

钝头双锥喷流致冷流场结构及密度脉动特性

朱志斌, 潘宏禄, 程晓丽

(中国航天科技集团有限公司 中国航空气动力技术研究院
空气动力理论与应用研究所, 北京 100074)

摘 要: 采用大涡模拟方法对钝头双锥喷流致冷流场开展了数值模拟,研究了超声速喷流混合流场结构特征及密度脉动特性。大涡模拟方法基于隐式亚格子模型,空间离散采用高精度通量限制型紧致格式,时间推进采用显式 Runger-Kutta 方法。数值模拟清晰地捕捉到了流场波系结构,精细地预测了流动发生失稳、转捩以及发展为充分发展湍流的物理过程,直接获得了流场密度脉动特性。通过有、无喷流状态对称面流场的对比,发现超声速喷流能够有效冷却光学窗口;喷流与主流形成的混合层不稳定,很快发生失稳和转捩,形成大尺度湍流结构,进而引起强烈的密度脉动。此外,获得了钝头双锥整体模型喷流致冷流场的空间发展形态特征。

关 键 词: 超声速; 喷流致冷; 混合层; 转捩/湍流; 大涡模拟

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Flow field structures and density fluctuation characteristics around a blunted double cone with cooling jet

ZHU Zhibin, PAN Honglu, CHENG Xiaoli

(Institute of Aerodynamic Theory and Application,

China Academy of Aerospace Aerodynamics,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: Large eddy simulation was utilized for the simulation of supersonic cooling jet flow filed around a blunted double cone, and the flow structures and density fluctuation characteristics were analyzed. The large eddy simulation method was based on the implicit sub-grid model, and the high-order flux limited compact scheme and explicit Runger-Kutta method were utilized for the spatial discretization and time advancing. The present simulation clearly captured the flow field discontinuity. The processes of flow becoming unstable and transiting to turbulence were predicted subtly. Besides, the characteristics of the flow field density fluctuation were obtained directly. By comparison with the none-jet state, it revealed that gas film formed by the supersonic jet can effectively cool the optical window, and the mixing layer formed by the main flow and jet flow became unstable, and transited to turbulence quickly, causing large scale turbulence structures and intense density fluctuation. In addition, the spatial development characteristics of cooling jet flow field around the whole model are obtained.

收稿日期: 2018-06-28

作者简介: 朱志斌(1987—),男,工程师,硕士,主要从事可压缩湍流及转捩数值模拟的研究。

引用格式: 朱志斌,潘宏禄,程晓丽.钝头双锥喷流致冷流场结构及密度脉动特性[J].航空动力学报,2019,34(7):1425-1432. ZHU Zhibin, PAN Honglu, CHENG Xiaoli. Flow field structures and density fluctuation characteristics around a blunted double cone with cooling jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1425-1432.

Key words: supersonic; cooling jet; mixing layer; transition and turbulence; large eddy simulation

飞行器作高速飞行时,会与来流相互作用带来高热环境,不仅使光学窗口产生严重的热应力和变形甚至出现破裂,而且窗口高热辐射也容易造成红外成像饱和。目前有效的解决途径是采用外部冷却喷流使窗口致冷。冷却喷流与飞行器外流会形成膨胀、压缩波系以及剪切混合层、边界层等复杂流场结构。这些非定常流场结构会导致光学窗口附近密度场的时空非均匀分布,进而对光波的传输带来扰动,引起成像精度下降^[1]。因此,深入认识超声速喷流致冷流场结构特征,获得与光学传输效应密切相关的密度脉动特性,对于光学窗口设计以及气动光学效应分析具有重要意义。

由于超声速喷流冷却混合流场具有复杂的空间结构和时间演化特征,对其流动结构的精细研究,对于风洞试验和数值计算都颇具挑战。风洞试验要求超声速来流具有较高的流场品质,以避免来流噪声影响,并且需要采用高时空分辨率的测试技术来准确获取流场结构信息。对超声速喷流混合流场的早期试验主要采用纹影或阴影流场显示技术^[2-5],可发现流场中的激波与膨胀波等波系结构,但无法捕捉边界层和混合层的时空演化结构。近年来,陈植、朱杨柱等^[6-9]采用纳米示踪平面激光散射技术(nano-tracer planar laser scattering, NPLS)技术,对带超声速喷流的后台阶以及钝头双锥外形流动进行了精细的流动显示试验,获得了喷流混合流场中存在的膨胀波、剪切层、混合层、湍流边界层等典型流动结构的清晰图像。但受限于流场显示和测试技术,风洞试验所能获得的时空流场信息仍然有限。

