

## 偏航状态下空腔流动的数值模拟

司海青<sup>1</sup> 马晓晖<sup>1</sup> 陈都<sup>1</sup> 王兵<sup>1</sup> 吴晓军<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学民航学院, 南京, 210016; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳, 621000)

**摘要:**采用基于 S-A(Spalart-Allmaras)湍流模型的脱体涡模拟方法(Detached-eddy simulation, DES),数值模拟研究了偏航状态下的空腔流动。首先,运用 DES 方法对非偏航状态下的空腔流动进行数值模拟,并与文献结果进行比较,验证该方法模拟空腔流动特性的能力;然后,运用 DES 方法数值研究偏航状态下的空腔流动,给出声压级的变化。数值研究表明:不同偏航角对空腔底部中心线处声压级产生很大的影响;与非偏航状态相比,在空腔底面中心线的某些位置处,给出了声压级随偏航角的变化规律为:声压级先是随着偏航角增加而缓慢增加,然后大大减小。

**关键词:**脱体涡模拟方法;数值模拟;偏航的空腔流动;声压级

**中图分类号:**V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2013)02-0191-05

## Numerical Simulation of Cavity Flow at Different Yaw Angles

Si Haiqing<sup>1</sup>, Ma Xiaohui<sup>1</sup>, Chen Du<sup>1</sup>, Wang Bing<sup>1</sup>, Wu Xiaojun<sup>2</sup>

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, 621000, China)

**Abstract:** Based on detached-eddy simulation (DES), a flow past a yawed rectangular cavity is simulated numerically. An unyawed cavity flow is firstly simulated using the present DES method. Its effectiveness is further validated by a comparison of the calculated results with the results in references. Then simulations of low supersonic cavity flow at different yaw angles are carried out using DES, and the effect of yaw angles on sound pressure level (SPL) along the cavity floor is studied. Compared with the case of cavity flow at zero yaw angle, it is demonstrated that SPL gradually increases as yaw angle is enlarged, and then it sharply decreases at some certain test positions of cavity floor.

**Key words:** detached eddy simulation; numerical simulation; yawed cavity flow; sound pressure level

空腔流动问题在航空工程中经常遇到,例如,飞机武器舱、起落架舱、风洞的开缝壁、汽车的窗户等,特别是未来战斗机就采用内埋式弹舱,当弹被投放时,气流流过带弹的空腔会产生强烈的共振,这对武器控制的电子系统及结构疲劳带来很大的危险性。另一方面,弹被释放的过程中,空腔流动的非定常流场以及其自激励的非定常压力振荡会造成剧烈的抖动,它也可能使弹体的运动轨迹发生改变,这需要正确地揭示气流流过这种空腔的流动

特性。在理论上,由于空腔流动涉及非定常流、流体动力不稳定性、声-涡相互作用等许多基本问题,已经引起了国内、外学者的研究兴趣。

针对空腔的流动问题,国内外研究人员开展了实验<sup>[1-2]</sup>及数值模拟研究<sup>[3-4]</sup>,来流马赫数由低亚声速到超声速,空腔的几何形状由开式空腔到闭式空腔,还出现了少量的过渡型空腔等。特别地,近几年,围绕弹舱流动特性及形状影响<sup>[5]</sup>、腔内存在物体的空腔流动<sup>[6-7]</sup>、空腔流动激励噪声模拟<sup>[8]</sup>以及

**基金项目:**国家自然科学基金(10902050)资助项目;航空基金(20101452017)资助项目;中国博士后基金(20100481138)资助项目。

**收稿日期:**2012-03-01;**修订日期:**2012-12-26

**通信作者:**司海青,男,博士,副教授,1976年8月生,E-mail:sihaiqing@126.com。

空腔流动的实验研究<sup>[9]</sup>等,国内研究者在这个研究领域取得了一定的研究成果。现有的研究大多数是在没有偏航的情况下开展空腔流动特性方面的实验与数值研究,然而,对于偏航情况下的空腔流动问题关注得比较少,特别是在偏航的情况下,当空腔口处剪切层流过易分离的侧壁面,但还没有足够发展成涡时,Heller与Bliss的模型还能否正确预测纵向声波有待研究。因此,通过数值模拟进一步研究,随着偏航角度的增加,声波强度的变化情况,以及偏航对空腔底部与腔内壁面压力分布的影响,与非偏航的情况相比,偏航情况下的空腔流动具有不对称性,这样所需计算网格会大大增加,基于雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方法<sup>[10-11]</sup>,采用准确度较高与计算成本相对较低的脱体涡模拟(Detached-eddy simulation, DES)模型<sup>[12]</sup>。本文拟数值研究偏航对空腔流动特性的影响,揭示它对空腔底部及腔内壁面声压级的影响规律。

