

# 基于混合RANS/LES方法的空腔流动仿真分析



谢露<sup>1</sup>,雷武涛<sup>1,2</sup>,张昌九<sup>1</sup>,廉佳<sup>1</sup>,赵博文<sup>1</sup>

1.航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089

2.西北工业大学,陕西 西安 710072

**摘要:**飞机在飞行过程中打开起落架舱或武器舱会形成空腔流动,并产生高强度的压力脉动和气动噪声,因此对空腔流动开展研究并分析其非定常流动特点具有重要意义。本文基于混合RANS/LES数值仿真方法,以空腔标模M219为研究对象,进行了空腔非定常流动的研究,并与风洞试验结果进行了对比分析,验证了方法的可靠性,详细研究了搭接网格划分策略,并进行网格敏感性分析,在保证计算精度的同时,提高了计算效率;接着从多个方面对计算得到的非定常流动进行后处理,得到了舱内流场的总声压、频谱特性、瞬时和时均流场结构,为充分理解空腔流动的特点和舱内高强度噪声的产生机理提供了依据;最后,分析了时间步长对空腔流动仿真结果的影响。通过研究,对空腔流动特点进行详细分析,充分验证了混合RANS/LES仿真方法在计算空腔流动特点方面的优越性与实用性,提高了对于混合RANS/LES仿真方法在工程应用中的认识。

**关键词:**空腔流动;混合RANS/LES方法;搭接网格;网格敏感性;总声压级;频谱特性;POD

中图分类号:V249

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.11.006

空腔流动现象广泛地存在于航空工程实际中,如飞机的起落架舱和武器舱、发动机燃烧室的火焰稳定器<sup>[1]</sup>。空腔流动存在明显的流动不稳定现象,在某些情况下,流动剪切层从空腔前缘脱离、破裂,并与空腔后壁面相互作用,产生反射声波<sup>[2-4]</sup>,进一步影响剪切层的稳定性,从而形成反馈回路。该反馈回路倾向于产生包括宽带噪声(broadband noise)和单音调噪声(narrow-band noise)的强声场,其中单音调噪声又称为Rossiter模式<sup>[5]</sup>。这些单音调噪声根据空腔的几何形状、所受的流动状态以及内埋物的存在而变化,对空腔结构、内埋武器及其他敏感设备会产生严重的危害。因此有必要使用计算流体力学(CFD)进行空腔非定常流动数值模拟研究,在满足工程应用的前提下,尽可能准确地模拟空腔非定常流动现象。

对于空腔流动,工程上经常使用的CFD方法有雷诺平均N-S法(RANS)和混合雷诺平均N-S/大涡模拟(RANS/LES)方法。秦浩等<sup>[6]</sup>使用RANS方法进行带弹弹舱三维流

动数值计算研究。对于混合RANS/LES方法,兼顾了RANS方法和LES方法的优点,计算结果表明,与RANS方法相比,即使使用较粗的计算网格,也可以得到更好的计算结果,并能捕捉到更精细的流动分离和更高频的噪声特性。随着计算网格的加密,该方法能够得到更精细的空腔流动细节和更准确的声学特性<sup>[7-8]</sup>。目前越来越多的研究人员开始使用RANS/LES混合类方法进行各种复杂形式的空腔流动的数值仿真。Loupy等<sup>[9]</sup>基于RANS/LES混合类方法进行了武器舱舱门开闭对舱内流动和噪声的影响研究。国内对空腔流动的研究起步较晚,而且2007年以前主要以RANS和URANS数值仿真进行简单的空腔流动模拟为主<sup>[6,10-13]</sup>。2008年以后,逐渐出现了使用LES或者RANS/LES混合类方法进行空腔非定常流动及噪声的数值模拟,且RANS/LES混合类方法逐渐成为主要的数值模拟方法<sup>[14-19]</sup>。

本文针对空腔非定常流动,开展基于混合RANS/LES方法的仿真分析。以M219空腔标模为研究对象,使用混合

收稿日期:2024-04-30;退修日期:2024-07-02;录用日期:2024-08-23

基金项目:航空科学基金(2019ZA003002)

引用格式: Xie Lu, Lei Wutao, Zhang Changjiu, et al. Analysis on cavity flow based on hybrid RANS/LES method[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(11):41-50. 谢露,雷武涛,张昌九,等.基于混合RANS/LES方法的空腔流动仿真分析[J].航空科学技术,2024,35(11):41-50.

RANS/LES 仿真方法计算非定常空腔流动,根据传统 RANS 方法和混合 RANS/LES 仿真方法计算结果的对比验证后者在非定常流动特征捕捉方面的可靠性,并通过网格敏感性、时间补偿影响、空间流动特征等方面分析,进一步验证混合 RANS/LES 仿真方法应用于空腔流动计算时的优越性。本文的研究工作对于混合 RANS/LES 方法的空腔流动特点分析与工程应用具有重要意义。

## 1 M219 空腔模型

仿真计算采用 M219 空腔试验标模(见图 1),该试验模型全长 1.8288m,宽 0.4318m,高 0.14605m;模型内矩形空腔宽度  $W$  为 0.1016m,长度  $L$  为 0.508m,深度  $D$  为 0.1016m,空腔前壁距离模型前缘 0.7874m;该模型整体为具有尖劈形头部的平板,且内部矩形空腔中心线与平板中心线平行不共线,偏移量为 0.0254m。

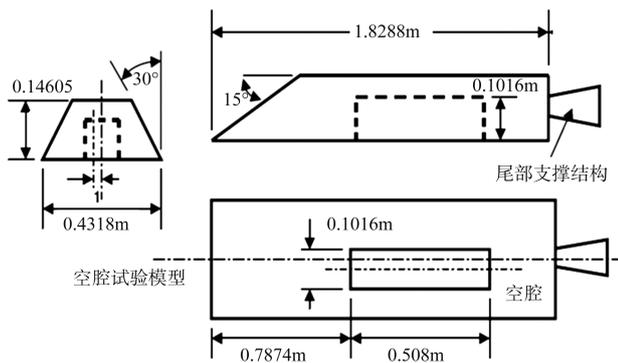


图1 M219空腔试验标模及尺寸<sup>[8]</sup>

Fig.1 M219 Test rig and dimensions<sup>[8]</sup>

空腔模型内脉动压力测量点位置如图 2 所示,各个测点等距分布,以 K20 ~ K29 命名;测点之间相距 0.0508m(空腔长度的 10%),两端测点距离空腔的前后壁长度均为 0.0254m,且各测点分布在偏离空腔中心线 0.0254m 的平行线上。

