用二阶精度 TVD 格式离散,黏性项采用中心差分格式离散,时间推进采用隐式方法。NLAS 计算空间和时间离散格式与 RANS 计算相同,时间步长 $\Delta t = 2 \times 10^{-5} \text{ s}$,共计算 20 000 步。

来流马赫数与 M219 风洞试验一致,取 $Ma = 0.6, Ma = 0.85, Ma = 1.35$,覆盖了亚、跨、超声速以充分验证 NLAS 方法在各种来流条件下模拟空腔噪声的有效性与准确性。在空腔底面中心线处设置 10 个点记录压力的变化,分别表示为 K20 ~ K29,具体位置如图6所示。

计算使用 4 个计算机节点,每个计算机节点包含 1 个 8 核 2.6GHz 处理器和 24G 内存。

3 计算结果对比分析

空腔底部监测点压强均方根是测量脉动压力

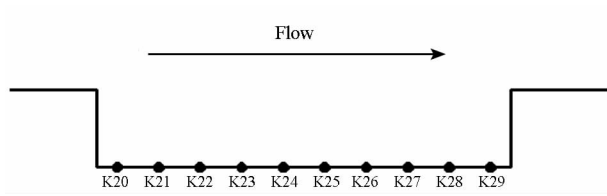


图 6 脉动压力监测点位置

Fig. 6 Monitoring locations of oscillating pressure

的常用指标。图 7 ~ 9 为 $Ma = 0.6$, $Ma = 0.85$, $Ma = 1.35$ 条件下由 NLAS 方法计算得到的压强均方根值与 QinetiQ 风洞试验值以及 Allen 等^[5]采用 DES 方法计算的结果对比。

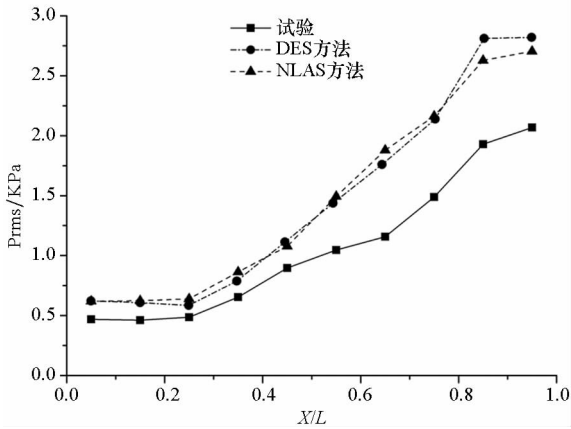


图 7 $Ma = 0.6$ 压强均方根试验、DES 及 NLAS 对比图

Fig. 7 Comparison of prms between experiment, DES and NLAS at $Ma = 0.6$

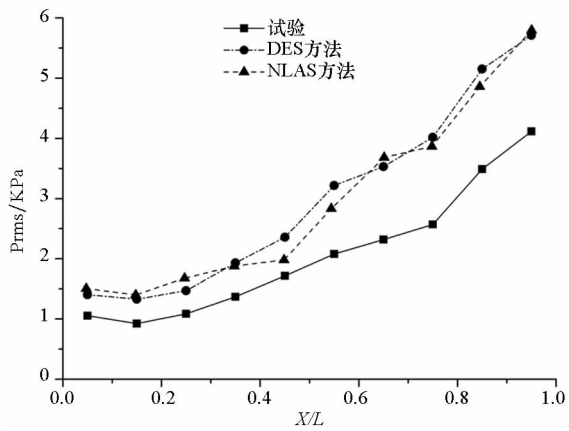


图 8 $Ma = 0.85$ 压强均方根试验、DES 及 NLAS 对比图

Fig. 8 Comparison of prms between experiment, DES and NLAS at $Ma = 0.85$

通过图 7 ~ 9 可以看到 NLAS 计算得到的均方根值略大于试验值,与 DES 方法计算值精度基本相当。而 NLAS 方法所用网格数量仅为 120 万,DES 方法所用网格数量为 260 万,在保证计算精度的同时,NLAS 方法大大减少了网格需求,缩短了计算时间。

