

文章编号: 0258-1825(2010)06-0724-07

基于 CFD 和气动声学理论的空腔自激振荡发声机理

杨党国, 李建强, 梁锦敏

(中国空气动力研究与发展中心空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要:应用 CFD 技术和气动声学时域理论(FW-H 积分方程),探讨了空腔自激振荡发声机理。腔内噪声计算以空腔流动解为基础,采用了气动声学时域理论,对该理论进行了推导说明,并利用圆柱绕流声学特性验证该方法基本可行。研究获得的空腔自激振荡模态分析结果与 Rossiter 和 Heller 等的预测结果基本相同,捕捉到了自激振荡的频域特性;分析表明空腔上方形成的剪切层中的脱落涡与腔后壁相撞,产生的一次声波辐射至腔前壁激发新的脱落涡,新的脱落涡与腔后壁再次相撞产生二次声波形成的流动声学反馈回路是导致空腔自激振荡和噪声产生的主要原因,且腔内声压幅值主要出现在一阶和二阶振荡模态,声音能量主要集中在较低频率区域。

关键词:空腔;气动声学;自激振荡;发声机理;CFD;FW-H 方程

中图分类号:V211.3; O422.8 **文献标识码:**A

0 引言

空腔绕流广泛存在于航空航天飞行器中如飞机起落架舱、燃烧室、飞机部件接缝、武器舱等。高速气流流经空腔,当满足一定的空气动力学条件和几何形状条件时,由于腔口剪切流与腔内流动的相互作用,腔内流动可能出现强烈的自持振荡,腔内外存在复杂的非定常流动。流场不仅包含涡生成、脱落与破裂,还包含流动分离、膨胀波与激波及声与流动相互作用等。腔内噪声使空腔结构承受较大的非定常载荷,严重时危及腔内的设备和电子器件,甚至会引起空腔自身结构疲劳损坏。

国外 Rossiter 于 1964 年提出了空腔流声共振反馈模型,并给出预估振荡频率的半经验公式^[1],后来 Heller 提出空腔后缘处的反馈声波速度应为当地声速,对 Rossiter 公式进行了修正^[2]。Bilanin^[3]和 Tam^[4]等提出了预测空腔自激振荡的解析模型,这些模型都能在一定的精度范围内预测空腔振荡的离散频率,但都没能解决振荡幅值问题。随着 CFD 的发展,空腔声学特性数值研究被广泛开展^[5-6],国内对空腔声学特性的数值模拟研究起步较晚。罗柏华^[7]和侯中喜^[8]采用求解 URANS 方程对空腔声学特性进行了数值研究,空间采用 WENO 格式,时间采用 Runge-Kutta

法,湍流模型为 S-A 或 B-L 模型。李晓东等应用高阶低耗散低频散格式求解二维 URANS 方程及标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,并配合适当的无反射边界条件,对亚声速空腔声学特性进行了数值研究^[9]。大涡模拟(LES)是近年来蓬勃发展的湍流数值模拟方法。与 RANS 采用时间平均不同,LES 采用空间平均或滤波,因而可以保留相当精度的湍流瞬态信息^[10],在湍流的数值研究中有重要的发展前景,被认为是今后可应用于工程湍流问题研究较有希望的数值方法^[11]。

本文采用 LES 与 FW-H 方程结合的方法着重分析了空腔自激振荡发声机理和腔内声学特性,为进一步研究空腔噪声抑制方法提供参考与借鉴。

1 声学模拟与计算公式

设在流体中的运动物体表面可用 $f(x, t) = 0$ 描述,且物面内的一个区域表示为 $f(x, t) < 0$,物面外的一个区域表示为 $f(x, t) > 0$,将 FW-H 方程可表示为^[12]:

$$\Delta^2 p'(x_i, t) = \frac{\partial}{\partial t} \{ [\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n)] \delta(f) \} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{ [P'_{ij} \cdot n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f) \} + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{ T_{ij} H(f) \} \quad (1)$$

