

DES 方法模拟空腔流动及噪声分析

欧阳绍修 刘学强 张宝兵

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:空腔流动中包含多种复杂的物理现象,一直是流体力学中的一个重要问题。本文研究了三维非定常雷诺平均 N-S 方程和分离涡模拟(Detached eddy simulation, DES)方法在空腔流动及空腔噪音问题的应用。利用两种方法对三维空腔流动及噪音进行了数值计算并与实验数据进行了对比,通过分析比较发现 DES 方法得到的结果更加准确,特别是通过声压级(Sound pressure level, SPL)分析发现 DES 方法能够较好地捕捉空腔流动中的压强脉动及噪音水平,说明 DES 方法能够有效处理空腔流动问题。

关键词:空腔流动;非定常 N-S 方程;分离涡模拟

中图分类号:V229

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2012)06-0792-05

Cavity Flow Simulation and Noise Analysis Using DES Method

Ouyang Shaoxiu, Liu Xueqiang, Zhang Baobing

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Cavity flow concerns many sophisticated phenomena, which is a key issue in fluid dynamics. The applications of 3-D unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) equations and detached eddy simulation (DES) in the simulation of cavity flow are studied. The results of these two methods are analyzed and compared with experimental data. It can be found that results obtained from DES method give better accordance with experimental data, especially sound pressure level (SPL) comparison represents DES method can obtain a relatively accurate pressure fluctuations of cavity flow. It is concluded that for cavity flow, DES method is superior to URANS.

Key words: cavity flow; unsteady N-S equations; detached eddy simulation (DES)

近年来,空腔流动问题得到人们越来越多的关注^[1-2]。空腔外形看似简单,但实际发生的现象却非常复杂。当高速气物流过空腔时,剪切层之间的相互作用以及剪切层与空腔壁面的相互作用会引起一系列复杂的流动现象,包括剪切层不稳定、边界层分离、旋涡运动、声辐射、激波/膨胀波和激波边界层相互干扰等^[3-4]。其理论研究一直是很有挑战性的问题。另一方面,在工程实际中,空腔流动现象也广泛存在于航空飞行器中,如民航机的起落架舱、飞行器表面的缝隙、新一代战斗机和轰炸机的内埋式武器舱等。特别是对于新一代战斗机,当武器舱开启时,空腔流动产生自持性振荡,表现出强烈的压力、密度脉动,并产生大量噪声,其脉动声压

级(Sound pressure level, SPL)可高达 170 dB,很有可能造成飞机结构的振动和疲劳,损坏舱内电子元件,影响飞行器的安全。因此,空腔流动特性的研究不仅具有理论价值,同时还具有重大的实际意义。对空腔流动的研究分析不仅有助于人们认识这种复杂的流动现象,对飞行器设计等工程实际也有着巨大的指导作用。

由于计算机技术的飞速发展和数值计算方法的深入研究,计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)技术已经成为研究各类复杂流动问题的有效手段。对于空腔流动,基于 CFD 技术的数值模拟方法也得到了广泛应用。如 Larcheveque 等人^[5]利用大涡模拟技术成功模拟了大雷诺数亚声

速来流情况下的空腔流动特性。Peng 等人^[6]将分离涡模拟(Detached eddy simulation, DES)以及混合雷诺平均大涡模拟(Reynolds average Navier-Stokes—Large eddy simulation, RANS-LES)技术应用于空腔流动分析,得到较好的结果。国内,戚妮妮等人^[7]采用自适应笛卡尔网格 Euler 方程求解方法研究了武器内埋式飞行器空腔流动;史爱明等人^[8]计算分析了内埋式弹舱舱门气动载荷;司海青^[9]基于全隐式算法分析入口边界条件对空腔振荡的影响以及有物体存在时空腔剪切层振荡特性。可见,CFD 方法已经成为研究空腔流动的一条重要途径。为了详细了解 CFD 方法模拟空腔流动的结果,本文采用三维非常雷诺平均 N-S 方程(Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes, URANS)和 DES 方法模拟了空腔流动,将两种方法得到的结果进行详细的分析比较。

