

涡流发生器对 Bump 进气道性能影响数值研究

何天喜¹, 王 强^{1,2}

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 以一种 Bump 进气道为研究对象,通过在 S 弯扩压段入口处布置涡流发生器来控制流动分离,减小出口总压畸变。采用 CFD 数值计算软件对 Bump 进气道在设计点 ($Ma=2.0$) 与非设计点 ($Ma=1.8$, 0.8) 工况下内、外流场进行计算,分析不同涡流发生器方案的效果。计算结果表明:在设计点工况下,安装涡流发生器能够抑制流动分离,改善进气道流场品质,减小出口总压畸变;在一些非设计点工况下会增大 Bump 进气道出口总压畸变;Bump 进气道总压损失有所增大,不同叶片间距的涡流发生器对总压损失的影响相当。

关 键 词: Bump 进气道; 涡流发生器; 流动控制; 总压恢复系数; 总压畸变

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical investigation of effect of vortex generators on Bump inlet performance

HE Tianxi¹, WANG Qiang^{1,2}

- (1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: To control the flow separation and effectively reduce outlet total pressure distortion of a S-shaped duct Bump inlet, vortex generators (VGs) were designed and installed at the entry of the S duct. The commercial CFD software was used to simulate the internal and external flow fields at the design point ($Ma=2.0$) and off design points ($Ma=1.8$, 0.8), and predict the effectiveness of VGs with different parameters. The simulation results indicate that, VGs installation can suppress flow separation and remarkably reduce the total pressure distortion at exit of Bump inlet at design point. At some off design points, it can increase the total pressure distortion at exit of Bump inlet. It can slightly increase the total pressure loss. And VGs with different vane distance make a similar influence on the total pressure loss.

Key words: Bump inlet; vortex generators; flow control;
total pressure recovery coefficient; total pressure distortion

进气道作为飞行器动力系统的重要组成部分,其复杂性与重要性随着飞机设计技术的发展日渐显现,新一代战斗机对进气道气动、隐身性

能、简化结构和减少质量等方面提出更加严苛的要求^[1-2]。新型超声速 Bump 进气道,又称无隔道超声速进气道 (diverterless supersonic inlet,

收稿日期:2017-06-04

作者简介:何天喜(1992—),男,硕士生,主要从事飞行器进排气系统及红外隐身技术研究。

引用格式:何天喜,王强. 涡流发生器对 Bump 进气道性能影响数值研究[J]. 航空动力学报,2018,33(10):2476-2482. HE Tianxi, WANG Qiang. Numerical investigation of effect of vortex generators on Bump inlet performance[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(10):2476-2482.

DSI),因其无附面层隔道、无附面层抽吸系统或旁路系统、无可动部件的特点得到广泛关注^[3]。Bump 进气道最早装备于美军 F35 战斗机,我国先后在枭龙等飞机也采用了 Bump 进气道。

近年来国内对 Bump 进气道开展了相关研究,朱宇等^[4]试验研究了三种鼓包方案的 Bump 进气道,指出在超声速高来流马赫数时,该进气道具有喘振裕量大、不需要附面层抽吸的优点。杨应凯^[5]试验了一种 Bump 进气道,验证了锥型流乘波设计方法的正确性,指出该进气道具有优异的气动性能。钟易成等^[6]数值计算了一种腹部进气的 Bump 进气道,指出在来流马赫数 $Ma=2.0$ 时,出口平均总压恢复系数接近 0.87。Bump 进气道复杂的型面过渡和基于隐身考虑的 S 弯设计,使进气道仍然面临流动分离问题,而目前公开的关于 Bump 进气道流动控制的研究文献还比较匮乏。赵振山等^[7]针对某 Bump 进气道在来流马赫数大于 1.6 时性能明显下降的问题,设计机身棱线涡扰流片、进气道抽吸及射流控制装置,数值研究了这些措施的效果,但仅分析了对总压恢复的影响。Masud 等^[8-9]数值研究了一种 Bump 进气道在来流马赫数为 0.8 和 1.7 的性能,采用 Fluent 软件多孔介质模拟鼓包压缩面小孔抽吸附面层,指出来流马赫数为 1.7 时由于泄流孔区域的回流影响了原来的激波结构,导致总压损失增加,未达到预期控制效果。