风洞的自由来流  $Ma$  0.85,自由来流静压  $p=6.21 \times 10^4 \text{Pa}$ ,自由来流静温  $T=263\text{K}$ 。基于空腔长度的试验雷诺数为  $Re=6.84 \times 10^6$ 。

## 2 网格划分

为提高计算资源利用效率,使用更高效的网格划分策略十分重要,尤其对于非定常数值模拟计算而言,其本身对于计算资源的要求较高,更需要慎重选择网格划分方法。相较于非结构网格,传统结构化网格在计算精度方面胜出

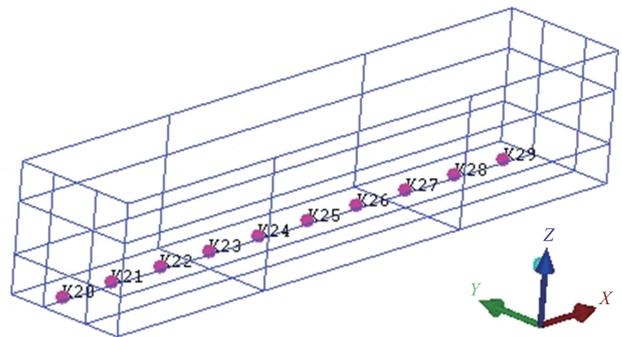


图2 空腔内脉动压力测压点的位置示意图

Fig.2 Position of monitor points on cavity ceiling

一筹;但由于其本身具备传导效应,对于需要局部加密的重点区域进行调整时将会同等程度地影响远场网格分布,显著提高网格数量,降低网格的计算效率,不利于计算资源的高效利用。相比之下,搭接网格<sup>[20-23]</sup>能够有效规避这一缺陷,在保证重点区域的网格量和网格精度的同时控制总网格数量和合理提高网格效率。

图 3 所示为搭接网格划分区域示意图,图中红色线条标注区域即为通过搭接网格局部加密的重点区域。在加密区域与外部区域的交界面两侧网格的位置并不一一对应,因此也称搭接网格为非共形网格。考虑到空腔流动计算的重点关注区域应为空腔内部受剪切层影响区域,因此在内部网格划分时尽量保持网格为立方体网格,各向尺度保持相近。外部区域同样采用结构化网格,但网格尺度较大,且网格形状不必保持标准立方体外形。

根据网格量和网格尺寸不同,将搭接的内部网格划分为三类,其中粗网格(coarse)的最大网格尺寸为 5mm,中等网格(medium)的最大网格尺寸为 2.5mm,细网格(fine)的最大网格尺寸为 1.25mm。表 1 为三类搭接网格的具体网格分布情况,根据表 1 中的数据可知,内部搭接网格的局部加密并不会影响到外部区域的网格划分,恰好印证了搭接网格具有克服传统结构网格传导效应缺陷的能力。

## 3 计算方法

常用数值模拟方法主要包括雷诺平均(RANS)、直接数值模拟(DNS)和大涡模拟(LES)等。在这些方法中,RANS 方法因为对流场中部分时空流动细节进行了平均运算,其中的一些流动特征会因平均化处理而无法显现,因而不适用于捕捉空腔流动中的小尺度涡;DNS 方法能够捕捉到流场中的脉动细节,但也正因如此,对网格和计算量有着极大要求;LES 方法能够较好地捕捉流场中的脉动特性,从

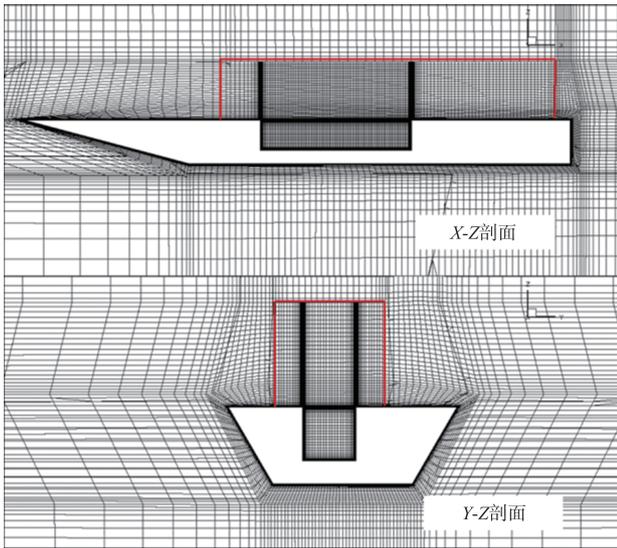


图3 空腔流动搭接网格划分示意图

Fig.3 Scheme of patched grid for cavity flow

表1 网格分布信息

Table 1 Grid distribution information

网格	粗网格	中等网格	细网格
L方向网格数目	121	225	421
W方向网格数目	49	65	101
D方向网格数目	49	65	101
壁面第一层网格/mm	0.05	0.05	0.05
腔内网格最大尺寸 $\Delta$ /mm	5	2.5	1.25
Fluid_inner 网格量	116万	274万	991万
Fluid_outer 网格量	132万	132万	132万
总网格量	248万	406万	1123万

而反映出流场中分离流动的真实特性,但是直接采用LES方法进行计算,其网格量和计算量仍然有着难以实现的需求,对于真实情况下的航空器其飞行雷诺数往往较高并有着较薄的边界层,其中的小型涡结构的尺度则会更小,无法通过LES方法应用于工程实践。

