

武器装备

内埋式带弹武器舱声振耦合
响应的仿真分析

刘博, 翟师慧, 盛鹏

(上海航天精密机械研究所, 上海 201600)

摘要: 目的 预测内埋式带弹武器舱的气动声学特性, 明确其声源分布与振动响应规律, 为飞行器安全发射与降噪设计提供理论依据。方法 基于声振耦合理论, 联合有限元法 (Finite Element Analysis, FEA) 与统计能量法 (Statistical Energy Analysis, SEA), 采用 Möhring 声类比方法识别噪声源。利用 ACTRAN 软件模拟不同马赫数 (0.5~1.95 Ma) 下的舱体声压级分布, 结合 VA One 软件分析舱体振动响应特性, 并通过美国空军试验数据验证模型的有效性。结果 武器舱总声压级随马赫数的增大呈先上升、后下降的趋势, 峰值声压集中于舱内前缘、后缘及尾部区域。尾部子系统因周期性旋涡碰撞产生显著振动响应。仿真结果与试验数据对比, 误差小于 6 dB, 验证了联合方法的有效性。结论 内埋式武器舱气动噪声与旋涡运动强相关, 尾部周期性旋涡碰撞是诱发振动的主因。声振耦合联合仿真方法可精准预测舱体声学特性, 为优化武器舱结构布局与降噪设计提供了关键技术支撑。

关键词: 内埋式武器舱; 气动声学特性; 声振耦合; 周期性旋涡碰撞; 降噪设计; 振动响应

中图分类号: V416.1

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2025)05-0066-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2025.05.010

Simulation of Acoustic-vibration Coupling Response of
Embedded Weapon Bays with Missiles

LIU Bo, ZHAI Shihui, SHENG Peng

(Shanghai Spaceflight Precision Machinery Institute, Shanghai 201600, China)

ABSTRACT: The work aims to predict the aero-acoustic characteristics of embedded weapon bays with missiles, clarify the noise source distribution and vibration response mechanisms, and provide theoretical guidance for safe aircraft launch and noise reduction design. Based on the acoustic-vibration coupling theory, a hybrid approach combining Finite Element Analysis (FEA) and Statistical Energy Analysis (SEA) was developed. The Möhring acoustic analogy method was employed to identify noise sources. ACTRAN was used to simulate sound pressure level distributions under varying Mach numbers (0.5-1.95 Ma), while VA One was combined to analyze vibration response characteristics. The validity of the model was verified with U.S. Air Force experimental data. The total sound pressure level in the weapon bay initially increased and then decreased with the rising Mach numbers, with the peak pressure concentrated at the leading edge, trailing edge, and tail regions. The tail subsystem exhibited

收稿日期: 2025-02-20; 修订日期: 2025-03-24

Received: 2025-02-20; Revised: 2025-03-24

基金项目: 国家自然科学基金 (12472343)

Fund: The National Natural Science Foundation of China (12472343)

引文格式: 刘博, 翟师慧, 盛鹏. 内埋式带弹武器舱声振耦合响应的仿真分析[J]. 装备环境工程, 2025, 22(5): 66-74.

LIU Bo, ZHAI Shihui, SHENG Peng. Simulation of Acoustic-vibration Coupling Response of Embedded Weapon Bays with Missiles[J]. Equipment Environmental Engineering, 2025, 22(5): 66-74.

significant vibration responses due to periodic vortex collisions. Simulation results showed less than 6 dB deviation from experimental data, confirming the reliability of the hybrid method. The aero-acoustic noise in embedded weapon bays is strongly governed by vortex dynamics, where periodic tail vortex collisions dominate vibration excitation. The acoustic-vibration coupling hybrid simulation method enables precise characterization of acoustic characteristics in bays, offering critical insights for optimizing weapon bay configurations and noise reduction design.

KEY WORDS: embedded weapon bay; aero-acoustic characteristics; acoustic-vibration coupling; periodic vortex collision; noise reduction design; vibration response

内埋式带弹武器舱的流场环境可以描述为带悬挂物的空腔流动, 包含着极其复杂的流动现象。武器舱门在打开时, 舱内的强涡流和舱口剪切层的相互作用, 使流动出现自持振荡, 产生强烈的气动噪声, 引起武器舱附近结构共振, 甚至对弹上电子产品产生损伤, 降低武器的作战效能^[1-4]。

目前, 国内外对武器舱空腔的气动声学特性开展了计算流体动力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 与统计能量法 (Statistical Energy Analysis, SEA) 仿真分析研究。Kim 等^[5]采用了两方程 $k-\omega$ 湍流模型, 在 $1.5 Ma$ 下研究了二维和三维矩形弹舱空腔的声学特性, 三维仿真结果与试验结果对比误差较小。刘瑜^[6]采用 CFD 方法, 研究了 $0.85 Ma$ 下锯齿形扰流片对弹舱内噪声的被动抑制效果。尉建刚等^[7]基于 N-S 方程 (Navier-Stokes Equations), 仿真分析了不同长深比二维武器舱的流动特性, 以及三维武器舱锯齿舱门对气动特性的影响。黄长强等^[8-9]采用大涡模拟 (Large Eddy Simulation, LES) 和计算声学 FW-H 方程 (Ffowcs Williams-Hawkings Equation) 相结合的方法, 研究了超音速条件下三维带弹武器舱的气动声学特性, 并分析了流场噪声的产生机理。瓮哲^[10]仿真获取了内埋武器舱内的气动特性, 发现前缘扰流片的降噪效果最为显著。此外, 在现有研究中, 声振耦合分析通常采用单一的仿真方法, 如有限元方法, 虽在特定场景下具有计算效率优势, 但其局限性日益凸显, 单一方法忽略了流体-结构界面动态响应, 难以兼顾结构振动与声场传播的特征。随后, Shorter 等^[11]针对飞行器高温、高声强环境提出了混合有限元与统计能量 (FEA-SEA) 方法, 用以解决中频声振问题。秦朝红等^[12]采用确定性能量与统计能量 (Deterministic Energy Analysis-Statistical Energy Analysis, DEA-SEA) 方法对飞行器典型结构件开展了中频力学环境预示参数识别及建模技术研究, 其结果与试验数据吻合良好。然而, 目前对于内埋式带弹武器舱的声振耦合分析研究较少^[13-21], 其高频声振耦合效应预测精度不足。