图 10 为空腔在 $Ma = 0.85$ 下 x, y, z 方向涡量瞬时

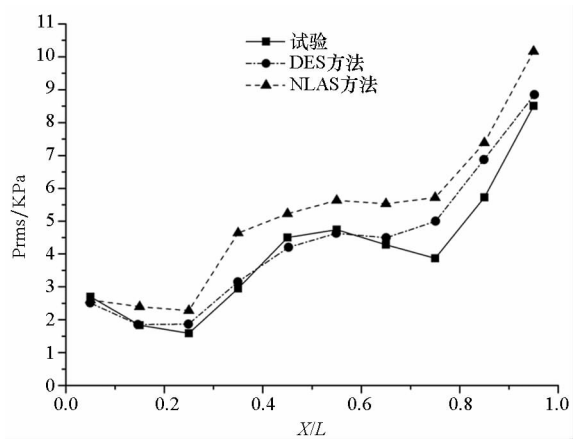


图 9 $Ma = 1.35$ 压强均方根试验、DES 及 NLAS 对比图

Fig. 9 Comparison of prms between experiment, DES and NLAS at $Ma = 1.35$

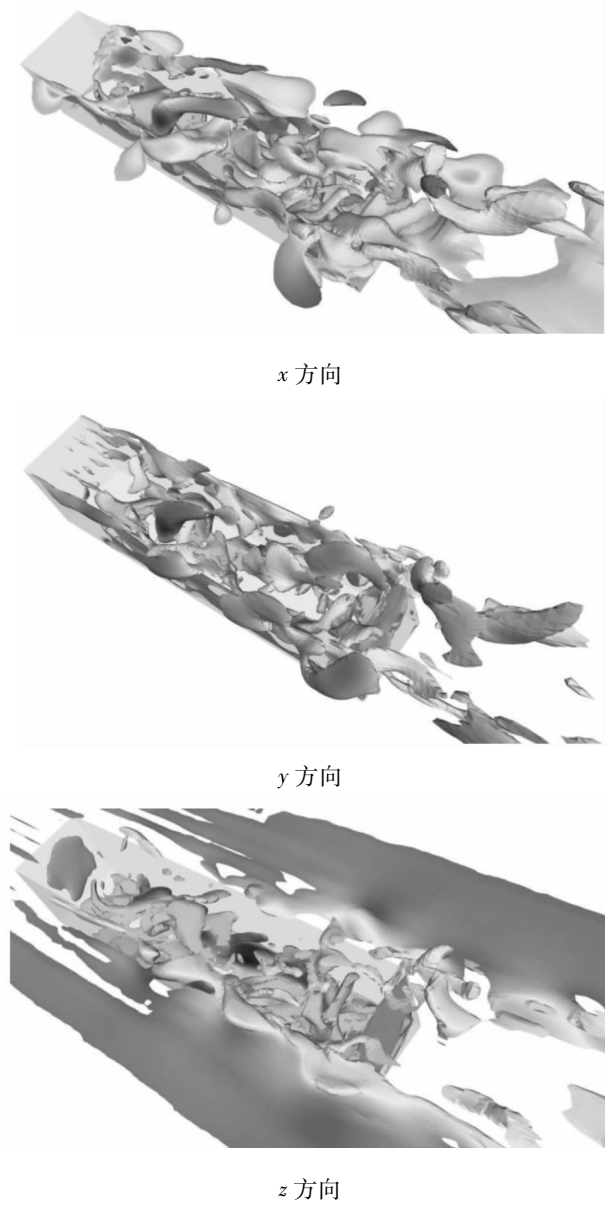
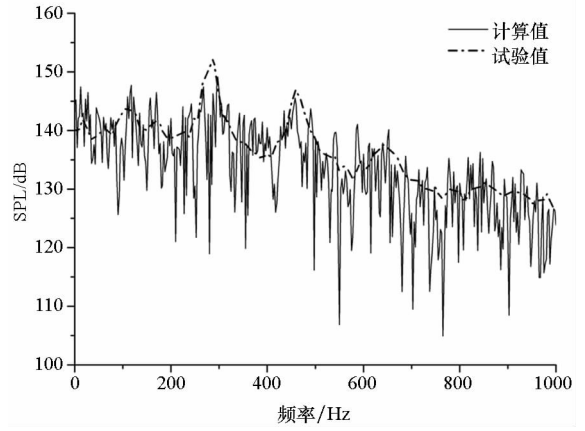