综合上述各类方法优缺点,为较好模拟航空器边界层中较小尺度的涡结构,可以采用混合RANS/LES方法进行模拟计算。该方法既涵盖了RANS方法计算量小的优点,又能在远离物面的位置处将湍流模型中的耗散项中湍流尺度用网格尺度参数和常数的乘积来代替,通过对大尺度的涡结构进行数值模拟来捕捉流场中的分离流特征。

综合上述各类方法优缺点,为较好模拟航空器边界层中较小尺度的涡结构,可以采用混合RANS/LES方法进行模拟计算。该方法既涵盖了RANS方法计算量小的优点,又能在远离物面的位置处将湍流模型耗散项中的湍流

尺度用网格尺度参数来代替,通过对大尺度的涡结构进行数值模拟来捕捉流场中的分离流特征。

混合RANS/LES方法经过近20年来的研究,目前已经发展出了众多计算方法分支,主要包括应力混合涡流模拟(SBES)、尺度自适用模拟(SAS)、脱体涡模拟(DES)等;本文采用SBES方法对空腔流动进行数值模拟计算。由于RANS方程和空间过滤的LES方程在形式上具有一定相似性,在使用SBES湍流量混合模型时可以通过在不同流动区域对二者进行权重分配来更好地实现数值模拟计算,具体加权方法为

$$\phi^{\text{hybrid}} = f\phi^{\text{RANS}} + (1-f)\phi^{\text{LES}}, 0 \leq f \leq 1$$

图4、图5通过给出RANS和混合RANS/LES两种方法的空间分离涡计算结果对比,更加明晰地体现了混合RANS/LES方法在计算空腔流动方面的优越性。

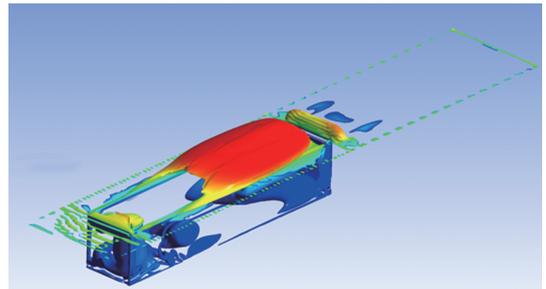


图4 RANS方法得到的空间分离涡结构

Fig.4 Spatial separated vortex structure obtained by RANS method

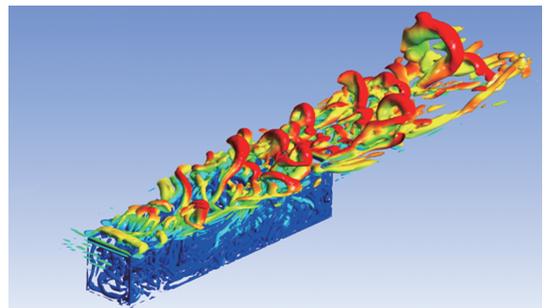


图5 RANS/LES方法得到的空间分离涡结构

Fig.5 Spatial separated vortex structure obtained by hybrid RANS/LES method

## 4 计算结果分析

### 4.1 网格敏感性分析

为分析不同尺度网格对空腔流动计算结果的敏感性,本文通过粗网格(coarse)、中等网格(medium)、细网格(fine)三种尺度的网格计算结果进行网格敏感性分析。在非定常计算中控制时间步长统一为 $2e-5s$ ,并通过空腔底部

K29 监测点处的脉动压力结果进行分析;根据图 6 所示结果,空腔底部脉动压力随时间推进逐步收敛,在 0.06s 后基本达到完全收敛状态。

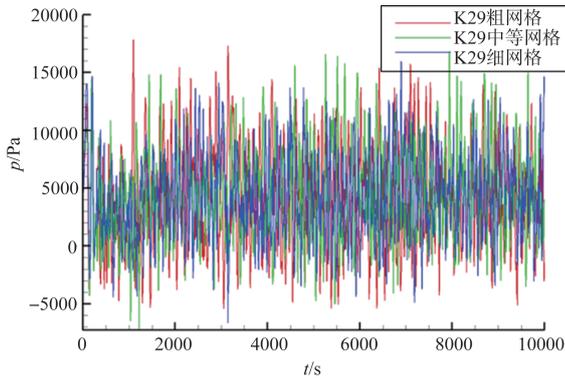


图6 监测点K29的脉动压力时间历程

Fig.6 Time history of pressure fluctuations at K29

图 7 所示结果为空腔底部 K20~K29 监测点的总声压级监测结果,各监测点平行于空腔中心线等距分布。根据计算结果,空腔底部的总声压级分布沿流向呈递增趋势,从 155dB 逐渐增大到 165dB。不同网格尺度下的计算结果差异并不大,误差小于 1.6%,且整体发展规律保持一致。

与此同时,针对不同尺度网格的计算结果进行快速傅里叶变换(FFT)分析,以监测点 K29 的声压频谱特性为例,图 8 所示为计算结果与试验结果(EXP\_1024)的对比情况。受限于计算资源等因素,实际数值计算模拟时长有限,对于第一阶 Rossiter 模态(mode 1)的捕捉不够精确,在计算结果中没有明显体现。除了一阶模态外,其余的第 2~4 阶空腔流动 Rossiter 模态(mode 2、mode 3 和 mode 4)的模拟都较明显,从结果中能够较清晰地识别出来,各阶模态对应的频率与声压级见表 2。