数值计算方面,基于雷诺平均假设的 RANS 方法(Reynolds averaged Navier-Stokes)难以准确预测喷流冷却混合流场中剪切层和边界层的失稳、转捩及发展为充分发展湍流等非定常物理过程,并且无法直接获得与气动光学效应密切相关的湍流场的密度脉动,需要借助密度脉动重构模型^[10]。大涡模拟方法(large eddy simulation, LES)在该类问题的研究中具有显著优势,是气动光学效应研究最有前途和精确的数值算法^[11]。众多研究者采用 LES 方法研究了混合层、边界层、凹腔、后台阶等典型外形的流场结构特征^[12-16]。已有的研究工作验证了大涡模拟方法在

超声速复杂流场中的应用效果,但涉及喷流混合流场研究较少,并且尚未涉及光学窗口外冷流场情况。

因此,本文针对钝头双锥简化外形,采用大涡模拟方法对有、无喷流状态下光学窗口附近流场进行精细数值模拟,对比分析流场波系结构以及流动失稳、转捩特征,深入认识喷流外冷流场结构特征及其密度脉动特性。

1 计算模型及来流条件

以三维钝头双锥外形作为光学窗口简化模型,斜切锥裙形成凹窗,喷管位于模型头部。计算外形及流场结构如图 1 所示。

主流来流马赫数为 6,单位雷诺数为 $1.1 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$,来流温度为 216.65 K,迎角和侧滑角均为 0° 。喷口处喷流马赫数为 3,总温为 300 K,喷流出口压力与外部绕流压力匹配,喷流方向平行于窗口表面。主流与喷流介质均设为空气。流向、法向和展向分别对应于 x 、 y 、 z 三个坐标轴方向,坐标原点位于头罩钝头顶点。

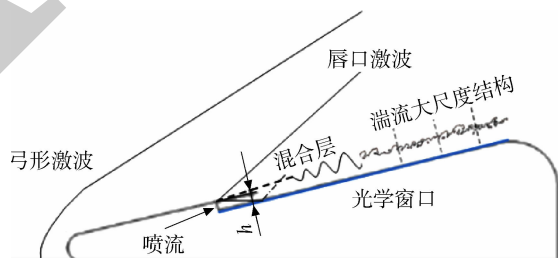


图1 光学窗口外冷流场结构示意图

Fig. 1 Schematic of supersonic cooling flow around an optical window

2 数值方法

2.1 控制方程及数值格式

本文求解 Favre 滤波形式的三维可压缩 Navier-Stokes 方程^[17],采用隐式大涡模拟方法 MILES(monotone integrated LES)^[18-19],该方法基于亚格子模型对可解尺度流动起耗散性作用的假设,无需添加显式的亚格子模型,依靠数值格式的耗散特征来提供湍流动能耗散。为精细刻画流场小尺度结构,同时无振荡捕捉激波等间断,本文空间离散采用高精度、高分辨率的通量限制型紧

致格式^[20]。黏性项通过二阶中心差分计算。时间推进采用二阶显式 Runge-Kutta 方法。

2.2 计算网格及边界条件

对计算模型整体外形进行大涡模拟计算所需计算量巨大,因此重点研究展向对称面附近流场,并近似简化为准二维流场。有喷及无喷状态计算网格如图 2 所示,流向计算范围约 450 mm,展向范围 15 mm,光学窗口区域流向网格尺度 0.25 mm,展向 0.15 mm,物面法向最小网格尺度 0.005 mm,网格单元总量分别为 2745 万和 2820 万。此外,采用拼接网格技术对半模模型进行网格划分,在喷流气体影响区域进行局部加密(图 3 中紫色区域所示),以精细解析流场小尺度结构,网格单元总量约 1.3 亿。

主流入口及喷流入口边界分别从钝头双锥三维整体层流计算结果截取得到,为模拟真实情况下来流扰动和壁面粗糙度作用,在入口加入三维速度小扰动,加入的扰动与三维最不稳定 Tollmien-Schlichting(T-S)波形式相似,易于实现且实用效果较好。物面取等温无滑移边界条件,壁温设为 300 K。对称面流场模拟展向取周期边界条件;法向及流向出口边界条件作外插,并对网格作缓冲层处理。

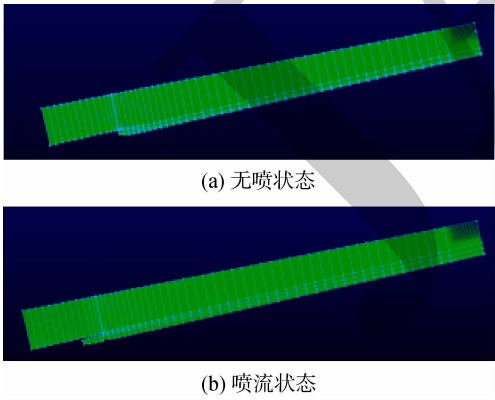


图 2 对称面计算网格

Fig. 2 Computational meshes for the symmetry plane

大涡模拟计算以层流解为初始流场,采用高精度格式作非定常计算,待流场充分发展后作时间统计平均,统计 100 000 步。对称面统计平均流场及脉动参数由时间平均结果作展向平均得到。

