

文章编号: 0258-1825(2013)05-0652-05

# 基于拼接网格的栅格舵动态特性数值模拟研究

陈建中<sup>1,2</sup>, 张 兆<sup>2</sup>, 黄国川<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高速所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**采用基于拼接混合网格的数值计算方法,模拟了栅格舵在不同马赫数下的静态、动态气动特性,计算结果与试验的一致性说明了所采用的数值方法的有效性。通过模拟发现栅格舵的气动焦点随马赫数先向上游移动然后再向下游移动;栅格舵在不同速域下的非定常俯仰迟滞现象均不明显。

**关键词:**栅格舵;拼接混合网格;非定常迟滞;动态特性;俯仰振荡

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

## 0 引言

栅格舵是苏联研究人员于 20 世纪 40 年代提出的一种由多块薄壁镶嵌在框架上形成的栅格状或蜂窝状气动操纵舵面,如图 1 所示。栅格舵不同于传统的平板翼,它的栅格状结构决定了它是个典型的多面控制系统,每个栅格面都是其有效的控制面。栅格舵主要有以下优点<sup>[1-2]</sup>:第一,栅格舵的流动分离晚于平板翼,具有同平板翼不一样的失速特性,有利于在大迎角下保持升力;第二,栅格舵的翼弦很短,产生的铰链力矩很小,降低了对控制系统的要求;第三,可以紧贴主体折叠安装,而不加大主体的外形尺寸,使得整个外形结构紧凑;第四,栅格舵面是一个较短的双悬臂梁,使栅格舵具有较高的强度-质量比。第五,在较高马赫数的超声速气流中,在相同的外形尺寸下,栅格舵的升力面积比平板翼的大得多,其升力特性优于平板翼。虽然栅格舵较平板翼有上述优点,但是其阻力特性<sup>[3]</sup>和雷达散射特性明显不如平板翼。由于栅格舵的上述优点,俄罗斯、美国、中国等都加强了栅格舵理论和试验研究工作<sup>[11-15]</sup>,并且在卫星、火箭和导弹上成功的应用,如图 2<sup>[1]</sup>。

近几年来,国内的不少学者针对栅格舵开展了不少的试验研究<sup>[3,9-10]</sup>,刘刚<sup>[4]</sup>和邓有奇<sup>[5]</sup>针对栅格舵的

静态特性进行了数值模拟研究,但是对于动态特性的研究还比较少见。本文结合风洞试验数据,对栅格舵的静态动态气动特性开展了相应的研究工作,并提出一种拼接网格技术,可以高效的模拟栅格舵的动态运动过程。

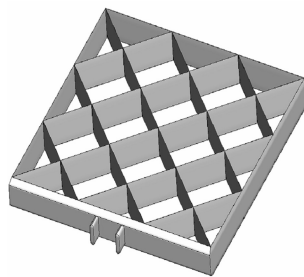


图 1 典型栅格舵示意图

Fig. 1 The sketch of typical grid fin



图 2 美国 MOAB 炸弹

Fig. 2 The MOAB Bomb of US

\* 收稿日期:2012-03-07; 修订日期:2012-09-12

作者简介:陈建中(1973-),男,四川眉山,高级工程师,研究方向:试验空气动力学. E-mail:cjztxh@163.com

引用格式:陈建中,张 兆,黄国川. 基于拼接网格的栅格舵动态特性数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 652-656. CHEN J Z, ZHANG Z, HUANG G C. Numerical simulation about grid fin's dynamic characteristic by patched mesh[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2013, 31(5): 652-656.