根据计算结果,三种尺度网格均能够捕捉到空腔内部自激振荡模态,但与试验结果仍然存在一定差异。受限于计算

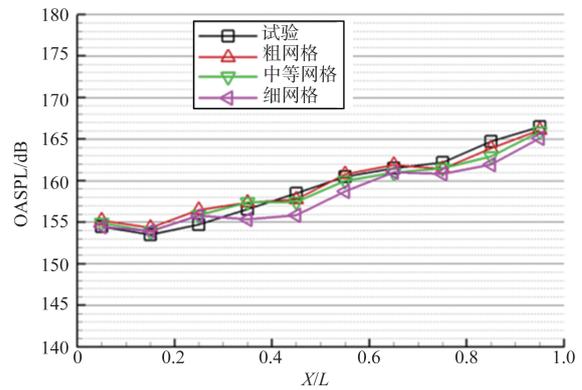


图7 不同网格分布对应的空腔底部OASPL分布曲线

Fig.7 Distribution of OASPL on cavity ceiling for different grid distribution

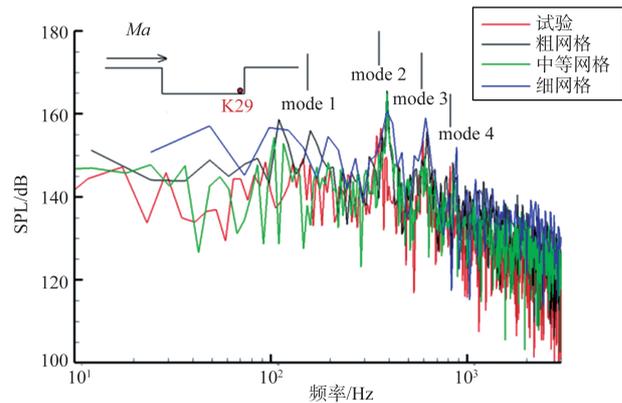


图8 不同网格分布对应的声压频谱特性曲线(K29)

Fig.8 Spectral of pressure fluctuations for different grid distribution (K29)

资源等原因,数值模拟计算的时间历程远小于试验中的实际采样时间历程,通过增大计算时长,能够有效改善这种误差。

图 9 所示为三种不同尺度网格下计算得到的瞬时空间涡结构;通过 Q 等值面体现出某时刻下空间涡的形态与位置特征。根据图示结果可以发现,网格越精细,空间涡结构细节越精细。

表2 监测点K29的不同模态计算结果与试验的对比

Table 2 Comparison between the calculation and the experiment results for different mode at K29

参数	mode 1		mode 2		mode 3		mode 4	
	频率/Hz	声压级/dB	频率/Hz	声压级/dB	频率/Hz	声压级/dB	频率/Hz	声压级/dB
试验	146	150	353	156	591	155	826	147
粗网格	160	155	390	165	620	155	840	148
中等网格	170	147	389	165	599	150	846	145
细网格	194	155	389	160	608	159	880	152

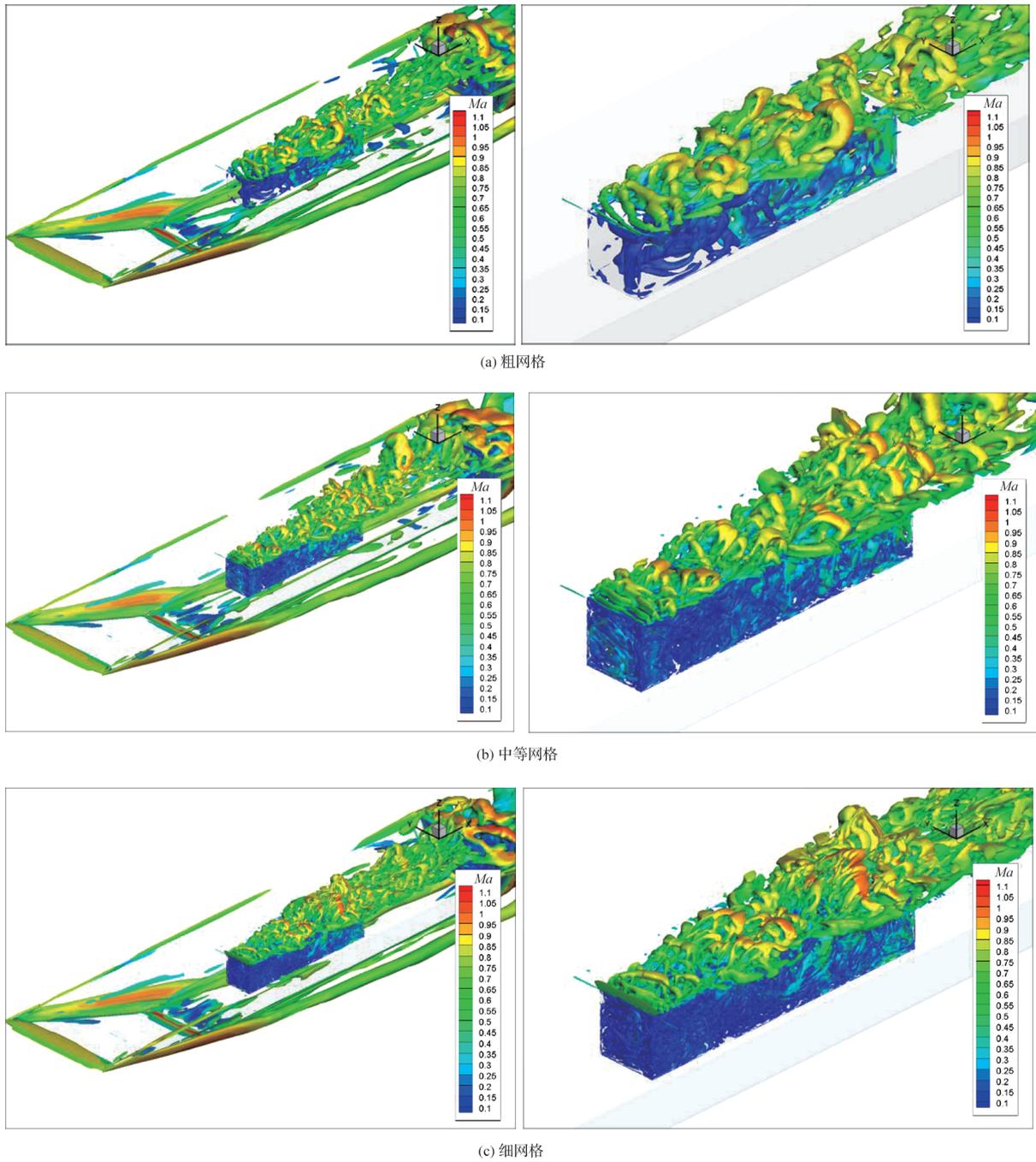


图9 用Q判据表示的空间涡结构的整体与局部图

Fig.9 Global and local diagram of spatial vortex structure represented by Q criterion