* 收稿日期:2009-08-10; 修订日期:2010-04-05

基金项目:国家自然科学基金(51075385);国家“973”计划课题(2009CB723802)

作者简介:杨党国(1980-),男,陕西武功人,博士,助理研究员,研究方向:气动声学与控制。

式中右边三项分别代表厚度噪声项、载荷噪声项和四极子噪声项。其中 Δ^2 代表波的运行控制,即波动算子^[13-14]:

$$\Delta^2 \equiv \frac{1}{a} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i^2} \quad (2)$$

设定模型无运动、无穿透,使用固定壁面作为声源积分面,故声源的发声主要来自载荷噪声 $\dot{p}_L(x_i, t)$,应用的 FW-H 方程可简化为^[15]:

$$\dot{p}'(x_i, t) = \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r} \right]_{ms} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r^2} \right]_{ms} dS \quad (3)$$

2 延迟时间求解方法

对于在固定声源积分表面上的单元,声音辐射时间与声压接收时间的关系式可以表示如下^[15-16]:

$$\tau_k = t - |x_i - y_k| / a_0 \quad (8)$$

其中: τ_k 为声源积分表面上第 k 个声源单元的声音辐射时间, t 为空间观测点处的声压接收时间。在辐射时间,每一个声源单元的声音特性能够计算得到,对所有声源单元(N 个)进行求和获得声源在辐射时间的声音信息,并考虑辐射时间与接收时间的不同步,参考滞后时间运算,可以获得空间观测点 x_i 的声压如下:

$$\dot{p}'(x_i, t) = \sum_{k=1}^N Q(y_k, \tau_k; x_i) \Delta S_k \quad (9)$$

采用迭代法求解包含延迟时间的声波方程,获得声源积分表面的声音辐射信息,从而求解空间观测点声压。求解二维问题时,需指定一个声源相关长度 (L_c) 来完成声学计算^[17]。

3 流动控制方程求解

3.1 大涡模拟

采用盒式滤波函数代入流动控制方程,可得瞬时下大涡模拟主导方程^[18-19],其中混合尺度的亚格子模型(SGS)定义见文献[20]。本文采用格心形式的有限体积法求解大涡模拟主导方程,对流项采用三阶迎风偏置格式离散^[21],扩散项、亚格子项采用中心差分格式离散,空间离散为二阶精度^[22];采用双时间推进方法进行时间项求解,离散格式为隐式三步二阶精度格式^[22]。

3.2 方法验证

验证算例是二维圆柱模型选取 Revell 等人试验研究过的圆柱模型^[23],基于圆柱直径的雷诺数 90000,数值计算时间步长为 2×10^{-6} s。圆柱壁面为

声源表面,声源相关长度取 $5D$ 。两个声压接收位置 Receive-1 和 Receive-2,从圆柱最前端点顺时针方向 90° ,离圆柱中心距离分别为 $35D$ 和 $128D$,计算区域总长度为 $31D$,宽度为 $15D$,圆柱中心位于计算区域总宽度中点处 ($7.5D$),离计算区域最前端 $7.5D$,离计算区域计算最后端 $23.5D$ 。网格总结点数为 72800 个,圆柱壁面边界层内网格加密。边界条件的相关参数设置均同参考文献的试验条件一致。

表 1 给出了本文计算结果与参考文献的平均阻力系数和描述圆柱尾部涡脱落频率特性的斯托罗哈数 St ($St = fD/U$, 其中 f 为涡脱落频率)的对比关系。可见,本文获得的平均阻力系数比文献[3]的计算结果更接近试验值;另外计算获得的 St 数也更接近试验值;表明本文采用的大涡模拟方法正确、可靠。

表 1 平均阻力系数和斯托罗哈数

不同计算方法	平均阻力系数	斯托罗哈数
URANS with $k-\omega$ (Brentner, 1996) ^[24]	0.802	0.227
URANS with $k-\epsilon$ (Brentner, 1996) ^[24]	0.587	0.296
2D-LES (Sung-Eun kim, 2003) ^[15]	1.470	0.190
2D-LES (本文计算结果, Present)	1.418	0.189
Experimental results (Revell, 1977) ^[23]	1.320	0.187

