

栅格翼高超音速气动力及气动热特性研究

周培培 张桂茹 王 斌

(中国航空气动力技术研究院,北京,100074)

摘要:本文采取有效的多块结构网格生成策略,对栅格翼导弹生成了高质量的贴体结构网格,并采用数值模拟的方法对高超音速栅格翼导弹气动力及气动热特性进行计算与分析。重点对比了 3 种不同翼剖面对高超音速气动力及热特性的影响。计算结果表明:对于统一的栅格翼外形,平板翼剖面力及热特性最差;圆弧头部翼剖面驻点热流密度最小;楔形+圆弧头部翼剖面阻力最小。

关键词:栅格翼;结构网格;高超音速;气动力;气动热

中图分类号: O354.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2017)S-0012-04

Study on Aerodynamic Force and Heating of Grid Fin Missile in Hypersonic Flow

ZHOU Peipei, ZHANG Guiru, WANG Bin

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing, 100074, China)

Abstract: An efficient meshing strategy is developed to generate a high quality point-to-point multi-block structured grid for a grid fin missile, and the N-S equations are solved numerically using the finite volume method on the herein generated multi-block structured grid. With these strategies the hypersonic flow around a grid fin missile is simulated, and three different grid fin airfoil shapes are adopted to analyze the aerodynamic force and aerodynamic heating. The calculation results show that plat airfoil shape grid fin is the worst for the characteristics of aerodynamic force and aerodynamic heating. The arc airfoil shape ($R=1$ mm) grid fin is the best for the characteristics of aerodynamic heating, and the wedge-arc airfoil shape ($R=0.5$ mm) has the smallest drag.

Key words: grid fins; structure grid; hypersonic speed; aerodynamic force; aerodynamic heating

栅格翼是一种非常规的气动稳定和控制舵面,它是由许多具有型面或平面壁板连接起来的空多升力面系统。最早由前苏联科学家于 20 世纪 40 年代开展了系统的理论和实验研究工作。鉴于栅格翼在亚、跨、超声速流中的独特气动特性,俄罗斯、美国、德国等国积极开展栅格翼的研制工作,并且在卫星、火箭和导弹上得到了成功的应用。

近些年世界范围内的高超音速技术取得了显著进展,引发了研究者对高超音速飞行器应用前景和相关技术发展的极大关注。然而,目前关于栅格

翼的研究大都集中于亚、跨、超音速范围内^[1-9],在高超音速方面的研究较为少见。进入高超音速飞行后,气动加热问题逐渐凸显,栅格翼的气动外形设计中必须要考虑防热问题,尤其是前缘要钝化处理以降低驻点区的热流密度,防止栅格翼被烧蚀变形。而这与气动力的设计要求产生矛盾,钝化的前缘会引起阻力的急剧增大,同时,钝化前缘会改变栅格框内的激波形态,从而影响到栅格翼的气动力及热特性^[10-15]。

本文主要研究高超音速条件下栅格翼翼剖面

收稿日期:2017-05-15;修订日期:2017-06-20

通信作者:周培培,男,工程师,E-mail:zpp_1015@126.com。

引用格式:周培培,张桂茹,王斌. 栅格翼高超音速气动力及气动热特性研究[J]. 南京航空航天大学学报,2017,49(S):12-15. ZHOU Peipei, ZHANG Guiru, WANG Bin. Study on aerodynamic force and heating of grid fin missile in hypersonic flow[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S): 12-15.

对气动及气动热特性的影响,探讨栅格翼在高超音速导弹上的应用能力。文中采用一种行之有效的分块结构网格生成方法^[9],针对栅格翼导弹生成高质量的贴体结构网格,以此为基础开展不同翼剖面的栅格翼导弹高超音速流场的数值模拟与气动及气动热特性分析。

