

文章编号:1000-8055(2013)03-0681-07

超燃冲压发动机等截面隔离段流动特性的 LBM 模拟

冯永昌¹, 李会雄¹, 贺 宏²

- (1. 西安交通大学 能源与动力工程学院 动力工程多相流国家重点实验室, 西安 710049;
2. 中国航天科技集团公司 第六研究院 第 165 所, 西安 710100)

摘 要: 为了探寻研究超燃冲压发动机隔离段内复杂流动的新方法,采用耦合的双分布函数格子-Boltzmann 方法(LBM)对不同条件下隔离段内的流动进行了研究,分析了出口反压、进口马赫数、进口附面层厚度对隔离段流动特性的影响.结果表明:随着出口反压、进口附面层厚度的增加,以及进口马赫数的减小,可使激波串起始位置前移.结果说明耦合的双分布函数 LBM 有望成为研究超燃冲压发动机内复杂流场的一种有效的数值模拟手段.

关 键 词: LBM (lattice-Boltzmann method); 双分布函数; 超燃冲压发动机; 隔离段; 数值模拟
中图分类号: V235.21 **文献标志码:** A

Lattice-Boltzmann method for simulation of flow characteristic in constant area isolator of scramjet

FENG Yong-chang¹, LI Hui-xiong¹, HE Hong²

- (1. State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering, School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. The 165th Institute, The 6th Academy of China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to seek a new method to study the complex flow field of isolator, the influence of flow parameters upon the internal flow field of isolator under different conditions was studied by numerical simulation with coupled double distribution function lattice-Boltzmann method (LBM), and the parameters included the back pressure, entrance Mach number, and boundary layer thickness. The results show that with the increase of the back pressure and boundary layer thickness or with the decrease of entrance Mach number, shock train would move upwards along the isolator. From this study, it can be concluded that the coupled double distribution function LBM is an efficient approach for simulating the complex flow field of scramjet.

Key words: LBM (lattice-Boltzmann method); double distribution function; scramjet; isolator; numerical simulation

收稿日期:2012-03-18

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.681_028.html

基金项目:国家自然科学基金(51111120092)

作者简介:冯永昌(1986-),男,陕西铜川人,博士生,主要从事多相流动与传热研究. E-mail:feng.y.c@stu.xjtu.edu.cn

超燃冲压发动机的隔离段位于进气道和燃烧室之间,通常由等截面或有微扩张角的管道构成,是一个重要的气动部件.它有两个重要的作用:一是阻断或减小进气道和燃烧室之间的相互干扰,从而扩展进气道的工作范围;二是可以使超燃冲压发动机在双模态方式下进行工作^[1].因此,隔离段的性能直接影响着超燃冲压发动机的整体性能,研究隔离段内的气动特性对超燃冲压发动机的设计至关重要.

对于隔离段内的流动问题,目前主要采用实验^[2-3]和传统的计算流体力学方法^[4-5]进行研究,采用其他模拟方法的文献尚不多见.与常采用的求解宏观控制方程的数值模拟方法不同,LBM作为一种介观数值模拟方法,以流体的分子运动论描述为基础,没有连续性假设的要求,可以用于模拟非连续流动的问题,同时它的微观粒子背景使它可以比较直观、方便地处理复杂流动问题,从而在复杂流动现象的描述方面,比传统的数值方法更有优势^[6].LBM具有物理图像清晰、计算效率高、边界条件容易实现、具有完全并行性等优点,目前已成为一种热门的数值模拟方法,被成功地用于很多领域的研究^[7-8].

在可压缩流动方面,国内外学者已经提出多种LBM模型,大体上可以分为3类:多速度模型、比热容可调模型、耦合的双分布函数模型.耦合的双分布函数模型在调节比热容比和普朗特数以及数值稳定性方面要优于前两种模型^[9].1998年,He等人^[10]提出了具有内能分布函数的不可压双分布函数LBM模型.2007年,GUO Zhaoli等人^[11]提出了总能分布函数模型,相比较He等人提出的内能分布函数,计算更简单,数值稳定性更好.2007年,LI Qing等人^[12]提出一种新的可压缩耦合双分布函数LBM模型,其采用多速度模型,能够满足完全气体状态方程,还可通过采用圆函数分布使其适用于模拟高马赫可压缩流动.2012年,贺宏等^[13]采用该方法对隔离段内的流动进行了初步研究,成功地捕捉到隔离段内激波的反射、相交、激波/附面层的干扰、分离流动现象,并分析了反压对激波串的影响,表明了该方法的可行性,但并未对隔离段内的流动特性进行详细地研究.