图 1 给出了 Receive-1 和 Receive-2 的声学特性,接收点 1 比接收点 2 更靠近声源,从图 1 可知接收点 1 的声压级较接收点 2 的大,符合声音从近场向远场传播耗散的规律。表 2 给出了声学特性与参考文献的对比,可知本文数值方法获得的总声压级与声压峰值频率与试验结果较接近,说明此方法基本可行。

表 2 两个接收点处的声学特性

Table 2 Aero-acoustic characteristics at receiver-1 and receiver-2

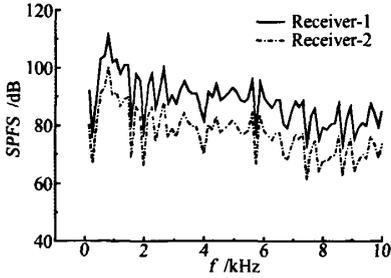
不同计算方法	总的声压级/dB		声压峰值频率/Hz	
	Receiver-1	Receiver-2	Receiver-1	Receiver-2
2D-LES (Sung-Eun Kim, 2003) ^[15]	114	102	901	900
2D-LES (本文计算结果, Present)	115.16	103.89	908.32	905.41
Experimental results (Revell, 1977) ^[23]	117	100	910	908

4 空腔发声机理

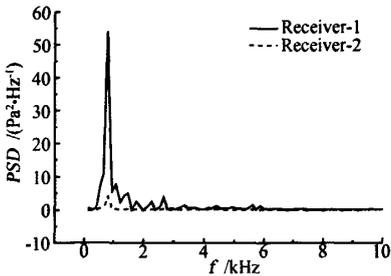
4.1 计算模型

二维空腔模型长深比为 2 (见图 2),来流 Ma 为 0.64, Re 为 $1.16 \times 10^5 / m$;采用约 30 万的结构网格,近场稠密远场逐渐稀疏;边界条件包括黎曼不变量无

反射远场边界和无滑移绝热壁条件;声源积分运算时声源相关长度取5倍空腔长度。



(a) 声压频谱特性



(b) 声压功率谱密度

图1 两个接收点的声学特性

Fig.1 Aero-acoustic characteristics at receiver-1 and receiver-2

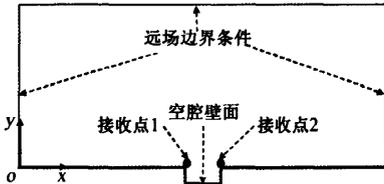


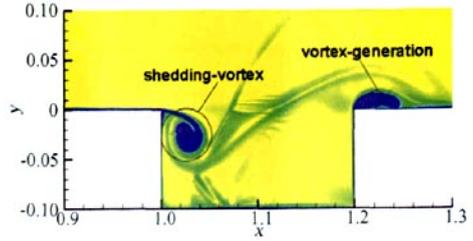
图2 计算区域及边界条件

Fig.2 Computational domain and boundary conditions

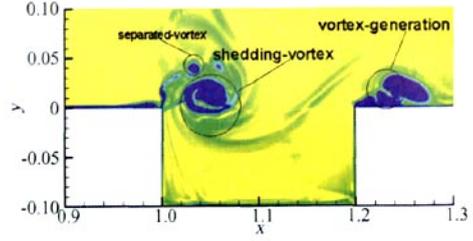
4.2 自激振荡

关于空腔自激振荡发声的机理,研究者有不同的解释,然而,目前并没有彻底全面的公认解释,需要进一步分析。Rossiter 和 Heller 等人提出的针对开式空腔(长深比小于10)剪切层激发空腔自激振荡诱导空腔噪声得到了广泛关注。图3给出了一个周期内不同时刻的涡量等值线图,在四分之一周期,腔前缘的剪切层内和腔后壁的下游各形成了一个涡(图3a),在二分之一周期剪切层内的涡脱落,经过空腔中部后继续向下游发展(图3b),直到腔后壁处流向空腔下游(图3c),在一个周期结束时在腔前缘的剪切层内又形成了新的涡(图3d),可见,来流剪切层在腔前缘处分离,在空腔上方形成了具有一定脱落频率的涡,并与