1 数值方法

对于 URANS 方程,采用格心格式有限体积法进行离散,对流通量计算采用 Osher 通量差分裂格式并由线性重构方法得到二阶空间精度。粘性通量离散采用中心方法。湍流模型为 Spalart-Allmaras (SA) 一方程模型。时间推进采用五步 Runge-Kutta 法显式时间推进,由双时间推进得到真实物理时间的解,并利用当地时间步长、隐式残值光滑等方法加速收敛。

DES 方法是將大涡模拟与常规的雷诺平均 N-S 方程的优点结合起来数值模拟带脱体涡的一种新方法。在物面附近采用雷诺平均 N-S 方程(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)方法,在其他区域采用 Smagorinski LES 方法,因此该方法是一种混合解法。在 RANS 方法中用 SA 一方程紊流模型时,从该微分方程可以看出物面耗散项与 $(\tilde{\nu}/d)^2$ 是成正比的(其中 d 为到物面的最近距离)。当该项与源项达到平衡时,即 $c_{b1}\tilde{S}\tilde{\nu}=c_{w1}f_w(\tilde{\nu}/d)^2$,紊流粘性系数与 $\tilde{S}d^2$ 成比例(\tilde{S} 为应变率)。而对 Smagorinski LES 方法,其紊流粘性系数(Sub-grid scale, SGS)是随着当地应变率 \tilde{S} 及网格尺度 Δ 变化而变化的,它们之间的关系为: $\nu_{SGS} \propto \tilde{S}\Delta^2$,其中: $\Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 。在 SA 模型中,把物面耗散项中的 d 改成 Δ ,SA 模型的作用就充当了 Smagorinski LES 方法。如果在 SA 模型中 d 用式(1)来替代

$$\tilde{d} = \min(d, C_{DES}\Delta) \quad (1)$$

则当 $d \ll \Delta$ 时,该模型充当 RANS 中的 SA 紊流模

型;当 $d \gg \Delta$ 时,该模型就充当了 Smagorinski LES 模型。如果当地网格非常密,该模型则在整个流场充当 LES 模型。当把上述的 DES 方法用到混合非结构网格中时,由于在物面附近,网格采用有较大伸缩比的附面层网格,因而与该网格单元的最大长度相比较而言,到物面的距离要小得多,这时 SA 模型起作用。当离物面一定距离时,到物面的距离大于网格单元的最大长度,这时 Smagorinski LES 模型起作用。Maul^[4]提出在非结构网格中 Δ 取相邻的非结构网格单元中心间的最大距离,常数 C_{DES} 一般取 0.65。

2 空腔模型和计算状态

本文采用的空腔是 M219 空腔^[10-11],其长深比 $L/D = 5$,宽深比 $W/D = 1.0$ 。空腔长度 L 为 0.508 m,宽度 W 和深度 D 为 0.101 6 m。坐标系取流动方向为 x 方向,法向为 y 方向,展向为 z 方向。前平板长度为 0.787 4 m,后平板长度为 0.533 4 m,两侧边界距离中心对称面均为 0.457 2 m,上部边界距离平板 0.711 2 m,见图 1。图 2 为计算网格示意图。时间步长为 2×10^{-5} s,计算时间为 0.1 s。计算状态取 $Ma_\infty = 0.85$ 。来流迎角 $\alpha = 0^\circ$,基于空腔长度的雷诺数 $Re = 7 \times 10^6$,来流压强 $P_\infty = 62\ 064$ Pa,来流温度 $T_\infty = 263$ K。为了与实验结果进行对比,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,其具体位置可见文献[10]。