鉴于LBM的诸多优点,也为推动LBM在该领域研究中的应用,本文在文献^[13]研究的基础上,采用耦合双分布函数的格子-Boltzmann方法(LBM)进一步对隔离段内的流动特性进行了详

细地研究,分析了出口反压、进口附面层厚度、进口马赫数对隔离段内部流场的影响,较详细地给出了隔离段内部流场随不同流动参数的变化规律,以尝试将LBM这一新兴的数值模拟方法应用于该领域.

1 格子-Boltzmann方法

1.1 数值方法

本文采用LI Qing等人^[12]提出的耦合双分布函数LBM进行数值计算,双分布函数演化方程为

$$\frac{\partial f_\alpha}{\partial t} + (e_\alpha \cdot \nabla) f_\alpha = -\frac{1}{\tau_f} (f_\alpha - f_\alpha^{eq}) \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial h_\alpha}{\partial t} + (e_\alpha \cdot \nabla) h_\alpha = \\ -\frac{1}{\tau_h} (h_\alpha - h_\alpha^{eq}) + \frac{1}{\tau_h} - \frac{1}{\tau_f} (e_\alpha \cdot u) (f_\alpha - f_\alpha^{eq}) \end{aligned} \quad (2)$$

式中 f_α 是密度分布函数, f_α^{eq} 是密度平衡态分布函数, e_α 是离散速度, τ_f 是密度分布函数松弛时间; h_α 是总能分布函数, h_α^{eq} 是总能平衡态分布函数, τ_h 是总能分布函数松弛时间;密度和总能分布函数的具体形式可参考文献^[14].

$$\tau_f = \frac{\mu}{p}, \quad \tau_h = \frac{\tau_f}{Pr} = \frac{1}{p} \frac{\mu}{Pr} \quad (3)$$

式中 μ 为层流动力黏度,可由Sutherland公式确定, Pr 为普朗特数.

在式(1)和式(2)中,可将 $\frac{\partial f_\alpha}{\partial t}$, $\frac{\partial h_\alpha}{\partial t}$ 称为非稳态项, $(e_\alpha \cdot \nabla) f_\alpha$, $(e_\alpha \cdot \nabla) h_\alpha$ 称为对流项,其余项称为碰撞项.

宏观量如密度、速度、温度和压力等可通过分布函数的计算得到

$$\begin{aligned} \rho &= \sum_\alpha f_\alpha, \quad u = \frac{1}{\rho} \sum_\alpha e_\alpha f_\alpha, \\ T &= \frac{2}{bR} \left[\frac{1}{\rho} \sum_\alpha h_\alpha - \frac{u^2}{2} \right], \quad p = \rho RT \end{aligned} \quad (4)$$

式中 R 为气体常数, u 为宏观速度, b 是与比热比 γ 相关的一个量

$$b = \frac{2}{\gamma - 1}$$

本文对式(1)、式(2)采用有限差分方法进行离散求解.为了获得较快的数值计算速率,时间离散采用1阶隐式-显式Runge-Kutta格式^[15];空间离散采用2阶NND(non-oscillatory and non free-parameter dissipation)格式^[16],其为高精度

离散格式,能够捕捉到隔离段内激波等复杂的流动现象.

1.2 离散速度模型

对二维流动问题,本文使用 D2Q12 离散速度模型^[12],如图 1 所示.

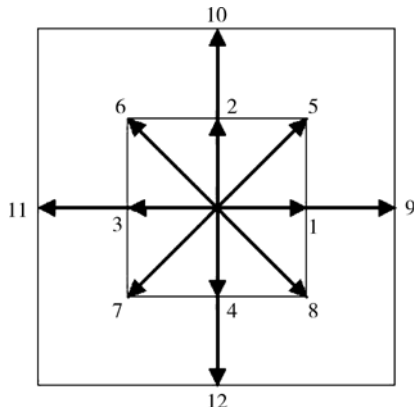


图 1 D2Q12 格子离散速度模型
Fig. 1 Discrete velocities model of the D2Q12 lattice

D2Q12 的速度分布为

$$e_{\alpha} = \begin{cases} c\{\cos[(\alpha-1)\pi/2], \sin[(\alpha-1)\pi/2]\} \\ \alpha = 1, 2, 3, 4 \\ \sqrt{2}c\{\cos[(2\alpha-1)\pi/4], \sin[(2\alpha-1)\pi/4]\} \\ \alpha = 5, 6, 7, 8 \\ 2c\{\cos[(\alpha-9)\pi/2], \sin[(\alpha-9)\pi/2]\} \\ \alpha = 9, 10, 11, 12 \end{cases} \quad (5)$$

