

# 高超声速气动热数值模拟的网格模式相关性研究

吕水燕<sup>1</sup>,张传侠<sup>1</sup>,叶坤<sup>2</sup>,徐健<sup>1</sup>

(1. 中国兵器工业试验测试研究院, 陕西 华阴 714200; 2. 西北工业大学航空学院, 西安 710072)

**摘要:**采用双椭球体的经典模型为研究对象,在8.04Ma和10.02Ma的工况下进行了气动热数值模拟,计算采用结构网格和非结构网格模式,分别获得了相应工况下双椭球体中心子午线上的热流密度,得到了网格模式相关性规律。计算结果表明:两种网格均与试验值热流分布趋势较为一致;非结构网格的 $Y^+$ 优于结构网格时,在表面大范围区域内可以获得比结构网格更优的计算结果;非结构网格在驻点处热流计算误差超过100%。该计算对高超声速飞行器的热流计算起到了重要的参考作用。

**关键词:**高超声速气动热;双椭球体;热流密度;网格模式相关性;CFD

**本文引用格式:**吕水燕,张传侠,叶坤,等.高超声速气动热数值模拟的网格模式相关性研究[J].兵器装备工程学报,2019,40(3):82-86.

**Citation format:**LYU Shuiyan, ZHANG Chuanxia, YE Kun, et al. Study on Grid Dependency of Hypersonic Aerothermal Simulation[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2019,40(3):82-86.

中图分类号:TJ011

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)03-0082-05

## Study on Grid Dependency of Hypersonic Aerothermal Simulation

LYU Shuiyan<sup>1</sup>, ZHANG Chuanxia<sup>1</sup>, YE Kun<sup>2</sup>, XU Jian<sup>1</sup>

(1. Test and Measuring Academy of China Ordnance Industries, Huayin 714200, China;

2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Hypersonic aerothermal simulation was conducted in  $Ma8.04$  and  $Ma10.02$  on a double ellipsoid model, and its grid dependency was investigated by means of a computational dynamic (CFD) method. The heat flux of upper and lower meridians of double ellipsoids was obtained by using structured and unstructured grids. The study demonstrates that: the results of the two grids have the same trend as that of the test heat flux; when the  $Y^+$  of unstructured mesh is better than the structured mesh, the large area except the stationary point area can obtain better results than the structured mesh; and the calculation error of heat flux at stagnation point of unstructured grid exceeds 100%. The calculation plays an important role in aero heating simulation of complex hypersonic model.

**Key words:** supersonic; aerothermal; double ellipsoid; grid dependency; CFD

随着高超声速飞行器的进一步发展,严重的气动热是外形设计中首要解决的问题之一。关于气动热问题的研究方法主要有气动热的地面试验研究、数值计算研究和工程估算研究<sup>[1]</sup>。相对于地面风洞试验和实飞试验,数值计算运行成本低、设计周期短,可以解决风洞试验无法避免的壁面干扰

和气体物性问题。数值计算主要是求解N-S方程各种近似形式即可得到热流分布,这种方法较为精确,在CFD计算热流的应用中最为广泛。美国NASA Langley研究中心开发了许多该类相关程序,最为成熟的有LAURA(Langley Aerothermo-dynamic Upwind Relaxation Algorithm Code)、GASP(Gener-

收稿日期:2018-09-12;修回日期:2018-10-15

基金项目:国防基础科研项目(JCKY2016208A006)

作者简介:吕水燕(1983—),女,副研究员,硕士,主要从事火箭橇试验CFD气动热计算研究,E-mail:151209809@qq.com。

al Aerodynamic Simulation Program)、DPLR(Data-Parallel Line Relaxation Method for the Navier-Stokes Equations)等,这些软件涵盖了稀薄气体效应和高温气体效应、湍流等<sup>[2]</sup>。美国的这些软件已经发展应用得相当成熟,且目前气动热的数值计算已经开始向非结构网格技术发展<sup>[3-4]</sup>。我国气动热的研究起步较晚,数值计算主要通过求解 NS 方程预测高超声速气动加热问题,国内研究以 NND 格式系列化研究为代表,发展了一系列提高计算精度的方法<sup>[5]</sup>。关于气动热的数值计算,由于对近壁的第一层高度要求很高,因此,在采用的网格模式上,一般采用结构化网格,这就在一定程度上使得外形复杂或波系干扰强烈的问题很难划分高精度的结构网格进行数值计算求解<sup>[6-7]</sup>。闫超、潘沙等<sup>[8-9]</sup>在气动热的网格相关性上进行了相应的研究,而对非结构网格在气动热的分析上,国内目前少有研究。