1 数值计算方法

对于三维非定常可压缩黏性流动,一般曲线坐标系下的 N-S 方程可写作

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)}{\partial \zeta} = 0$$

式中: \mathbf{Q} 表示守恒变量矢量; \mathbf{F} , \mathbf{G} 和 \mathbf{H} 表示无粘矢通量, \mathbf{F}_v , \mathbf{G}_v 和 \mathbf{H}_v 表示黏性矢通量。N-S 方程组求解中空间无黏通量采用 ROE 的通量差分分裂方法离散,黏性通量采用二阶中心差分格式离散,时间方向采用隐式 LU-SGS 方法推进求解。采用的湍流模型为两方程的 $k-\epsilon$ 涡黏性湍流模型。

边界条件如下:

(1) 超音速远场边界条件中,入流边界所有参数为自由来流值,出流边界所有参数由内流场外插得到。

(2) 对称面按对称条件处理;

(3) 物面采用无滑移、等温壁、零压力梯度边界条件。

2 计算模型及结构化网格生成

数值计算模型为弹体+“+”字布局的 4 片蜂窝式栅格翼,如图 1(a)所示。图 1(c)给出了栅格翼表面结构网格示意图,图 1(b, d)给出了栅格翼弦向及展向剖面的空间网格示意图。栅格翼主要尺寸参数见表 1,相对间距为 0.6,保证了在钝化翼

前缘的情况下,高超音速飞行速度 ($Ma=6$) 大于第三临界马赫数,栅格翼前缘斜激波不会落在在相邻栅格壁上形成激波干涉。

表 1 蜂窝式栅格翼主要尺寸参数

Tab. 1 Main parameters of alveolate grid fin

mm					
翼展	翼高	弦长	间距	相对间距	厚度
530	530	120	72	0.6	2

本文采用多块对接网格的思想^[9],将栅格翼这种复杂的升力面系统切分成单独的栅格单元,然后分别在不同栅格单元内生成结构化网格,栅格单元内采用 O 型网格拓扑,其他流场区域内采用 H 型网格拓扑。由于众多的栅格单元和细密的网格尺度,文中半模型栅格翼导弹结构网格单元数达到 2 600 万。

3 计算结果与分析

在统一的栅格翼基本外形和网格拓扑上,文中对平板、圆弧头部 ($R=1$ mm) 和楔形+圆弧头部 ($R=0.5$ mm) 3 种翼剖面(如图 2 所示)的栅格翼导弹生成了多块结构化网格,并进行了高超音速 ($Ma=6$, $H=30$ km) 条件下流场的数值模拟与分析,研究翼剖面的变化对气动及气动热特性的影响。

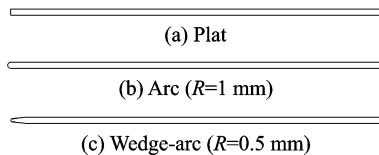


图 2 栅格翼翼剖面示意图

Fig. 2 Profiles of grid fin

图 3 给出了 3 种翼剖面下轴向力系数随攻角变化曲线。从图中可以看出,轴向力的变化比较大,相对于平板翼剖面,圆弧头部 ($R=1$ mm) 翼剖面零升阻力降低 20%,楔形+圆弧 ($R=0.5$ mm) 翼剖面零升阻力降低 34%。由此可见,高超音速下翼剖面形状对阻力的影响非常大。图 4 给出了 3 种翼剖面下法向力系数及纵向压心系数随攻角变化曲线。从图中可以看出,3 种翼剖面的法向力曲线重合在一起,翼剖面的改变对全弹的法向力几乎没有影响;各翼剖面下纵向压心系数随攻角增大而后移(纵向静稳定度随攻角增大而增大),相对于平板和圆弧头部 ($R=1$ mm) 翼剖面,楔形+圆弧 ($R=0.5$ mm) 翼剖面下纵向静稳定度略有降低(纵向压心系数前移 1%)。图 5 给出了不同翼剖面的纵向压心系数随攻角变化图。图 6 给出了 3 种翼剖面下表面热流密度沿着厚度方向的变化曲