涡流发生器被广泛应用于控制 S 弯管道内的分离流动,国内外对此进行了大量研究^[10-15]。借鉴这些研究成果,本文以一种大 S 弯 Bump 进气道为研究对象,设计涡流发生器控制管道内的分离流动,从而降低进气道出口在飞机主要超声速飞行条件下的总压畸变,采用 CFD 技术计算了三组参数的涡流发生器的效果,并分析了其流动控制机理。

1 物理模型和计算方法

1.1 Bump 进气道模型及涡流发生器

本文所研究的 Bump 进气道设计参数为:设计马赫数为 2.0,第一道锥面波半锥角为 41° ,捕获面积与喉道面积比为 1.5,出口面积与喉道面积比为 1.3,出口直径为 D ,S 弯扩压段长度为 $4D$,出口前等直段长度为 D 。Bump 进气道(下文简称为进气道)主要结构特征如图 1 所示。

图 2 为涡流发生器几何参数示意图,本文所采用的涡流发生器叶片高度 $h=20\text{ mm}$,弦长

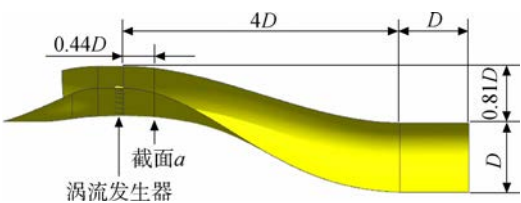


图 1 进气道模型

Fig. 1 Inlet model

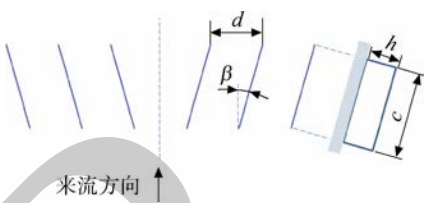


图 2 涡流发生器参数示意图

Fig. 2 Diagram of vortex generator parameters

$c/h=4$,叶片与来流方向夹角 $\beta=16^\circ$ 。叶片采用无厚度平板模拟,文献^[16]指出叶片剖面形状对涡流发生器性能影响并不显著。Allan 等^[17]比较了有厚度叶片、无厚度叶片的数值模拟结果与有限厚度叶片的试验结果,指出无厚度叶片产生的沿流向涡量峰值的轨迹及其大小与全尺寸有限厚度叶片的结果吻合较好,因此用无厚度叶片模拟有厚度叶片结果是可信的,而且可以简化网格的划分。

涡流发生器安放位置对涡流发生器附面层控制效果影响较大,文献^[16]建议涡流发生器一般安放在流动分离点上游 10~30 倍附面层厚度位置。本文采用的涡流发生器安放在进气道压缩面侧喉道段结束(扩压段开始)位置(如图 1)。

另外一个影响涡流发生器性能的重要因素是涡流发生器叶片间距 d 。Pearcey^[18]建议初步设计时可以取 d/h 在 4~8 范围内。本文设计了三组 d/h 的涡流发生器, d/h 分别为 3.2、5.0、6.7,由于涡流发生器安装的展向范围是一定的,因此对应的叶片对数 n 分别为 7、5、4。

1.2 数值计算方法

1.2.1 控制方程和湍流模型

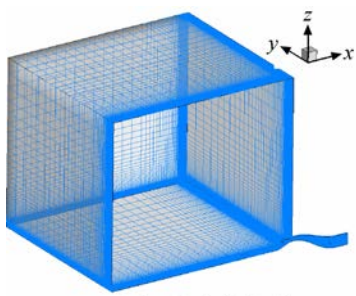
本文使用商业软件 Fluent15.0 对进气道流场进行数值模拟,采用基于有限体积法的 Navier-Stokes(N-S)方程求解器,无黏对流通量选用 Roe 格式,湍流模型采用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 模型,并使用具有二阶精度的迎风格式对控制方程进行离散,流体假设为理想气体。