# 1 数值计算方法

## 1.1 拼接网格技术

对于栅格舵的数值模拟,首要问题就是复杂外形的网格生成,其次就是栅格舵运动时的动网格问题。首先,考虑到栅格舵外形复杂,这里采用混合网格策略来进行网格生成,即在近壁面处采用结构网格来模拟粘性流动,而在远场则采用非结构网格。其次就是动网格问题,通常采用弹簧法、Delauney 背景网格法<sup>[6-7]</sup>等来处理物体运动带来的网格运动和变形。但是这类方法需要不断计算网格变形运动,若物体的运动幅度过大,还需要人工进行网格重构,这都会产生较大的网格计算花销,影响计算的自动化过程。

在研究栅格舵的动态特性时,它是绕定轴转动,考虑到该运动的特殊性,我们提出一种拼接网格技术来模拟栅格舵绕定轴的转动过程。1. 首先做一个球状的结构/非结构混合网格将整个栅格舵包围起来,使球网格的球心在栅格舵的旋转轴上;2. 再做一套远场非结构网格包围上述球网格,在球面上两套网格点不需要满足一一对接;3. 两个球面网格作为计算的交接面通过插值实现数据交换。使得内侧球网格根据栅格舵的运动规律在中心球内绕球心转动,如图 3 所示。

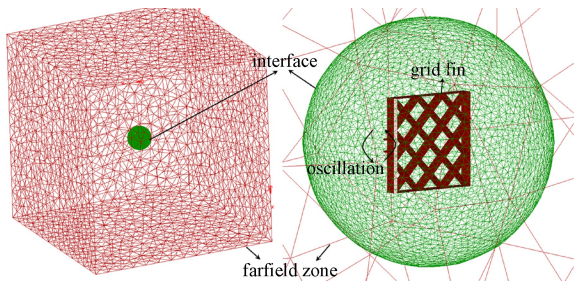


图 3 栅格舵的拼接网格示意图

Fig. 3 The patched-grid of grid fin

这样外侧网格保持不动,而内侧球网格则是按照转动规律做刚性运动,相应的网格计算量远小于弹簧法等方法,而且没有运动幅度的限制。采用这种拼接网格方法并结合相应的插值算法可以有效的模拟物体绕定点(轴)的任意转动问题。

## 1.2 控制方程

流体运动的控制方程是在完全气体假设下的非定常守恒型 Navier-Stokes 方程,在不计外力作用下任一封闭域的有限体积法处理上,需要考虑其流动相对于运动界面的通量流入流出,即要在原通量上减去控制界面运动带来的流量,于是基于运动控制体的积分型 Navier-Stokes 方程组<sup>[6]</sup>:

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial\Omega} [(\mathbf{H} - \mathbf{H}_v) \cdot \mathbf{n} - \mathbf{Q}(\mathbf{V}_s \cdot \mathbf{n})] dS = 0 \quad (1)$$

式中为  $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e]^T$  守恒变量,  $\mathbf{H}(\mathbf{Q})$  和  $\mathbf{H}_v(\mathbf{Q})$  分别是对流通量和粘性通量,  $\mathbf{V}_s$  则是控制体界面的运动速度,  $\mathbf{n}$  是控制体单位外法向量。

## 1.3 时间空间离散方法

对于非结构网格上的非定常的 Navier-Stokes 方程(1)而言,通常采用有限体积法来求解。其空间方向上的对流项通量  $\hat{\mathbf{H}}(\mathbf{Q})$  采用 NND 格式给出,而粘性项通量  $\hat{\mathbf{H}}_v(\mathbf{Q})$  则用中心格式给出。计算时需要用到的梯度项则用最小二乘法来给出。

在时间上可以采用 Jameson 的双时间步<sup>[7]</sup>迭代法求解方程(1)。通过在方程左端增加虚拟时间导数项  $\Omega^{n+1} \cdot \partial\mathbf{Q}/\partial\tau$ , 并将虚拟时间导数进行一阶 Euler 隐式离散,得到:

$$\Omega^{n+1} \frac{\mathbf{Q}^{p+1} - \mathbf{Q}^p}{\Delta\tau} + \frac{3\mathbf{Q}^{p+1}\Omega^{n+1} - 4\mathbf{Q}^n\Omega^n + \mathbf{Q}^{n-1}\Omega^{n-1}}{2\Delta t} + \mathbf{R}(\mathbf{Q}^{p+1}) = 0 \quad (2)$$