文献中前期研究工作^[21]已通过对后台阶外形切向喷流混合流场的数值模拟,结合风洞试验数据对比验证了本文采用的数值方法对于该类问

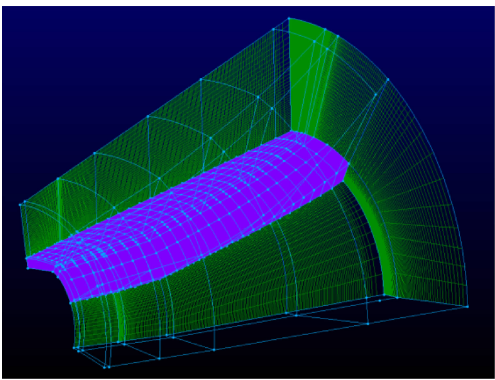


图 3 半模计算网格

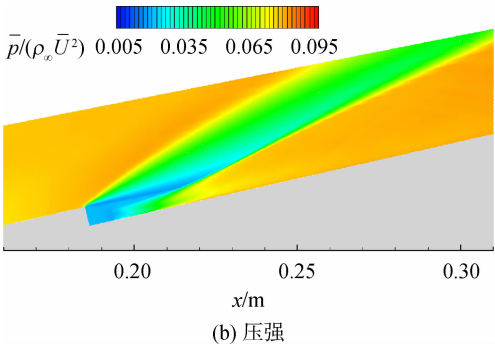
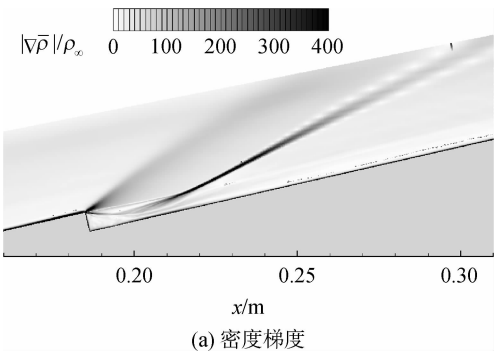
Fig. 3 Computational mesh for the half model

题模拟预测的正确性和有效性。

3 结果分析

3.1 无喷状态对称面流场

无喷状态下,喷口封闭形成台阶,光学窗口喷口附近流场主要呈现超声速后台阶流场结构特征。图 4 展示了大涡模拟得到的平均流场密度、压强以及流向速度分布云图(分别以来流密度、来流密度与速度的平方、来流速度作无量纲化)。从中可以看到,流动经过封闭喷口后扩张,形成一系列膨胀波,并在台阶下游光学窗口表面发生反射,形成一道压缩波;台阶下游出现回流区,分离流与主流形成剪切层,在再附点附近出现膨胀波系与边界层的相互干扰。



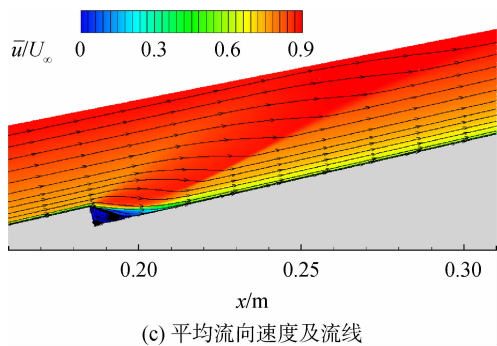


图 4 对称面无喷状态统计平均流场
Fig. 4 Averaged flow field of the symmetry plane without jet

从平均温度(以来流温度作无量纲化)云图(图 5)可以看到,回流区域内温度较低,流动再附后重新发展的边界层内温度升高,光学窗口承受的气动热环境较为严酷。

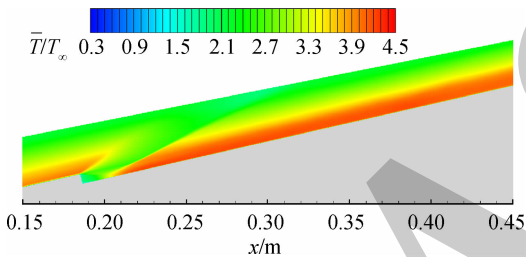


图 5 对称面无喷状态统计平均温度
Fig. 5 Averaged temperature of the symmetry plane without jet

图 6 为无喷状态展向中间截面瞬时无量纲流向速度以及无量纲密度梯度云图。可发现,流动经过台阶后从壁面分离,回流区外缘剪切层发生失稳,再附后产生大尺度的湍流拟序结构,引起流场速度、密度等物理量的剧烈脉动;在向下游发展过程中,湍流结构空间尺度逐渐增大。

