

非对称来流下微型涡流发生器边界层流动控制

高 峰, 王旭东, 张 涵

(空军工程大学防空反导学院,西安,710051)

摘要 为有效改善超燃冲压发动机隔离段性能,运用数值模拟的方法研究了来流马赫数 2.0 条件下多种结构的微型涡流发生器的流动控制特性。研究表明随着微型涡流发生器后缘宽度的增加,隔离段内激波串长度有效缩短,高压前锋后移且整体式略优于分离式;整体式微型涡流发生器产生的流向涡对的横向距离较近,与下壁面的距离较分离式远,能在短距离流动过程中将动量传递给低动量区,有效改善边界层流动性,但作用距离较分离式短;带后缘宽度的微型涡流发生器可有效降低流场总压畸变,对流场质量改善作用要优于基本型。

关键词 超声速;隔离段;流动控制;微型涡流发生器;数值仿真

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2016.06.002

中图分类号 V430 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2016)06-0006-06

A Research on Boundary Layer Control of Asymmetric Supersonic Flow Past Micro-Vortex Generator

GAO Feng, WANG Xudong, ZHANG Han

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

Abstract: The supersonic flow ($Ma = 2.0$) past several types of micro-ramps is simulated by the numerical simulation method to improve the characteristics of isolator. The result follows that with the increase of the width at the trailing edge of MVGs, the length of the shock train becomes shorter, and the position of pressure leading edge moves backward. Meanwhile, the spanwise distance of streamwise vortices generated by entirety type MVGs is closer than that of the separated, but the distance to the bottom wall is farther. And the result also indicates that the momentum can be delivered to boundary layer in short distance to improve the flow condition. MVGs with wide back width can reduce total pressure skewness and is superior to the basic model.

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

超声速流动过程中,由于气体的粘性作用导致靠近壁面的气体流动流速减缓形成边界层,边界层稳定性较差,容易产生边界层分离现象。边界层流动分离可导致进气道流场畸变、总压恢复下降甚至不启动等^[1]。因此,对边界层流动进行控制对提升

进气道性能十分必要。一些研究^[2-8]已经对诸如微型斜坡、微型叶片、开槽、肋片等构型对流动控制的效果进行过研究,发现将构型置于附面层区域可以在很大程度上改善进气道性能。

目前,微型涡流发生器在超声速及高超声速进

收稿日期:2016-03-24

基金项目:航空科学基金(20151396013)

作者简介:高峰(1965-),男,安徽凤阳人,教授,博士生导师,主要从事宇航推进理论研究,E-mail:gnning@sina.com

引用格式:高峰,王旭东,张涵.非对称来流下微型涡流发生器边界层流动控制[J].空军工程大学学报:自然科学版,2016,17(6):6-11.GAO Feng, WANG Xudong, ZHANG Han. A Research on Boundary Layer Control of Asymmetric Supersonic Flow Past Micro-Vortex Generator[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2016, 17(6): 6-11.

气道中表现出广泛的应用前景,其高度仅有边界层厚度的 10%~70%,使得器件的气动阻力得到极大减小并且降低了非设计状态的额外代价。在微型斜坡对超声速进气道启动性能影响的研究中,Shinn 等^[9]发现原本来流条件由 2.0 Ma 降到 1.8 Ma 时出现的激波被推出进气道引发不启动,在加入微型斜坡控制时进气道恢复了启动。Valdivia^[10]等人将微型斜坡和射流式涡流发生器相组合,发现该组合可以有效增强进气道抗反压能力。Anderson^[4]采用 RANS 方法对 2.0 Ma 条件下的 3 种标准微型斜坡和微型叶片构型进行比较优化。LEE 等^[11-12]综合比较了标准微型斜坡和斜坡/叶片式微型涡流发生器,结果表明与标准微型斜坡相比,斜坡/叶片式和厚叶片式微型涡流发生器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。