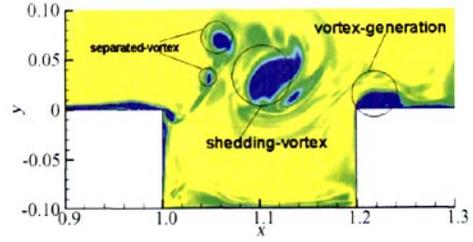
空腔流场结构相互作用,产生了复杂的非定常特性。



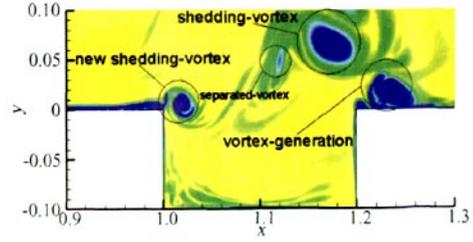
(a) 0.25T



(b) 0.5T



(c) 0.75T



(d) 1T

图3 空腔瞬时涡量等值线

Fig.3 The instantaneous vorticity contours in the cavity

图4给出了计算10个周期后一个周期内空腔流场的涡量等值线图,可以看出空腔流场结构在不同时刻的变化情况。四分之一周期时,在腔前缘剪切层内形成了涡,并脱落经过空腔中部向后继续向下游发展到腔后部,此时在腔前缘处又形成了新的脱落涡(如图4a所示);在二分之一周期时,剪切层内的第一个脱落涡与腔后壁相撞,并产生了噪声,一次声波经过腔内反馈回路向上游传播并到达腔前壁后,与前壁相

撞,并激发新的涡生成(图 4b);在剪切层内新的涡又脱落,经腔中部后又与腔后壁相撞并导致二次声波的产生,二次声波经腔内的反馈回路又传播到腔前壁,再次诱导新的涡生成(图 4c);故而在腔内因剪切层内的脱落涡与后壁相撞产生的一次声波经腔内的反馈回路到达腔前壁,扰动剪切层并诱导新的脱落涡生成,激发二次声波,在腔内形成了脱落涡—一次声波—新的脱落涡—二次声波的一个反馈机制,流动形成自激振荡(图 4d)。