图 7 展示了以 Q 判据表示的瞬时流场涡系结构(Q 为速度梯度张量的第二不变量,以无量纲流向速度着色),从中可以清晰地看到喷口附近流动发生失稳和转捩的涡系形态;入口扰动在回流区剪切层迅速发展,致使流动发生失稳和转捩,出现交错排列的“ $\wedge$ ”涡,再附后迅速演化为复杂的大尺度涡结构,并继续向下游发展。

图 8 为统计平均得到的脉动速度动能分布云图,其表达式为 $E_k=0.5 \cdot (\overline{u'^2+v'^2+w'^2})$,其中 u' 、 v' 、 w' 为三个方向的速度脉动量。从中可发现,再附点附近脉动速度动能急剧增大,表明在这一区域流动发生转捩,引起的速度脉动在下游边

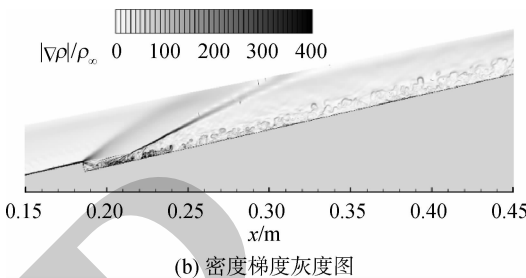
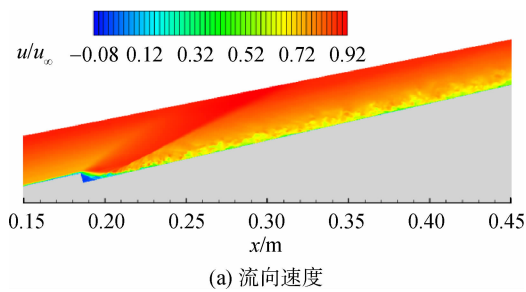


图 6 对称面无喷状态瞬时流场
Fig. 6 Instantaneous flow field of the symmetry plane without jet

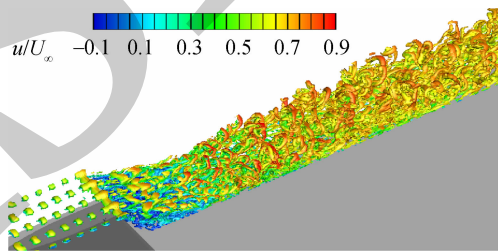


图 7 无喷状态瞬时涡系结构
Fig. 7 Instantaneous vortex without jet

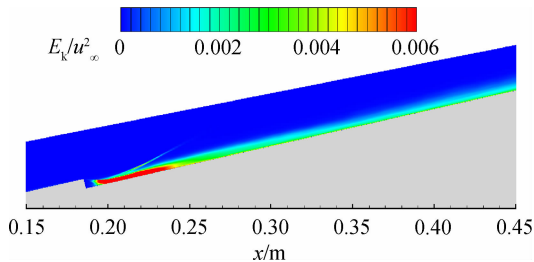


图 8 无喷状态平均速度脉动动能云图
Fig. 8 Averaged velocity fluctuating kinetic energy without jet

界层内继续发展。

统计得到的无量纲密度脉动方均根如图 9 所示,其计算公式为 $\rho_{rms} = \sqrt{\overline{\rho'^2}}$ 。可发现,密度脉动具有与速度脉动接近的分布规律,再附点附近脉动均方根幅值最大,表明流动由层流向湍流的转捩过程会引起强烈的密度脉动。

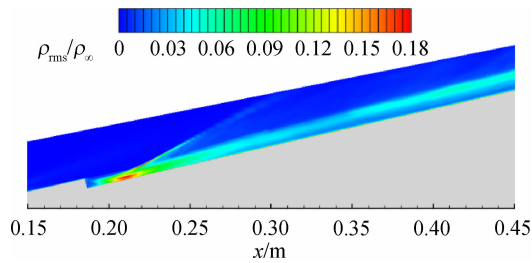


图 9 无喷状态密度脉动均方根云图
Fig. 9 Root-mean-square density fluctuation without jet

3.2 喷流状态对称面流场

喷流状态平均流场(包括无量纲密度梯度、无量纲压强以及无量纲流向速度)如图 10 所示,可以看到,超声速喷流与主流形成混合层;喷流唇口处产生两道膨胀波,其中向下的膨胀波在壁面反射形成压缩波,并与混合层发生干涉。

