

文章编号:1674-8190(2016)03-273-06

# 超声速来流下叶片式微型涡流发生器流动控制研究

王旭东, 高峰, 徐晨洋, 张涵  
(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

**摘要:** 不同构型的微型涡流发生器对提高进气道/隔离段性能所产生的效果不同。采用数值模拟方法研究来流马赫数为 2.0 条件下, 五种叶片式微型涡流发生器对流场边界层的流动控制特性。结果表明: 带有一定前缘高度的叶片式微型涡流发生器可产生更强的流向涡, 总压畸变和马赫数畸变较小, 流场出流质量更佳, 但同时带来较大的总压损失; 微型涡流发生器的前缘厚度对流场性能提升无明显帮助, 反而会增大总压损失; 无前缘高度的微型涡流发生器能在引入较小总压损失的情况下, 使隔离段拥有较强的抗反压能力, 同时有效增大壁面摩擦系数, 提高边界层对抗分离的能力。

**关键词:** 超声速; 隔离段; 微型涡流发生器; 流动控制; 数值仿真

中图分类号: V235

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.03.002

## Investigation on Flow Control of Supersonic Flow Past Vane Type Micro Vortex Generator

Wang Xudong, Gao Feng, Xu Chenyang, Zhang Han

(College of Air and Missile Defense, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

**Abstract:** It is proved that different micro vortex generator(MVG) will have different effects to improve the performance of the inlet/isolator. The supersonic flow( $Ma=2.0$ ) past vane types of micro-ramps are simulated to improve the characteristics of isolator. Results show that MVG with high leading edge generates stronger streamwise vortex, the total pressure distortion and Mach number distortion decrease but brings higher total pressure loss. The leading edge thickness of MVG is not helpful to improve flow control characteristics, but causes more total pressure loss. Flow field controlled by MVG with thin leading edge will have higher back pressure and increase skin friction coefficient.

**Key words:** supersonic; isolator; micro vortex generator; flow control; numerical simulation

## 0 引言

超声速进气道的性能与进气道内边界层的发展状态直接相关, 在粘性作用和高逆压梯度作用下, 边界层发展不够饱满且厚度会迅速增加, 稳定性变差, 容易产生边界层分离现象。边界层分离可能引起进气道性能退化, 严重影响进气道的工作效率<sup>[1]</sup>。因此, 对边界层流动进行控制有益于提升进气道性能。国内外已对微型斜坡、微型叶片、开槽、

肋片等构型对流动控制的效果进行了研究, 证实将构型置于附面层内可以在很大程度上改善进气道性能<sup>[2-5]</sup>。

在微型涡流发生器(Micro Vortex Generator, 简称 MVG)对超声速进气道启动性能影响的研究中, M. D. Atkinson<sup>[6]</sup>采用 AVUS 求解三维稳态 N-S 方程的方法, 通过对比边界层抽吸和微型斜坡控制下的流场特性参数, 得出微型斜坡可增强进气道性能的结论。K. Yuceil 等<sup>[7]</sup>将微型斜坡和射流式涡流发生器组合, 研究发现该组合可以有效增强进气道/隔离段抗反压能力。B. H. Anderson 等<sup>[8]</sup>采用 RANS 仿真计算了马赫数 2.0 条件下, 将三

收稿日期: 2016-03-23; 修回日期: 2016-04-28

通信作者: 王旭东, dongfeng8330@163.com

种标准微型斜坡和微型叶片构型进行比较优化,认为各类型的 MVG 均能够维持流场的稳定。S. Lee 等<sup>[8-9]</sup>综合比较了标准微型斜坡和斜坡/叶片式 MVG,发现与标准微型斜坡相比,斜坡/叶片式和三棱锥叶片式 MVG 能够产生更强的尾部涡流,并且使中心线上分离区长度大为缩短,但其关于 MVG 流动控制特性的研究多在周期性边界条件下进行,未考虑进气道侧面的影响。