图 10 NLAS 方法得到的涡量分量瞬时等值面
Fig. 10 Instantaneous streamwise vorticity iso-surfaces calculated by NLAS

等值面,涡量相同均为 6×10^3 ,背景代表流向速度。

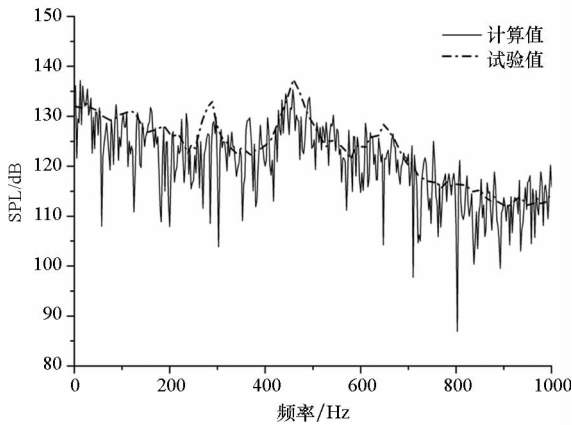
对于长深比 $L/H = 5$ 的开式空腔,来流气体流经前缘时,因为腔体深度较大,气流未触及空腔底部,剪切层跨越空腔中部与后壁发生碰撞,空腔前部和中部受剪切层影响较小,压力不会发生大的变化,空腔后部压力上升,对于超音速流动,会诱发激波产生。空腔的流动特性以及腔内复杂的流动环境会导致空腔后部发生颤振,从而产生噪声。噪声通过腔内循环气流传播到空腔前缘,导致剪切层分离,当满足一定相位条件时,形成声波反馈循环,发生腔内自持振荡。

图 11 ~ 13 分别为 $Ma = 0.6, Ma = 0.85, Ma = 1.35$ 下,位于空腔底部中心线 $X/L = 0.25, X/L = 0.55, X/L = 0.95$ 三个监测点 NLAS 仿真得到的声压频谱曲线与试验值对比图。由于压力脉动值在计算起始的一段时间内不具有周期性,而在该段时间之后压力脉动呈现出一定的周期特性并一直保持下去,而这正是所需要的压力脉动数据,也是噪声传播对应的数据。为了防止起始时间的不规则压力脉动影响噪声求解,将起始段的压力脉动截掉,使用 $0.1s \sim 0.4s$ 的脉动数据。

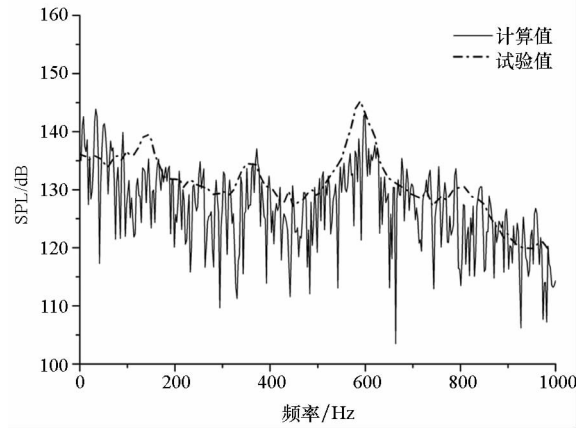


(c) K29 ($X/L = 0.95$)