然后将非线性项  $\mathbf{R}(\mathbf{Q}^{p+1})$  进行线性化代入到式(2)得到形如  $\{LHS\}^p \cdot \Delta\mathbf{Q}^{p+1} = \{RHS\}^p$  的线性方程组,进行迭代求解。

## 1.4 湍流模型与边界条件

文中采用了工程界广为使用的  $\kappa\omega$  SST 湍流模型<sup>[8]</sup>。 $\kappa\omega$  SST 模型是 Menter 为了进一步提高在强逆压梯度下分离流时的计算能力而发展得到的。该模型作为典型的两方程线性涡粘性湍流模型既能得到湍流剪应力,又能模拟边界层附近的激波诱导分离,还具有很好的模型稳定性。

对于远场边界条件采用法线方向的黎曼(Riemann)不变量,以实现远场无反射的边界条件。物面边界条件:物面速度认为满足无滑移边界条件  $\mathbf{U}_{wall} = \mathbf{U}_{fin}$ ,即认为物面上的流体速度和当地的栅格舵线速度一致。物面的法向压力梯度  $\partial p/\partial n = 0$ ,本文并假定绝热物面边界  $\partial T/\partial n = 0$ 。

# 2 风洞试验技术

为研究栅格舵的气动特性,在 FL-24 风洞(1.2m × 1.2m)开展了专项试验。试验平台如示意图 4,主要由图像采集系统、舵机控制系统、天平测力系统和风洞设备构成。该平台可以直接测量栅格舵的静态气动参数,也可以通过舵控系统设定栅格舵的动态运动规律并实时测量相应的动态气动特性;风洞侧壁上

安装的图像采集系统可以实时观测栅格舵的运动,若结合流动显示设备还可观测相应的流动现象。

具体试验时,开展了不同马赫数下,不同攻角的栅格舵的静态气动参数测量;还指定栅格舵按正弦俯仰运动规律下,测量了不同攻角、不同频率的动态气动参数。风洞试验条件如表1。

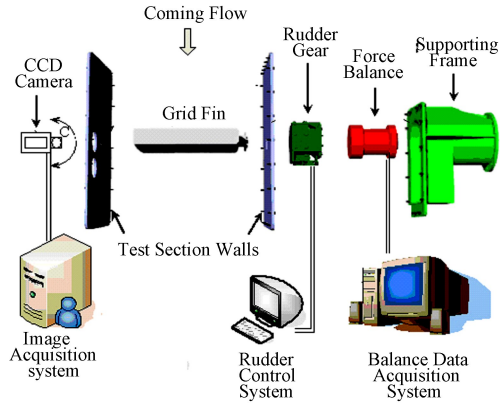


图4 栅格舵风洞试验平台分解示意图

Fig. 4 The testing platform of grid fin in wind tunnel

表1 风洞试验条件

Table 1 The experimental condition in wind tunnel

参数名称	数值		
马赫数	0.6	1.0	1.5
雷诺数	1.20e7	1.79e7	2.15e7
来流压力(Pa)	80774	62334	38805
来流温度(K)	272.0	242.9	201.4
参考长度(m)	1.0	1.0	1.0