目前,微型涡流发生器用于超声速流动控制的研究主要集中在对激波与微型涡流发生器产生的涡环相互作用的机理研究,且国内的研究工作^[13-14]尚处于起步阶段。LEE^[11-12]等的研究多在周期性边界条件下研究微型涡流发生器的流动控制特性,未考虑进气道侧面的影响,本文针对进气道来流严重非对称的特点,对现有的微型涡流发生器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 Valdivia^[15]的实验模型,为排除入射激波的干扰,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,模型为总长 $L = 317.8$ mm,进口截面为 30 mm×25.4 mm 的矩形自由通道,各构型放置于隔离段入口处,设置微型涡流发生器前缘中心为坐标轴原点,计算模型局部示意图 1。来流马赫数 2.0,计算域入口为压力入口,总压 $P_0 = 360.224$ kPa,静压 $P^\infty = 48.433$ kPa,总温 $T_0 = 300$ K,出口为压力出口,出口背压 $P_b = 167.58$ kPa,总温 $T_0 = 300$ K,其余为固壁边界条件。由于计算区域来流为非对称来流,进气道上壁面为绝热滑移壁面,下壁面设置为绝热无滑移壁面。

为深入研究各构型的流动控制特性,现设置 6 个算例:标准微型斜坡式 BR、带后缘宽度微型斜坡式 WR 和 WR-1、标准分离斜坡式 SBR、带后缘宽度分离斜坡式 SWR 和 SWR-1,设置各构型的后缘高度为 $h = 2.7$ mm,前缘宽度 $c = 5.84h$,轴向长度 $l = 6.57h$,分离式构型之间后缘间距 $w = h$,带后缘宽度微型斜坡式 WR 的后缘宽度为 h ,WR-1 的后缘

宽度为 $2h$,带后缘宽度分离斜坡式 SWR 的后缘宽度为 $h/2$,SWR-1 的后缘宽度各为 h ,计算模型见图 2。

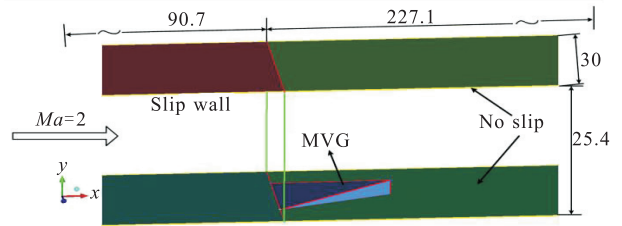


图 1 计算模型结构图(单位:mm)

Fig.1 Geometry of calculation model (unit/mm)

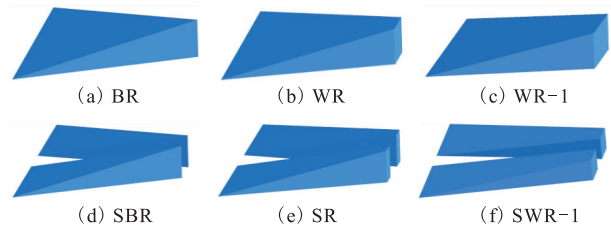


图 2 微型涡流发生器结构图

Fig.2 Geometry of MVG

本文采用 FLUENT 软件求解,考虑到近壁区流动复杂性,采用有可压缩修正的 SST $k-\omega$ 湍流模型,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。计算域网格用采 ICEM 软件进行划分,由于计算域对称,故取一半计算。为保证计算的精确度,对近壁面处、微型涡流发生器附近进行网格加密处理,保证壁面 y^+ 小于 1,网格总量约为 300 万,局部网格见图 3。

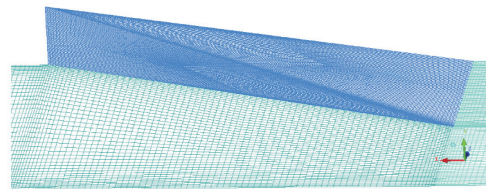


图 3 Case_BR 局部网格示意图

Fig.3 Typical internal grid construction of case_BR

为验证本文选取的湍流模型计算有效性,对 Babinsky^[16]的微型涡流发生器超声速绕流实验模型进行算例验证,计算域大小为 133.2 mm×73.2 mm×13.2 mm,微型涡流发生器高为 4 mm,底面为等腰三角形,腰长 28.3 mm,顶角为 48°。来流马赫数 2.5, $T_0 = 280$ K, $P_0 = 380$ kPa, $P = 21.6$ kPa, $Re \approx 1.47 \times 10^5$ 。图 4 为微型涡流发生器附近的下壁面流线与实验油流图的对比。图 5 为数值模拟得到的微涡发生器后侧 20 mm 处中心线以及展向 $z = 12$ mm 处速度曲线图。由下壁面分离结构图知,数值模拟图与实验油流图较为接近,流场在微型涡