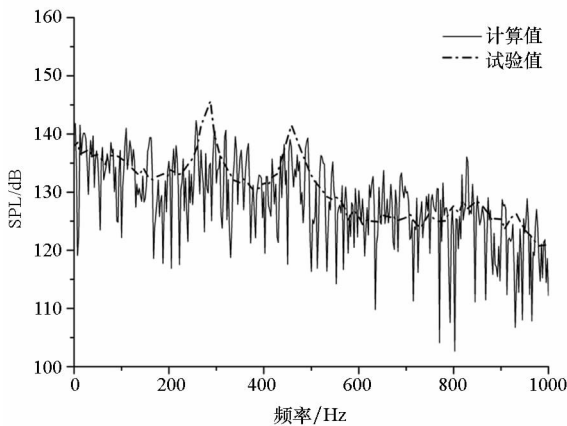
图 11 $Ma = 0.6$ 监测点声压频谱特性计算与试验对比
Fig. 11 Comparison of spectrum between calculation and test at $Ma = 0.6$



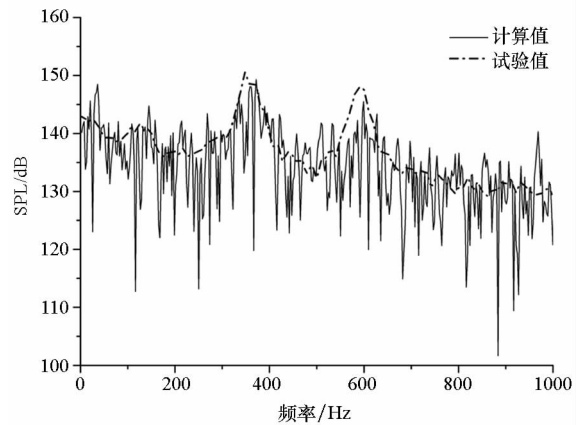
(a) K22 ($X/L = 0.25$)



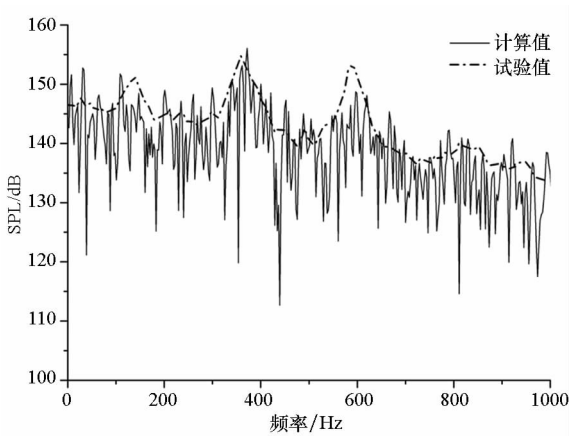
(a) K22 ($X/L = 0.25$)



(b) K25 ($X/L = 0.55$)



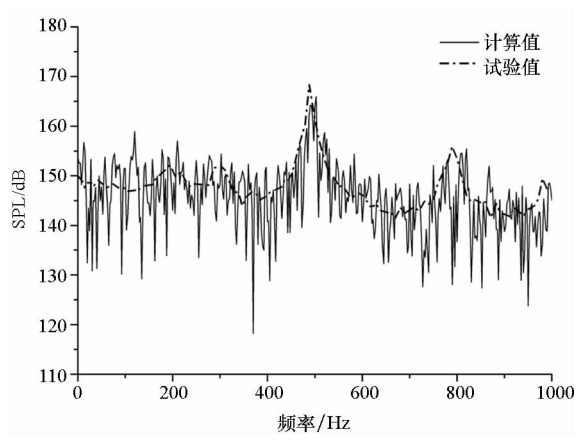
(b) K25 ($X/L = 0.55$)



(c) K29 ($X/L = 0.95$)