### 3 计算结果与分析

#### 3.1 静态计算结果

本文为了和风洞试验对比,数值计算了单个栅格舵在不同马赫数、不同攻角下的静态气动参数,相应的气动参数定义为:

$$C_L = \frac{F_{\text{lift}}}{qS_{\text{ref}}} \quad C_D = \frac{F_{\text{drag}}}{qS_{\text{ref}}}$$

$$C_M = \frac{M_{\text{pitch}}}{qL_{\text{ref}}S_{\text{ref}}} \quad (3)$$

式中  $q$  为来流的速压。图5分别给出亚声速  $M=0.7$ ,跨声速  $M=1.0$ ,超声速  $M=1.5$  条件下数值计算和试验的气动参数(升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数)对比。升力曲线和俯仰力矩曲线在攻角  $-2^\circ \sim 8^\circ$  范围内气动参数基本上都随攻角做线性变化,阻力曲线也随攻角有类抛物线规律;升力系数和俯仰力矩系数计算和试验吻合得较好,而阻力系数只存在约10%左右的误差,这主要与网格量和湍流模式有关。

因此可认为这里采用的数值计算方法对于升力系数和俯仰力矩系数的定量计算是可信的,对阻力系数的定性分析也是可信的。

图6给出了不同马赫数下,栅格舵气动参数的数值计算结果。可见在  $M=0.6 \sim 1.77$  速域,栅格舵的静稳定性随着马赫数的增加而降低,在  $M=1.77 \sim 2.5$  速域,静稳定性又随着马赫数的增加而增加。即栅格舵的气动焦点先向下游移动,在  $M \approx 1.8$  时达到下游最远距离,然后随马赫数的增加焦点向上游移动。

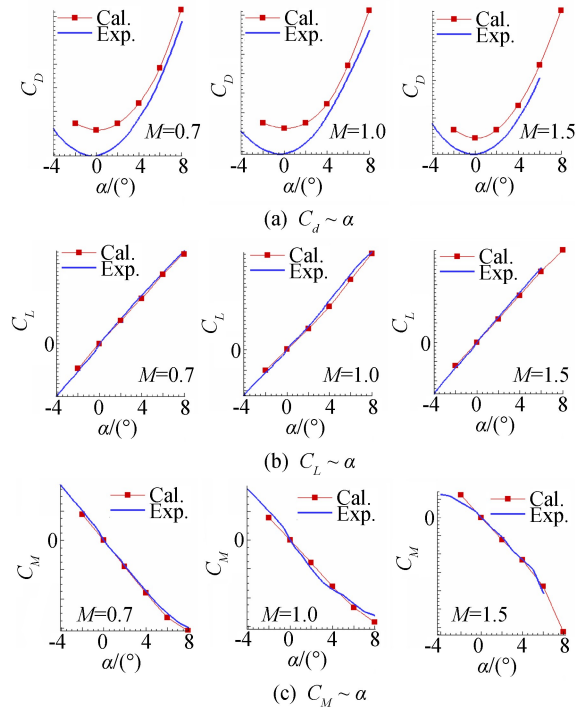


图5 不同速域下,栅格舵的气动参数试验和计算对比

Fig. 5 The comparison of grid fin's aerodynamical characteristic between experimental and numerical results in different coming flow

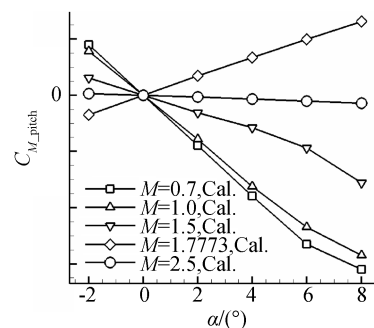


图6 不同速域下,栅格舵的俯仰力矩系数计算结果

Fig. 6 The numerical results of grid fin's pitch coefficients in different Mach number

图7分别给出了  $M$  数为 0.7、1.8,攻角为  $8^\circ$  时流场主对称面上的流线和压力系数分布。图7(a)中在亚声速域时流动背风区有明显的分离现象产生,图