流发生器前缘处发生小范围分离流动,在尾部发生二次分离产生二次涡,同时形成一对反向旋转的主涡对,主涡对的痕迹在两张图中均清晰可见。对比流速曲线图,由于受尾部涡环的影响,中心线存在局部低速区,而展向 $z = 12 \text{ mm}$ 处流速受微涡发生器扰动较小,与流线图相符,数值计算结果与实验值吻合较好,本文选取的湍流模型合理。

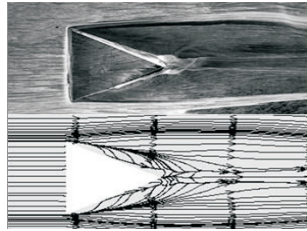


图4 下壁面数值模拟与实验对比图

Fig.4 Comparison between the experimental data and simulated result of surface topology

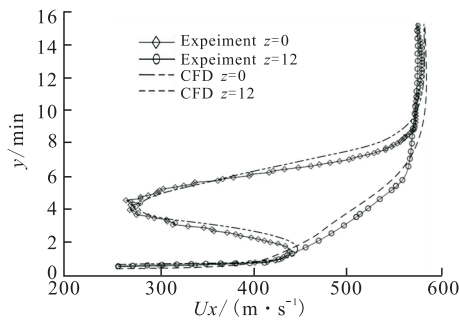


图5 数值模拟速度曲线与实验值对比

Fig.5 Comparison of streamwise velocity with numerical prediction

为验证本文选用的 300 万网格的有效性,本文对 SBR 流场选用 200 万(Coarse)、250 万(Medium_1)、300 万(Medium_2)、350 万(Fine)4 种数量网格算例并采用隔离段内对称面 $y = 2.7 \text{ mm}$ 高度的直线上的压强作为表征参数对网格的无关性进行检验。如图 6 所示,随着网格数的增大,压强曲线越来越贴近,300 万和 350 万网格所得压强值的曲线基本重合,说明 300 万数量的网格已经可以满足计算精度的要求,考虑计算成本,本文算例均采用 300 万左右数量网格。

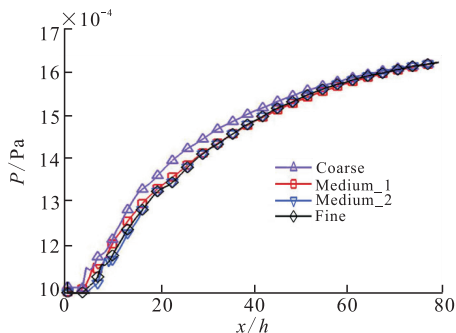


图6 网格无关性验证

Fig.6 Grid density comparison

2 计算结果与分析

2.1 带微型涡流发生器流场抗反压特性研究

前文提到经 Valdivia^[10]等人研究发现,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,而抗反压能力是表征进气道性能以及流动控制能力的一个重要指标。图 7 为各构型流场对称面压强分布云图,相同出口反压下 BR、SBR 以及 SWR 的高压前锋已接近进气道入口处,进气道的抗反压能力已经接近其极限值,后部燃烧室燃烧反压的轻微波动可能导致激波串吐出进气道,造成进气道不启动。WR 和 SWR-1 压强前锋位置以及激波串长度相近,说明二者抗反压能力相接近。WR-1 的高压前锋被严格控制在隔离段入口处且激波串长度也比其余五种构型要短得多,说明其主要压升在隔离段后半段完成,高压区长度较短,有效阻止了激波串前传,抗高反压能力最强,流场相对更稳定。