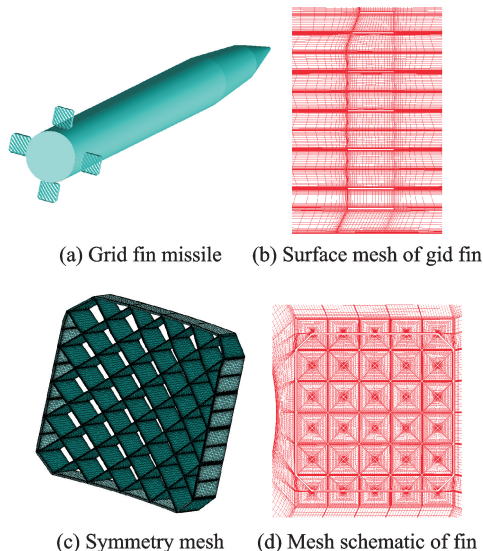


图 1 数值计算模型

Fig. 1 Numerical calculation model

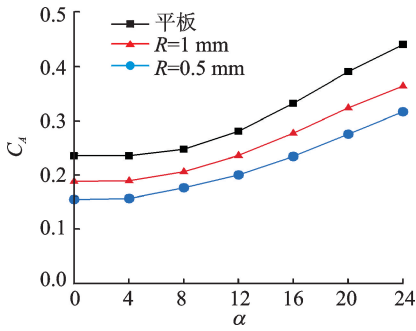


图3 不同翼剖面的轴向力系数随攻角变化

Fig. 3 Axial force coefficient for different grid fin profiles

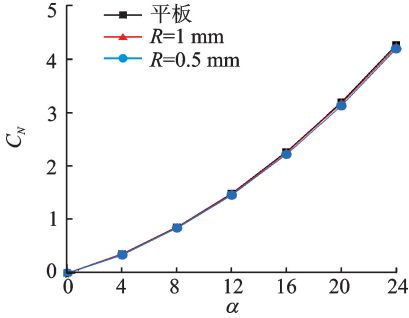


图4 不同翼剖面的法向力系数随攻角变化

Fig. 4 Normal force coefficient for different grid fin profiles

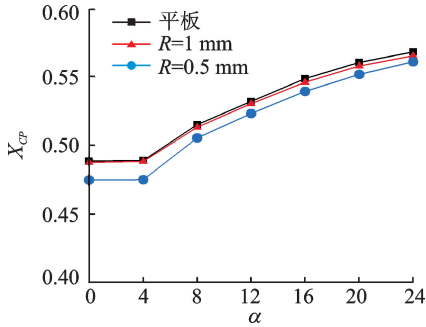


图5 不同翼剖面的纵向压心系数随攻角变化

Fig. 5 Longitudinal pressure center coefficient for different grid fin profiles

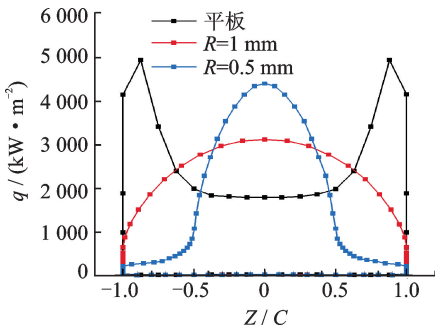


图6 不同翼剖面的表面热流密度沿厚度方向变化曲线

Fig. 6 Surface heat flux for different grid fin profiles

线(q 表示热流密度, C 表示翼剖面厚度)。从图中可以看出,由于栅格翼前缘钝度小,驻点区域气动加热较为严重。平板翼剖面表面热流密度在平板头部呈U型分布,峰值热流密度近 5 MW/m^2 ,头

部中间区域热流密度为 2 MW/m^2 ;圆弧头部($R=1\text{ mm}$)翼剖面驻点热流密度为 3 MW/m^2 ;楔形+圆弧($R=0.5\text{ mm}$)翼剖面驻点热流密度为 4.2 MW/m^2 。

综合3种翼剖面的计算结果,翼剖面的变化对法向力及纵向静稳定度的影响较小;平板翼剖面不仅阻力最大,驻点热流密度也最大;楔形+圆弧头部($R=0.5\text{ mm}$)翼剖面阻力最小,但驻点热流密度较圆弧头部($R=1\text{ mm}$)翼剖面大。在具体工程实践中,不仅要考虑气动力及热特性,还要综合考虑材料、工艺、重量和热防护等因素,进行优化设计。