式中 $c = \sqrt{RT_c}$ 为格子特征速度, T_c 为特征温度.

1.3 计算模型及网格划分

超燃冲压发动机的隔离段通常为等截面矩形管道,因而本文的算例模型为二维矩形通道,如图 2 所示.该通道高度 H 为 0.03 m,长度与高度比 L/H 为 8,通过网格无关性验证,本文选取的网格数为 480×80 ,考虑到边界层对流动的影响,采用式(6)在 y 方向上进行网格拉伸,图 3 为局部网格图.具体实施办法可参考文献^[17].

$$y = \frac{1}{2a} [a + \tanh(c\eta)]$$

$$a = \tanh c$$

$$\eta = (2j - N_y) / N_y \quad (6)$$

式中 c 为网格分布控制参数,本文中取 $c = 2.7$; j 为 y 方向网格节点数; N_y 为 y 方向网格数.

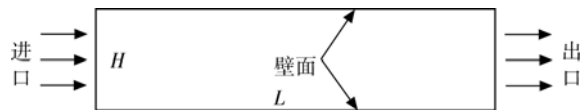


图 2 隔离段计算模型

Fig. 2 Computational model of the isolator

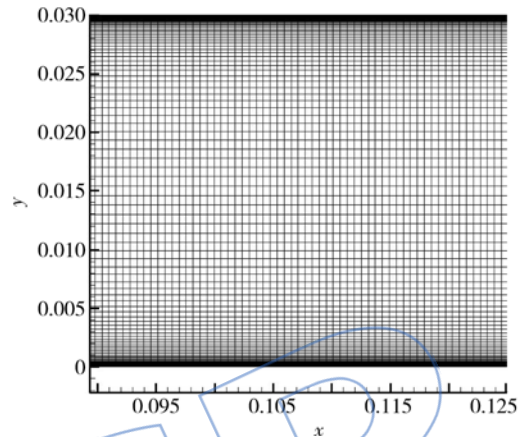


图 3 局部网格图

Fig. 3 Local schematic of grids

1.4 边界条件

在 LBM 中,一般通过边界上已知的宏观量来确定相应的分布函数,如果宏观量未知,则通常采用非平衡态外推格式^[18]来确定其分布函数.本文边界条件设置,①进口:给定总压为 1×10^6 Pa,总温为 900 K;②出口:对于超声速流动,采用 1 阶外推,对于亚声速流动,则给定出口反压,其余参数仍采用 1 阶外推;③上下壁面采用绝热无滑移边界条件.

在 LBM 中,需要根据已知的宏观边界确定出边界上相应的分布函数.本文采用非平衡态外推格式^[18]进行边界处理.

1.5 算例验证

为了检验耦合双分布函数 LBM 模拟存在激波串的超声速流场的能力,本文选择 Carroll 等人^[3]的二维超声速直连式风洞实验结果作为验证算例,Carroll 等人的隔离段实验结果被广泛用于数值模拟的验证算例.图 4 给出了采用 LBM 计算的隔离段壁面压力与 Carroll 等人的实验结果及文献^[1]采用 Fluent 计算的结果,通过对比可以看出采用 LBM 计算的结果与 Carroll 等人的实验结果符合得较好,并且比文献^[1]采用 Fluent 软件计算的结果更好一些,这表明了本文方法在计算隔离段内流动现象方面的可行性和优越性.