本文在现有空腔气动声学研究的基础上, 结合 Möhring 声类比、功率流平衡方程、ACTRAN 声振耦合有限元仿真技术和 VA One 声振耦合统计能量法^[22-24]

等, 对不同马赫数下内埋式带弹武器舱的气动声学进行了仿真, 以揭示内埋式带弹武器舱的气动声学特性。首先, 基于 Möhring 声类比方法, 使用 ACTRAN 对不同马赫数的武器舱内噪声源分布进行了仿真, 以揭示武器舱内的声源位置。其次, 使用 ACTRAN 对内埋式带弹武器舱的气动声学特性进行了有限元法仿真, 以分析不同马赫数下武器舱的声压级分布。最后, 使用 VA One 软件对不同马赫数的武器舱内各个子系统的振动特性进行了仿真, 以分析不同马赫数下振动响应随频率的变化。

1 带弹武器舱有限元声振耦合分析建模

采用 LES 和 Möhring 声类比相结合的方法, 采用 LES 和 Möhring 声类比相结合的方法, 研究亚音速与超音速等条件下三维带弹武器舱的气动特性, 建立了计算模型, 如图 1 所示。计算区域右侧为来流方向, 其边界条件设定为压力远场; 计算区域左侧为出流方向, 其边界条件为压力远场; 计算区域壁面法向最下部也设定为压力远场边界条件; 计算区域两侧延展方向边界设定为对称边界条件, 这样可以避免由于其他边界的设定而产生的速度梯度和压力梯度, 从而保证计算区域内外流体性质的一致性, 使计算更与实际吻合; 飞行器壁面、弹舱及计算区域壁面根据实际工况设置为无滑移恒温固壁边界。在声学计算中, 声类比方法的核心思想在于, 将有旋的流动区域类比为四极子声源, 从而将由流动引起的声波传播问题, 等效为经典的有源声学问题。在武器舱的声场计算中需要在声源区周边一定范围内建立声源传播区。

模型中流体介质均为空气, 其为可压缩气体, 参考压力设置为标准大气压。为了给非定常计算提供一个稳定且较为接近实际的流场, 使后面的非定常计算更容易收敛, 首先采用标准 $k-\omega$ 剪切应力输运湍流模型 (Shear Stress Transport Turbulence Model, SST) 进行定常计算, 收敛准则设置为计算残差。收敛后进行非定常计算, 计算模型采用大涡数值模拟方法, 其初始条件由上一步定常计算结果给出, 非定常流动的

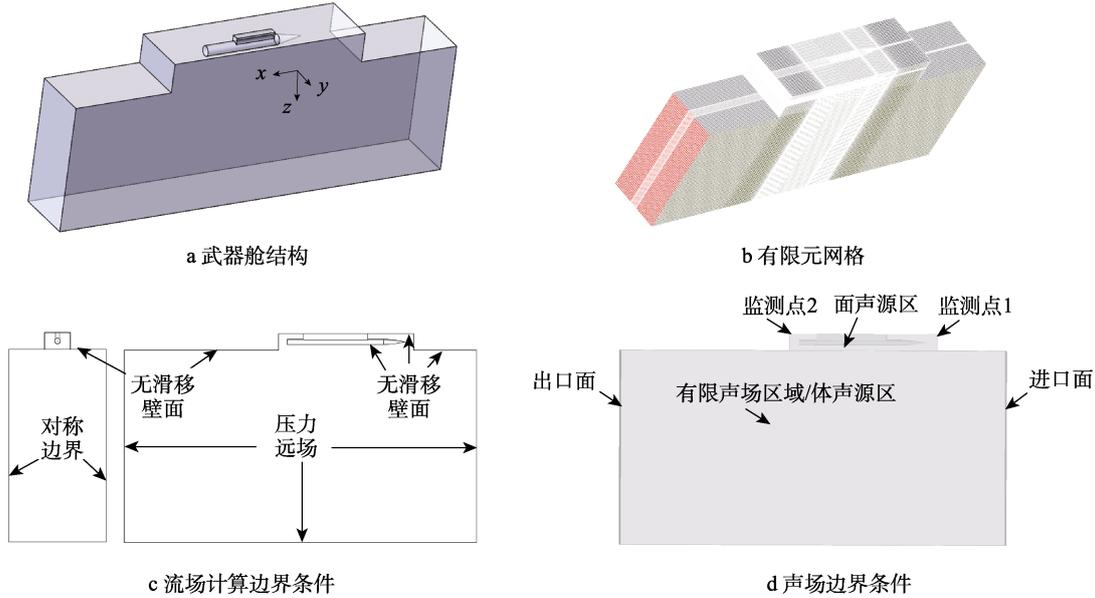


图1 带弹武器舱结构和有限元网格

Fig.1 Structure and FEA mesh of weapon bays with missiles: a) weapon bay structure; b) FEA mesh; c) flow field calculation boundary conditions; d) sound field boundary conditions