计算收敛准则为:各项残差至少下降三个数量级,且进气道出口截面流量和总压稳定。

1.2.2 计算网格和边界条件

采用 ICFM CFD 15.0 软件对进气道内外流场划分结构化网格,由于进气道管道内壁面存在叶片,整体划分网格将会造成网格数量巨大,因此采用分区网格划分,将涡流发生器部分单独划分网格,之后与整体网格进行拼接,交界面设置为 interface,在 Fluent 软件计算中通过插值实现两个计算域之间的数据传递。在壁面附近以及其他预计流动参数梯度较大的区域进行网格加密,以保证近壁网格满足湍流模型对 y^+ 的要求,总网格数量约为 71 万。图 3 给出了进气道的网格图,其中对于亚声速的工况,进气道外场计算域的长宽高均大于 10 倍进气道进口当量直径。

计算所采用的边界条件有:来流给定压力远场;进气道出口以及外流出口均为压力出口;进气道所有壁面及涡流发生器叶片均设置为绝热无滑移壁;对称面边界条件。



(c) 亚声速工况全流场网格

图 3 进气道网格

Fig. 3 Meshes of the inlet

2 计算结果及分析

2.1 算例验证

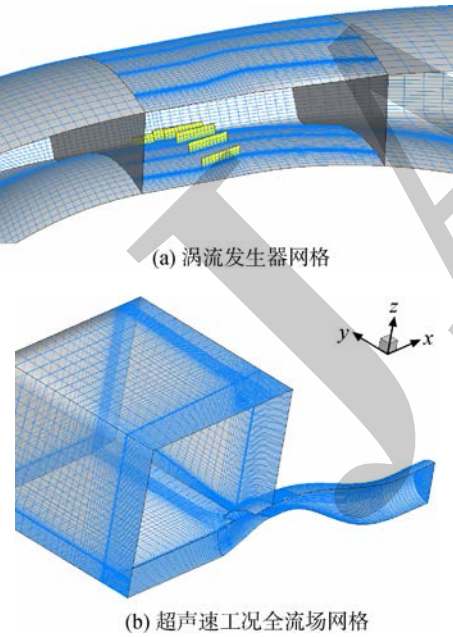
为验证对涡流发生器数值模拟的准确性以及验证湍流模型选取的合理性,本文选择文献[17]中的试验模型进行算例验证。图 4 为涡流发生器叶片及 PIV (particle image velocimetry) 位置示意图,分别用 x_{vg} 和 x_{piv} 表示。试验所采用的叶片为有限厚度的梯形叶片,叶片相对来流攻角为 10° 。数值模拟采用与试验叶片高度相同、等面积的矩形无厚度叶片,叶片及流场网格如图 5 所示。试验中来流速度为 34 m/s,叶片前为充分发展的湍流边界层。

图 6 给出了涡流发生器之后沿流向涡量 ω_x 最大值的轨迹及绝对值大小,可以看出,数值模拟结果(CFD)与试验结果(EXP.)吻合较好,证明该模拟方法是可信的。

2.2 无涡流发生器进气道流场计算结果及分析

本文首先研究了无涡流发生器的进气道在飞行高度 $H=15\text{ km}$,来流马赫数 $Ma=2.0$,出口反压 $p_e=70\text{ kPa}$ (该反压下进气道处于临界状态)时的流场特征。鼓包前三倍鼓包长度设置为无滑移壁,用来模拟飞机前体产生附面层。