本文采用气动热的经典双椭球模型为研究对象,参考文献[10]中的试验条件,对研究对象在 8.04Ma 和 10.02Ma 的工况下进行气动热数值模拟研究。计算分别采用结构网格和非结构网格,对模型表面的  $Y^+$  值进行评估,计算获得了双椭球体表面的气动压力分布和热流分布,并将两种网格模式下的模型中心子午线上的热流数据进行了对比分析。

## 1 计算模型

本文计算了文献[10]中所述的双椭球体标模的气动热特性,并与文献中的试验数据进行了对比分析。试验是在  $Ma=8.04$ ,  $Re=1.13 \times 10^7/\text{m}$  和  $Ma=10.02$ ,  $Re=2.20 \times 10^6/\text{m}$  两种流场条件下进行的。本文计算针对  $0^\circ$  攻角的计算结果进行对比分析,双椭球模型如图 1 所示。

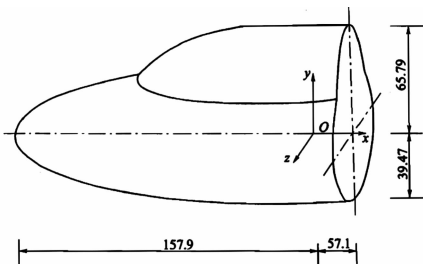


图 1 双椭球模型几何图

双椭球体给出几何公式如下,以保证高精度模型的生成。

$$\text{水平椭球: } \left(\frac{x}{157.9}\right)^2 + \left(\frac{y}{39.47}\right)^2 + \left(\frac{z}{65.79}\right)^2 = 1$$

$$\text{垂直椭球: } \left(\frac{x}{92.11}\right)^2 + \left(\frac{y}{65.79}\right)^2 + \left(\frac{z}{46.05}\right)^2 = 1$$

$$\text{上半柱形: } \left(\frac{y}{39.47}\right)^2 + \left(\frac{z}{65.79}\right)^2 = 1$$

$$\text{下半柱形: } \left(\frac{y}{65.79}\right)^2 + \left(\frac{z}{46.05}\right)^2 = 1$$

试验按照以下两种状态进行,如表 1 所示。

表 1 试验状态

来流 $Ma$	单位雷诺数/m	总压/MPa	总温/K
8.04	$1.13 \times 10^7$	7.8	892
10.02	$2.20 \times 10^6$	6.9	1 457

## 2 边界条件推算

根据表 1 中的试验状态,推算试验仿真边界条件,包括:静压  $P_s$ 、静温  $T_s$  和来流速度  $V$ 。边界条件推算采用如下公式<sup>[11]</sup>:

总温计算公式:

$$\frac{T_0}{T_s} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2$$

马赫数计算公式:

$$Ma = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT_s}}$$

萨特兰公式计算动力黏度:

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T_s}{273.11}\right)^{1.5} \times \left(\frac{273.11 + B_0}{T_s + B_0}\right)$$

萨特兰公式计算密度:

$$\rho = 1.293 \times \left(\frac{P_s}{P_0}\right) \left(\frac{T_0}{T_s}\right)$$

雷诺数计算公式:

$$Re = \frac{dV\rho}{\mu}$$

利用以上公式推导出了计算所需的参数,获得边界条件汇总如表 2 所示。

表 2 根据试验状态推导仿真边界

马赫数	速度/(m·s)	静温/K	静压/kPa	总温/K	密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	黏度	雷诺数
10.02	1 669.6	69.1	122.16	1 456	0.006 162	0.466 374	$2.2e^6$
8.04	1 289.7	64.04	689.26	892	0.037 515	0.428 172	$1.13e^7$