## 1 数值计算方法

### 1.1 控制方程

在笛卡尔坐标系下,三维雷诺平均 N-S 方程的量纲一形式的表达式为

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F}_i + \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{G}_i + \mathbf{G}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{H}_i + \mathbf{H}_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{Q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^\top$  是守恒变量向量。对流项通量向量的表达式为

$$\mathbf{F}_i = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho u w \\ u(\rho E + p) \end{pmatrix} \quad \mathbf{G}_i = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ v(\rho E + p) \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{H}_i = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho w v \\ w(\rho E + p) \end{pmatrix}$$

黏性项通量向量的表达式为

$$\mathbf{F}_v = \frac{1}{Re} (0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x)^\top$$

$$\mathbf{G}_v = \frac{1}{Re} (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + q_y)^\top$$

$$\mathbf{H}_v = \frac{1}{Re} (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + q_z)^\top$$

式中,应力张量与热通量的表达式分别为

$$\tau_{xx} = -(\mu + \mu_t) \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right) + \frac{2}{3} \rho \kappa$$

$$\tau_{yy} = -(\mu + \mu_t) \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right) + \frac{2}{3} \rho \kappa$$

$$\tau_{zz} = -(\mu + \mu_t) \left( 2 \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right) \right) + \frac{2}{3} \rho \kappa$$

$$\tau_{xy} = -(\mu + \mu_t) \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$$

$$\tau_{xz} = -(\mu + \mu_t) \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)$$

$$\tau_{yz} = -(\mu + \mu_t) \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)$$

$$q_x = -\frac{1}{(\gamma-1)Ma_\infty^2} \left( \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x}$$

$$q_y = -\frac{1}{(\gamma-1)Ma_\infty^2} \left( \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial y}$$

$$q_z = -\frac{1}{(\gamma-1)Ma_\infty^2} \left( \frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial z}$$

式中,  $\rho, u, v, w, p, \rho E, T$  分别代表密度、速度的3个分量、压强、总能、温度;  $Re, Ma_\infty$  分别为来流雷诺数、马赫数;  $Pr, Pr_t$  分别为普朗特数, 湍流普朗特数, 其值分别为 0.72, 0.9;  $\kappa$  为湍流动能。层流黏性系数  $\mu$  由 Sutherland 公式控制

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \frac{T_0 + 110}{T + 110} \sqrt{\frac{T}{T_0}} \quad (2)$$

式中,  $\mu_0$  为参考温度  $T_0$  时的参考黏性系数,  $\mu_0 = 1.7894 \times 10^{-5} \text{ kg}/(\text{m} \cdot \text{s})$ ,  $T_0 = 288.16 \text{ K}$ 。理想气体状态方程

$$p = (\gamma - 1) \left[ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right] \quad (3)$$

式中  $\gamma$  为比热容比, 取值为 1.4。温度由公式  $\frac{p}{\rho} = \frac{T}{\gamma Ma_\infty^2}$  求得。

### 1.2 DES 方法

DES 方法最初是由 Spalart<sup>[12]</sup> 提出的, 它是把大涡模拟与雷诺平均 N-S 方程的优点结合起来数值模拟脱体涡的一种新方法。其基本思想是, 通过对 S-A 湍流模型进行修正, 使其在近壁面的附面层内采用雷诺平均方法, 用湍流模型模拟其中的小尺度脉动运动; 在远离物面的区域, 将湍流模型耗散项中的湍流尺度参数用网格尺度与一常数的乘积代替, 使它起到 Smagorinski 大涡模拟的亚格子

雷诺应力模型的作用,这样既可以在附面层内发挥雷诺平均方法计算量小的优势,又可以在远离物面的区域,对大尺度的脱体涡进行较好地模拟。基于这种方法,已将现有的非定常雷诺平均 N-S 方程的求解方法发展为脱体涡模拟方法<sup>[13]</sup>。