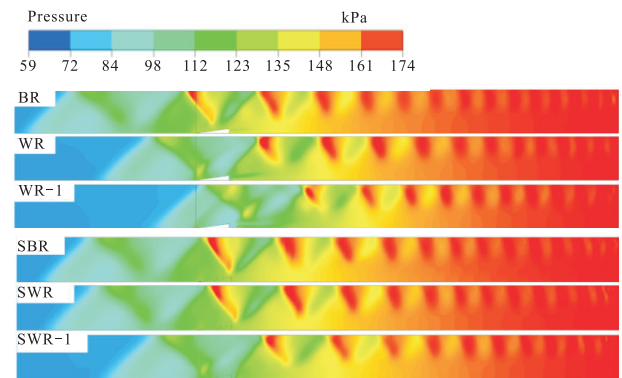


图7 对称面压强分布云图

Fig.7 Static pressure contours at symmetry wall

图 8 为流场 $y = 12.7 \text{ mm}$ 展向平均无量纲静压曲线,压强以波动的形式增加,主要增压过程均在 $x/h = 40$ 之前完成。构型 BR、SBR 以及 SWR 的压强突跃处接近进气道入口,增压过程长达 $110h$,且在进入隔离段之后压强波动幅度剧烈,激波附面层相互作用强使得低能流产生波动,易引起边界层分离。WR 和 SWR-1 的增压长度为 $100h$,且压强在稳定之前要低于 BR、SBR 以及 SWR。WR-1 的压强在微涡发生器安装位置处才开始上升,并且主要压升在长度为 $85h$ 内完成,高压区长度较短,有效阻止了激波串前传。从现有构型的总体趋势上看,随着整体式和分离式的后缘宽度的增大,高压前锋远离入口,抗反压能力越强,但分离式控制效果略差于整体式。

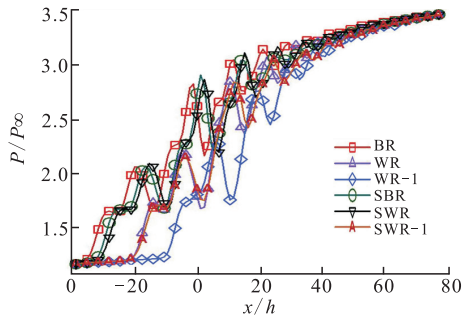


图 8 $y = 12.7 \text{ mm}$ 展向平均无量纲静压曲线
Fig.8 Spanwise averaged pressure at $y = 12.7 \text{ mm}$ plane

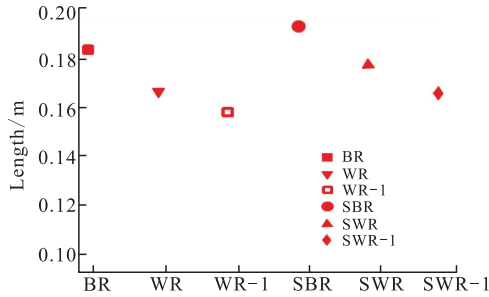


图 9 各构型分离区长度
Fig.9 Length of separation zone

在后处理过程中发现,流道的大范围分离区均存在于下壁面角区,且分离区前端基本与高压前锋在轴向平齐,故在此将壁面高压前锋处标记为分离区前端。图 9 为微型涡流发生器控制下的流场内分离区长度分布图,标准微型涡流发生器 BR 和其分离构型 SBR 的流场分离区较长,说明其抗反压能力较弱,使激波串前移,分离区范围扩大,激波串与附面层相互作用增强,进一步导致边界层的分离;随着后缘宽度的增加,整体式和分离形式的微型涡流发生器控制下的流场分离区长度呈逐渐缩短态势,其中 WR-1 的流动控制能力最强,有效减小了分离区长度的同时,使分离区整体后移,且整体分布在隔离段内。原因是构型的后掠侧边有一对强烈的卷吸涡形成,带宽度的后缘对分离流有一定的阻滞,增压作用明显,减小了激波增压的负担,在卷吸涡和阻滞分离流的双重作用下激波串后移,分离区缩短。但在前缘宽度不变的前提下,后缘宽度的增加必然导致后掠角的减小,后掠角的减小会影响侧边流向涡的发展,因此必然有一个折中的最优值。

2.2 微型涡流发生器流动控制特性分析

为比较各微型涡流发生器流动控制产生差异的机理,图 10 给出 $x = 20 \text{ mm}$ 处切面上的涡量强度 ($|\omega| \equiv |(\nabla \times \mathbf{V})|$) 云图,从图中可以看出 WR、WR-1 和 SWR-1 产生的涡量明显高于 BR、SBR 和 SWR,在微型涡流发生器上缘处和侧边处的高强度涡量值区域产生的主要原因是构型两侧边和后部形成了局部的低压区,两侧和上侧压力相对较高的流