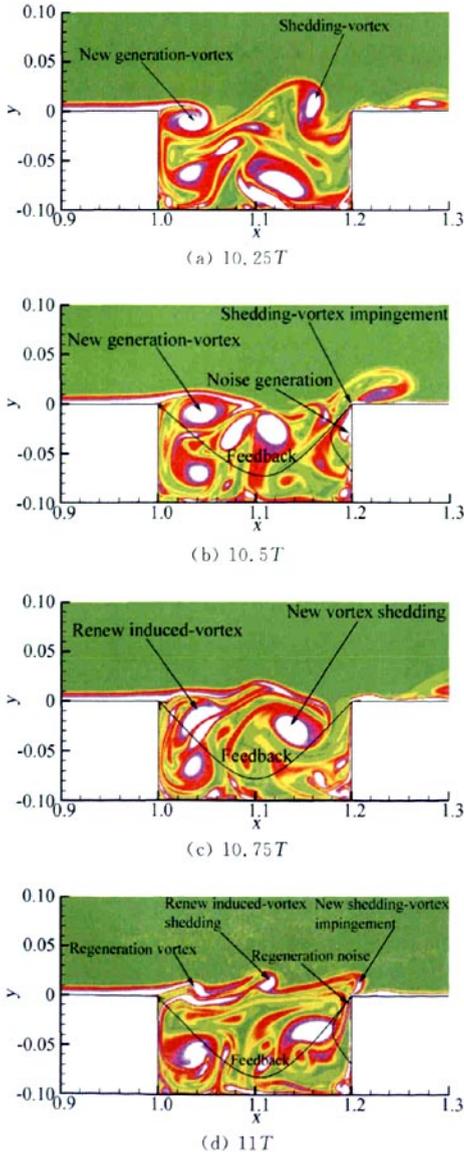


图 4 瞬时涡量等值线发展历程

Fig. 4 The developing process of vorticity contours

4.3 声学特性

图 5 分别给出了 Rowley 等人^[5]关于空腔绕流空间声场声压级等值线的计算结果和本文关于空间六个不同观测点的声压级,从结果可看出,腔内声压级较高,随着离腔壁面距离的增大,声音信号衰减,声压级降低;声音主要向左上方辐射,这主要因为剪切层内的脱落涡与后壁相撞产生的声波向上游传播,到达腔前壁后又穿透剪切层向腔外空间场辐射。可见,剪切层内的流动特性是影响空腔声学特性关键所在。

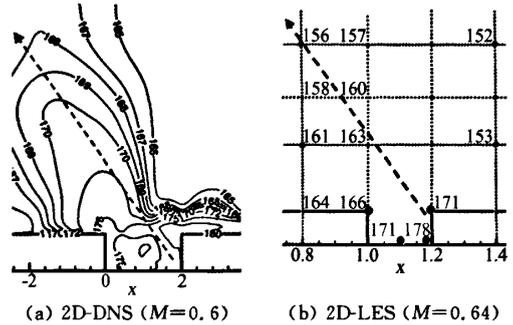


图 5 不同测点的声压级

Fig. 5 SPL at different measurement positions

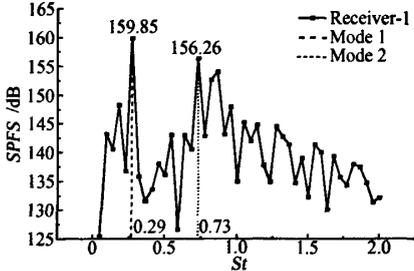
Rossiter 关于开式空腔声学特性的振荡频率给出了半经验预测公式,后来 Heller 等提出在腔后壁处向上游传播的声波速度应为当地声速,不应是远场声速,获得了修正的 Rossiter 公式,分别如式(16)和式(17),其中 k 为涡迁移速度与自由流速度之比, α 为涡通过与产生声压之间的时间延迟因子, n 为模态阶数。

$$St_n = \frac{n - \alpha}{M + 1/\kappa}, (n = 1, 2, 3, \dots) \quad (16)$$

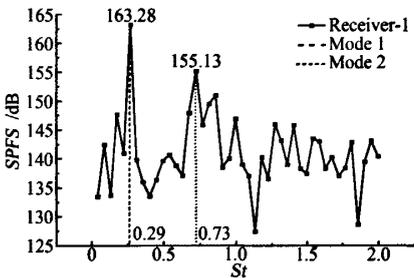
$$St_n = \frac{n - \alpha}{M \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{-1/2} + 1/\kappa} \quad (17)$$

图 6 给出了接收点 1 和 2 的声压频谱特性与功率谱密度特性,空腔流动自激振荡一阶模态和二阶模态的 St 分别为 0.29 和 0.73,同 Rossiter 和 Heller 的预测基本吻合,如表所示。空腔内的自激振荡主要以一阶模态为主,声压级幅值均出现在一阶振荡模态;一阶振荡模态是因声波从后壁接收点 2 传播至接收点 1 而激发剪切层中涡脱落与后壁相撞形成,故接收点 2 的一阶模态声压峰值大于接收点 1,而二阶模态是因接收点 1 处剪切层中的脱落涡与腔后壁相撞,形成反馈回路后再次传播至腔前壁形成,故接收点 1 的

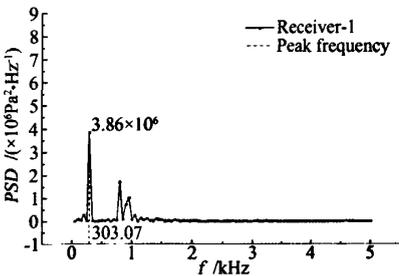
二阶模态声压峰值大于接收点2(如图6a和6b)。腔内噪声的能量主要集中在峰值频率303.07Hz(如图6c和6d所示)。