目前,国内将 MVG 用于超声速流动控制的研究尚处于起步阶段,王博<sup>[10]</sup>采用 NPLS 技术、超声速 PIV 技术并结合混合 RANS/LES 数值模拟方法对 MVG 作用于激波/边界层干扰流动控制的机理进行了研究。薛大文等<sup>[11]</sup>基于 LES 对来流马赫数 2.5 条件下 MVG 绕流流场进行模拟,证明 MVG 产生的流向涡对与涡环结构均会对下游边界层产生作用。

本文针对进气道来流严重非对称的特点,对现有叶片式 MVG 构型在实际进气道模型中进行三维仿真计算,着重研究构型的流动控制效果。

## 1 计算模型

计算流道模型参考 K. Yuceil 等<sup>[7]</sup>的实验模型,模型总长为 317.8 mm,由 90.7 mm 长的进气道和 227.1 mm 长的直通道隔离段组成,高度为 25.4 mm,宽度为 30.0 mm。为了使来流附面层充分发展,在进气道入口前加一段 259.3 mm 长的附面层发展段;为了排除其他干扰因素,有效比较各构型对边界层的控制效果,将原进气道中长 90.7 mm 的楔形激波发生器改为平直滑移段。设置 MVG 前缘对称点为坐标原点,计算模型如图 1 所示。

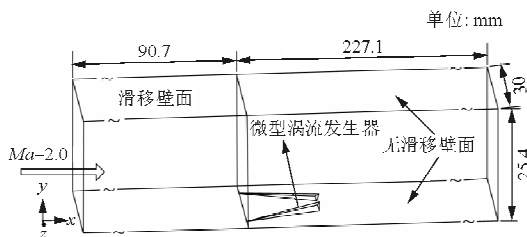
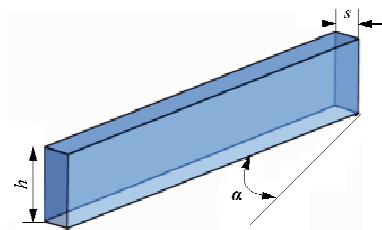


图 1 计算模型结构示意图

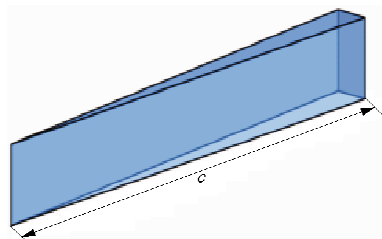
Fig. 1 Schematic diagram of calculation model structure

及 MVG 附近绕流的复杂性,湍流模型选用 SST  $k-\omega$  湍流模型,该模型使用混合函数弥补了标准  $k-\epsilon$  模型和标准  $k-\omega$  模型的不足,减小了计算误差,可以准确地模拟激波/边界层干扰以及高压梯度变化的流动现象。来流为理想气体,气体粘度采用 Sutherland 方程描述,并选取基于密度的耦合显式求解器求解稳态问题。由于计算区域来流非对称,附面层发展段上壁面和侧壁面设为滑移壁面,其余壁面设为绝热无滑移壁面。来流马赫数  $Ma = 2.0$ ,进口条件为压力进口,总温  $T_0 = 300$  K,总压  $P_0 = 360.224$  kPa,静压  $P = 48.433$  kPa,出口为压力出口,背压  $P_b = 167.58$  kPa。

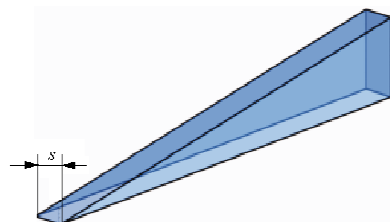
为了深入研究各构型的流动控制特性,设置五个算例:标准矩形叶片 BV、前缘劈薄叶片 SV、标准三棱柱叶片 HV、三棱锥叶片 TV 和斜坡叶片 RV,各构型放置于隔离段入口处。为了统一尺寸,令各构型的后缘高度  $h = 2.7$  mm,前缘或后缘宽度  $s = 0.5h$ ,轴向长度  $c = 6.57h$ ,分离构型之间后缘间距  $w = h$ ,与来流夹角  $\alpha = 12^\circ$ ,计算模型如图 2 所示。