图 7 为离开机身前体表面不同高度所发出的



(a) 涡流发生器网格

(b) 超声速工况全流场网格

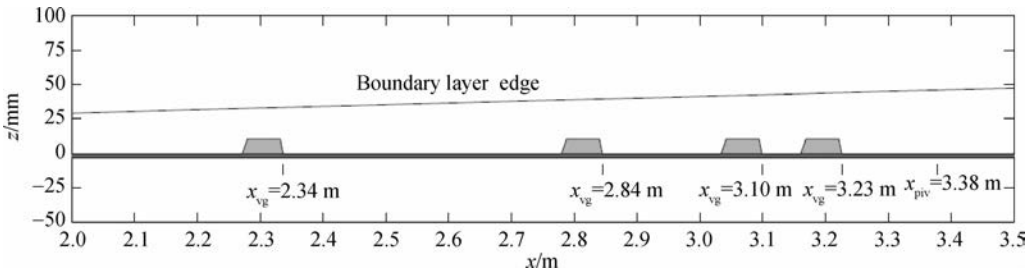


图 4 涡流发生器叶片及 PIV 位置示意图

Fig. 4 VG vanes and PIV measurement locations

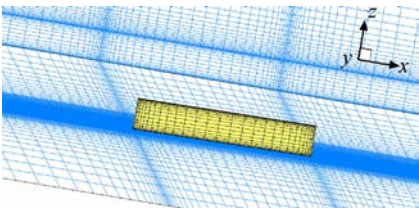


图 5 涡流发生器叶片网格图
Fig. 5 Meshes of VG vane

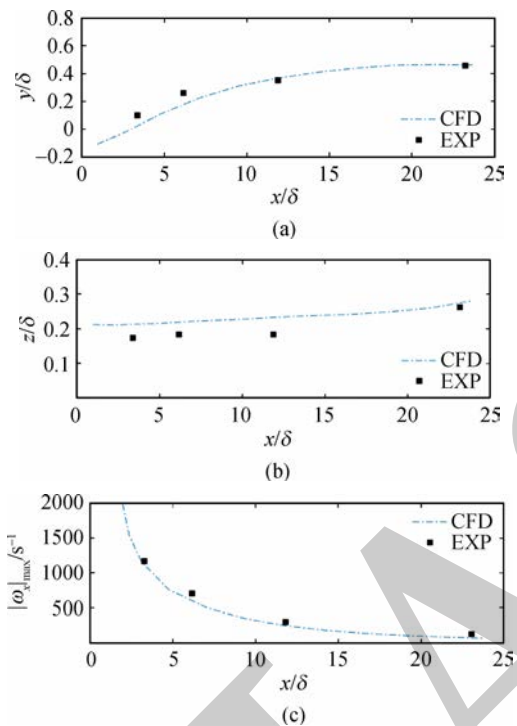


图 6 沿流向涡量峰值轨迹及其大小
Fig. 6 Trajectory and magnitude of the peak streamwise vorticity

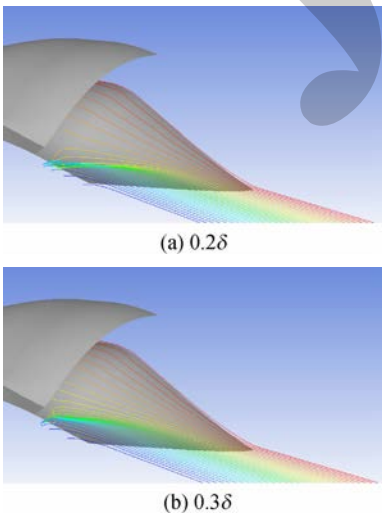


图 7 离开机身表面不同高度所发出的流线
Fig. 7 Streamlines released from points at different distances away from the fuselage

流线图,在 0.2δ (δ 为附面层高度) 高度时有 23% 的附面层流体进入进气道进口,在 0.3δ 高度时有 33% 的附面层流体进入进气道进口,表明依靠鼓包本身的横向压力梯度能够使近壁面低能流体方向偏转,从而排除到进口以外。但可以看到仍然有部分附面层气流进入进气道,而且鼓包压缩面也会发展出附面层。

图 8 为进气道鼓包压缩面侧极限流线图,可以看到, S 形进气道第一弯曲段底部二次流明显 (图中用黑色圆圈标出部分), 且形成回流区。图 9 为沿流向各截面的总压 (p_t) 云图,可以看出从喉道之后,鼓包压缩面侧近壁面低能气流开始明显发展,在 S 弯一弯段处出现分离流动,对应总压云图底部的低压区,低压区向两侧发展一直到进气道出口,造成总压损失与总压畸变。

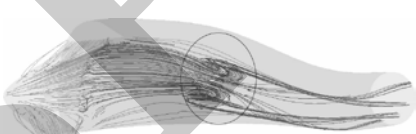


图 8 无涡流发生器进气道鼓包压缩面侧极限流线图
Fig. 8 Limiting streamlines of the bump side surface without VG