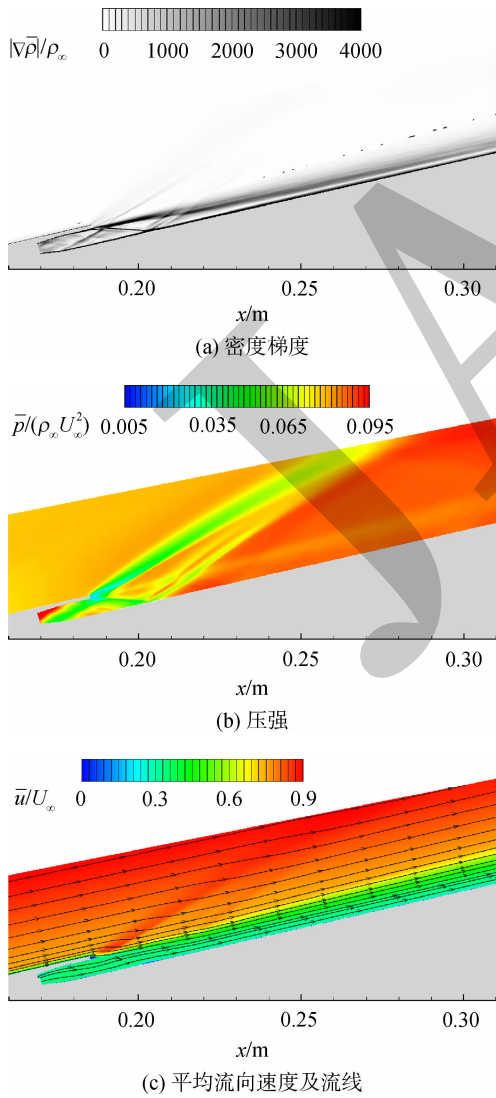


图 10 喷流状态统计平均流场
Fig. 10 Averaged flow field with jet

从以来流温度无量纲化的平均流场温度分布(图 11 所示)可发现,低温喷流气体能够覆盖光学窗口区域,从而隔绝高温气体,有效降低了光学窗口壁面附近温度。有无喷流状态壁面平均热流密度($\bar{q}$)对比(图 12)进一步表明,外部喷流能够显著降低窗口壁面热流。

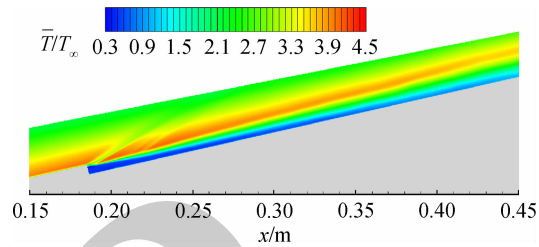


图 11 喷流状态统计平均温度
Fig. 11 Averaged temperature with jet

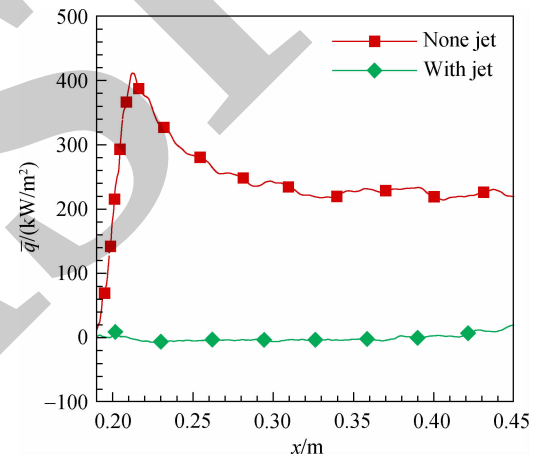


图 12 壁面热流密度对比
Fig. 12 Comparison of heat flux density

图 13 为喷流状态展向中间截面瞬时流场分布,包含无量纲流向速度以及无量纲密度梯度。从中可以看到,主流和喷流形成的混合层不稳定,很快发生失稳和转捩,产生大尺度流动结构,引起光学窗口附近流场物理量的剧烈抖动。

喷流状态喷口附近的瞬时涡系结构如图 14 所示,从中可以清晰地看到,喷流与主流形成的混合层迅速发生失稳和转捩,产生发卡涡等丰富的涡系结构,随流动向下游发展,涡结构尺度逐渐增大,混合层厚度增加。与图 7 表示的无喷状态涡系结构相比,湍流拟序结构主要存在于混合层区域,而窗口壁面湍流结构未能充分发展,表明两者流动失稳转捩机制存在本质差别。