(a) BV



(b) SV



(c) HV

采用 FLUENT 软件进行求解,考虑到近壁区

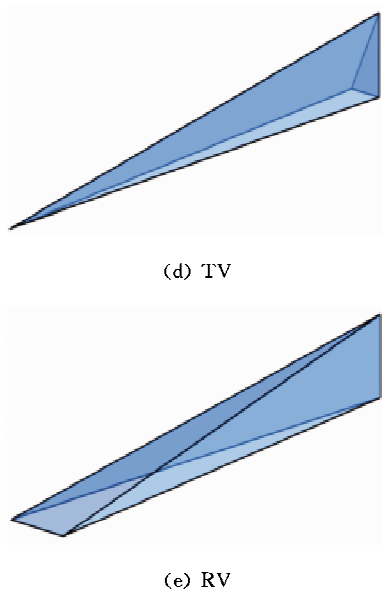


图 2 叶片式 MVG 结构图  
Fig. 2 Structure of vane type MVGs

计算域网格采用 ICEM 软件来划分,由于计算域对称,故取一半进行计算。为了保证计算精度,对近壁面处、MVG 附近进行网格加密处理,网格总量约为 300 万,三棱锥叶片局部网格如图 3 所示。

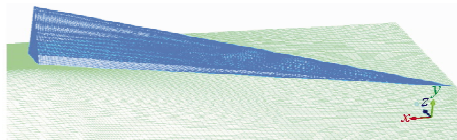


图 3 三棱锥叶片局部网格示意图  
Fig. 3 Local grid construction of TV

控制段下壁面  $y^+$  云图如图 4 所示,可以看出控制段的壁面  $y^+$  均在 1 以下,能够满足 SST  $k-\omega$  湍流模型对壁面网格密度的要求。

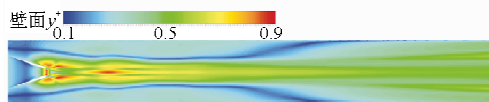


图 4 控制段下壁面  $y^+$  云图  
Fig. 4  $y^+$  contour of isolator down wall

## 2 计算结果与分析

抗反压能力是表征进气道/隔离段性能及流动控制能力的一个重要指标,在进气道唇口处加入微

型涡流发生器可有效提高进气道的抗反压能力<sup>[7]</sup>。不同叶片式 MVG 控制下的流场上壁面静压云图如图 5 所示,激波串未吐出进气道,流场压强前锋均被严格控制在隔离段入口内。

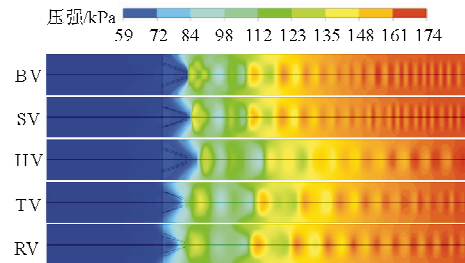


图 5 不同叶片式 MVG 控制下的流场上壁面静压云图  
Fig. 5 Pressure contour at up wall under the control of different leaf type MVG

从图 5 可以看出:相对而言,BV 和 SV 的激波数量较多,尤其是在流场后部,激波之间的间距较小,表明斜激波的激波角已接近接近  $90^\circ$ ,基本呈正激波态,可能会造成较大的总压损失,同时,激波/边界层干扰效应增强,造成边界层稳定性变差。其原因是:BV 和 SV 前缘高度较高,来流会产生更为激烈的扰动作用,使气流增压较为明显,造成激波角增大,在相同的流道长度内,激波串在上下壁面之间的反射次数明显增加。