图 12 $Ma = 0.85$ 监测点声压频谱特性计算与试验对比

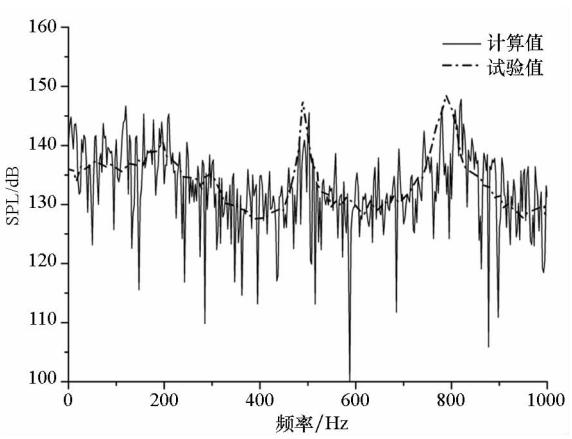
Fig. 12 Comparison of spectrum between calculation and test at $Ma = 0.85$



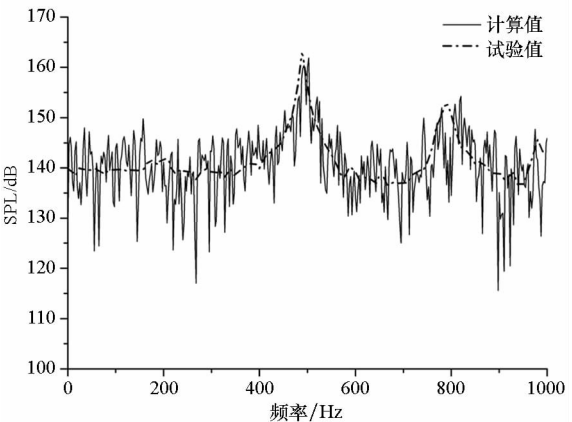
(c) K29 ($X/L = 0.95$)

图 13 $Ma = 1.35$ 监测点声压频谱特性计算与试验对比

Fig. 13 Comparison of spectrum between calculation and test at $Ma = 1.35$



(a) K22 ($X/L = 0.25$)



(b) K25 ($X/L = 0.55$)

计算结果表明,不同马赫数下不同位置的模态一致,这与文献中给出的典型频谱符合很好。从频谱模态中可以看出,采用本方法进行气动噪声计算,前 4 阶频谱模态均可以被捕捉到,且除个别模态略有差别外,主频均被精确捕捉到,说明本方法具有较高精度。 $Ma = 1.35$ 时,噪声测点声压级分布集中在 $130 \sim 170\text{dB}$ 之间,上游声压级略低,而下游声压级略高。对于类似结构的内埋弹舱而言,如此高的声压级会对舱体以及舱内武器造成疲劳损伤,且这种分布会使舱内武器生成一定的抬头力矩,这主要是由于上游剪切层与下游壁面边界层互相作用产生不稳定压力波,该不稳定压力波主要集中于下游区域,并且从下游沿壁面向上游传播至上游前缘,再与剪切层互作用使之与壁面分离从而形成声学反馈。在空腔中主要的不稳定区域集中于下游,使得下游噪声声压级明显高于上游。

气动噪声计算中最重要是主频位置及其对应的最高声压级的预测,重点对这两个参数的仿真与试验结果进行了对比。表 1 为 $Ma = 0.6, Ma = 0.85, Ma = 1.35$ 下空腔底部前中后三个位置的数值仿真结果与试验结果中的最高声压级对比,表 2 为主频对比。

表1 最高声压级比较

Tab.1 Comparison of the most high sound level

Ma	位置	试验值/dB	NLAS/dB
0.6	$X/L=0.25$	137.4	135.2
	$X/L=0.55$	145.7	142.3
	$X/L=0.95$	152.3	149.1
0.85	$X/L=0.25$	145.2	143.0
	$X/L=0.55$	150.6	148.1
	$X/L=0.95$	154.7	156.1
1.35	$X/L=0.25$	148.5	147.8
	$X/L=0.55$	163.3	161.9
	$X/L=0.95$	168.4	165.9