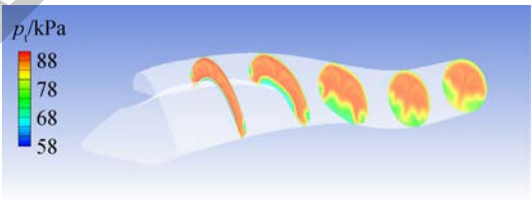


图 9 无涡流发生器沿流向截面总压云图
Fig. 9 Total pressure contours of streamwise surfaces without VG

2.3 带涡流发生器进气道流场计算结果及分析

2.3.1 设计点 ($Ma=2.0$) 时涡流发生器的影响

图 10 为安装涡流发生器 ($d/h=3.2$) 之后进气道内鼓包压缩面侧极限流线图,对比无涡流发生器的情况 (图 8), 可以看出 S 弯一弯段的回流区已经基本消失,表明涡流发生器对气流起到明显的引导作用。对比图 11 和图 9 沿流向第三个截面总压云图可以看出,加入涡流发生器后,产生了新的二次流,诱导主流与附面层低能流体的掺混,涡流向两侧发展。图 12 为安装涡流发生器前后进气道出口二维速度矢量图,可以看出,加入涡流发生器之后,原来在底部的旋涡被打散,在出口

两侧形成新的涡,但总体上看,出口流场的均匀度得到了提高从而使得畸变减小。

表 1 比较了三种叶片间距的涡流发生器和无

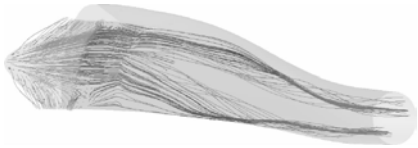


图 10 带涡流发生器进气道鼓包压缩面侧极限流线图
Fig. 10 Limiting streamlines of the bump side surface with VGs

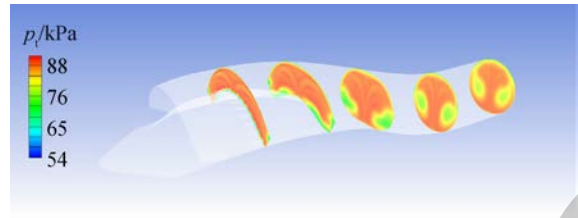


图 11 带涡流发生器沿流向截面总压云图
Fig. 11 Total pressure contours of streamwise surfaces with VGs

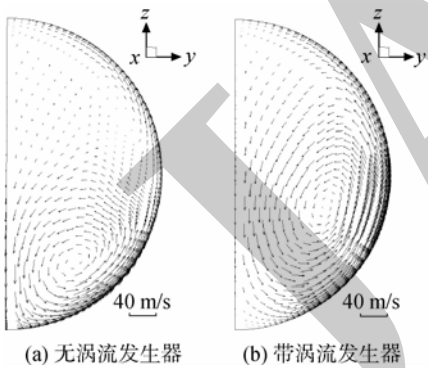


图 12 进气道出口二维速度矢量图
Fig. 12 Two-dimensional velocity vector map of inlet exit surface

表 1 进气道出口总压畸变指数和总压恢复系数比较		
Table 1 Total pressure distortion and total pressure recovery coefficients of inlet exit with different VGs		
进气道类型	总压畸变指数 δ_{60}	总压恢复系数 σ
无涡流发生器	0.2712	0.8806
安装		
$d/h=3.2(n=7)$	0.1823	0.8798
涡流		
$d/h=5.0(n=5)$	0.1855	0.8802
发生器		
$d/h=6.7(n=4)$	0.2124	0.8803

涡流发生器时进气道性能的差异,可以看出三种叶片间距的涡流发生器对进气道总压恢复的影响非常小,主要区别表现在对进气道出口总压畸变指数(DC60,记为 δ_{60})的影响上,叶片间距为 3.2 时,总压畸变指数最小,相对于无涡流发生器的情况减小了 32.8%,而当叶片间距增大时,总压畸变指数有所增大(原因将在下一节分析),但仍然比无涡流发生器时要小,由此可得出结论,涡流发生器在进气道设计点可以有效减小出口总压畸变指数。