为了更加直观地分析流场压强的分布情况,对比下壁面展向平均无量纲静压曲线,如图 6 所示。

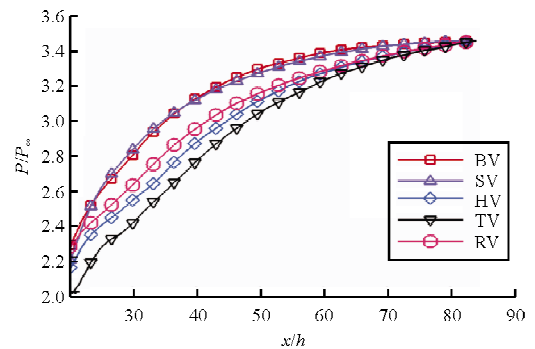


图 6 下壁面展向平均无量纲静压曲线  
Fig. 6 Spanwise averaged pressure at down wall

从图 6 可以看出:叶片后部流场静压始终保持 BV 和 SV 最大,HV、TV 和 RV 相对较小,表明后三种控制构型能够将控制段内的高压区控制在流场相对靠后的位置,抗燃烧室反压能力更好。

对称面湍动能等值线如图 7 所示。

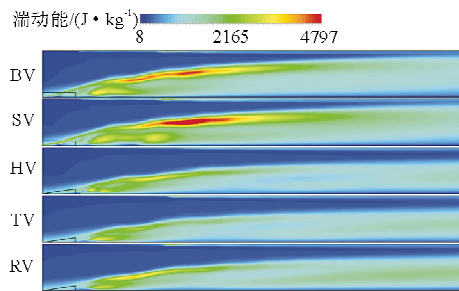
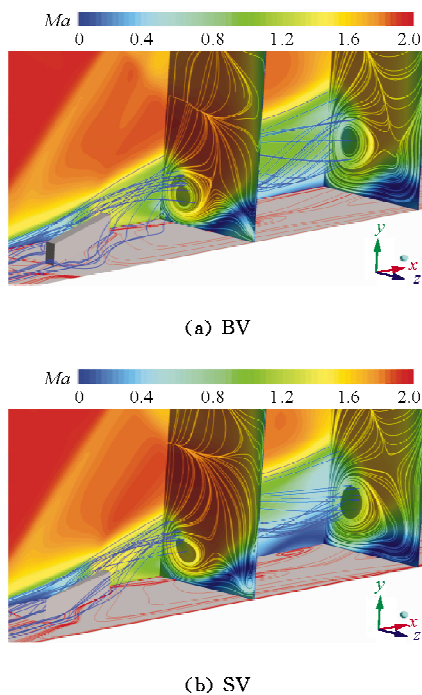


图7 对称面湍动能强度

Fig. 7 Turbulence kinetic energy contour at symmetry plane

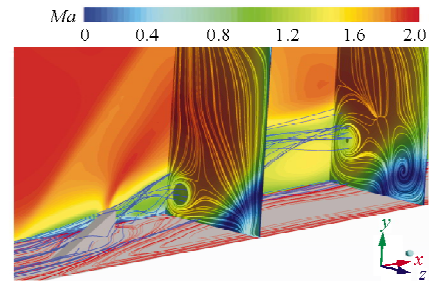
从图7可以看出:BV和SV的流场在叶片后部存在大范围高湍动能区域,湍流程度更大,形成亚声速的回流区,表明在出口高反压的作用下,下壁面流场逆压梯度较大,扰动作用增强,流体之间剪切作用增强,使流动动能以热量形式消耗,可能会导致总压损失增大;高湍动能区域在流场尾部几乎充满整个流道,表明后部流场边界层较厚,与上壁面距离缩短,激波反射距离较短,反射频率增加,进一步解释了上壁面压强云图(图5)中BV和SV流场后部激波数量较多且间距较短的现象。