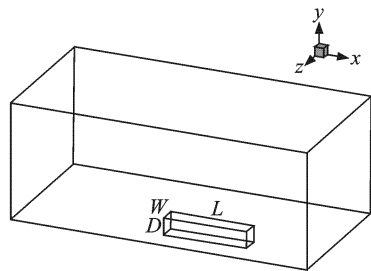


图 1 武器舱外形

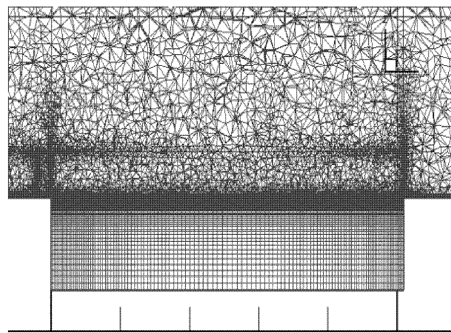


图 2 计算网格示意图

3 计算结果对比分析

3.1 压强均方根

图3给出了两种方法计算的压强均方根值与实验对比结果。实验数据来自文献[10]。

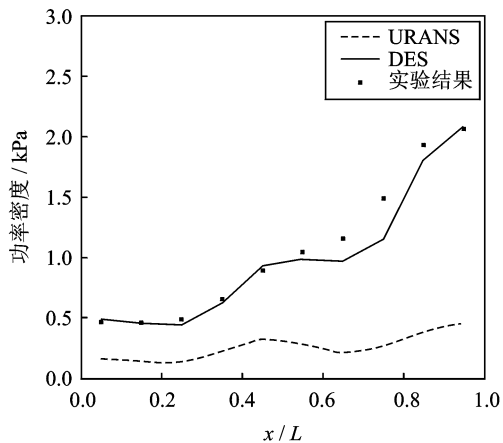


图3 空腔底部压强均方根比较

空腔中的压强脉动是一种自激振荡现象,见图4。空腔口处的剪切层撞击空腔后壁面,剪切层向外变形,腔内流体向外流出,并产生向上游传播的压力波(反馈压力波),同时前一次到达上游的压力波从前壁面反射出来,并开始向下游移动;向上和向下传播的压力波在空腔中央附近相撞,然后,各自保持自身的传播方向,在下游压力波向上游移动过程中,剪切层向下变形,导致空腔外流体注入腔内,空腔内的涡受到压缩变形;到达下游的波迫使剪切层撞击空腔后壁面,剪切层向外变形,腔内流体向外流出,如此循环振荡,导致了空腔内压强的脉动。这个反馈压力波,实际上是上游产生的扰动被下游剪切层撞击空腔后壁面加强的产物。压强的脉动导致了涡的波动,从而放大了剪切层的扰动。因此,空腔内的压力场与空腔口处的剪切层耦合在一起,相互影响,相互作用,空腔内压强脉动强度取决于剪

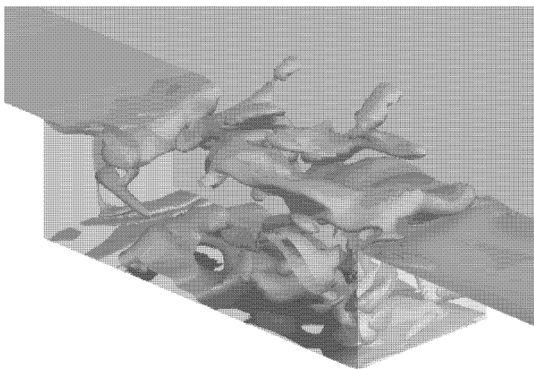


图4 用DES计算得到的涡量图

切层的特性及其与空腔后壁面撞击过程中动量和涡的演化。

由于空腔内存在这种强烈的非定常自激振荡,空腔内的压力脉动呈现出强烈的非定常性。从图3可以看出,DES的计算结果与实验结果符合较好,但URANS与实验结果有较大差别,特别是其变化趋势与实验结果不一致。这主要是因为空腔后部剪切层不断地向上向下变形导致腔内流体的流出和腔外的流入并且伴随着空腔内的涡撞击后壁面形成剧烈的压力变化,而URANS方法主要是利用湍流模型进行模拟,其湍流模型可以视为一种数值耗散,在高度非线性非定常的湍流运动中一部分脉动现象被湍流模型耗散了,无法准确计算空腔流动这样的高度非定常湍流现象。而DES方法利用大涡模拟的思想对涡进行捕捉,能更准确地反映湍流中涡系的演化过程,因此能更准确地计算脉动量,所以图3中DES方法的计算结果与实验趋势一致。