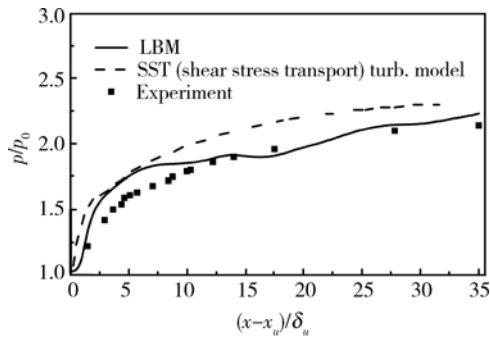


图 4 计算结果比较

Fig. 4 Comparison of computational results

2 计算结果与分析

2.1 隔离段出口反压对内部流场的影响

对于超燃冲压发动机,隔离段出口即为燃烧室的进口,出口反压对隔离段流动的影响的研究可以反映出燃烧室工作状况对隔离段流动状态的影响,因此对于隔离段出口反压的研究很有必要. 计算采用的进口马赫数为 2. 图 5 给出了不同出口反压下的壁面静压分布图. p_0 是进口静压; p_{b1}, p_{b2}, p_{b3} 为不同出口反压,它们分别为进口静压的 3, 3.5, 4 倍; p_w 是壁面静压.

从图 5 可以看出,在出口反压的作用下,隔离段中出现了激波串现象. 第 1 道激波之后壁面压力沿流动方向逐渐升高,直至与出口反压匹配一致,且出现了小的波动;同时,激波起始位置随着出口反压的提高向隔离段进口处移动;由图 5 还可看出,在不同的出口反压下,第 1 道激波引起的壁面压升幅度相差不大.

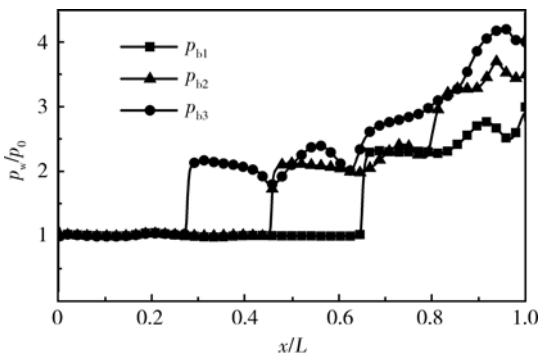


图 5 不同反压条件下壁面静压分布

Fig. 5 Wall pressure distribution with different back pressures

图 6(a)~图 6(c) 分别是反压为 p_{b1}, p_{b2}, p_{b3} 的压力等值线图. 从图 6 中可清晰地看出激波串

结构,且随着反压的升高,激波串前移. 隔离段内第 1 道斜激波的出现,引起了壁面压力的跃升,这与图 5 是相对应的. 图 7 是反压为 p_{b3} 时隔离段中心线马赫数分布图,从图 7 中可看出,气流遇到斜激波时中心线的马赫数迅速降低,之后由于膨胀波的作用马赫数又开始上升,呈现出波动下降的规律,且出口马赫数大于 1,说明超燃冲压发动机处于超燃工作模式.

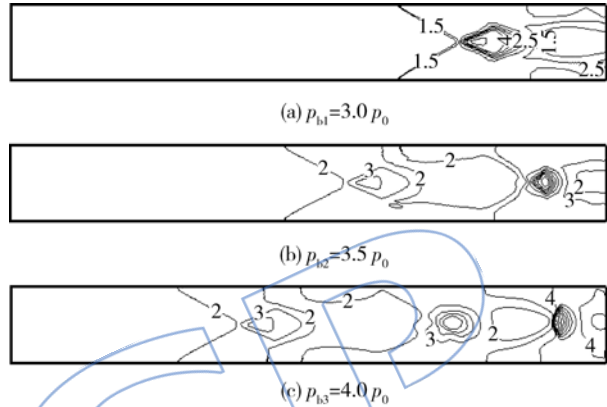


图 6 不同反压条件下等静压线分布

Fig. 6 Pressure contours with different back pressures

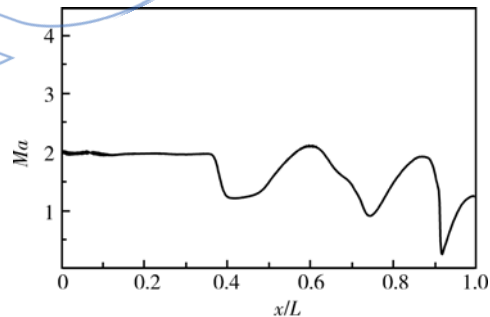


图 7 中心线马赫数分布 ($p_{b3} = 4.0 p_0$)

Fig. 7 Profiles of center line Mach number ($p_{b3} = 4.0 p_0$)

2.2 隔离段进口附面层对内部流场的影响

隔离段未扰动区域的附面层厚度也是影响隔离段内流动特性的一个重要因素. 为了研究、分析隔离段入口附面层厚度对隔离段内气流流动特性的影响,计算所采用的进口马赫数为 2,出口反压与进口静压比为 3,对 3 种工况进行了计算,依次为 $\delta/h = 0.1, \delta/h = 0.5, \delta/h = 0.7$. 其中 δ/h 表示进口附面层厚度 δ 与隔离段的半高 h 比.