## 3 数值方法

结构网格划分采用 ICEM 进行,计算采用两套网格进行

计算,第 1 套网格单元数量为 375 万,近壁层网格高度为  $10^{-5}$  m,层高按照 1:1.1 的比例向外发散,第 2 套网格近壁层网格高度值调整为  $10^{-6}$  m。结构网格模型如图 2(a) 所示。

非结构网格同样采用 ICEM 进行划分两套网格,近壁采

用棱柱层网格划分附面层,非结构网格的近壁网格高度同样划分为  $10^{-5}$  m 和  $10^{-6}$  m, 1:1.1 等比例向外发散,网格单元数 554 万。非结构网格模型如图 2(b) 所示。

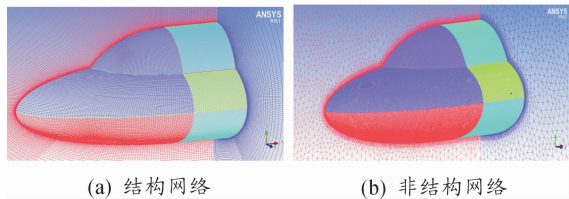


图 2 计算模型网格

针对复杂结构模型,采用结构化网格难度大,网格生成周期也很长,难以在工程上进行应用,这就需要研究结构网格和非结构网格计算结果的差异。本文同时采用非结构网格对双椭球体标模进行计算,与结构网格的计算结果进行对比分析,以期获得结构网格和非结构网格计算结果差异的规律。

SST 湍流模型通过混合函数将标准  $k-\omega$  模型和  $k-\varepsilon$  模型结合到一起,核心思想是在近壁面利用  $k-\omega$  模型的鲁棒性,以捕捉到黏性底层的流动,而在主流区域则利用  $k-\varepsilon$  模型又可以避免  $k-\omega$  模型对于入口湍动参数过于敏感的劣势,SST 模型在工程上应用很广泛,本文计算采用 SST 湍流模型进行计算。

CFD 计算格式的上风格式主要分为两大类:以 Van Leer 格式为代表的 FVS(Flux Vector Splitting)格式和以 Roe 为代表的 FDS(Flux Difference Splitting)格式。针对这两种格式各自的优缺点,又发展出 AUSM<sup>[12-13]</sup>(Advection Upstream Splitting Method)的混合格式。这种格式构造简单,无矩阵运算,激波分辨率高而且稳定性好,既具有 FDS 格式在边界层中解的精确性,也具有 FVS 格式在捕捉强间断时的健壮性,具有非常优秀的流动计算性能。经过 10 多年的发展,在高超声速的各种流动及气动热的数值计算研究中,获得了广泛的发展应用。一些商业软件如 Fluent、Overflow 等在高超声速的计算中也添加了该类格式。本文计算采用 AUSM 的数值离散格式。

## 4 不同网格模式对气动热的影响分析

### 4.1 $Y^+$ 分析

热流的仿真计算中,近壁网格密度对热流计算结果影响很大,这已经成为共识。目前大多数讨论热流计算网格的文献把近壁面的  $Y^+$  或者网格雷诺数作为衡量仿真精度的一个非常重要的无量纲值<sup>[8-9]</sup>。该值越低,计算精度越高,但是网格尺寸也越小,网格规模越大。本文参考 Fluent 内核代码中关于  $Y^+$  的定义,为网格高度的特征尺寸与黏性尺度的比值,其公式为

$$Y^+ = \frac{y}{\mu} \sqrt{\rho \tau_w}$$

其中: $y$  是表征近壁网格高度的特征尺寸,对于结构网格来说  $y$  是第一层网格高度的一半,对于非结构网格来说, $y$  是第一层网格高度的  $1/3$ ; $\mu$  是空气黏性系数; $\rho$  是空气密度, $\tau_w$  壁面剪切应力。