体向低压区附近填充时与产生大的剪切作用,这一作用在分离式涡流发生器的中间两个垂直边处可以看出,此处涡量值明显要大于整体式中间结合部的涡量值;后缘宽度大的构型后部涡量云图较为丰满,这是由于此处低压区大,受主流影响小,流向涡得以充分发展,而从 WR 和 SWR 对比来看,原本较大的后部低压区因分割而减小,分离体中间高速流体对后部影响较大,对于后缘宽度不够大的微型涡流发生器来说,分离式布局在一定程度上削弱了后缘宽度带来的优势。

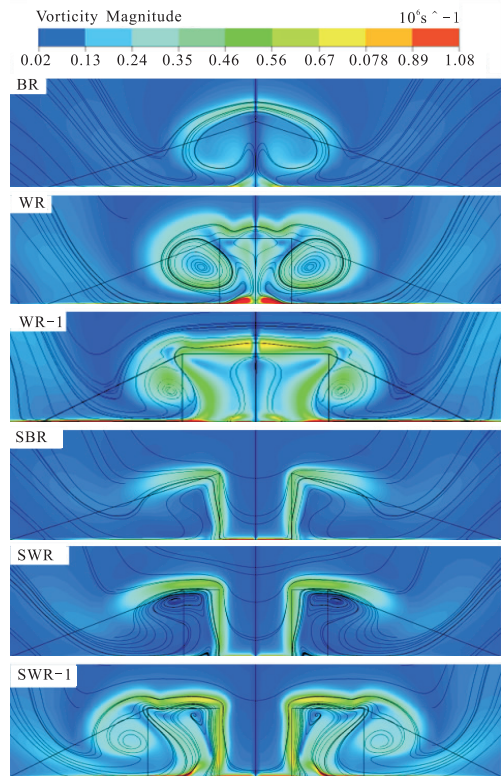


图 10 $x = 20 \text{ mm}$ 处涡量强度云图
Fig.10 Vorticity magnitude at $x = 20 \text{ mm}$ plane

为研究微型涡流发生器对底层流场的作用机理,图 11 给出对称面、 $x = 30 \text{ mm}$ 和 $x = 60 \text{ mm}$ 处马赫数云图、流线图和 $y = 0.1 \text{ mm}$ 截面流线图。由截面流线图可以看出,来流首先经过前斜坡面的抬升压缩后流向斜坡两侧的低压区,产生流向涡对,在流向涡的卷吸作用下增加附面层内流体的流动性,附面层内动量增加,低动量区缩小。从切片马赫数云图可以观察到,分离式微型涡流发生器产生的流向涡对展向距离较远,靠近下壁面,作用距离较整体式长,在 $x = 60 \text{ mm}$ 处仍存在,且得到较大发展,原因是分离体之间为等直段,来流没有减速抬升过程,在短距离内,与下壁面低动量区作用较弱,因而受到的扰动相对较小。这可从对称面马赫数云图看出,分离式后部流场低速区流速明显低于整体式,但可能对远处流场控制作用较好,适合放置于上游流场

处。与之相对,整体式产生的流向涡对的横向距离较近,距离下壁面较远,在短距离流动过程中的相互作用就已经很明显,流向涡消散较快,说明其能快速将动量传递给边界层内的低动量区的流体,改善边界层内的流动性,这也解释了前文分离区后移且长度缩短的现象。从 $y = 0.1 \text{ mm}$ 可以看出,微型涡流发生器侧边壁面处均存在大范围回流区即分离区,在侧壁面分离区的挤压下,下壁面来流主要斜坡面上流过,来流底层低动量流体经过聚拢压缩并在 y 方向抬升,进入动量较大的主流区,动量有效增加,流动性得到提升。