2.3.2 非设计点($Ma=1.8,0.8$)时涡流发生器的影响

涡流发生器作为一种进气道被动流动控制方式,在进气道整个工作过程中都会起作用,因此有必要考察在一些非设计工况下涡流发生器对进气道性能的影响。本部分研究两种典型工况 $Ma=1.8$ 和 $Ma=0.8$ 。

图 13 是三种叶片间距的涡流发生器在不同来流马赫数 Ma 下的总压恢复系数 σ 曲线(虚线为无 VGs 的总压恢复系数)。总体上,由于涡流发生器的存在,使进气道总压损失有所增大,且在低来流马赫数时总压损失增大较大,高来流马赫数时总压损失增大较小。涡流发生器一方面增强了近壁面低能流体与主流的动量交换以达到抑制分离的效果;另一方面涡流发生器会增大进气道阻力损失。在超声速高来流马赫数时,激波附面层干扰严重,导致较大的流动分离,此时涡流发生器抑制分离带来的收益较为明显,表现在总压恢复系数上就是损失较小;低来流马赫数时,分离相对较小,涡流发生器阻力损失较为明显,表现在总压恢复系数上就是损失较大。

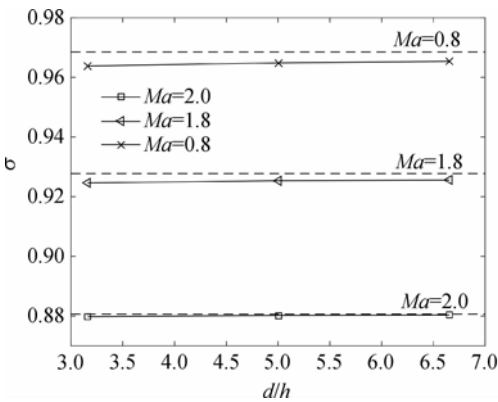


图 13 不叶片间距的同涡流发生器下进气道总压恢复系数
Fig. 13 Total pressure recovery coefficient of inlet with different vane distance of VGs

图 14 是三种叶片间距的涡流发生器在不同来流马赫数下进气道出口总压畸变指数 δ_{60} 曲线(虚线为无 VGs 的总压畸变指数), $Ma=2.0$ 和 $Ma=1.8, 0.8$ 表现出的趋势不同, 在 $Ma=2.0$ 时, δ_{60} 在叶片间距较小(对应叶片数量较多)时较小, 当叶片间距变大, δ_{60} 随之增大; 而 $Ma=1.8, 0.8$ 时, δ_{60} 随着叶片间距增大而减小。

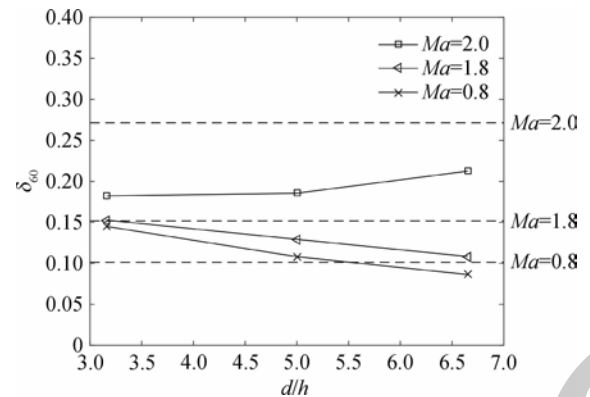


图 14 不同涡流发生器下进气道出口总压畸变指数
Fig. 14 Total pressure distortion coefficient of inlet exit with different vane distance of VGs

究其原因, 在设计点马赫数时分离区较大, 小叶片间距的涡流发生器可以确保将近壁面的低能气流与主流掺混, 形成涡并向两侧发展, 而大叶片间距时, 形成尾迹涡的掺混能力较弱, 不足以抑制原先的分离, 故总压畸变指数较大。图 15 是设计点马赫数时, 进气道位于涡流发生器后缘下游 $0.44D$ 处截面 a (如图 1 所示) 的总压云图。可以看出, 小叶片间距的涡流发生器对主流和附面层