图 8(a)~图 8(c) 分别是附面层厚度为 $\delta/h = 0.1, \delta/h = 0.5, \delta/h = 0.7$ 时的压力等值线图,从

上到下附面层的厚度依次增加.从图 8 中可看出,随着附面层厚度的增加,激波串的起始位置向隔离段上游移动,但激波串的结构并没有显著的变化.

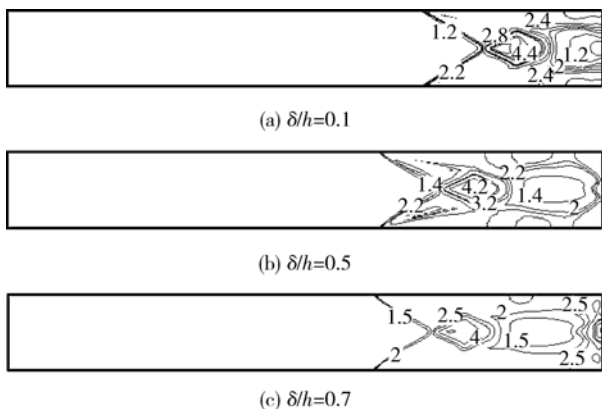


图 8 不同附面层厚度条件下等压力线分布图

Fig. 8 Pressure contours with different boundary layer thicknesses

2.3 隔离段进口马赫数对内部流场的影响

以超燃冲压发动机为动力装置的超声速飞行器以不同的马赫数飞行时,会导致超燃冲压发动机隔离段进口马赫数的不同,因此研究来流马赫数对隔离段内气流流动特性的影响具有一定的意义.在出口反压与进口静压比为 3 的情况下,本文分别研究了来流马赫数为 1.05,1.20,1.80 和 2.50 时隔离段内的流动特性.

图 9 是不同进口马赫数时隔离段内等静压线分布.从图 9(a)到图 9(d),来流马赫数依次增大.从图 9 中可看出随着来流马赫数的变化,激波串的结构形态也发生了变化.图 9(a)给出了来流马赫数为 1.05 时的等压力线分布图.从图 9(a)中可看出,激波串中的第 1 道激波的结构形态为“λ”形激波,第 2 道激波为正激波;当马赫数增加到 1.2 时,如图 9(b)所示,第 1 道激波的结构形态还是“λ”激波,第 2 道激波出现了弯曲,凸向进口处,表现出弓形激波的形态;当马赫数增加到 1.8 及以上时,如图 9(c),图 9(d)所示,第 1 道激波都表现为斜激波的形态,而且随着来流马赫数的增加,斜激波的激波角也越来越小,导致每一道斜激波的跨度变长;进口马赫数越小,激波串越长,压力传播越靠近隔离段进口处;激波串的起始位置也随着马赫数的增加而后移,前端未扰动的区域随之增加,因而,对于同一隔离段,增加来流马赫数,有利于提高其抗扰动能力,并能够承受更高的反压.

图 10 是不同来流马赫数时隔离段内的等马赫线分布图.从图 10(a)~图 10(d),来流马赫数依次增大.从图 10 中也可得出与图 9 中类似的关于隔离段内激波串结构形态和激波串的起始位置及长度随马赫数的变化规律.从图 10 还可看出,来流马赫数越大,激波引起的壁面分离流越大.