图 15 为喷流状态统计平均脉动速度动能分布云图,从中可发现,速度脉动存在于混合层区

域,并且在前半段脉动幅值较大,表明该区域混合层发生转捩;随后速度脉动幅值减小,法向影响范围增大。

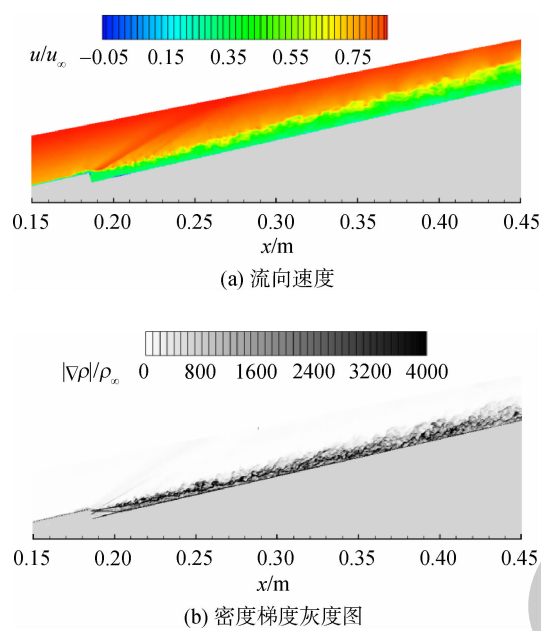


图 13 喷流状态展向截面瞬时流场
Fig. 13 Instantaneous flow field with jet

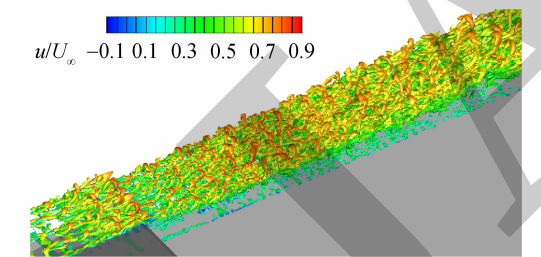


图 14 喷流状态瞬时涡系结构
Fig. 14 Instantaneous vortex with jet

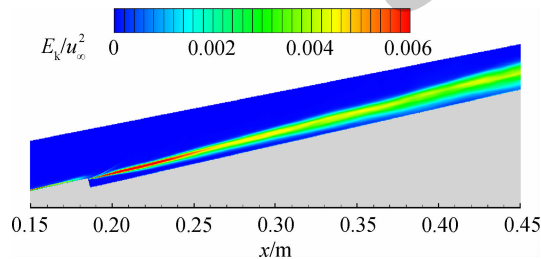


图 15 喷流状态平均速度脉动动能云图
Fig. 15 Averaged velocity fluctuant kinetic energy with jet

喷流状态密度脉动方均根分布如图 16 所示,与图 9 对比可发现,喷流状态下的密度脉动方均根分布形态与无喷状态存在显著差异,密度脉动

幅值也要高一数量级。图 17 进一步对比了有无喷流状态下不同流向位置处由时间平均结果作展向平均得到的密度脉动方均根分布剖面,可以看到,冷却喷流引起的流场密度脉动要显著强于无喷状态,随流动发展,密度脉动幅值减小、法向范围增大。

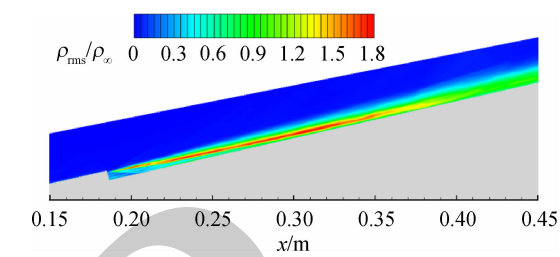


图 16 喷流状态密度脉动方均根云图
Fig. 16 Root-mean-square density fluctuation with jet

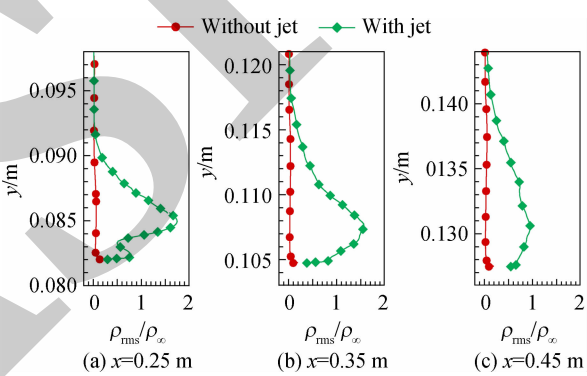


图 17 密度脉动方均根分布剖面图
Fig. 17 Profiles of root-mean-square density fluctuation

3.3 整体外形喷流流场

钝头双锥半模整体外形喷流状态瞬时流场计算结果如图 18 所示(包含密度和温度的对称面云图以及不同流向位置处的等值线彩图),展示了光学窗口外冷流场结构瞬态特征。超声速来流经过钝头产生头部激波,波后主流与超声速喷流形成的剪切混合层迅速发生失稳和转捩,混合层的时空发展导致窗口附近流场密度和温度发生强烈脉动,其中对称面附近流场脉动最为强烈,光学窗口侧缘区域之外,流场脉动较小。