为了探究不同叶片式MVG对边界层的作用机理,分别对对称面、 $x=30\text{ mm}$ 和 $x=60\text{ mm}$ 截面的马赫数云图、流线图和下壁面流线图(如图8所示)进行分析。

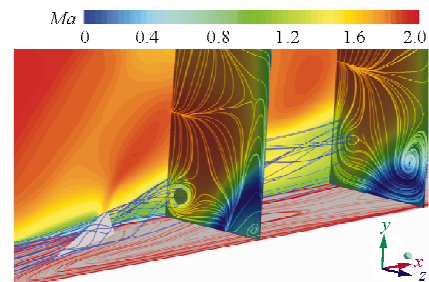


(a) BV

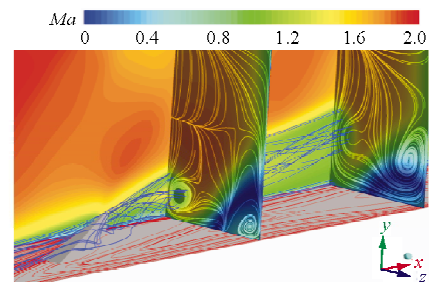
(b) SV



(c) HV



(d) TV



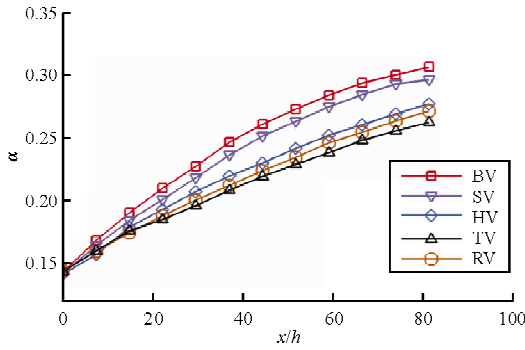
(e) RV

图8 对称面、 $x=30\text{ mm}$ 和 $x=60\text{ mm}$ 处马赫数云图、流线图和下壁面流线图Fig. 8 Ma number contour and streamline at symmetry,  $x=30\text{ mm}$  and  $x=60\text{ mm}$  plane

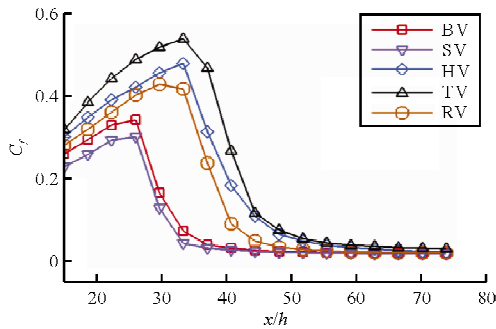
从马赫数云图和下壁面流线图可以看出:BV和SV对称面低速区范围较大,原因是高前缘的叶片其内部空腔可聚拢的来流流量更大,来流受到更强的阻滞作用,中心流流速减缓明显,但正是由于压缩作用强,使增压幅度较大,分离区后移,角区的低速区较HV、TV和RV要小。从截面流线图可以看出:由于HV、TV和RV前后缘有一定的高度差,来流经叶片上部溢出进入侧边低压区,与低速流混合形成流向涡。从展向切片的流线图可以看出:BV和SV的流向涡在 $x=60\text{ mm}$ 处几乎无衰减,作用距离更远,这是因为BV和SV前缘高度较高,侧面形成更大范围的低压区,叶片两侧的来流经叶片两侧向低压区聚拢,形成强度更大的流

向涡。

不同叶片控制段流场沿流向的总压损失和壁面摩擦系数曲线图如图 9 所示。



(a) 总压损失系数



(b) 壁面摩擦系数

图 9 总压损失和壁面摩擦系数曲线

Fig. 9 Graphs of total pressure loss coefficient and wall friction coefficient

从图 9(a)可以看出:各构型对流场的总压损失有一定影响,不带前缘高度的叶片总压损失相对较小且相互之间无明显差别,而带前缘高度的叶片则会造成较大的总压损失,同时,BV 较 SV 总压损失更高,表明叶片前缘厚度对流场的阻滞作用也会使总压损失增大。综上所述,叶片式 MVG 改善流场流动性的同时也会带来一定的总压损失,必然影响发动机的净推力。因此,合理选择低前缘高度的控制构型至关重要。