时间步长为 10^{-4} s, 时间步数为 4 000 步, 并采用双重时间步法, 内迭代步设置为 20 步, 可以保证残差下降 2 个量级。另外, 为了对本文数值计算结果的网格无关性进行验证, 采用不同节点数对计算域进行网格划分, 数量分别为 80 万、100 万和 120 万。通过对图 1d 所示监测点的时均速度进行分析, 当计算域大于 100 万网格时, 增加网格数量后监测点的速度波动都在 5% 以内, 可认为与网格无关^[25]。因此, 本文选用 100 万网格数进行武器舱声学特性研究。

2 结果及分析

2.1 声源仿真结果

将 CFD 流场计算得到的速度、压力和密度信息导入 ACTRAN 声学计算中, 如图 2 所示。来流为 $0.5\sim 1.0 Ma$ 时, 声源主要集中在带弹武器舱之中, 并且当空气流经带弹武器舱, 会在带弹武器舱尾部产生一部分湍流, 这也会产生部分声场声源, 但相对较少。来流为 $1.5\sim 1.95 Ma$ 时, 声源主要集中在带弹武器舱头部和尾流处, 因为当高速空气流经带弹武器舱, 会在尾部产生湍流, 这也会产生声场声源。

声源云图的分析结果表明, 武器舱的声源位置主要来自武器舱的前、后缘和尾部部分, 其原因是在流体经过武器舱部分的时候, 会在前、后缘和尾部存在周期性旋涡变化, 其原因是在流体经过武器舱部分的时候, 会在前、后缘和尾部存在周期性旋涡变化。尾部声源产生机制从亚音速的涡脱落主导转变为激波诱导湍流噪声主导, 这种机制转变与流场压缩性效应的增强直接相关。

2.2 声压级仿真结果

带弹武器舱内流动的不稳定会造成流场压力脉动, 产生一定频率和幅值的噪声。通过直接频率声场计算, 可以得到武器舱内有限元声场中, 不同频率下的声压级云图, 如图 3 所示。通过不同频率下的声压级云图可知, 来流为 $0.5\sim 1.95 Ma$ 时, 最大声压级主要集中在舱内的前缘部分和后缘部分, 武器舱内声源产生的声波向有限元区域扩散, 并且流体经过武器舱之后, 声压级都有一个明显的上升, 导致越靠近弹舱尾部, 声压级越大, 其原因是在武器舱内存在周期性旋涡碰撞。

尾部声压级的显著提升源于双重机制: 一是脱落涡与后缘壁面碰撞产生的瞬态压力脉冲, 以及舱体空腔纵向声模态引发的驻波共振; 二是前缘区域声能主要沿流向传播, 尾部区域因湍流各向异性产生多向辐射, 导致声压级三维扩散特性。

2.3 带弹武器舱振动响应结果

采用声振耦合对内埋式带弹武器舱进行仿真, 即将流场中计算得到的脉动压力, 输入到飞行器表面, 并和飞行器表面产生声振耦合, 最后输出飞行器表面和飞行器支架上的振动速度。选取监测点 1 和监测点 2 处响应进行分析, 其位置分别位于如图 1 所示的武器舱底板同前壁板、底板同后壁板的交线中点。通过对比不同马赫数下不同监测点振动速度级的频率曲线 (如图 4 所示) 可知, 在 $0\sim 2000$ Hz, 振动速度级随着频率的增大而减小, 在飞行器支架上沿 y 方向 (垂直于飞行器方向) 振动速度级最大, 而在飞行器表面沿 z 方向 (武器舱上下方向) 振动速度级最大; 武器舱在 $1.5 Ma$ 下, 振动速度级最大, 在 $1.95 Ma$