3.2 噪声的声压级分析

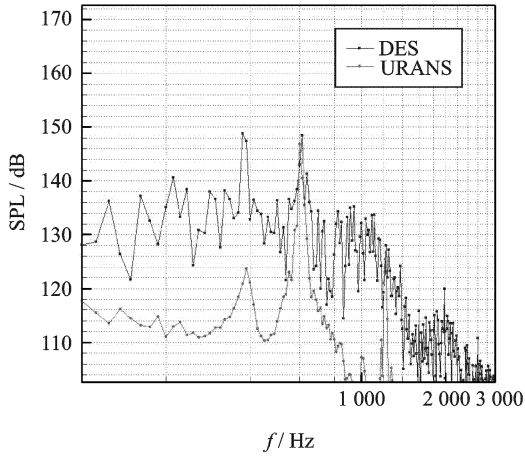
对于空腔流动,频域分析也是一种常用的方法,可以给出压强脉动的模态特征。特别是空腔压强脉动测量结果常常以SPL表示,反映了空腔内噪声强度的大小。图5~7给出了两种方法计算得到的3个记录点的SPL以及与文献[12]中结果的对比。

从图中可以看出,几个不同位置的压强脉动呈现出相似的模态特性,除了峰值有所差别,峰值频率,变化趋势等都大致相同。对于URANS计算的结果,其声压级比实验值一般低20 dB左右,因此表现出巨大的差别。而且URANS计算只得到某一个模态,其他模态几乎无法分辨,因此可以认为URANS方法无法准确地模拟空腔流动的高度非定常现象。而DES方法得到的结果从趋势上看与实验值符合较好,峰值频率与实验值较为吻合,且声压级幅值也在合理的范围内。为了更好地分辨压强脉动的模态问题,这里对K29位置的结果进行进一步分析。

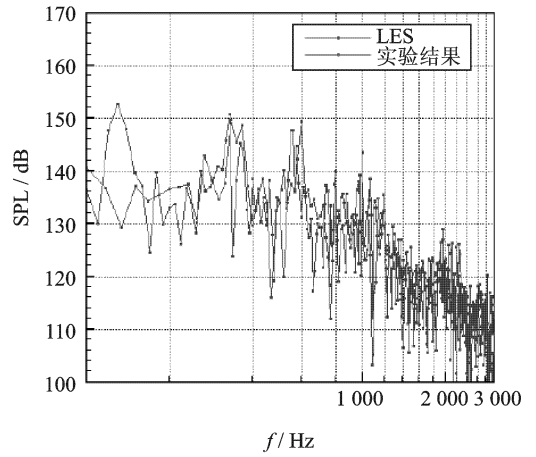
Rossiter提出了计算空腔模态频率的经验公式^[13]

$$f_n = \frac{U_\infty}{L} \frac{n - \gamma}{Ma_\infty + 1/\kappa} \quad (2)$$

式中: U_∞ 为来流速度; L 为空腔长度; n 取整数,表示第几个模态; Ma_∞ 为来流马赫数; γ 和 κ 为两个常数,根据不同空腔确定,这里取 $\gamma = 0.29$, $\kappa = 0.57$ 。表1给出K29位置的计算结果,Rossiter经