壁面速度梯度决定了壁面摩擦系数  $C_f$ ,提升当地  $C_f$  值可以在延迟分离的同时减小扰动区<sup>[12]</sup>,因此  $C_f$  值的大小反映了控制段的流场特性和控制效果的优劣。

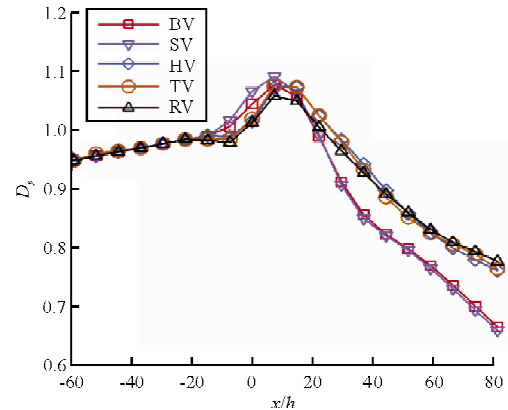
$$C_f = \frac{2\tau_w}{\rho_e u_e^2} \quad (1)$$

式中: $\tau_w$  为近壁面剪切应力; $\rho_e$  为当地流体密度;

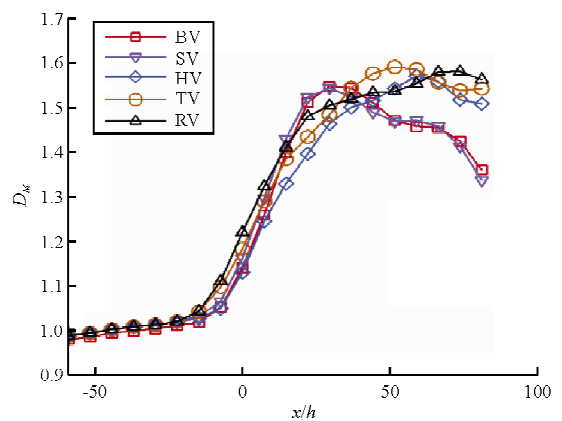
$u_e$  为当地流向速度。

从图 9(b)可以看出:就整体发展趋势而言,壁面摩擦系数沿流向先增加后降低直至趋于稳定,表明在控制器作用下流场中段表面摩阻增大最多,边界层发展最为饱满,也最不容易发生分离;在同样大小的出口背压下,BV 和 SV 的  $C_f$  峰值出现在  $x/h=26$  处,HV、TV 和 RV 的  $C_f$  峰值要延后约 11.1 h,表明在 HV、TV 和 RV 控制下,动能较高的流体被涡旋带到壁面附近,提高了边界层对抗分离的能力,其中 TV 的  $C_f$  值总体保持在最高水平。

为了比较隔离段出流质量,研究总压畸变指数 ( $D_p$ ) 和马赫数畸变指数 ( $D_M$ ) 变化曲线,如图 10 所示。



(a) 总压畸变指数



(b) 马赫数畸变指数

图 10 总压畸变指数和马赫数畸变指数曲线

Fig. 10 Graphs of total pressure distortion and Ma number distortion

从图 10 可以看出:流场在 MVG 附近受到扰动,总压畸变增大,之后又急剧下降,表明叶片式

MVG可有效降低总压畸变,对流动场质量具有极大地改善作用;BV和SV的控制段总压畸变指数明显优于HV、TV和RV,在控制段流场马赫数畸变指数上也表现出相似的特征,表明带前缘宽度和高度的叶片式MVG改善流场出流质量的能力更佳;BV和SV的 $D_p$ 、 $D_M$ 值几乎一致,但总压损失BV较大,表明前缘高度对流动参数影响较大,前缘厚度对流动性能提升无明显帮助,反而会增大总压损失。综合考虑总压损失和壁面摩擦系数等因素,应合理选择叶片式MVG的前缘高度,使超声速流场控制能力最优化。