在 RANS 方法中,运用 S-A 紊流模型时,从该微分方程可以看出,物面耗散项与 $[\bar{v}/d]^2$ 成正比。当该项与源项达到平衡,即 $c_{b1}\bar{S}\bar{v} = c_{w1}f_w[\bar{v}/d]^2$ 时,这时的紊流黏性系数就与 $\bar{S}d^2$ 成比例( $\bar{S}$ 为应变率)。对 Smagorinski 大涡模拟方法,其亚格子尺度(Sub-grid scale, SGS)紊流黏性系数是随着当地应变率 $\bar{S}$ 及网格尺度 $\Delta$ 变化而变化的,它们之间的关系为: $\nu_{SGS} \propto \bar{S}\Delta^2$ ,其中 $\Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 。在 DES 方法中,S-A 模型中的长度尺度,流场中任意点到最近物面的距离 $d$ ,用 $\tilde{d}$ 来代替, $\tilde{d} = \min(d, C_{DES}\Delta)$ 。在当前计算中,是网格中心到相邻单元中心距离中最大的一个,式中系数定义为 $C_{DES} = 0.65$ 。当 $d \leq \Delta$ 时,该模型充当 RANS 中的 S-A 紊流模型;当 $d \geq \Delta$ 时,该模型就充当了 Smagorinski 大涡模拟模型,这种模型就是 DES 模型。如果当网格非常密时,则该模型在整个流场充当 LES 模型。

### 1.3 空间与时间离散方法

基于多块结构网格,运用全隐式无分裂算法求解非定常 N-S 方程,控制方程采用格心有限体积法离散。运用 Osher 格式离散对流项, MUSCL 变量插值方法可以提供高精度, Van Albada 限制器可以有效地抑制激波附近的非物理振荡。运用中心格式离散黏性项,时间层的迭代采用双时间方法。在每一次隐式时间迭代中,运用 GMRES\* 方法求解隐式离散引起的大规模稀疏线性方程组,其方法采用零阶块不完全分解方法。具体的全隐式无分裂算法的研究可见文献<sup>[10-11]</sup>。

## 2 结果与讨论

### 2.1 非偏航空腔流动及程序验证

本文采用文献<sup>[1]</sup>中的空腔几何模型作为研究对象,验证 DES 方法模拟空腔流动特性的能力,为进一步数值研究偏航情况下的空腔流动问题奠定基础。空腔几何模型的长深比 $L/D = 4.4$ ,宽深比 $W/D = 1.0$ ,属于开式空腔,其前缘、后缘的长度分别为 5 倍的空腔长度,来流的马赫数 $Ma = 0.95$ ,雷诺数 $Re = 1.7 \times 10^6$ 。在非偏航的情况下,三维流场是具有对称性,为减少计算量,在数值模拟时,只需沿其中心线取一半模型计算即可。

图 1 为某时刻计算得到的涡等值线,图 2 为本文计算得到的声压级(Sound pressure level, SPL)曲线与文献结果<sup>[13]</sup>所进行的比较。可以看到,靠近后壁面处的 SPL 值要大于靠近前壁面处的值,在底面 $x/l = 0.2$ 处 SPL 值降低至最小,靠近后壁面处 SPL 值则增加;另外,本文计算结果能够和文献结果基本保持一致,最大误差约 2 dB。其中,声压级 SPL(单位: dB)的定义为



图 1 某时刻空腔中心面涡等值线

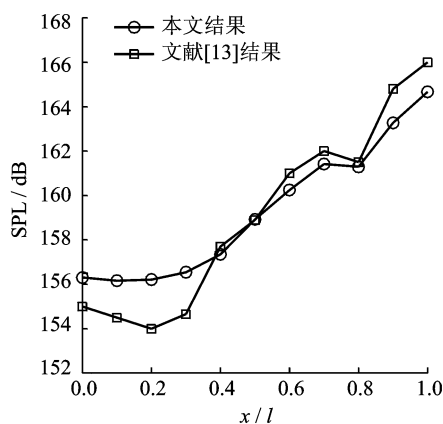


图 2 声压级曲线

$$SPL = 20 \times \log_{10} \left[ \frac{p(e)}{p(\text{ref})} \right] \quad (4)$$

$$p(e) = \sqrt{\frac{\sum (p - p_{\text{mean}})^2}{N}} \quad (5)$$

式中: $p_{\text{mean}}$ 为压力平均值;参考声压 $p(\text{ref})$ 一般取为 $0.000\ 02\ \text{Pa}$ ;  $N$ 为数据个数。