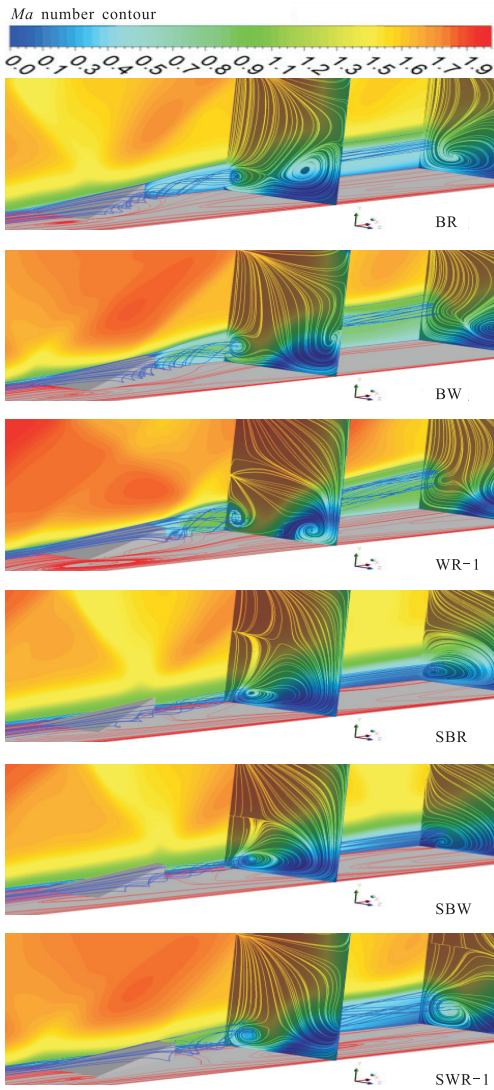


图 11 对称面和 $x = 30 \text{ mm}$ 、 $x = 60 \text{ mm}$ 处马赫数云图、流线图和 $y = 0.1 \text{ mm}$ 截面流线图

Fig.11 *Ma* number contour and streamline at symmetry, $x = 30 \text{ mm}$ and $x = 60 \text{ mm}$ plane

通常认为壁面剪切应力可以在一定程度上反映边界层的能量特性,壁面剪切应力越大,边界层能量越大^[17]。图 12 给出了流场在 $x = 30 \text{ mm}$ 处下壁面剪切应力分布,采用 BR 流场展向剪切应力归一化 ($z/h = 0$ 为对称面处, $z/h = 5.56$ 为侧壁面处)。

可以看到相对 BR,WR、WR-1 和 SWR-1 在 $z/h = -3$ 处的剪切应力出现峰值,说明这 3 种构型流向涡量在此处较大,在壁面发生强剪切作用,WR、WR-1 和 SWR-1 的壁面剪切应力均大于 BR,靠近壁面处的剪切应力呈现后缘宽度越大,剪切应力越大,且整体式大于分离式,说明在微型涡流发生器的作用下,近场边界层的特性表现为随微型涡流发生器的后缘宽度的增加,其能量亦增加。

为比较隔离段出流质量,图 13 给出了稳态总压畸变指数 ($D_p = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{\int P dA}$) 变化曲线,从曲线变

化趋势看出流场在微型涡流发生器附近受到扰动,总压畸变增大,尔后又急剧下降说明微型涡流发生器可有效降低总压畸变,对流场质量具有极大改善作用。出流总压畸变指数为 SWR、WR、WR-1 明显优于 BR、SBR、SWR-1,且前者较后者降低约 8%,结果说明带后缘宽度的微型涡流发生器对流场质量改善作用要优于基本型,但其分离构型可能会削弱这种优势。