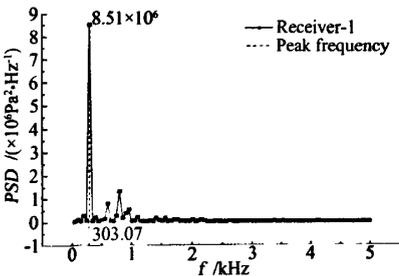
(a) Receiver-1 声压频谱特性



(b) Receiver-2 声压频谱特性



(c) Receiver-1 声压功率谱密度



(d) Receiver-2 声压功率谱密度

图6 两个接收点的声学特性

Fig. 6 Aeroacoustic characteristics at two receivers

表3 空腔自激振荡模态分析

Table 3 Self-sustained oscillation modes in the cavity

St	2D-LES(Present)	Rossiter	Heller
Mode 1	0.29	0.31	0.32
Mode 2	0.73	0.73	0.74

5 结论

通过本文研究,可得出以下结论:

(1) 圆柱绕流噪声计算结果与国外试验结果基本吻合表明本文采用的 CFD 技术和气动声学时域理论方法基本正确、可靠。

(2) 空腔自激振荡形成和腔内噪声产生的主要原因是气流在空腔前缘发生分离,在空腔上方形成剪切层,剪切层中存在涡的生成、脱落,脱落涡与空腔后壁相撞后产生一次声波,一次声波通过空腔向前传播至空腔前缘气流分离处,激发剪切层中新的涡脱落,新的脱落涡与空腔后壁再次相撞产生二次声波,二次声波又通过空腔向前传播至空腔前缘再次激发新的涡脱落;一定的相位条件下,在空腔内形成了具有一定频率的脱落涡-声波-新的脱落涡-新的声波的流致噪声反馈回路。

(3) 研究的空腔内声压幅值主要出现在一阶和二阶振荡模态,声音能量主要集中在低频 300Hz 左右,与 Rossiter 和 Heller 等人的试验结果类似,为下一步开展空腔降噪方法研究提供了一定的参考。

参考文献:

- [1] ROSSITER J E. Wind tunnel experiments of the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds [R]. ARCR and M., 1964; 3458.
- [2] HELLER H H, BLISS D B. Aerodynamically induced pressure oscillations in cavities [R]. Physical Mechanisms and Suppression Concepts. AFFDL-TR-74-133, 1975.
- [3] BILANIN A J, COVERT E E. Estimation of possible excitation frequencies for shallow rectangular cavities [J]. *AIAA Journal*, 1973, 11(3): 347-351.
- [4] TAM CKW, BLOCK PJW. On the tones and pressure oscillations induced by flow over rectangular cavities [J]. *J. Fluid Mech.*, 1978, 89(2): 373-399.
- [5] ROWLEY C W, COLONIUS T, BASU A J. On self-sustained oscillations in two-dimensional compressible