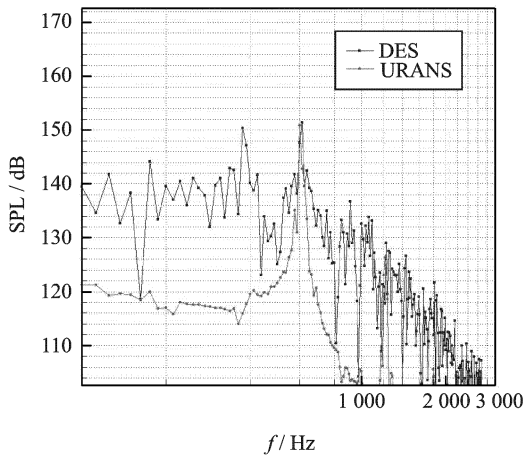


(a) 本文计算结果

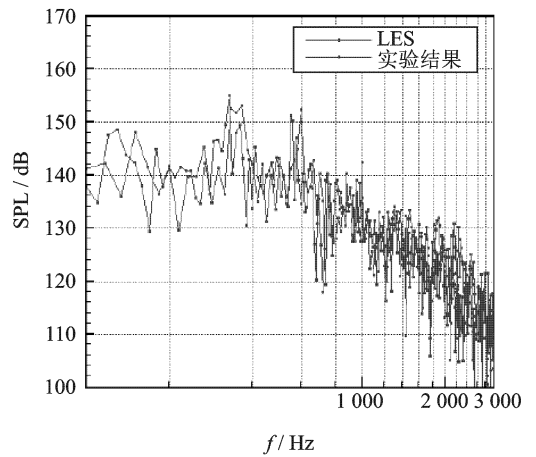


(b) 文献 [12] 结果

图 5 K_{23} 位置 ($x/L=0.35$) SPL 与文献 [12] 结果对比

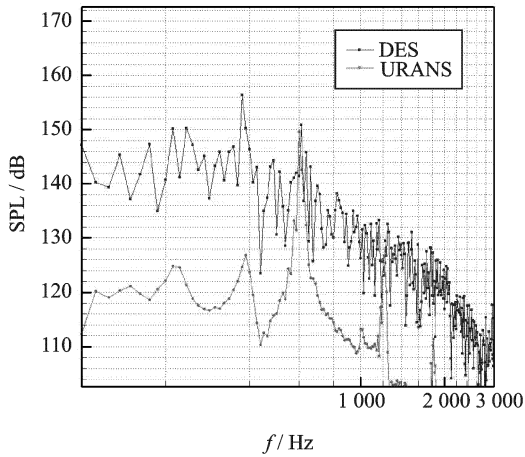


(a) 本文计算结果

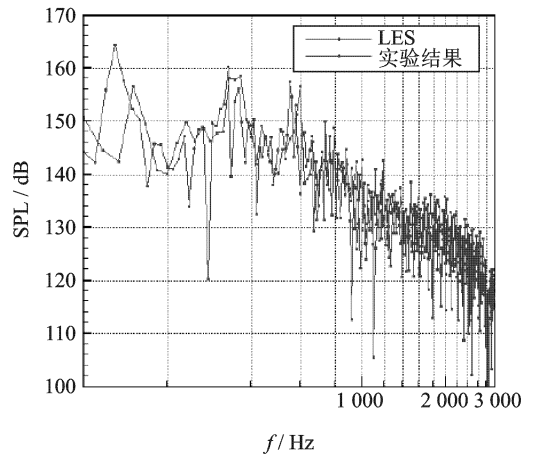


(b) 文献 [12] 结果

图 6 K_{25} 位置 ($x/L=0.55$) SPL 与文献 [12] 结果对比



(a) 本文计算结果



(b) 文献 [12] 结果

图 7 K_{29} 位置 ($x/L=0.95$) SPL 与文献 [12] 结果对比

验公式结果、实验数据和文献 [12] 结果。

由表 1 可以清楚地看出, URANS 方法几乎无

法得到完整的 4 个模态信息, 第 1 模态和第 4 模态无法分辨, 而第 2 模态的幅值也远低于实验值, 只

表1 K29位置 SPL 模态对比

方法		模态 1	模态 2	模态 3	模态 4
URANS	f/Hz		387	600	
	SPL/dB		127	157	
DES	f/Hz	163	375	613	913
	SPL/dB	149	158	157	145
实验值	f/Hz	151	370	605	773
	SPL/dB	156	158	155	144
Rossiter 公式	f/Hz	159	371	582	794
	SPL/dB				
文献[12]	f/Hz	131	332	553	794
	SPL/dB	164	160	157	149