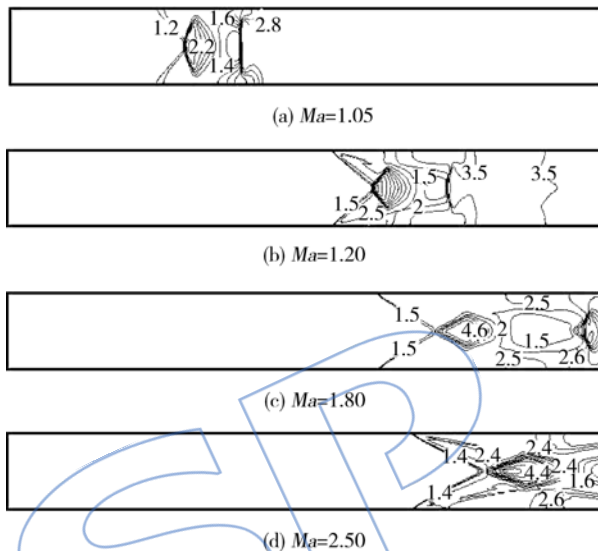


图 9 不同来流马赫数条件下等压力线分布图

Fig. 9 Pressure contours with different entrance Mach numbers

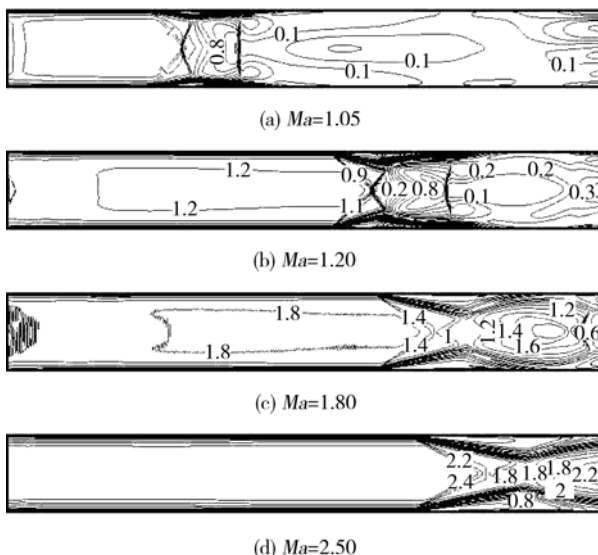


图 10 不同来流马赫数条件下等马赫线分布

Fig. 10 Mach contours with different entrance Mach numbers

图 11 是来流马赫数为 1.05 时隔离段中心线压力分布图.从图 11 中可看出,超声速来流经过

一道激波、一道膨胀波、再一道激波之后,隔离段中心线的压力不再表现出波动变化的规律,已经达到和出口反压相匹配的结果,之后区域没有激波串结构的存在.这一现象可从图 9(a)较明显地看出.

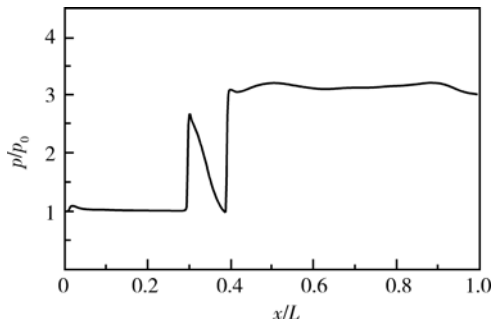


图 11 隔离段中心线压力分布图($Ma=1.05$)

Fig. 11 Profiles of center line pressure of isolator ($Ma=1.05$)

3 结 论

1) 本文采用耦合双分布函数 LBM 对超燃冲压发动机中等截面隔离段内的流动现象进行了模拟,并对结果进行了分析总结,也显示了 LBM 在该领域研究中的应用价值.

2) 随着反压的升高,激波串结构向隔离段入口处移动;激波串中第 1 道激波的强度随出口反压的不同相差不大.

3) 随着附面层厚度的增加,造成激波串起始位置前移,在本文研究范围内激波串的结构形态未发生明显的变化.

4) 随着来流马赫数的升高,抗反压能力增强;激波串的结构形态随来流马赫数的不同而发生改变;来流马赫数增加,激波角减小,引起的壁面分离流变大.

由于 LBM 是一种新兴的数值模拟方法,在很多方面尤其是工程实际领域的研究还不成熟,还需要做大量的工作,不断提出新的,更加合理的模型,但由于其相对传统的数值模拟方法又有多种优点,故该方法有望成为研究超燃冲压发动机内复杂流动的一种有效的数值模拟手段.

参考文献:

[1] 王成鹏. 非对称来流条件下超燃冲压发动机隔离段气动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.
WANG Chengpeng. Aerodynamic performance analysis of scramjet isolator under asymmetric supersonic flow[D].

Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2005. (in Chinese)

[2] 曹学斌,张堃元,金志光. 带等宽度平直斜楔的非对称来流短隔离段实验[J]. 航空动力学报,2009,24(12):2763-2767.

CAO Xuebin, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang. Experimental investigation of short isolator with a full ramp under asymmetric incoming flow[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(12):2763-2767. (in Chinese)

[3] Carroll B F, Dutton J C. Characteristics of multiple shock-wave turbulent boundary-layer interactions in rectangular ducts[J]. Journal of Propulsion and Power, 1990, 6(2): 186-193.

[4] 韩兆林,王强. 双模态冲压发动机进气道/隔离段流场的数值研究[J]. 航空动力学报,2006,21(1):31-35.

HAN Zhaolin, WANG Qiang. Numerical investigation on inlet/isolator flow field of a dual-mode scram jet[J]. Journal of Aerospace Power,2006,21(1):31-35. (in Chinese)

[5] HUANG Wei, WANG Zhenguo, Pourkashanian M, et al. Numerical investigation on the shock wave transition in a three-dimensional scramjet isolator[J]. Acta Astronautica, 2011,68(11/12):1669-1675.

[6] 郭照立,郑楚光. 格子 Boltzmann 方法的原理及应用[M]. 北京:科学出版社,2008.

GUO Zhaoli, ZHENG Chuguang. Lattice Boltzmann method simulation of rotating channel turbulent flow[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(9):1928-1934.

[7] 吴宏,王蛟. 旋转槽道湍流的格子 Boltzmann 方法模拟[J]. 航空动力学报,2011,26(9):1928-1934.
WU Hong, WANG Jiao. Lattice Boltzmann simulations of rotating channel turbulent flow[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(9):1928-1934. (in Chinese)

[8] CHEN Shiyi, Doolen G D. Lattice Boltzmann method for fluid flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1998, 30:329-364.

[9] 何雅玲,王勇,李庆. 格子 Boltzmann 方法的理论及应用[M]. 北京:科学出版社,2008.

HE X, CHEN S, DOOLEN G D. A novel thermal model for the lattice Boltzmann method in incompressible limit[J]. Journal of Computational Physics, 1998, 146(1):282-300.

[10] GUO Zhaoli, ZHENG Chuguang, SHI Baochang, et al. Thermal lattice Boltzmann equation for low Mach number flows; decoupling model[J]. Physical Review: E, 2007, 75(3):036704. 1-036704. 15.

[11] LI Qing, HE Yaling, WANG Yong, et al. Coupled double-distribution-function lattice Boltzmann method for the compressible Navier-Stokes equations [J]. Physical Review: E, 2007, 76(5):056705. 1-056705. 19.

[12] 贺宏,李会雄,冯永昌. 超燃冲压发动机等截面隔离段中流动现象的 LBM 模拟[J]. 计算物理,2012,29(2):234-238.

HE Hong, LI Huixiong, FENG Yongchang. Lattice Boltzmann method simulation of flowfield in a constant area isolator of scramjet [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2012, 29(2):234-238. (in Chinese)

[13] Qu K, Shu C, Chew Y T. Alternative method to construct equilibrium distribution functions in lattice-Boltzmann

- method simulation of inviscid compressible flows at high Mach number [J]. *Physical Review: E*, 2007, 75 (3): 036706. 1-036706. 13.
- [15] Pieraccini S, Puppo G. Implicit-explicit schemes for BGK kinetic equations [J]. *Journal of Scientific Computing*, 2007, 32(1): 1-28.
- [16] 张涵信. 无波动、无自由参数的耗散差分格式 [J]. *空气动力学学报*, 1988, 6(2): 143-165.
ZHANG Hanxin. Non-oscillatory and non-free-parameter dissipation difference scheme [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1988, 6(2): 143-165. (in Chinese)
- [17] GUO Zhaoli, ZHAO Tianshou. Explicit finite-difference lattice Boltzmann method for curvilinear coordinates [J]. *Physical Review: E*, 2003, 67(6): 066709. 1-066709. 12.
- [18] GUO Zhaoli, ZHENG Chuguang, SHI Baochang. Non-equilibrium extrapolation method for velocity and pressure boundary conditions in the lattice Boltzmann method [J]. *Chinese Physics*, 2002, 11(4): 366-374.

JASSP