7(b)中没有明显的分离现象产生,其尾迹区出现了由于栅格舵尾缘的激波-膨胀波系相互作用产生的“蜂窝状”压力结构。

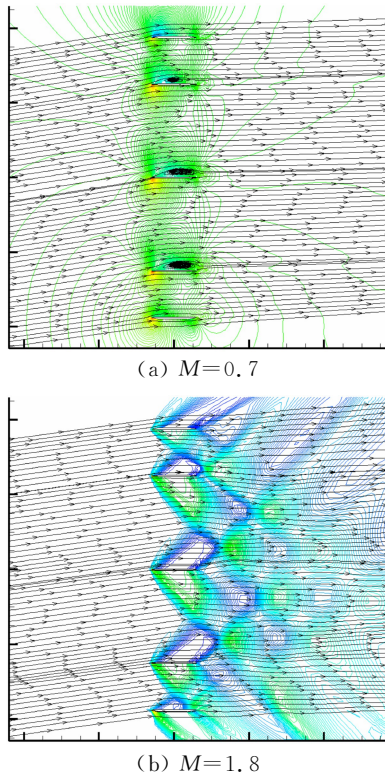


图 7  $M=0.7, 1.8$  时流场主对称面上的流线和压力系数分布( $\alpha=8^\circ$ )

Fig. 7 The streamlines and pressure contour on the symmetry section of the field  $M=0.7/1.8, \alpha=8^\circ$

### 3.2 动态计算结果

动态计算主要模拟了栅格舵绕俯仰轴做强迫俯仰运动的动态过程。分别计算了在不同马赫数  $M=0.7, 1.0, 1.5$ , 不同俯仰攻角  $\alpha=2^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ , 不同俯仰频率  $f=0.8\text{Hz}, 1.0\text{Hz}, 2.0\text{Hz}$  的动态过程。

图 8 给出  $M=0.7, 1.5$  时, 不同俯仰频率下的俯

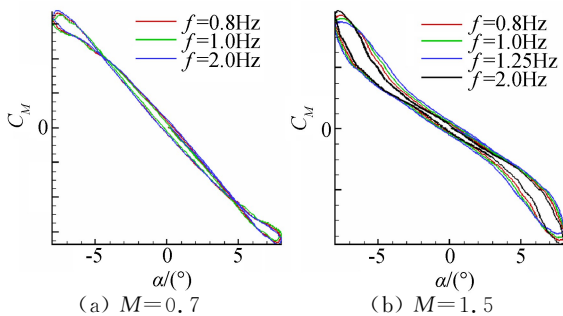


图 8 栅格舵在亚、超声速条件下的动态俯仰迟滞曲线  
Fig. 8 The dynamic pitching hysteresis curves of grid fin in subsonic and supersonic flow

仰力矩随攻角的变化曲线。动态结果的数值计算结果的对比。可见无论对于亚声速还是超声速,在所模拟的振荡频率下( $f=0.8\sim 2.0\text{Hz}$ )俯仰力矩随时间的非定常迟滞现象都不同程度的存在,但总的来说现象都不明显,因此动态结果和静态结果一定程度上吻合得较好。可见在超声速条件下,迟滞曲线随俯仰振荡频率略有变化,而亚声速条件下,迟滞曲线对俯仰振荡频率不敏感,超声速俯仰迟滞特性不如亚声速。

## 4 结论

通过数值计算和相关的试验研究,有如下的初步结论:

- (1) 本文提出了一种基于混合网格的拼接网格技术,可以有效的模拟物体绕定点(轴)的任意转动过程,其网格计算花销远小于传统的动网格方法。
- (2) 本文采用上述方法对典型栅格舵的静态和动态俯仰运动进行了数值模拟,模拟结果与试验结果的比较充分验证了该数值方法的可靠性;
- (3) 通过对不同马赫数下的静态计算结果分析,发现栅格舵的气动焦点在  $M < 1.8$  时随马赫数的增加向下游移动,而在  $M > 1.8$  时则向上游移动;
- (4) 对于栅格舵的俯仰动态模拟结果的分析,发现栅格舵在各个马赫数下,其表现出来的俯仰迟滞现象都不是很明显,超声速俯仰迟滞特性不如亚声速。