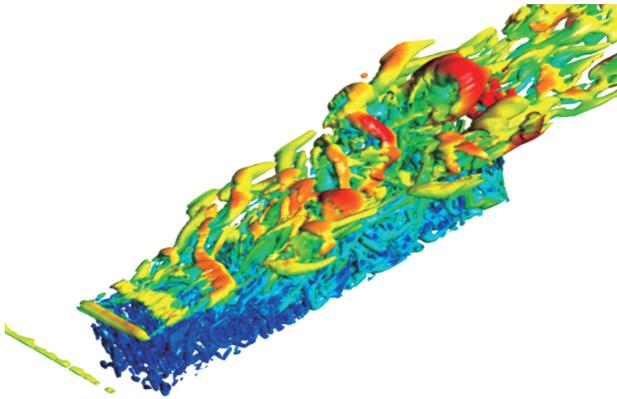
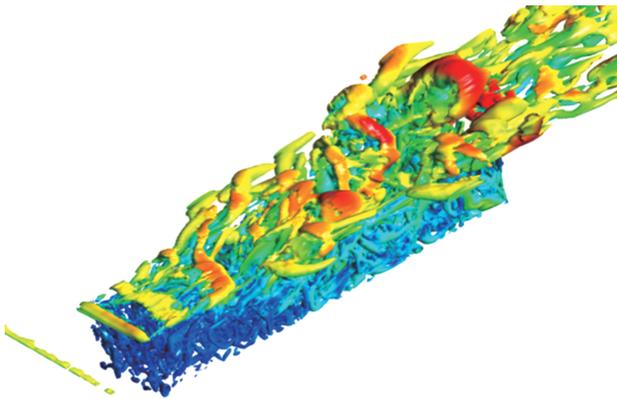
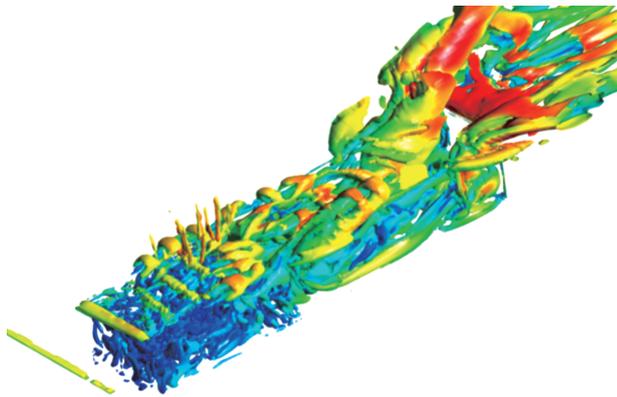
#### 4.2 时间步长的影响

以中等规模网格为研究对象,在选取物理时间步长  $t=2e-5s$  基础上,将物理时间步长变为  $2t$ 、 $10t$ ,研究时间步长对计算结果的影响。

不同时间步长对应的瞬时空涡结构如图10~图12所示。可以看出,时间步长  $t$  和  $2t$  对应的空间涡结构差别不

大;时间步长  $10t$  对应的空间涡结构明显偏大,尤其是位于空腔后部的涡,明显没有得到很好的刻画。

不同时间步长对应的总声压级分布如图13所示。从图13可以看出,时间步长  $t$  和  $2t$  对应的空腔底部的总声压级(OASPL)分布差别不大,总体趋势与试验结果符合得很好。但是时间步长  $10t$  对应的空腔底部总声压级 OASPL 分

图10 时间步长  $t$  对应的空间涡结构Fig.10 Spatial vortex structure for time-step= $t$ 图11 时间步长  $2t$  对应的空间涡结构Fig.11 Spatial vortex structure for time-step= $2t$ 图12 时间步长  $10t$  对应的空间涡结构Fig.12 Spatial vortex structure for time-step= $10t$ 

布与试验结果的差别较大。典型监测点K29的频谱特性分别如图14所示。可以看出,时间步长过大,无法准确获取高频部分的噪声特性。

因此,时间步长对计算结果有较大的影响,要与网格的

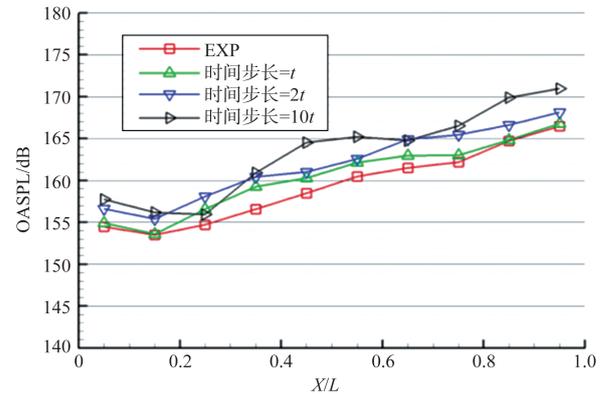


图13 不同时间步长对应的空腔底部OASPL分布曲线

Fig.13 Distribution of OASPL on cavity ceiling for different time-step

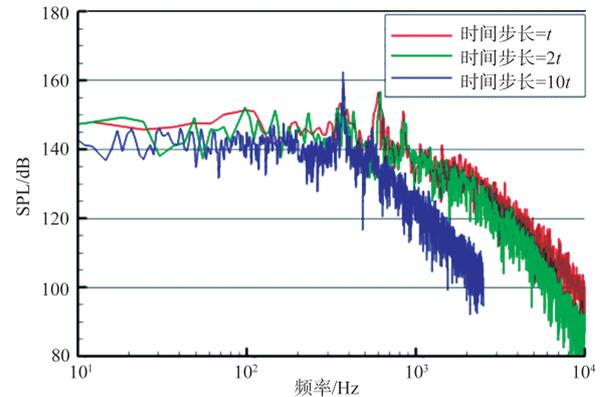


图14 不同时间步长对应的声压频谱特性曲线(K29)