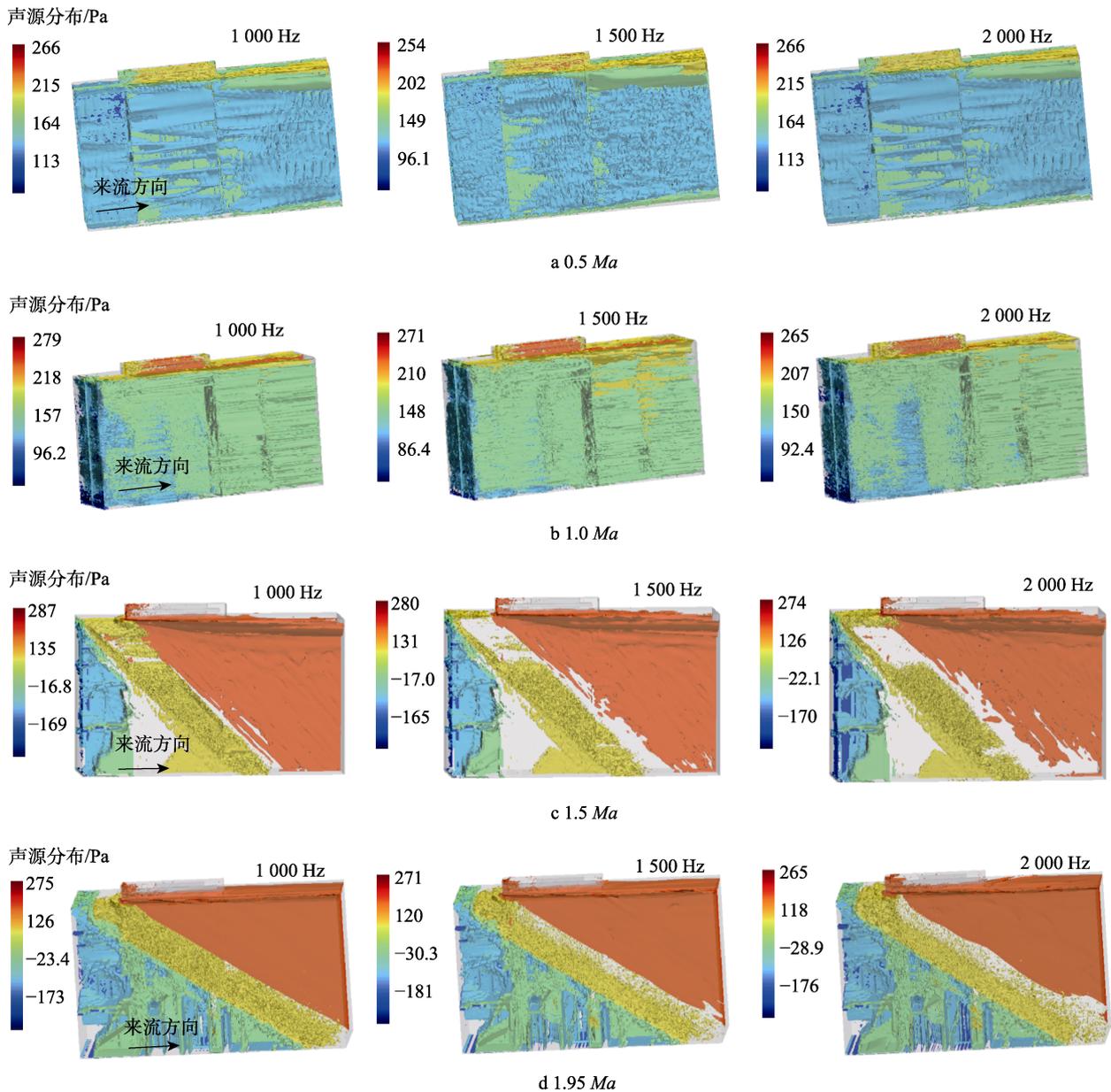


图 2 声源云图
Fig.2 Sound source cloud

下的振动速度级反而会减小。1.95 Ma 时, 振动级降低与 2 个因素相关: 一是气动加热导致结构阻尼比提升; 二是超音速流场中声波长缩短使得结构受迫振动进入质量控制区, 能量传递效率降低。

2.4 带弹武器舱统计能量声振耦合分析结果

在声振耦合分析中, 低于 500 Hz 的低频段, SEA 方法由于需要根据系统模态数划分子系统, 这就决定了该方法在低频时会发生失准, 应采用 FEA 精确建模分析。在 500~2 000 Hz 的中高频段, FEA 方法分析所消耗的计算资源加大, 并存在高频衰减, 应采用 SEA 建模分析。模型子系统划分为确定性和统计 2 类, 能量通过动态刚度矩阵在两者间传递, 即 FEA 子结构的动态刚度矩阵与 SEA 子系统的能量响应通

过耦合方程关联, 确保位移和能量的兼容性。

建立带弹武器舱的 VA One 模型, 如图 5 所示。按照子系统的模态相似原则划分子系统, 即划分子系统的时候应尽量把模态阻尼相似的结构划分为一个的模态群。若在一个模态群中存在较大的模态能量差异, 需要将其继续划分为 2 个或多个模态群。同时, 划分子系统的时候需要注意每个子系统均要保证具有足够高的模态密度。在统计能量分析过程中, 理论上单个子系统在分析带宽内的模态数需要多于 5 个。据此, 带弹武器舱共划分 11 个子系统, 包括武器舱前板子系统①、武器舱后板子系统②、武器舱上板子系统③、武器舱左侧平板子系统④、武器舱上平板子系统⑤, 武器架前板子系统⑥、武器架后板子系统⑦、武器架左侧平板子系统⑧、武器架右侧平板子系统