本文从  $Y^+$  入手,图 3 给出了本计算中双椭球体上下面中心子午线上的  $Y^+$  的数值曲线。图 3(a) 为  $8.04Ma$  工况网格子午线上的  $Y^+$  值,图 3(b) 为  $10.02Ma$  工况网格子午线上  $Y^+$  值。由图可以看到,计算获得  $Y^+$  数值均已控制在 10 以下,且结构网格和非结构网格在同等近壁网格尺度下获得的  $Y^+$  数值基本一致,在第二椭球位置之后,非结构网格的  $Y^+$  数值优于结构网格。 $10.02Ma$  工况  $Y^+$  数值均达到了 4 以下,趋势规律与  $8.04Ma$  一致。

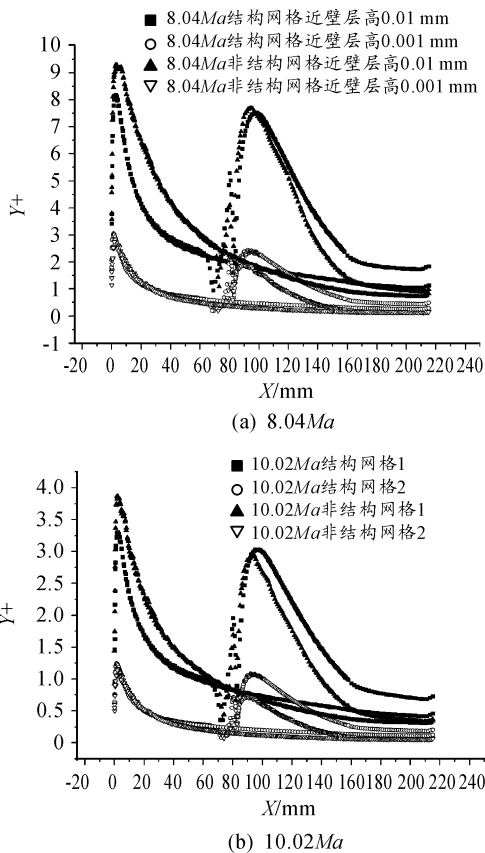


图 3 双椭球体中心子午线的网格  $Y^+$  值

### 4.2 计算结果分析

图 4 以  $Ma = 8.04$  攻角为  $0^\circ$  状态为例,给出了流场静压试验与仿真的对比。从图 4 可以看到,流场的激波与试验纹影图吻合很好。

采用非结构网格,由于边界层外网格的稀疏性,导致压力云图在激波边界处的捕捉清晰度远远不如结构网格,压力云图的均匀性较差,流场激波区域显得模糊。但是,流场的高压区域的位置和结构网格的计算结果还是一致的。依照文献<sup>[4-5]</sup>的气动力的计算结果看,采用非结构网格,在气动静压方面仿真与试验数值吻合较好。而在气动热方面的差异性是本论文的重点。

壁面温度给定 280 K,采用冷壁热流方法计算双椭球体中心子午线上的热流结果如图 5 所示。从计算结果来看,无论是结构网格还是非结构网格,仿真计算结果的热流分布趋势与实验数据均有较好的吻合度。从图 5(a)、图 5(c)可以看到,热流顺来流方向先是大幅度下降,然后趋于平缓,气流流经第 2 个小椭球体时形成第 2 道激波,热流在两椭球相贯

线前明显有一个下降过程,两种仿真边界的结果同试验结果一致,这表明该位置处边界层发生了分离。小椭球处的 2 次激波的波后热流迅速升高,形成了第 2 个热流峰值,热流达到峰值后逐渐下降。下表面中心线上的热流分布如图 5(b)、图 5(d)所示,热流经过前缘高热流区域后逐渐下降,至模型中部趋于平缓。