有第3模态与实验数据吻合。从图5也可以看到,第3模态的峰值和频率几乎与DES的结果完全一致,并且其他位置的第3模态也有类似的特征,可以认为第3模态是空腔脉动的主要模态之一。对于DES方法,其第2模态和第3模态的频率和幅值都与实验结果符合较好,综合其他位置的结果说明,第2模态和第3模态都是这种状态下空腔脉动的主要模态。而第1模态和第4模态的结果则存在一定的偏差,特别是第4模态,其频率与实验值偏离较大,主要是由于第4模态的幅值小于第2模态和第3模态,难以准确计算。另外对于低频部分,DES结果与实验数据也有所差距,这可能是与计算条件有关。由于空腔的高度非定常特性,特别是具有复杂的剪切层作用和各种尺度的涡,需要数量巨大的网格,特别是LES计算往往采用千万以上的网格才能较为准确地捕捉到流场的瞬时特性,而本文的网格数只有百万级,对于很多细节方面不能很好地处理。而且由于非定常计算耗时极大,本文的采样数据只有4000,而细致的频域分析需要20000个甚至更多的样本数据,这使得低频部分的结果受到一定影响。

4 结束语

本文研究了URANS方法和DES方法在空腔模拟中的应用,详细分析比较了两种方法的计算结果,包括压强均方根及声压级,并与实验结果进行了对比。在声压级比较中,与URANS方法相比较,DES方法能准确地捕捉到4个模态频率及相应模态频率下的声压大小。这些结果表明DES方法能够更好地捕捉复杂的非定常流动现象及噪声功率,更适合于空腔流动的数值模拟,对空腔内的自激振荡及噪声水平有较好的描述。

参考文献:

- [1] Colonius T. An overview of simulation, modeling, and active control of flow acoustic resonance in open cavities[R]. AIAA 2001-0076, 2001.
- [2] Rowley C, Williams D. Dynamics and control of high-reynolds-number flow over open cavities annual[J]. Review of Fluid Mechanics, 2006,38:251-276.
- [3] Murray N E, Ukeiley L S. Flow field dynamics in open cavity flows[R]. AIAA 2006-2428, 2006.
- [4] Maull D J, East L F. Three-dimensional flow in cavities[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1963,16:620-632.
- [5] Larcheveque L, Sagaut P, Le T H, et al. Large-eddy simulation of a compressible flow in a three-dimensional open cavity at high Reynolds number[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2004,516:265-301.
- [6] Peng S H, Leicher S. DES and hybrid RANS-LES modelling of unsteady pressure oscillations and flow features in a rectangular cavity [C]//Advances in Hybrid RANS-LES Modelling, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. [S. l.]: Springer, 2008:132-141.
- [7] 戚妮妮,张祖庚,董军. 武器内埋式飞行器空腔流动场数值模拟研究[J]. 气动研究与实验, 2006,23(3): 1-6.
- [8] 史爱明,叶正寅,杨永年. 内埋式弹舱舱门气动载荷计算分析研究[J]. 航空计算技术, 2007,37(3):5-6. Shi Aiming, Ye Zhengyin, Yang Yongnian. Calculation and analysis for aerodynamic loads acting on interior weapon cabin's door[J]. Aeronautical Computer Technique, 2007,37(3):5-6.
- [9] 司海青. 基于全隐式算法数值模拟空腔流动振荡特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
- [10] Henshaw M J. M219 Cavity Case[R]. Tech. Rep. RTO-TR-26, AC/323 (AVT) TP/19. 2000: 453-472.
- [11] Mendonaca F, Allen R, Charentenay J D, et al. CFD prediction of narrowband and broadband cavity acoustics at $Ma=0.85$ [R]. AIAA 2003-3303, 2003.
- [12] Chen X, Sandham N D, Zhang X. Cavity flow noise predictions[R]. Report No. AFM-07/06. [S. l.]: University of South-Ampton, 2006.
- [13] Rossiter J E. Wind tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds[R]. RAETech Report 64037210-2359. [S. l.]: Ministry of Aviation, Aeronautical Research Council, 1964.