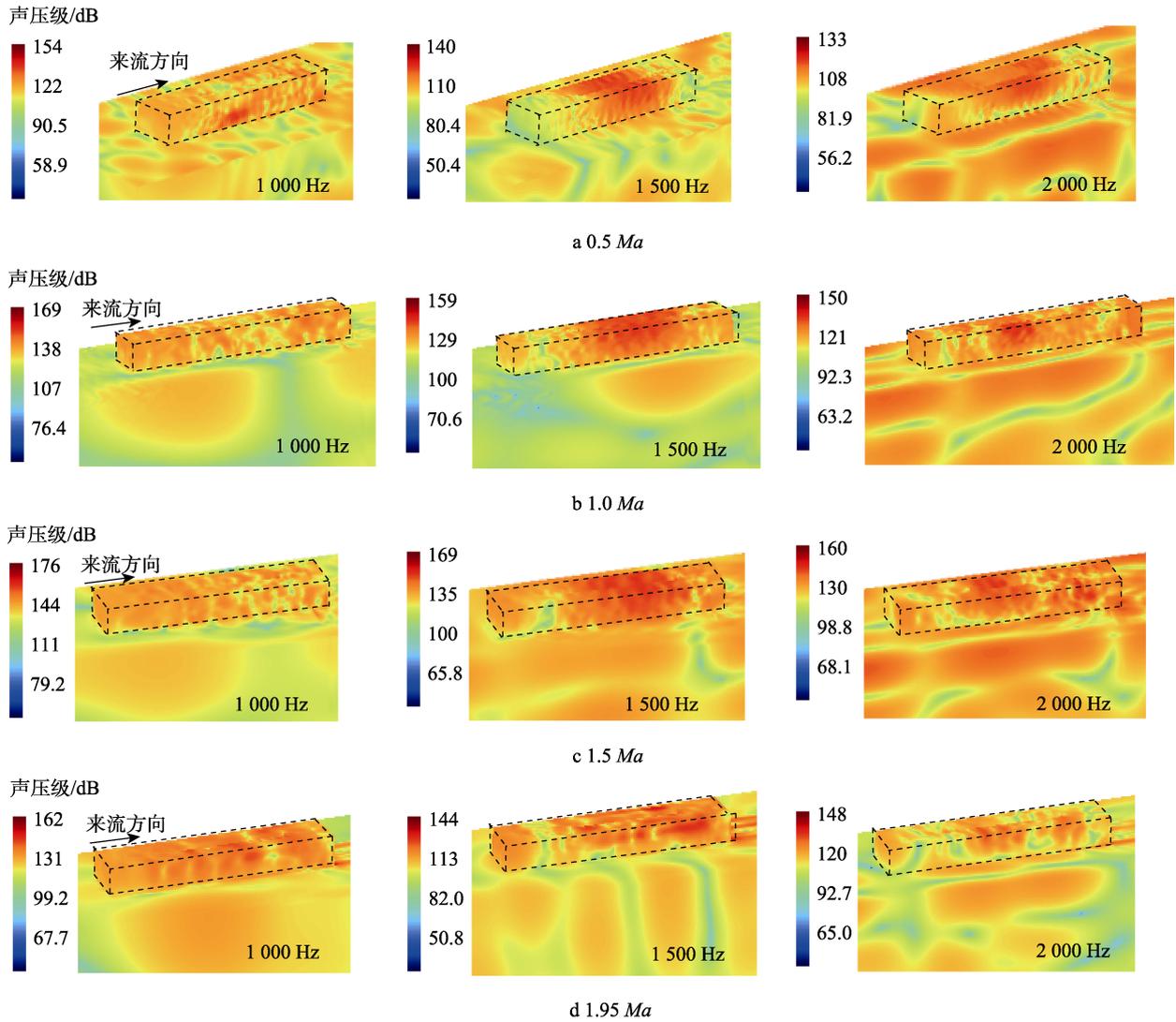


图3 声压级云图
Fig.3 Sound pressure level cloud

⑨、弹体子系统⑩以及声腔子系统⑪。

通过前面子系统的模态数分析,在 500~ 2 000 Hz 的频段内,该模型适合运用统计能量方法求解。SEA 方法的有效性体现在 2 个方面:一是子系统能量传递路径清晰反映前缘至尾部的声能主导方向,高频段能量衰减特性与结构损耗因子精确匹配;二是后板振动响应突出其作为主要声辐射面的角色,能量稳定段表明,结构阻尼在高频耗散达到动态平衡。利用 VA One 声学软件,建立功率流平衡方程,可求出各子系统的振动能量,并由振动速度表示其振动情况,如图 6 所示。从各个子系统的响应结果来看,武器舱后板的振动响应数值较大,这与武器舱后板附近流场的复杂性具有很大关系,从声压特性与振动响应结果来看,也可相互印证分析结果的正确性,最大值处均出现在武器舱后板附近。武器舱尾部子系统的振动响应情况最大,其原因是在武器舱内存在周期性旋涡碰撞。在 1.5 Ma 来流下,武器舱内振动响应数值最高,速度幅

值均方根 (Root Mean Square, RMS) 的最大值为 243.1 m/s,明显高于 0.5 Ma 来流下的 45.05 m/s、1.0 Ma 来流下的 182.2 m/s 和 1.95 Ma 来流下的 107.7 m/s,这与 2.3 节的分析结论一致。

采用联合 FEA 与 SEA 方法,对武器舱监测点 1 和监测点 2 的声压级进行求解,得到 1.5 Ma 来流下 0~2 000 Hz 的声压级曲线,如图 7 所示。将仿真结果与美国空军工程发展中心试验结果^[26]进行对比,在 100~250 Hz 达到最大声压级,监测点 1 仿真最大声压级为 165 dB,与试验中相同位置监测点的结果 (159.5 dB) 相差 5.5 dB;监测点 2 仿真最大声压级为 170 dB,与试验结果 (164.6 dB) 相差 5.4 dB。两者在 1 200 Hz 之后,声压级都出现了下降趋势,1 600~2 000 Hz 都在 120 dB 左右波动。综上,本文的联合 FEA 与 SEA 方法仿真结果与试验结果吻合很好,从而验证了此声振耦合计算武器舱噪声的准确性。