## 参 考 文 献:

- [1] 贝洛齐尔科夫斯基, 奥德诺弗尔, 萨芬, 等, 著. 栅格舵[M]. 王丹阳, 杜早力, 刘志珩, 等, 译. 北京: 中国运载火箭技术研究院第一设计部, 1994.
- [2] 黎汉华, 石玉红. 栅格舵国内外研究现状及发展趋势[J]. 导弹与航天运载技术, 2008, 298(6): 27-30.
- [3] 陈少松, 徐琴, 王福华, 等, 格栅翼减阻特性研究[J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(4): 7-11.
- [4] 刘刚, 肖中云, 江雄, 等. 混合网格方法在栅格舵数值模拟中的应用研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(2): 277-280.
- [5] DENG Y Q, MA M S, ZHENG M, et al. Navier-Stokes computation of grid fin missile using hybrid structured-unstructured grids[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2006, 19(4): 304-308.
- [6] 张来平. 非结构网格、矩形/非结构混合网格复杂无粘流场的数值模拟[D]. [博士学位论文]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 1996.

- [7] ZHANG L P, WANG Z J. A block LU-SGS implicit dual time-stepping algorithm for hybrid dynamic meshes [J]. *Computers and Fluids*, 2004, 33: 891-916.
- [8] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [9] 陈建中, 赵忠良, 涂正光, 等. 栅格舵气动与操纵特性高速风洞试验技术研究 [J]. *实验流体力学*, 2011, 25(6): 82-86.
- [10] 陈建中, 易国庆, 彭超, 等. 全尺寸栅格舵铰链力矩天平研制 [J]. *实验流体力学*, 2012, 26(1): 20-23.
- [11] BURKHALTER J E, FRANK H M. Grid fin aerodynamics for missile applications in subsonic flow [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(1): 38-44.
- [12] MILLER M S. An experimental investigation of grid fin drag reduction techniques [R]. AIAA 94-1914-CP.
- [13] BURKHALTER J E, HARTFIELD R J, et al. Nonlinear aerodynamic analysis of grid fin configurations [J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(3): 547-554.
- [14] BROOKS R A, BURKHALTER J E. Experimental and analytical analysis of grid fin configurations [J]. *Journal of Aircraft*, 1989, 26(9): 885-887.
- [15] THEERTHAMALAI P, NAGARATHINAM M. Aerodynamic analysis of grid-fin configurations at supersonic speeds [J]. *Journal of Space and Rocket*, 2006, 43(4): 750-756.

## Numerical simulation about grid fin's dynamic characteristic by patched mesh

CHEN Jian-zhong<sup>1,2</sup>, ZHANG Zhao<sup>2</sup>, HUANG Guo-chuan<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautics Science and Engineering; Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China Aerodynamics Research & Development Center, High Speed Institute, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Grid fins are nonconventional aerodynamic control surfaces, which are made of a frame supporting lifting surfaces positioned in the form of a lattice. Grid fins are being investigated by other countries for aerodynamic control of highly maneuverable air-launched weapons due to their advantage over conventional planar controls at high angles of attack and high Mach numbers. Since their good performance in aerodynamical characteristic, the grid fins have been researched and used in aeronautic and astronautic industry widely. Here, the numerical method based on the patched hybrid mesh is employed to simulate grid fins' static and dynamic aerodynamic characteristics at different Mach numbers. The validity of this numerical method used here has been proved by the coincidence between the numerical and experimental results. By analyzing the numerical results, while the testing Mach number increasing, the aerodynamic centre of grid fins move upstream at first, then moves downstream. Moreover, it has been noticed during the dynamic numerical test that there are little unsteady retarding phenomena of grid fin's oscillation in different speed ranges.

**Key words:** grid fin; patched hybrid mesh; unsteady retarding phenomena; dynamic characteristic; pitch oscillation