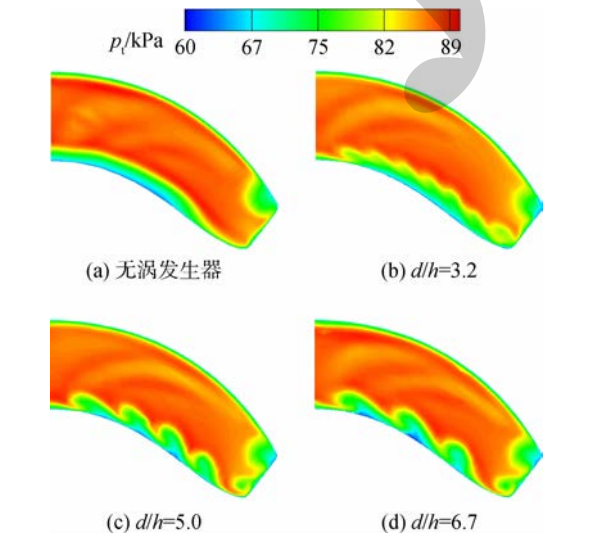


图 15 截面 a 总压云图
Fig. 15 Total pressure contours of section a

低能气流的掺混更加充分, 随着叶片间距增大, 近壁面未充分掺混的低能气流范围更加明显。

对于非设计点工况 ($Ma=1.8, 0.8$) 来说, 原本压缩面侧近壁面低能区的范围较小(如图 16 所示), 采用大间距少数量的叶片形成的涡就足以掺混主流与近壁低能流并抑制分离, 反而叶片较多使得涡强度偏大, 在两侧向上发展, 使得流场的均匀程度下降, 造成畸变较大。

图 17 是进气道在 $Ma=1.8, 0.8$ 工况下进气道出口总压云图, 可以看出, 总体上两种工况的云图比较类似, 区别在于 $Ma=1.8$ 工况的低压区范围更大一些。不同叶片间距的涡流发生器对它们的影响也类似, 随着叶片间距的增大, 低压区的范围向下延伸, 使流场更加均匀, 总压畸变指数更小。

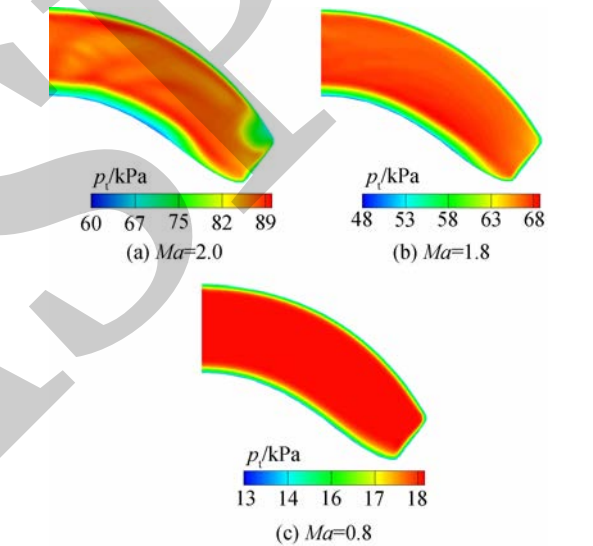
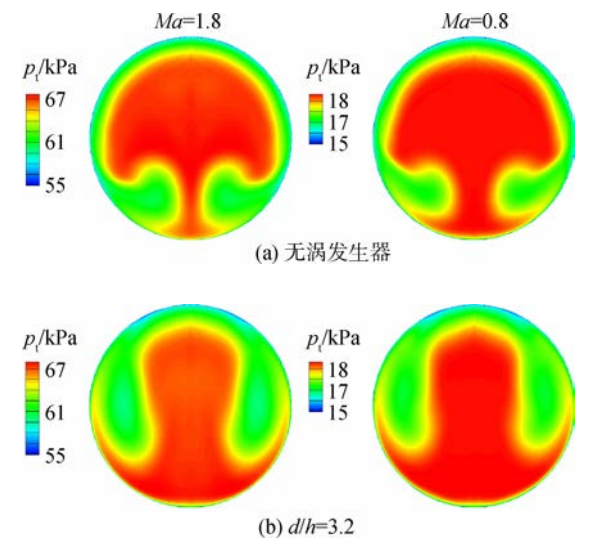