### 3 结 论

(1) 带有一定前缘高度的BV和SVMVG可产生更强的流向涡,但同时带来较大的总压损失。

(2) 无前缘高度的HV、TV和RVMVG能在引入较小总压损失的情况下使隔离段拥有较强的抗反压能力,同时有效增大壁面摩擦系数,提高边界层对抗分离的能力,其中TVMVG各项性能参数相对最好。

(3) 带前缘宽度和高度的BV和SVMVG的出流总压畸变和马赫数畸变较小,流场出流质量更佳,前缘厚度对流动性能提升无明显帮助,反而会增大总压损失。

### 参 考 文 献

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic air breathing propulsion[M]. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994; 3-26. (in Chinese)
- [2] 李旭昌,王应洋,张成涛. 小支板后不同喷孔形状射流的气动特性[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2016, 17(2): 5-9.
- Li Xuchang, Wang Yingyang, Zhang Chengtao. Aerodynamic characteristic of pylon-aided fuel injection with various port shapes in a supersonic flow field[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2016, 17(2): 5-9. (in Chinese)
- [3] Anderson B H, Tinapple J, Surber L. Optimal control of shock wave turbulent boundary layer interactions using micro-array actuation[R]. AIAA-2006-3197, 2006.
- [4] Smith A N, Babinsky H, Dhanasekaran P C, et al. Computational investigation of groove controlled shock wave/

boundary layer interaction[R]. AIAA-2003-0446, 2003.

- [5] Jaiman R K, Loth E, Dutton J C. Simulations of normal shock-wave/boundary-layer interaction control using meso-flaps[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 20(2): 344-352.
- [6] Atkinson M D. Numerical investigation of a super-sonic inlet using bleed and micro ramps to control shock-wave/boundary layer interactions[R]. AIAA-2007-0024, 2007.
- [7] Yuceil K, Valdivia A, Wagner J, et al. Active control of supersonic inlet unstart using vortex generator jets[R]. AIAA-2009-4022, 2009.
- [8] Lee S, Loth E. Supersonic boundary layer interactions with various micro-vortex generator geometries [C]. AIAA-2009-3712, 2009.
- [9] Lee S, Loth E, Babinsky H. Normal shock boundary layer control with various vortex generator geometries[J]. Computers & Fluids, 2011, 49(1): 233-246.
- [10] 王博. 基于微型涡流发生器的激波/边界层干扰控制研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2010.
- Wang Bo. The investigation on the control of shock/boundary-layer interaction based on the micro-vortex generator [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [11] 薛大文,陈志华,孙晓晖,等. 微型三角楔超声速绕流特性的研究[J]. 工程力学, 2013, 30(4): 455-460.
- Xue Dawen, Chen Zhihua, Sun Xiaohui, et al. Investigation on the flow characteristic of supersonic flow past a micro-ramp[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(4): 455-460. (in Chinese)
- [12] 管小荣,徐诚. 微型射流涡流发生器对边界层控制的数值研究[J]. 工程力学, 2009, 26(4): 214-220.
- Guan Xiaorong, Xu Cheng. Numerical investigation of boundary-layer control using minute jet vortex generator [J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(4): 214-220. (in Chinese)

### 作者简介:

王旭东(1991-),男,硕士研究生。主要研究方向:超声速流动控制。

高峰(1965-),男,博士,副教授。主要研究方向:火箭发动机推进理论。

徐晨洋(1992-),男,硕士研究生。主要研究方向:超声速燃烧。

张涵(1992-),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器论证、设计与作战使用。

(编辑:马文静)