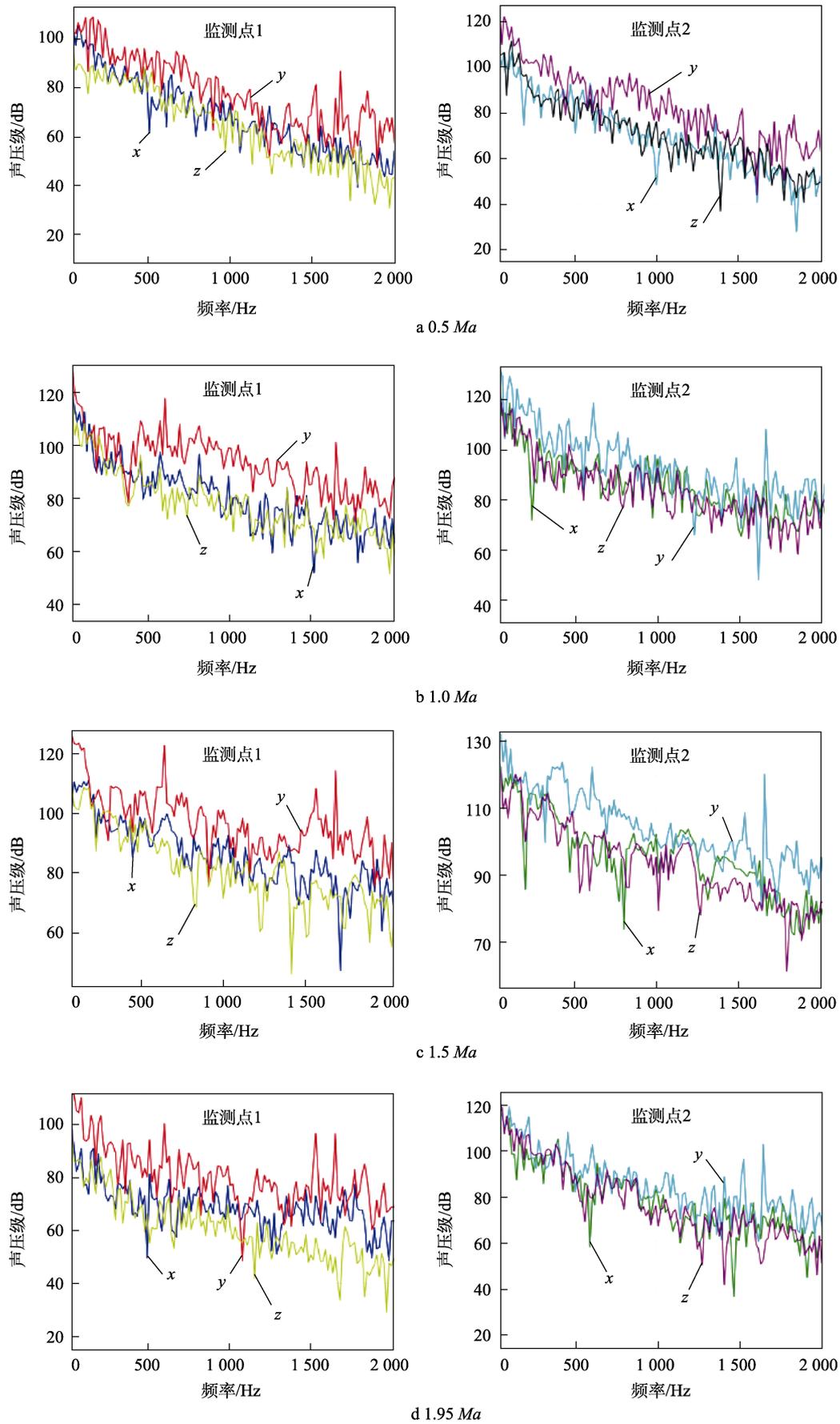


图 4 振动速度级曲线
Fig.4 Vibration velocity stage curve

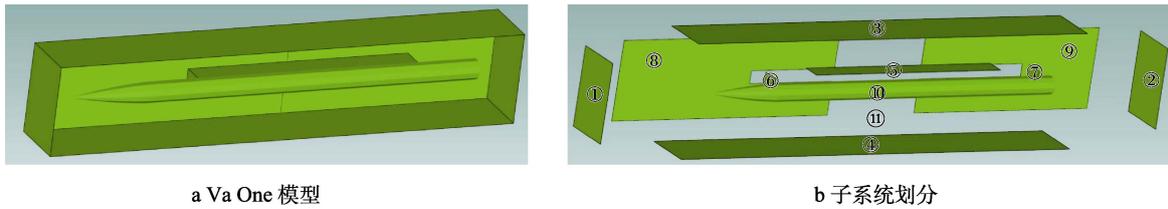


图5 带弹武器舱模型
Fig.5 Model of weapon bays with missiles: a) Va One model; b) subsystem division