- flow over rectangular cavities[J]. *J. Fluid Mech.*, 2002, 455: 315-346.
- [6] LILLBERG E, FUREBY C. Large eddy simulations of supersonic cavity flow[R]. AIAA 2000-2411.
- [7] 罗柏华. 二维高亚声速空腔流激振荡的数值模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2002, 20(1): 84-88.
(LUO B H. Numerical simulation of 2D high subsonic cavity flow oscillation[J]. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2002, 20(1): 84-88. (in Chinese))
- [8] 侯中喜, 夏刚, 秦子增. 三维超声速开式空腔振荡特性研究[J]. *国防科学技术大学学报*, 2004, 26(6): 1-4.
(HOU Z X, XIA G, QIN Z Z. The numerical analysis of oscillatory characteristics in 3D supersonic open cavity[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2004, 26(6): 1-4. (in Chinese))
- [9] 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 X D, LIU J D, GAO J H. 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))
- [10] GALPERIN A, ORSZAG S A. Large eddy simulation of complex engineering and geophysical flows[R]. Cambridge University Press, 1993.
- [11] KYOUNG S C, SEUNG O P. Hybrid RANS/LES simulation of deep cavity flow[R]. 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit [C]. Reno, Nevada, 2004.
- [12] FLOWCS WILLIAMS J E, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[R]. London: Proc. Roy. Soc., A264, 1969: 321-342.
- [13] BRENTNER K S. Numerical algorithms for acoustic integrals-the devil is in the details[R]. AIAA1996-1706.
- [14] FARASSAT F, BRENTNER K S. The acoustic analogy and the prediction of rotating blades[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics, Springer-Verlag*, 1998, 10: 155-170.
- [15] CASALINO D. An advanced time approach for acoustic analogy predictions[J]. *J. S. V.*, 2003, 261: 583-612.
- [16] KIM S E, YI D, EVANGELOS K K. A versatile implementation of acoustic analogy based noise prediction method in a general-purpose CFD [R]. AIAA 2003-3202.
- [17] SARIGUL K N, DIETZ D, KARNOPP D, DUMMER J. A computational aeroacoustic method for near and far field vehicle noise predictions[R]. AIAA 2001-0513.
- [18] FELTEN F, FAUTRELLE Y, TERRAIL Y D, et al. Numerical modeling of electrogenetically-riven turbulent flows using LES methods[J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2004, 28(1): 15-27.
- [19] DORIS L, CHRISTIAN T, PHUOC L T. LES of spatially developing 3D compressible mixing layer [J]. *Computational Fluid Mechanics*, 2000, 328(7): 567-573.
- [20] WU H W, PERNG S W. LES analysis of turbulent flow and heat transfer in motored engines with various SGS models[J]. *International Journal of Heat and Mass transfer*, 2002, 45(11): 2315-2328.
- [21] ARADAG S, KNIGHT D D. Simulation of supersonic cavity flow using 3D RANS equations[R]. AIAA 2004-4966.
- [22] KIM S E, MATHUR S R, MURTHY J Y, CHOUDHURY D. A Reynolds-Averaged Navier Stokes solver using unstructured mesh based finite-volume scheme [R]. AIAA 1998-0231.
- [23] REVELL J D, PRYDZ R A, HAYS P. Experimental study of airframe noise vs. drag relationship for circular cylinders[R]. Lockheed Report 28074, 1997.
- [24] BRENTNER K S, COX J S, RUMSEY C L, et al. Computation of sound generated by flow over a circular cylinder: An acoustic analogy approach[R]. Presented at the Second Computational Aeroacoustics Workshop on Benchmark Problems[C]. Tallahassee, FL., 1996.
- [25] GHARIB M, ROSHKO A. The effect of flow oscillations on cavity drag[J]. *J. Fluid Mech.*, 1987, 177: 501-530.

Sound generation induced by self-sustained oscillations inside cavities based on CFD and aeroacoustic theory

YANG Dang-guo, LI Jian-qiang, LIANG Jin-min

(State Key Laboratory for Aerodynamics of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: By applying the CFD technology and the aeroacoustic theory in time domain (integral equations of Ffowcs-Williams and Hawings), analysis of sound generation induced by self-sustained oscillations inside a cavity has been performed. Utilizing the flow solution as the input data, the noise of the cavity is calculated by solving the Farassat acoustic formulation. The computational method validated by aeroacoustic characteristics of a column flow is feasible. The simulated self-sustained oscillation modes inside the cavity agree with Rossiter's and Heller's predicated results, which indicate their frequency characteristics. Moreover, the results indicate that the feedback mechanism that new shedding-vortexes induced by propagation of sound wave created by the impingement of the shedding-vortexes in the shear-layer and rear cavity face leads to self-sustained oscillations and noise generation inside the cavity. The peak sound pressure occurs in the first and second oscillation modes and the most of sound energy focuses on the low-frequency region.

Key words: cavity; aeroacoustics; self-sustained oscillations; sound generation; CFD; FW-H equations