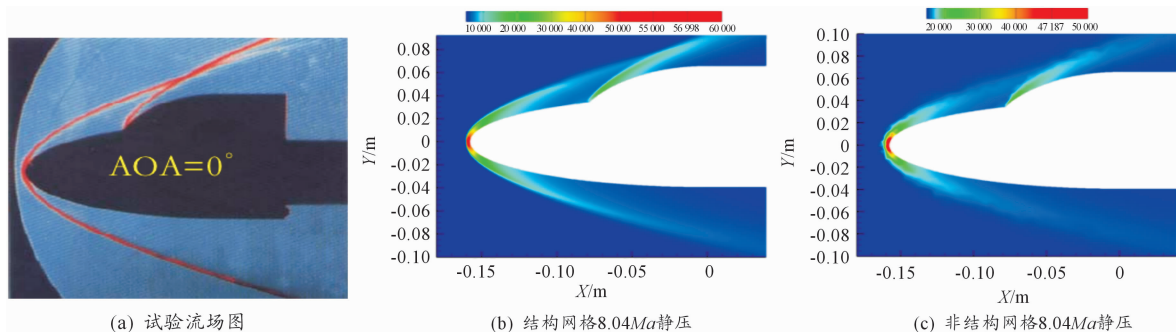


图 4 流场结构试验照片对比

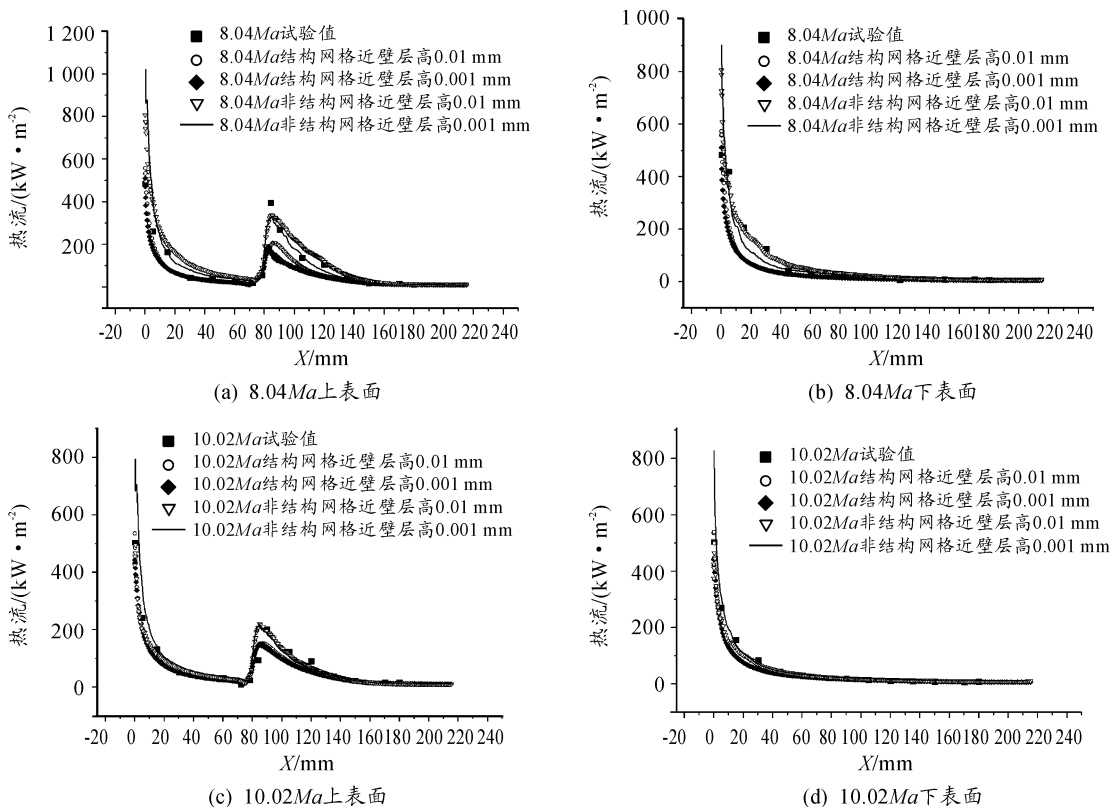


图 5 双椭球体上、下表面中心子午线热流

由于 8.04Ma 流场的压力和密度比 10.02Ma 的流场高出许多,参见表 2,所以,8.04Ma 的上表面热流较 10.02Ma 高出一些。

在 8.04Ma 上、下表面子午线热流曲线上,在前缘驻点位置,非结构网格的热流数值达到了  $1\ 000\ \text{kW}/\text{m}^2$  以上,与试验数据  $484\ \text{kW}/\text{m}^2$  偏差超过 100%,而近壁层高 0.01 mm 的结构网格驻点位置的热流计算结果为  $557\ \text{kW}/\text{m}^2$  与试验结