4 结束语

本文采用一种行之有效的分块结构网格生成方法,针对栅格翼导弹这种复杂外形生成了高质量的贴体结构网格。并采用CFD方法对高超音速栅格翼导弹进行了数值模拟研究,分析了不同栅格翼剖面的气动力及热特性。研究表明:翼剖面的变化对高超音速栅格翼导弹的法向力和纵向静稳定度影响较小,对阻力和驻点热流密度有显著影响。楔形+圆弧($R=0.5\text{ mm}$)剖面阻力最小,相比于平板头部阻力降低 34% ;圆弧($R=1\text{ mm}$)头部剖面驻点热流密度最小,相比于平板剖面驻点热流密度降低 38% ,相比于楔形+圆弧($R=0.5\text{ mm}$)剖面驻点热流密度降低 30% 。

参考文献:

- [1] DESPIRITO J, DENG H L, WEINACHT P, et al. Computational fluid dynamic(CFD) analysis of a generic missile with grid fins[R]. ADA 383925, 2000.
- [2] DESPIRITO J, DENG H L, et al. CFD analysis of grid fins for maneuvering missiles[R]. AIAA 2000-0391, 2000.
- [3] DESPIRITO J, SAHU J. Viscous CFD calculations of grid fin missile aerodynamic in the supersonic flow region[R]. AIAA 2001-0257, 2001.
- [4] CHEN S, KHALID M, XU H. A comprehensive CFD investigation of grid fins as efficient control surface devices[R]. AIAA 2000-0987, 2000.
- [5] LIN N, HUANG J C. Navier-Stokes computation for body/cruciform grid fin configuration[R]. AIAA 2002-2722, 2002.
- [6] RAVINDRA K, NIKHIL V, SHENDE N, et al. CFD simulation of the grid fin flows [R]. AIAA 2013-3023, 2013.
- [7] YENG Y. Drag reduction for sweptback grid fin with blunt and sharp leading edges[J]. Journal of Air-

- craft, 2012, 49(5):1526-1531.
- [8] HUGHSON M C, BLADES E L. Transonic aerodynamic analysis of lattice grid tail fin missiles[R]. AIAA 2006-3651, 2006.
- [9] 周培培. 基于结构网格的栅格翼绕流数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(3):334-338.
ZHOU Peipei. Numerical simulation of a grid fin missile based on structured grid[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2014, 32(3):334-338.
- [10] 任怀宇, 蔡昱, 孙洪森. 高超声速栅格翼气动特性研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(1):44-49.
REN Huaiyu, CAI Yu, SUN Hongsen. Study on aerodynamics of hypersonic grid fin[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1):44-49.
- [11] 张亮, 王淑华, 姜贵庆. 钝化前缘对栅格翼激波干扰与热流分布的影响[J]. 宇航学报, 2009, 27(4):324-328.
ZHANG Liang, WANG Shuhua, JIANG Guiqing. Influence of blunt leading edge on shock-shock interaction and heat flux distribution of grid fin[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2):324-328.
- [12] 吴晓军, 马明生, 邓有奇, 等. 结构/非结构混合网格数值模拟栅格翼[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(4):419-423.
WU Xiaojun, MA Mingsheng, DENG Youqi, et al. Navier-Stokes computations of a grid fin missile on hybrid structured-unstructured grids [J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2009, 27(4):419-423.
- [13] 吴晓军, 陈红全, 邓有奇, 等. 栅格绕流数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(1):78-82.
WU Xiaojun, CHEN Hongquan, DENG Youqi, et al. CFD analysis of grid fins[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2009, 27(1):78-82.
- [14] CAI J S. Numerical study on choked flow over grid-fin configurations [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(5):949-956.
- [15] 邓帆, 陈少松. 前缘后掠式栅格翼升阻特性研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(5):628-633.
DENG Fan, CHEN Shaosong. The investigation of windward swept grid fin's lift and drag characterization[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2012, 30(5):628-633.