Fig.14 Spectral of pressure fluctuations at K29 for different time-step

尺度匹配,不能过大。

### 4.3 舱内流动特征分析

图15为中等规模网格计算得到的中间剖面的时均流场示意图。符合典型的开式空腔流动特点,即从空腔前缘分离的剪切层直接撞击到空腔并撞击后缘,后壁面附近的压力增加。由于剪切层与空腔底面之间有足够的距离,剪切层得到充分发展,让回流在空腔内可以自由发生,从而其脉动压力的模态特性表现出全局性的特点。

在计算的过程中,对不同时刻的流场进行统计处理,可以得到任意位置的脉动压力大小的分布。本部分使用总声压级 OASPL 表示腔内脉动压力的大小。

图16给出了空腔附近壁面上的总声压级分布,图17为中间剖面上的总声压级分布,可以看出总声压级最大的区域位于空腔的后壁面及其附近的区域,其次是剪切层跨过空腔空向下游运动的区域。这也进一步说明了腔内产生高

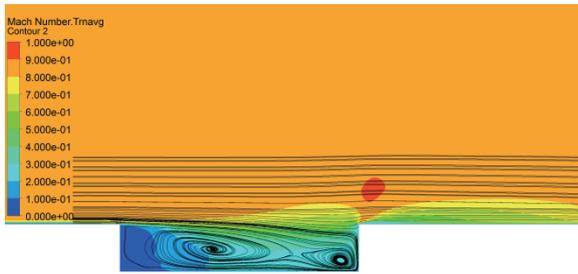


图 15 垂直于 1/4 宽度剖面的时均流场示意图

Fig.15 Time-averaged Ma contours and streamlines in the middle section (perpendicular to 1/4 width)

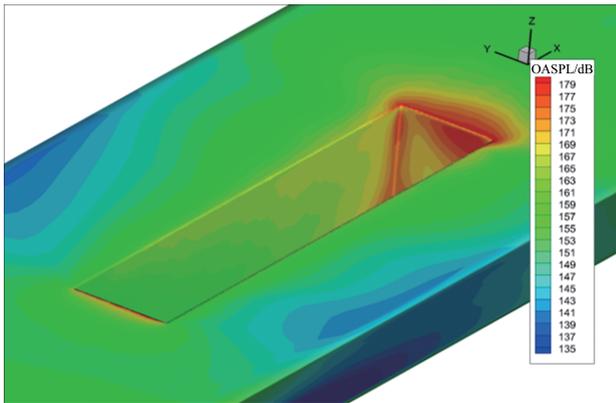


图 16 空腔壁面的总声压级 OASPL 分布

Fig.16 OASPL distribution on the cavity wall

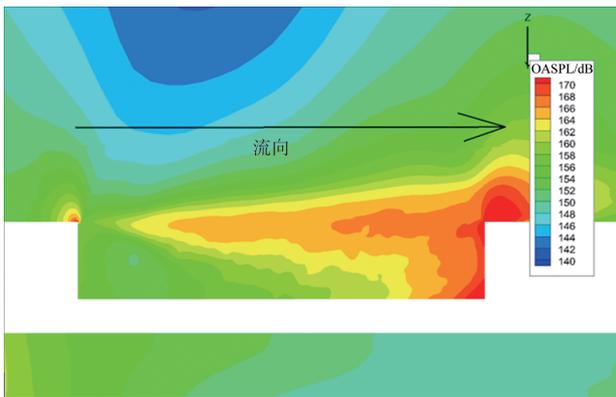


图 17 中间剖面的总声压级 OASPL 分布

Fig.17 OASPL distribution on the middle section

强度噪声的噪声源位于剪切层与后壁面的撞击区域。

#### 4.4 空腔主要流场结构提取

开式空腔流动在一定条件下表现出强烈的自持振荡，会引起高度的气声噪声和结构疲劳。为了识别开式空腔非定常流动的主导模态和流动结构，采用本征正交分解 (POD) 方法<sup>[24-28]</sup>对非定常空腔流动进行了分析。

在去掉平均流场之后，图 18 显示了空腔流动前 5 阶能

量最大的 POD 模态。左列显示了它们的三维涡结构，用 Q 准则的等值面表示，并用 X 方向的速度着色。中间列显示了在中间剖面上 X 方向的速度云图。右列显示了在中间剖面上，Y 方向的速度云图。模态 1 在空腔的后部包含一个大型结构。模态 2 和模态 3 形成模态对，从 Y 方向的速度云图可以清晰地看到，在空腔口显示两个波长，并有一定的相位差。这种相位差是穿过空腔的对流运动的标志。高阶的 POD 模态显示更精细的空间尺度，它包含少量的能量。

## 5 结论

通过研究，可以得出如下结论：

(1) 湍流量混合模型 SBES 作为混合 RANS/LES 方法的一种，可以很好地预测空腔非定常流动。舱内的总声压级 OASPL 分布、脉动压力的模态特征与试验结果吻合得很好。

(2) 使用搭接网格可以很好地降低结构网格的数量，从而提高空腔非定常数值模拟的技术效率；通过网格敏感性的研究，证实了 SBES 方法在计算空腔非定常流动方面具有很好的鲁棒性，即使在非常粗的网格上，也可以得到很好的结果。

(3) 时间步长对计算结果有较大的影响，要与网格的尺度匹配，可以根据空腔内部网格的平均尺寸和来流速度进行确定。

(4) 后续将借助混合 RANS/LES 类方法进行复杂构型空腔流动的仿真分析，并进行流动控制方法的研究，以降低舱内的高强度脉动压力。

AST

## 参考文献

- [1] Thomas C F, Ming T, Jack R E. Validation of a hybrid Reynolds-Averaged/Large-Eddy simulation method for simulating cavity flameholder configurations[R]. AIAA 2001-2929, 2001.
- [2] Schmit R, Grove J, Semmelmayr F, et al. Nonlinear feedback mechanisms inside a rectangular cavity[J]. AIAA Journal, 2014, 52(10): 2127-2142.
- [3] Loupy G, Barakos G. Modelling of transonic shallow cavity flows and stoe release simulations from weapon bays[R]. AIAA 2017-3252, 2017.
- [4] Jeffrey M M. Effects of cavity dimensions, boundary layer and temperature on cavity noise generation and control [D]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 1997.
- [5] Rossiter J E. Wind tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds [R]. Technical Report 64037, 1964.