图 19 清晰地显示了光学窗口附近的瞬时涡系结构,可认识喷流混合流场三维空间涡系结构发展形态:超声速喷流与主流相遇后,形成的剪切混合层很快发生失稳和转捩,产生大量的 Δ 涡结构,并在光学窗口范围内演化为复杂的湍流相干结构。

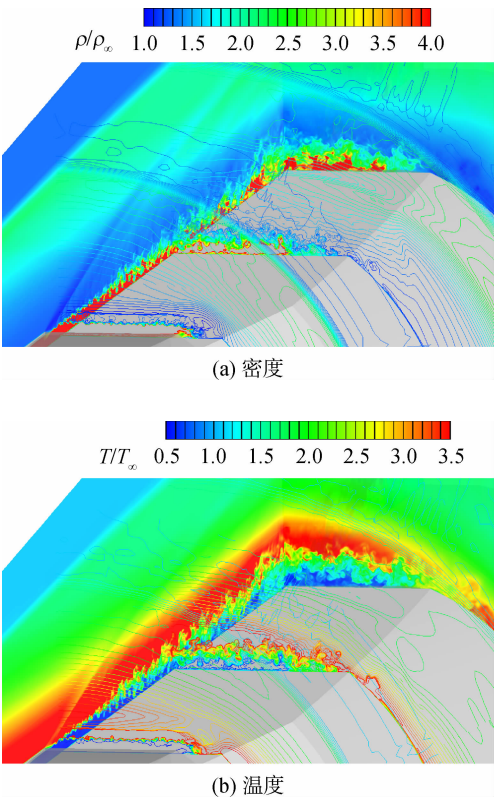


图 18 半模外形瞬时流场

Fig. 18 Instantaneous flow field around the half model

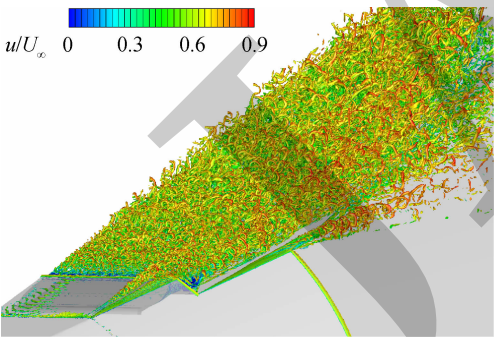


图 19 头罩模型瞬时涡系结构

Fig. 19 Instantaneous vortex around the dome model

4 结 论

本文采用大涡模拟方法,对钝头双锥有无喷流流场开展了数值模拟分析,得到如下结论:

- 1) 无喷状态下,流动从台阶处分离形成回流区,入口扰动沿分离剪切层发展,在壁面发生再附后迅速猝发演化为复杂的小尺度湍流结构,边界层重新发展,在光学窗口表面形成高热环境。
- 2) 喷流状态下,低温喷流气体能够覆盖窗口表面,从而隔绝主流高热气体,有效降低光学窗口附近温度;但喷流与主流形成的剪切混合层不稳

定,很快发生失稳和转捩,产生大尺度的湍流结构,引起流场剧烈脉动。

3) 流动由层流向湍流的转捩过程会引起强烈的密度脉。无喷状态下,再附点附近脉动均方根幅值最大;喷流状态下混合层流场密度脉动显著强于无喷状态,并且密度脉动均方根分布形态有显著差别。

参考文献:

[1] STANEK M J, SINHA N, SEINER J M, et al. High frequency flow control-suppression of aero-optics in tactical directed energy beam propagation and the birth of a new model; Part I [R]. AIAA-2002-2272, 2002.

[2] MARK A, ROY J. Experimental investigation of slot injection into supersonic flow with an adverse pressure gradient [R]. AIAA 93-2442, 1993.

[3] JUHARY K A, HUNT M L, SLVO J M. Influence of injectant Mach number and temperature on supersonic film cooling[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1994, 8(1): 59-67.

[4] 韩启祥, 何小明, 谈浩元, 等. 超音速射流气膜冷却效果的实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(5): 491-495.

HAN Qixiang, HE Xiaoming, TAN Haoyuan, et al. Experimental investigation of supersonic gaseous film cooling effectiveness[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 30(5): 491-495. (in Chinese)

[5] MAJESKI J A, WEATHERFORD R H. Development of an empirical correlation for film-cooling effectiveness[R]. AIAA 88-2624, 1988.