果的偏差缩小很多。这一点在 10.02Ma 的计算中同样得到印证。说明非结构网格在驻点位置的热流计算失真,这是由于在同样计算资源和网格规模的情况下,非结构网格在前缘驻点位置也就是在热流梯度很大,热流变化剧烈的位置,网格密度远远达不到结构网格的精细度所导致的。

在离开驻点位置之后至第二椭球边界层分离之前,在双椭球体的上子午线试验数据和结构网格与非结构网格的偏

差量一致,两种网格在该位置有同等计算精度。在两椭圆相贯位置,小椭圆后的二次激波使得该处热流再次激增,形成第二个热流峰值,非结构网格在此处的模拟与试验数据更加接近,优于结构网格的模拟精度,这是由于该处非结构获得的  $Y^+$  数值优于结构网格。随着热流缓慢下降,非结构网格比结构网格计算的热流趋势线与试验值吻合程度更好。在下子午线,试验数据与非结构网格偏差更小,与结构网格偏差稍有增大。

在除驻点热流梯度很大的位置外,计算模型表面大范围内非结构网格计算结果均优于结构网格,究其原因为本算例中,非结构网格的划分获得了比结构网格更优的  $Y^+$  数值。这说明,在非结构网格近壁获得更佳  $Y^+$  数值的情况下,可以获得比结构网格更好的模拟精度。

## 5 结论

1) 采用非结构网格计算对激波边界的捕捉不清晰,流场激波边界较为模糊。这是由于结构网格在外场主流区域的网格比非结构网格分布更为合理细密。

2) 本文计算热流  $Y^+$  结构网格控制在 10 以下,非结构网格控制在 3 以下。非结构网格在获得比结构网格  $Y^+$  更优数值的前提下,非结构网格在热流曲线上比结构网格与试验值有更高的吻合度,表面大范围内可以获得比结构网格更优的计算结果。

3) 非结构网格在驻点处热流计算,误差超过 100%,这是因为在驻点处热流梯度很大,非结构网格在驻点处的分布很难做到像结构网格一样细密,在同等网格规模的情况下,非结构网格对高热流梯度的位置难以准确模拟。

## 参考文献:

[1] 姜贵庆,刘连元. 高速气流传热与烧蚀热防护[M]. 北

京:国防工业出版社,2003:38-39.

- [2] 彭治雨,石义雷,龚红明,等. 高超声速气动热预测技术及发展趋势[J]. 航空学报,2015,36(1):325-345.
- [3] CANDLER G V, BARNHARDT M D, DRAYNA T W. Unstructured grid approaches for accurate aeroheating simulations[R]. AIAA-2007-3959. Reston: AIAA, 2007.
- [4] GNOFFO P A. Multi-dimensional, inviscid flux reconstruction for simulation of hypersonic heating on tetrahedral grids [R]. AIAA-2009-0599. Reston: AIAA. 2009.
- [5] 石清,李桦. 复杂外形飞行器热流的 NND 有限元数值计算方法[J]. 空气动力学学报,2009,27(2):210-213.
- [6] 章辉,张向洪. 考虑边界层转换的复杂外形火箭弹气动热计算[J]. 兵器装备工程学报,2018,39(5):83-87.
- [7] 李亚平. 有限实名网络中个体行为分析与建模[J]. 重庆工商大学学报(自然科学版),2016,33(4):79-85.
- [8] 阎超,禹建军,李君哲. 热流 CFD 计算中格式和网格效应若干问题研究[J]. 空气动力学学报,2006,24(1):125-130.
- [9] 潘沙,冯定华,丁国昊. 气动热数值模拟中的网格相关性及其收敛[J]. 航空学报,2010,31(3):493-499.
- [10] 李素循. 典型外形高超声速流动特性[M]. 北京:国防工业出版社,2007:63-79.
- [11] 潘锦珊,单鹏. 气体动力学基础[M]. 北京:国防工业出版社,2012:510-534.
- [12] 段毅. 高超音速下 AUSMPW 格式的应用研究[C]//第十二届全国高超声速气动力(热)学术交流会议论文集. 2004:260-264.

(责任编辑 周江川)