### 2.2 偏航情况下的空腔流动计算

来流马赫数为 1.11,雷诺数为 $2.75 \times 10^6$ ,来流方向为自左向右。数值模拟时,来流偏航角度分别为 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ 和 $20^\circ$ 。图 3 所示为来流偏航角度示意图,其中, $L/W = 5, L/D = 5, \Psi$ 为偏航角, $\Psi_c$ 为临界偏航角,其值为 $\arctan(W/L)$ ,此处临界偏航角度为 $11.3^\circ$ 。左端为前壁面(Front wall),右端

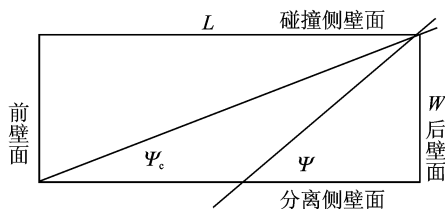


图 3 空腔几何形状及来流偏航角

为后壁面(Aft wall),上壁面为碰撞侧壁面(Impinged side wall),下壁面部分为分离侧壁面(Separating side wall)。因为偏航流场的不对称性,计算网格要使用空腔几何模型的整体网格。

图4所示为沿空腔底面中心线处声压级随着不同偏航角度(0,5,10,15和20°)的变化规律。由图可以得到,在小于临界偏航角 $\Psi_c$ 的情况下,偏航角分别为0,5和10°时的声压级大小比较接近,特别是在 $x/l=0.6$ 往后的空腔底面位置,可发现声压级基本上是随着偏航角的增大而增加的;在大于临界偏航角 $\Psi_c$ 的情况下,与前面情况相比,在 $0.3 < x/l < 0.8$ 的区域内,能看到声压级大大减小,特别是偏航角为20°时,这种变化尤其明显,主要是由于偏航角大于临界角后,分离侧壁剪切层对后壁面的影响会逐渐减小引起的。针对偏航角20°的声压级曲线,也可看到由于湍流脉动引起的宽带噪声级,声压级随空腔底部位置的变化比较平缓。文献[14]中指出,当来流速度为高亚声速或跨声速时,偏航角增大至15°时会造成流动近似于过渡型开式空腔的流动类型,增加偏航角度会造成空腔底面前缘某些位置的点上的压力减小,从而造成声压级值的减小。图5,6分别给出了 $x/l=0.5$ 及 $0.9$ 处声压级随着偏航角的变化曲线。由图5可知,在偏航角小于10°时,声压级