[6] 陈植, 易仕和, 何霖, 等. 基于 NPLS 的超声速层流/湍流后台阶流动精细结构研究[J]. 科学通报, 2011, 56(36): 3057-3063.

CHEN Zhi, YI Shihe, HE Lin, et al. An experimental study on fine structures of supersonic laminar/turbulent flow over a backward-facing step based on NPLS[J]. Chinese Science Bulletin, 2011, 56(36): 3057-3063. (in Chinese)

[7] 朱杨柱, 易仕和, 陈植, 等. 超声速喷流致冷钝头双锥绕流瞬态与平均结构[J]. 气体物理, 2013, 8(1): 72-78.

ZHU Yangzhu, YI Shihe, CHEN Zhi, et al. Instantaneous and time-averaged flow structures around a blunt double-cone with supersonic film cooling[J]. Physics of Gases, 2013, 8(1): 72-78. (in Chinese)

[8] 朱杨柱, 易仕和, 陈植, 等. 带喷流超声速光学头罩流场气动光学畸变试验研究[J]. 物理学报, 2013, 62(8): 084219. 1-084219. 8.

ZHU Yangzhu, YI Shihe, CHEN Zhi, et al. Experimental investigation on aero-optical aberration of the supersonic flow passing through an optical dome with gas injection [J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(8): 084219. 1-084219. 8. (in Chinese)

[9] 朱杨柱, 易仕和, 孔小平, 等. 带喷流超声速后台阶流场精

- 细结构及其运动特性研究[J]. 物理学报, 2015, 64(6): 064701. 1-064701. 7.
- ZHU Yangzhu, YI Shihe, KONG Xiaoping, et al. Fine structures and characteristics on supersonic flow over backward facing step with tangential injection[J]. Acta Physica Sinica, 2015, 64(6): 064701. 1-064701. 7. (in Chinese)
- [10] MANI A, WANG M, MOIN P. Resolution requirements for aero-optical simulations[J]. Journal of Computational Physics, 2008, 227(21): 9008-9020.
- [11] 韩志平, 殷兴良. 高超音速导弹气动光学效应研究方法综述[J]. 现代防御技术, 2003, 31(3): 13-18.
HAN Zhiping, YIN Xingliang. Overview of study methods for aero-optic effect of hypersonic missiles[J]. Modern Defence Technology, 2003, 31(3): 13-18. (in Chinese)
- [12] CHILDS R E. Prediction and control of turbulent aero-optical distortion using large eddy simulation[R]. AIAA 93-2670, 1993.
- [13] TROMEUR E, GARNIER E, SAGAUT P, et al. Large eddy simulations of aero-optical effects in a spatially developing turbulent boundary layer[J]. Journal of Turbulence, 2006, 7(1): 1-28.
- [14] SINHA N, ARUNAJATESAN S, SEINER J M, et al. Large-eddy simulation of aero-optic flow fields and control application[R]. AIAA-2004-2448, 2004.
- [15] HARITHA A, SRINIVASAN A, CHANDRASEKHAR K, et al. Large eddy simulation of a supersonic flow over a backward-facing step for aero-optical analysis[R]. AIAA-2006-1416, 2006.
- [16] KONOPKA M, MEINKE M, SCHRODER W. Large-eddy simulation of supersonic film cooling at laminar and turbulent injection[R]. AIAA-2011-2250, 2011.
- [17] LU Xiyun, WANG Shanwu, SUNG Honggye, et al. Large eddy simulations of turbulent swirling flows injected into a dump chamber[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2005, 527: 171-195.
- [18] BORIS J P, GRINSTEIN F F, ORAN E S, et al. New insights into large eddy simulation[J]. Fluid Dynamics Research, 1992, 10(4): 199-228.
- [19] GARNIER E, ADAMS N, SAGAUT P. Large eddy simulation for compressible flows[M]. New York: Springer Science+Business Media B. V., 2009.
- [20] 朱志斌, 袁湘江, 陈林. 适用于超声速流场计算的有限体积紧致算法[J]. 航空动力学报, 2015, 32(10): 2481-2487.
ZHU Zhibin, YUAN Xiangjiang, CHEN Lin. Compact scheme on finite volume method suited to supersonic flows[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 32(10): 2481-2487. (in Chinese)
- [21] 朱志斌, 程晓丽, 潘宏禄. 超声速喷流混合流场大涡模拟[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 210-216.
ZHU Zhibin, CHENG Xiaoli, PAN Honglu. Large eddy simulation of supersonic jet mixing flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 210-216. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)