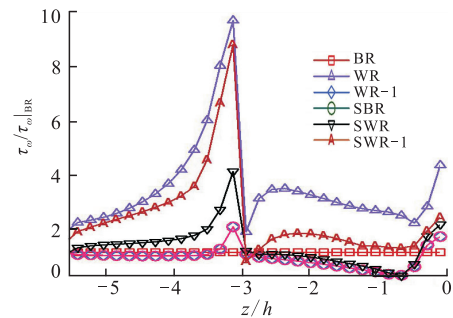


图 12 $x = 30 \text{ mm}$ 处壁面剪切应力分布图

Fig.12 Wall shear stress at $x = 30 \text{ mm}$ plane

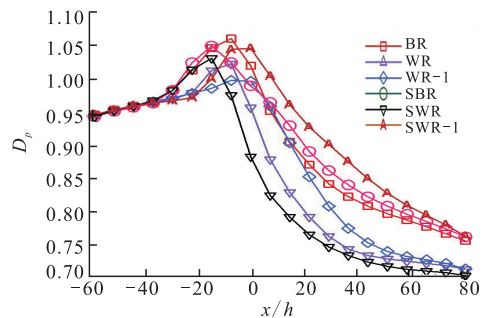


图 13 流场总压畸变指数曲线

Fig.13 Total pressure distortion

3 结论

本文通过数值模拟的方法对来流 $Ma = 2.0$ 条件下带微型涡流发生器的进气道流场进行仿真研究,着重比较了各构型控制下隔离段的抗反压能力,

分析了流动控制机理。研究发现:

1)在一定限度内,随着微型涡流发生器后缘宽度的增加,隔离段内激波串长度有效缩短,高压前锋后移,抗反压能力有较大地提升且整体式略优于分离式;

2)分离式微型涡流发生器产生的流向涡对靠近下壁面,作用距离较整体式长,整体式产生的流向涡对的横向距离较近,距离下壁面较远,能在短距离流动过程中将动量传递给低动量区,但有效作用距离较分离式短;

3)带后缘宽度的微型涡流发生器可有效降低流场总压畸变,对流场质量改善作用要优于基本型,但其分离构型可能会削弱这种优势。

参考文献(References):

- [1] HEISER WH, PRATT DT. Hypersonic Air Breathing Propulsion[M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [2] HOLDEN H A, BABINSKY H. Vortex Generators Near Shock/Boundary Layer Interactions[R]. AIAA 2004-1242.
- [3] ASHILL P R, FULKER J L, HACKETT K C. Research at DERA on Sub Boundary Layer Vortex Generators (SBVGs)[R]. AIAA 2001-0887.
- [4] ANDERSON B H, TINAPPLE J, SURBER L. Optimal Control of Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions Using Micro-Array Actuation[R]. AIAA 2006-3197.
- [5] SMITH A N, HOLDEN H A, BABINSKY H, et al. Control of Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions Using Streamwise Grooves [R]. AIAA 2002-0978.
- [6] 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 Characteristics 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)
- [7] JAIMAN R, LOTH E, DUTTON J. Simulations of Normal Shock - Wave/Boundary - Layer Interaction Control Using Mesoflaps[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 344-352.
- [8] GEFROH D, LOTH E, DUTTON C, et al. Control of an Oblique Shock/Boundary-Layer Interaction with Aero elastic Mesoflaps[J]. AIAA Journal, 2002, 40(12): 2456-2466.
- [9] SHINN A F, VANKA S P. Application of BCFD Unstructured Grid Solver to Simulation of Micro-Ramp Control of Shock/Boundary Layer Interactions [R]. AIAA 2007-3914.
- [10] VALDIVIA A, YUCEIL K B, WAGNER J L. Active Control of Supersonic Inlet Unstart Using Vortex Generator Jets[R]. AIAA 2009-4022.
- [11] LEE S, LOTH E. Supersonic Boundary Layer Interactions with Various Micro-Vortex Generator Geometries[R]. AIAA 2009-3712.
- [12] LEE S, LOTH E, BABINSKY H. Normal Shock Boundary Layer Control with Various Vortex Generator Geometries[J]. Computers & Fluids, 2011, 49(1): 233-246.
- [13] 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)
- [14] 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. Investigations on the Flow Characteristics Of Supersonic Flow Past a Micro-Ramp[J]. Engineering Mechanics, 2013, 30(4): 455-460. (in Chinese)
- [15] VALDIVIA A, YUCEIL K B, WAGNER J L, et al. Active Control of Supersonic Inlet Unstart Using Vortex Generator Jets[R]. AIAA 2009-4022.
- [16] BABINSKY H, LI Y, PITT FORD C W. Micro Ramp Control of Supersonic Oblique Shock Wave/Boundary Layer Interactions[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 2009, 47(3): 668-675.
- [17] 陈遯. 高超声速进气道内激波/边界层干扰及射流式涡流发生器的流动控制方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
CHEN Ti. Research on Shock/Boundary Layer Interactions and Control Techniques Based on Vortex Generator Jets of Hypersonic Inlets[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)