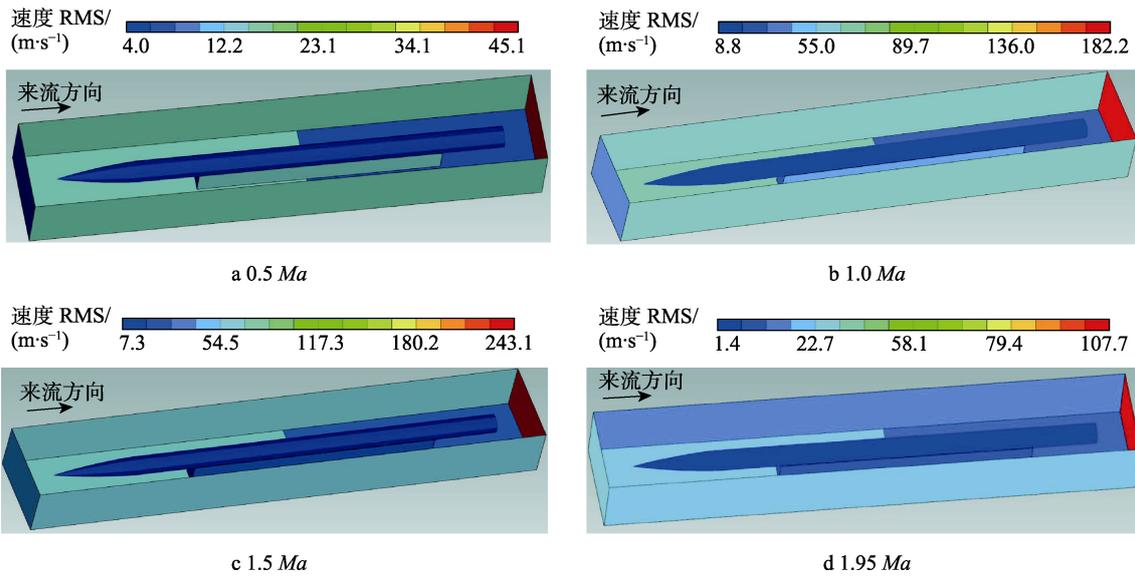


图6 武器舱振动响应云图
Fig.6 Vibration response cloud of weapon bays

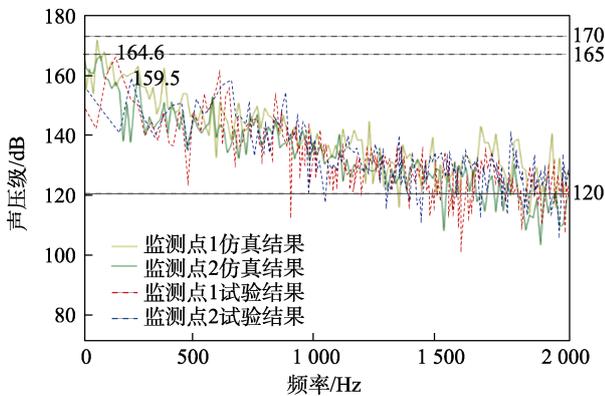


图7 武器舱声压级曲线
Fig.7 Sound pressure level curve of weapon bays

3 结论

1) 基于 M \ddot{o} hring 声类比方法, 使用 ACTRAN 对不同马赫数的武器舱内噪声源分布进行了仿真分析, 得到了不同马赫数下武器舱的噪声源分布云图。云图的分析结果表明, 武器舱的声源位置主要来自武器舱的前、后缘和尾部部分, 其原因是在流体经过武器舱部分的时候, 会在前、后缘和尾部存在周期性旋涡变化。

2) 基于声振耦合有限元分析方法, 通过 ACTRAN

软件对不同马赫数武器舱内的振动速度和声压级分布进行了仿真分析, 得到了不同马赫数下武器舱的振动速度和声压级分布。分析结果表明, 武器舱在飞行器表面沿 z 方向 (即武器舱上下移动方向) 的振动速度最大; 武器舱越靠近弹舱尾部, 声压级越大, 其原因是在武器舱内存在周期性旋涡碰撞, 这也与前文流场分析结果一致。

3) 使用 VA One 软件对不同马赫数的武器舱内各个子系统的振动特性进行了仿真分析, 得到了不同马赫数下的武器舱振动响应云图。结果表明, 不同马赫数下武器舱尾部子系统的振动响应情况最大, 其原因是在武器舱内存在周期性旋涡碰撞, 并且在 1.5 Ma 来流下, 武器舱内振动响应数值最高。

4) 采用联合 FEA 与 SEA 方法, 获得了在 0~2 000 Hz 下武器舱声压级随频率的变化曲线。结果表明, 声压级都呈先增加、后减小的趋势变化。与美国空军试验数据对比, 在 0~500 Hz 低频段以及 500~2 000 Hz 中高频段, 本文仿真结果的偏差均不超过 6 dB, 表明了此声振耦合计算武器舱噪声的准确性。

参考文献:

[1] 金鑫, 杨党国, 蔡广平, 等. 先进战斗机武器内埋发展趋势与关键气动问题[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(3):