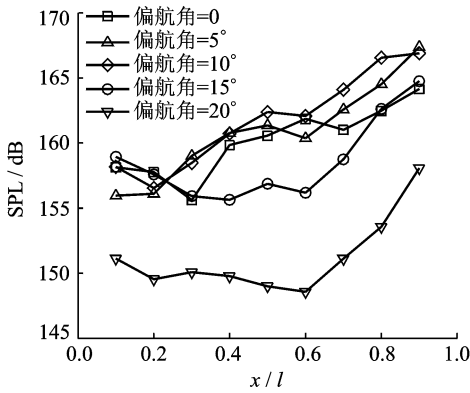


图4 不同偏航角度下的声压级曲线

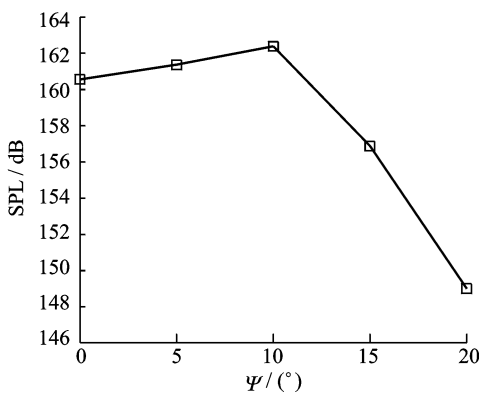


图5  $x/l=0.5$ 处声压级随偏航角的变化

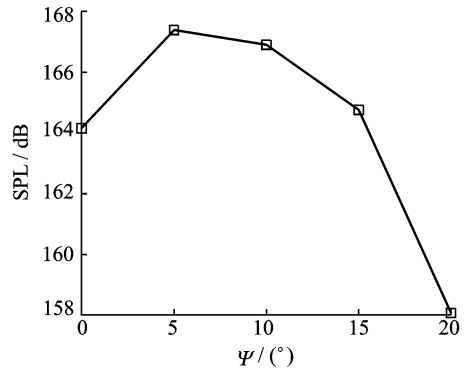


图6  $x/l=0.9$ 处声压级随偏航角的变化

随着偏航角缓慢增加,而当偏航角大于10°时声压级随着偏航角急剧下降。类似的变化也可在图6中看到。另外,由图5,6可知,与没有偏航的情况相比,在空腔底部的同一位置,声压级先是随着偏航角的增加而缓慢增大,随后,声压级则随着偏航角的增大逐渐减小。

### 3 结 论

运用本文的DES方法,数值模拟了偏航与非偏航两种不同状态下的空腔流场,通过研究得到以下结论:

- (1) 本文的DES方法可有效地模拟空腔流场。
- (2) 在小于临界偏航角 $\Psi_c$ 的情况下,各偏航角对应的声压级大小接近,但在空腔底面某些位置处,声压级基本上是随着偏航角的增大而增加的。
- (3) 在大于临界偏航角 $\Psi_c$ 的情况下,与前面情况相比,在某些区域内,声压级大大减小,特别是偏航角为20°时,这种变化尤其明显。
- (4) 与非偏航状态相比,在空腔底面中心线某些位置处,偏航状态下的声压级的变化趋势为:先随偏航角缓慢增加,然后大大减小。

### 参考文献:

- [1] Atvars K, Knowles K, Lawson N J, et al. Experimental and computational investigation of an open transonic cavity flow[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(4):357-368.
- [2] Lee B H K, Orchard D M, Tang F C. Flow past a yawed rectangular cavity in transonic and low supersonic flows[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(5):1577-1583.
- [3] 肖虹,高超,党云卿.飞行器腹部空腔绕流的数值模拟[J].航空计算技术,2007,37(4):44-46.  
Xiao Hong, Gao Chao, Dang Yunqing. Numerical simulation of aircraft's belly cavity flow[J]. Aeronautical

- Computing Technique, 2007, 37(4):44-46.
- [4] 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.
- [5] 徐路,桑为民,雷熙薇. 三维内埋式弹舱流动特性及形状影响数值分析[J]. 应用力学学报, 2011, 28(1):185-189.  
Xu Lu, Sang Weimin, Lei Xiwei. Numerical analysis of flow characteristics and shape effect of three dimensional internal weapons bay[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(1):185-189.
- [6] 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.
- [7] 司海青,王同光. 腔内平板对空腔自激励振荡的影响及预估振荡频率方程的改进[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6):1037-1042.  
Si Haiqing, Wang Tongguang. Influence of the plate on the cavity flow-induced oscillations and the modification of the oscillation frequency equation[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6):1037-1042.
- [8] 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.
- [9] 杨党国,范召林,李建强,等. 弹腔流动特性数值模拟及风洞试验研究[J]. 空气动力学学报, 2008, 27(3):378-383.  
Yang Dangguo, Fan Zhaolin, Li Jianqiang, et al. Studies on flow characteristics of cavity by numerical simulation and wind tunnel test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 27(3):378-383.
- [10] Si Haiqing, Wang Tongguang. A fully implicit solver of 3-D Euler equations on multiblock curvilinear grids [J]. Modern Physics Letters B, 2005, 19(28/29):1483-1486.
- [11] 司海青,王同光. 基于全隐式无分裂算法求解三维 N-S 方程[J]. 计算力学学报, 2009, 26(3):252-257.  
Si Haiqing, Wang Tongguang. Solver of three-dimensional Navier-Stokes equations based on the fully implicit unfactored algorithm[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2009, 26(3):252-257.
- [12] Spalart P R. Trends in turbulence treatments [R]. AIAA-2000-2306, 2000.
- [13] 陈都,司海青,马晓晖. 脱体涡模拟方法研究及其应用[J]. 航空计算技术, 2011, 41(1):9-13.  
Chen Du, Si Haiqing, Ma Xiaohui. Study on detached eddy simulation method and its application [J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(1):9-13.
- [14] Plentovich E B, Chu J, Tracy M B. Effects of yaw angle and Reynolds number on rectangular-box cavities at subsonic and transonic speeds[R]. NASA TP-3099, 1991.