表2 主频位置比较

Tab.2 Comparison of dominant frequency locations

Ma	位置	试验值/Hz	NLAS/Hz
0.6	$X/L=0.25$	457.5	459.3
	$X/L=0.55$	287.6	257.5
	$X/L=0.95$	288.2	297.5
0.85	$X/L=0.25$	589.6	599.3
	$X/L=0.55$	348.1	359.1
	$X/L=0.95$	358.9	372.0
1.35	$X/L=0.25$	788.7	820.1
	$X/L=0.55$	488.8	502.6
	$X/L=0.95$	487.7	502.6

通过对比不同马赫数下 NLAS 仿真与试验的最高声压级以及主频位置,可以发现 NLAS 方法能较为精确地模拟出亚、跨、超声速情况下空腔噪声主频及其对应的最高声压级。

4 结论

1) 将非线性噪声求解方法 NLAS 应用于空腔噪声预测,模拟了 $Ma=0.6$, $Ma=0.85$, $Ma=1.35$ 三种来流条件下的空腔噪声。应用 cubic $k-\varepsilon$ 湍流模型,远场吸收边界及壁面函数法计算得到了三种来流条件下空腔噪声特性,数值结果与试验结果基本吻合,特别是准确模拟主频及其对应的最高声压级,表明 NLAS 方法在亚、跨、超声速条件下对空腔噪声有较好的预测能力。

2) 非线性噪声求解方法对于近壁面网格要求低,声场计算域比 RANS 小,可减少噪声计算网

格数量,降低计算成本。将 NLAS 计算结果与国外文献中 DES 计算结果进行对比,NLAS 的计算精度与 DES 相当,但是网格数大大降低,因此 NLAS 方法对于内埋弹舱工程快速设计具有一定的意义。

3) 对于 $L/D=5$ 的典型开式空腔,通过对亚、跨、超声速情况下空腔噪声数值计算与试验对比,随着马赫数的增大,各监测点的噪声主频位置,总声压级都有所增大。

参考文献 (References)

- [1] Michare J H. 战术导弹空气动力学[M]. 洪金森,杨其德,毛国良,译. 北京:宇航出版社,1999.
Michare J H. Tactical missile air dynamics[M]. Translated by HONG Jinseng, YANG Qide, MAO Guoliang. Beijing: Astronautics Press, 1999. (in Chinese)
- [2] Murray N E, Ukeiley L S. Flow field dynamics in open cavity flows [C]//Proceedings of 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2006-2428, 2006.
- [3] 吴继飞,罗新福,范召林. 内埋式弹舱流场特性及武器分离特性改进措施[J]. 航空学报,2009,30(10):1840-1845.
WU Jifei, LUO Xinfu, FAN Zhaolin. Flow control method to improve cavity flow and store separation characteristics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1840-1845. (in Chinese)
- [4] Le T H, Mary I, Terracol M. LES of pressure loads suppression in weapons bay flow [C]//Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2005-794, 2005.
- [5] Allen R, Mendonça F. DES validations of cavity acoustics over the subsonic to supersonic range [C]//Proceedings of 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2004-2862, 2004.
- [6] Peng S H, Haase W. Advances in hybrid RANS-LES modelling, notes on numerical fluid mechanics and multidisciplinary design[M]. USA: Springer, 2008: 132-141.
- [7] Batten P, Ribaldone E, Casella M, et al. Towards a generalized non-linear acoustics solver [C]//Proceedings of 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2004-3001, 2004.
- [8] Batten P, Goldberg U, Chakravarthy S. Reconstructed sub-grid methods for acoustics predictions at all Reynolds numbers [C]//Proceedings of 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit, AIAA 2002-2511, 2002.
- [9] Da Silva C R I, De Almeida O, Batten P. Investigation of an axi-symmetric subsonic turbulent jet using computational aeroacoustics tools [C]//Proceedings of 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2007-3656, 2007.
- [10] Henshaw M J. M219 cavity case: verification and validation data for computational unsteady aerodynamics[R]. Research and Technology Organization, RTO-TR-26, AC/323 (AVT)TP/19, 2002.