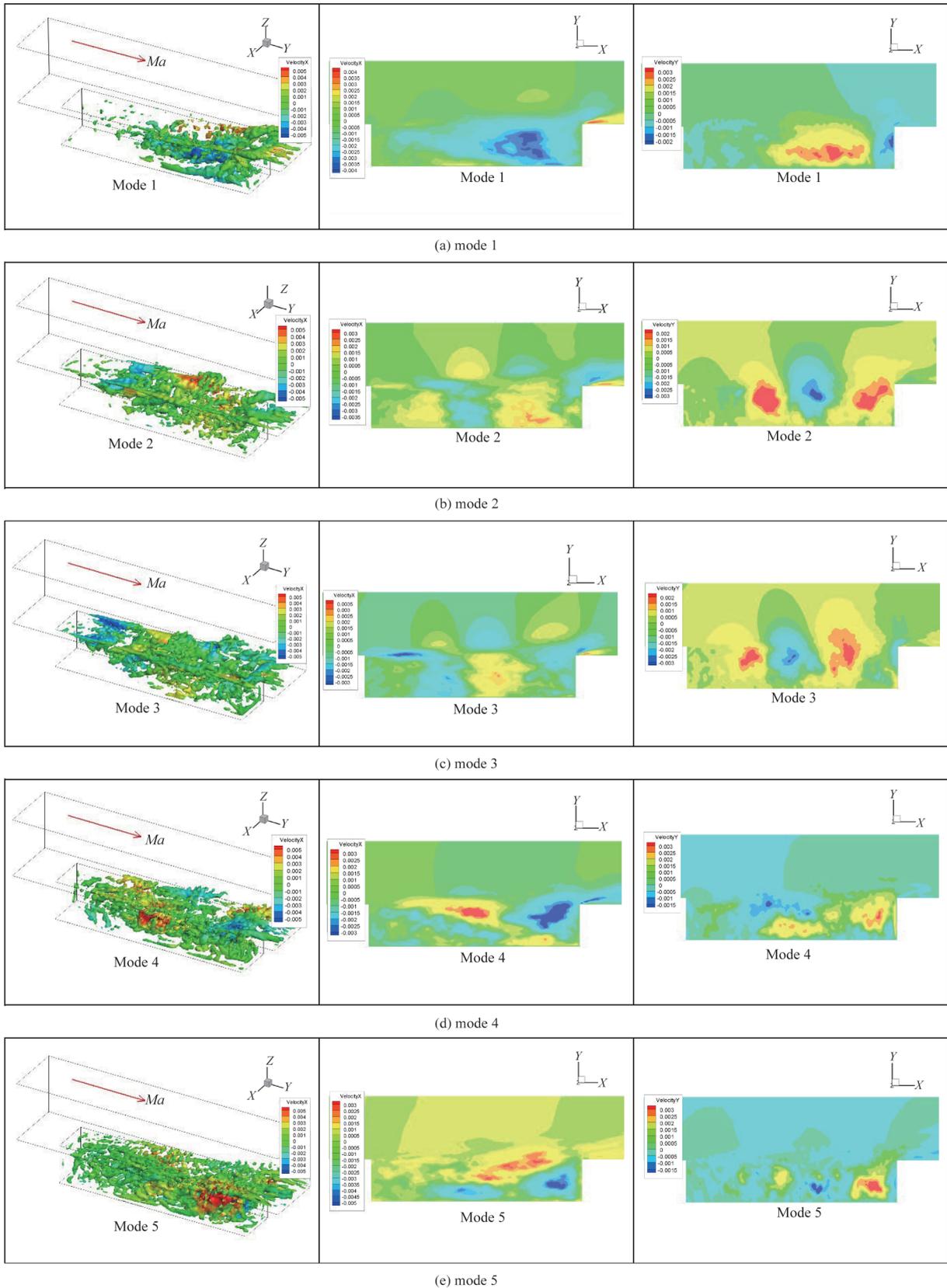


图 18 空腔流动的前5阶POD模态对应的流场结构

Fig.18 The flow field structure of the first 5 order POD mode for cavity flow

- [6] 秦浩, 周长悦. 带弹弹舱三维流动数值计算研究[J]. 航空科学技术, 2017, 28(7): 25-29.  
Qin Hao, Zhou Changyue. Study on numerical calculation of 3D flow in missile bay[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017, 28(7): 25-29. (in Chinese)
- [7] Nayyar P, Barakos G N, Badcock J N, et al. Numerical study of transonic cavity flows using large-eddy and detached-eddy simulation[J]. Aeronautical Journal, 2007, 111: 153-164.
- [8] Richard A, Fred M. RANS and DES turbulence model predictions of noise on the M219 cavity at  $Ma$  0.85[J]. Aeroacoustics, 2005, 4: 135-151.
- [9] Loupy G J M, Barakos G N, Taylor N J. Cavity flow over a transonic weapon bay during door operation[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(1): 339-354.
- [10] 侯中喜, 易仕和, 王承尧. 超声速开式空腔流动的数值模拟[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 400-403.  
Hou Zhongxi, Yi Shihe, Wang Chengyao. Numerical analysis of supersonic open cavity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 400-403. (in Chinese)
- [11] 司海青, 王同光. 边界条件对三维空腔流动振荡的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 595-599.  
Si Haiqing, Wang Tongguang. Influence of boundary condition on 3D cavity flow-induced oscillations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(5): 595-599. (in Chinese)
- [12] 司海青, 王同光. 数值模拟有外挂物的空腔流动[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(3): 404-409.  
Si Haiqing, Wang Tongguang. Numerical simulations of the cavity with a store[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 404-409. (in Chinese)
- [13] 李晓东, 刘靖东, 高军辉. 空腔流激振荡发声的数值模拟研究[J]. 力学学报, 2006, 38(5): 599-604.  
Li Xiaodong, Liu Jingdong, Gao Junhui. Numerical simulation of flow-induced oscillation and sound generation in a cavity[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(5): 599-604. (in Chinese)
- [14] 赖焕新, 周邵萍, 苏永升, 等. 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): 228-232.  
Lai Huanxin, Zhou Shaoping, Su Yongsheng, et al. Large-eddy simulation and controlling of noise in cavity[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(2): 228-232. (in Chinese)
- [15] 谭玉婷. 空腔非定常流动特性的数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.  
Tan Yuting. Numerical simulation of the unsteady cavity flow features[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [16] 谭玉婷, 伍贻兆, 田书玲. 基于DES的二维和三维空腔流动特性研究[J]. 航空计算技术, 2010, 40(1): 67-70.  
Tan Yuting, Wu Yizhao, Tian Shuling. Numerical simulation of 2D/3D cavity flows using DES[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(1): 67-70. (in Chinese)
- [17] 肖志祥, 罗堃宇, 刘健. 宽速域RANS-LES混合方法的发展及应用[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(3): 338-353.  
Xiao Zhixiang, Luo Kunyu, Liu Jian. Developments and applications of hybrid RANS-LES methods for wide-speed-range flows[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(3): 338-353. (in Chinese)
- [18] 余培汛, 白俊强, 郭博智, 等. 射流对空腔噪声抑制效果研究[J]. 计算力学学报, 2014(5): 663-669.  
Yu Peixun, Bai Junqiang, Guo Bozhi, et al. Suppression effect of jet flow on aerodynamic noise of cavity[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2014(5): 663-669. (in Chinese)
- [19] 刘俊, 杨党国, 王显圣, 等. 湍流边界层厚度对三维空腔流动的影响[J]. 航空学报, 2015, 37(2): 475-483.  
Liu Jun, Yang Dangguo, Wang Xiansheng, et al. Effect of turbulent boundary layer thickness on a three-dimensional cavity flow[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 37(2): 475-483. (in Chinese)
- [20] 赵轲, 高正红, 黄江涛, 等. 拼接网格技术在复杂流场数值模拟中的应用研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(1): 69-74.  
Zhao Ke, Gao Zhenghong, Huang Jiangtao, et al. Applications of the patched-grid technology in numerical simulation of flowfield[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(1): 69-74. (in Chinese)