- 152-159.
JIN X, YANG D G, CAI G P, et al. Key Aerodynamic Issues and Development Tendency of Internal Weapons Bay of Advanced Fighters[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(3): 152-159.
- [2] 杨党国, 范召林, 李建强, 等. 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 D G, FAN Z L, LI J Q, et al. Cavity Flow Oscillations and Aeroacoustic Characteristics at Supersonic Speeds[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(7): 1567-1572.
- [3] 王显圣, 周方奇, 徐来武, 等. 内埋弹舱流动/振动/噪声多场载荷实验[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(3): 160-168.
WANG X S, ZHOU F Q, XU L W, et al. Experiments on Multi-Field Loads of Flow/Vibration/Noise Induced by Internal Weapons Bay[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(3): 160-168.
- [4] 陈兵, 罗磊, 蒋安林, 等. 高马赫数内埋武器分离特性数值模拟研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2024, 50(7): 2113-2122.
CHEN B, LUO L, JIANG A L, et al. Numerical Simulation of Separation Characteristics for Internally Buried Weapon at High Mach Number[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2024, 50(7): 2113-2122.
- [5] KIM H, ARADAG S, KNIGHT D. Two and Three Dimensional Simulations of Supersonic Cavity Flow[C]//12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, Massachusetts. Reston, Virginia: AIAA, 2006: 2431.
- [6] 刘瑜. 内埋式弹舱武器发射分离过程研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
LIU Y. Study on Launching Separation Process of Embedded Bomb Bay Weapons[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.
- [7] 尉建刚, 桑为民, 雷熙薇. 内埋式武器舱的流动及气动特性分析[J]. *飞行力学*, 2011, 29(2): 29-32.
YU J G, SANG W M, LEI X W. Analysis of the Flow Characteristics and Aerodynamic Problems in Internal Weapons Bay[J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(2): 29-32.
- [8] 黄长强, 国海峰, 唐上钦, 等. 超音速带弹武器舱气动特性数值研究[J]. *兵工学报*, 2013, 34(8): 975-980.
HUANG C Q, GUO H F, TANG S Q, et al. Numerical Research on Aerodynamic Characteristics of Cavity with Store at Supersonic Speeds[J]. *Acta Armamentarii*, 2013, 34(8): 975-980.
- [9] 唐上钦, 黄长强, 翁兴伟. 考虑气动干扰的导弹内埋式发射弹道研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2013, 33(3): 138-142.
TANG S Q, HUANG C Q, WENG X W. The Study on Trajectory of Missile Separating from Cavity with Aerodynamic Interference Considered[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2013, 33(3): 138-142.
- [10] 瓮哲, 王霄, 刘超, 等. 内埋武器舱动态流动特性及降噪控制方法研究[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(3): 169-174.
WENG Z, WANG X, LIU C, et al. Unsteady Flow Characteristics and Noise Reduction Control Methods of a Geometrically Complex Weapons Bay[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(3): 169-174.
- [11] SHORTER P J, LANGLEY R S. Vibro-Acoustic Analysis of Complex Systems[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2005, 288(3): 669-699.
- [12] 秦朝红, 任方, 韩丽, 等. 飞行器典型结构中频分析参数识别及建模技术研究[J]. *强度与环境*, 2014, 41(5): 38-44.
QIN Z H, REN F, HAN L, et al. Parameter Identification and Modeling Method for Mid-Frequency Environment Prediction of Typical Structure[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2014, 41(5): 38-44.
- [13] 李欢, 杨悦悦, 张杰, 等. 分离涡模拟方法在内埋弹舱机弹分离模拟中的应用[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(3): 190-202.
LI H, YANG Y Y, ZHANG J, et al. Application of DES Method in Internal Weapon Separation Simulation[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(3): 190-202.
- [14] 宋威, 艾邦成. 内埋武器机弹分离相容性及流动控制试验[J]. *航空动力学报*, 2022, 40(3): 203-211.
SONG W, AI B C. Experimental Investigation on Aircraft-Store Compatibility and Flow Control for Internal Weapons Separation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 40(3): 203-211.
- [15] 李晓东, 姜蔚婉, 屈崑, 等. 动态舱门对空腔复杂流动和噪声特性影响分析[J]. *空气动力学学报*, 2022, 40(3): 175-189.
LI X D, JIANG W W, QU K, et al. Investigations of Complex Cavity Flows and Noise Induced by Moving Cavity Doors[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2022, 40(3): 175-189.
- [16] ROSSITER J E. Wind-Tunnel Experiments on the Flow Over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds[R]. London: Aeronautical Research Council, 1964.
- [17] 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.
- [18] ROWLEY C W, COLONIUS T, BASU A J. On Self-Sustained Oscillations in Two-Dimensional Compressible Flow over Rectangular Cavities[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2002, 455(1): 315-346.
- [19] ZHANG X, RONA A, EDWARDS J A. The Effect of Trailing Edge Geometry on Cavity Flow Oscillation Driven by a Supersonic Shear Layer[J]. *The Aeronautical Journal*, 1998, 102(1013): 129-136.
- [20] ROCKWELL D, NAUDASCHER E. Self-Sustained Os-

- cillations of Impinging Free Shear Layers[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1979, 11: 67-94.
- [21] LAWSON S J, BARAKOS G N. Review of Numerical Simulations for High-Speed, Turbulent Cavity Flows[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(3): 186-216.
- [22] 王毅刚, 张婕, 俞悟周, 等. 基于统计能量法的汽车风噪传播特性分析[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2018, 46(12): 1696-1704.
- WANG Y G, ZHANG J, YU W Z, et al. Analysis of Wind Noise Propagation Characteristics of Automobile Based on Statistical Energy Analysis[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2018, 46(12): 1696-1704.
- [23] 刘加利, 于梦阁, 田爱琴, 等. 基于统计能量分析的高速列车车内气动噪声研究[J]. 机械工程学报, 2017, 53(10): 136-144.
- LIU J L, YU M G, TIAN A Q, et al. Study on the Interior Aerodynamic Noise of the High-Speed Train Based on the Statistical Energy Analysis[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(10): 136-144.
- [24] 骆寰宇, 邓忠民, 孙兰, 等. 飞行器声振动力学环境响应预示方法[J]. 战术导弹技术, 2012(6): 22-27.
- LUO H Y, DENG Z M, SUN L, et al. The Methods of the Response Prediction of Aircraft under Acoustic Vibration Environment[J]. Tactical Missile Technology, 2012(6): 22-27.
- [25] 王勇达. 典型外形高超声速气动热数值模拟的网格无关性研究[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2020.
- WANG Y D. Study on Grid Independence of Hypersonic Aerodynamic Thermal Numerical Simulation with Typical Shape[D]. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2020.
- [26] DIX R E, BAUER R C. Experimental and Theoretical Study of Cavity Acoustics[R]. Sverdrup Technology Inc Arnold Afs Tn, 2000.