- [21] 崔英俊, 潘若痴, 孟德君, 等. 不同类型搭接网格对周向槽处理机匣模拟结果影响研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1265-1275.  
Cui Yingjun, Pan Ruochi, Meng Dejun, et al. Effects of different types of patched-grid on simulated results related to circumferential grooves[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(6): 1265-1275. (in Chinese)

- [22] 艾俊强, 谢露. 基于混合RANS/LES方法的亚声速空腔流动主要影响因素的数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 927-936.
- Ai Junqiang, Xie Lu. Numerical study on main influencing factors of subsonic cavity flow based on hybrid RANS/LES method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 927-936.(in Chinese)
- [23] 谢露, 艾俊强, 李权, 等. 长深比对空腔流动与声学特性的影响分析[J]. 航空工程进展, 2014, 5(1): 18-24.
- Xie Lu, Ai Junqiang, Li Quan, et al. The effect of length-to-depth ratio on flow and aeroacoustic characteristics of cavity [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5 (1): 18-24.(in Chinese)
- [24] Philippe R S. Detached-eddy simulation[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2009, 41:181-202.
- [25] Rokita T, Greenberg J B, Arieli R, et al. Spatial-temporal patterns of three-dimensional subsonic turbulent cavity flow[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2018, 71:260-274.
- [26] Murray N, Sällström E, Ukeiley L. Properties of subsonic open cavity flow fields[J]. Physics of Fluids, 2009, 21(9): 095103.
- [27] Rowley C W, Colonius T, Murray R M. POD based models of self-sustained oscillations in the flow past an open cavity[R]. AIAA 2000-1969, 2000.
- [28] 刘宏鹏. 三维效应对超声速湍流燃烧流动大涡模拟的影响研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(7): 57-65.
- Liu Hongpeng. On the three dimensional effects for the large eddy simulation of supersonic turbulent combustion flows[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(7): 57-65. (in Chinese)

## Analysis on Cavity Flow Based on Hybrid RANS/LES Method

Xie Lu<sup>1</sup>, Lei Wutao<sup>1,2</sup>, Zhang Changjiu<sup>1</sup>, Lian Jia<sup>1</sup>, Zhao Bowen<sup>1</sup>

1. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

**Abstract:** During the flight, aircraft will generate severe cavity flow when opening the landing-gear bay or weapon bay, causing strong pressure pulsating and Aerodynamic noise. Therefore, it is of great significance to research and analyze the characteristics of unsteady flow. Based on hybrid RANS/LES computational fluid dynamics (CFD) simulation method, the M219 cavity test rig is taken as the research object. The unsteady flow of the cavity is studied and compared with the wind tunnel test results to verify the reliability of the hybrid RANS/LES method. First, patched grids strategy and grid sensitivity are analyzed in detail, so that the efficiency can be improved while ensuring the accuracy of calculation. Then the CFD result of the cavity unsteady flow is processed from different aspects to obtain the overall sound pressure level, the spectrum characteristics, the instantaneous and time-averaged flow structure in the cavity, which provides a basis for fully understanding the flow characteristics of the cavity and the mechanism of the high-intensity noise in the cavity. Finally, the influence of time step on the CFD results of cavity flow is also analyzed, which helps verifying the superiority and practicability of the hybrid RANS/LES simulation method, and improving the knowledge of its engineering applications.

**Key Words:** cavity flow; hybrid RANS/LES method; patched grids; grid sensitivity; overall sound pressure level; spectral characteristics; POD

**Received:** 2024-04-30; **Revised:** 2024-07-02; **Accepted:** 2024-08-23

**Foundation item:** Aeronautical Science Foundation of China(2019ZA003002)