图 16 无涡流发生器时截面 a 总压云图
Fig. 16 Total pressure contours of section a without VG



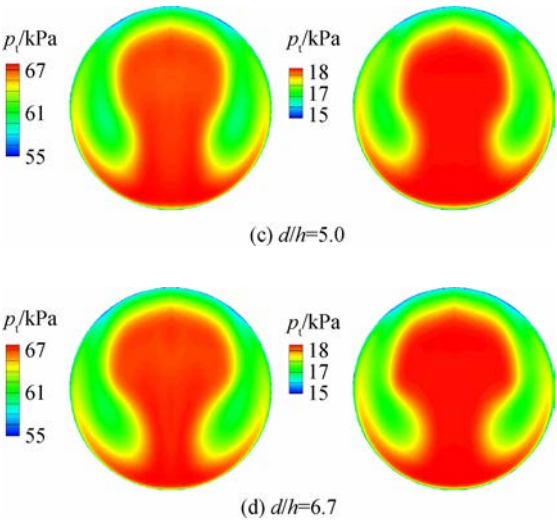


图 17 进气道出口总压云图

Fig. 17 Total pressure contours of inlet exit surface

3 结 论

本文针对一种大 S 弯 Bump 进气道设计涡流发生器以控制进气道畸变,通过数值仿真的方法对比分析了不同涡流发生器在设计点和非设计点时的流场特征和进气道性能,主要得到以下结论:

1) 在设计点工况,安装涡流发生器能够抑制流动分离,改善进气道出口流场品质,减小出口总压畸变;

2) 在一些非设计点工况,安装涡流发生器会增大进气道出口总压畸变,因此设计涡流发生器时应综合考量设计点与非设计点的比重;

3) 安装涡流发生器使进气道总压损失有所增大,不同叶片间距的涡流发生器对总压损失的影响相当。

参考文献:

[1] GRIDLEY M C, WALKER S H. Inlet and nozzle technology for 21st century fighter aircraft[R]. ASME Paper 96-GT-244,1996.

[2] ZHOU Y, WANG Q, LI T, et al. A numerical simulation method for aircraft infrared imaging[J]. Infrared Physics and Technology, 2017, 83: 68-77.

[3] 杨应凯,李玉璞. JSF X-35 的一绝一无附面层隔道超声速进气道[J]. 国际航空, 2001(8): 13-15.

YANG Yingkai, LI Yupu. Diverterless supersonic inlet of JSF X-35[J]. International Aviation, 2001(8): 13-15. (in Chinese)

[4] 朱宇,李天. Bump 进气道设计研究[R]. 成都:首届全国航空航天领域中的力学问题学术研讨会, 2004.

[5] 杨应凯. Bump 进气道设计与试验研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(3): 336-338, 350.

YANG Yingkai. The research of bump inlet design and test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 336-338, 350. (in Chinese)

[6] 钟易成,余少志,吴晴. 凸包(bump)进气道/DSI 模型设计及气动特性研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 740-746.

ZHONG Yicheng, YU Shaozhi, WU Qing. Research of bump inlet (DSI) model design and its aerodynamic properties[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 740-746. (in Chinese)

[7] 赵振山,马晓光,杜羽. 某 Bump 进气道流动控制计算研究[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(4): 476-481.

ZHAO Zhenshan, MA Xiaoguang, DU Yu. Numerical simulation research of a Bump inlet flow control[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(4): 476-481. (in Chinese)

[8] MASUD J, AKRAM F. Effect of passive bleed system on an integrated diverterless supersonic inlet[R] AIAA-2011-0920, 2011.

[9] MASUD J. Flow field and performance analysis of an integrated diverterless supersonic inlet[J]. The Aeronautical Journal, 2011, 115(1170): 471-480.

[10] NEUMANN H E, WASSERBAUER J F, SHAW R J. Performance of vortex generators in a Mach 2.5 low-bleed full scale 45-percent-internal-contraction axisymmetric inlet[R]. NASA TM X-3195, 1975.

[11] STANLEY R, MOHLER J. Wind-US flow calculations for the M2129 S-duct using structured and unstructured grids[R]. NASA/CR-2003-212736, 2003.

[12] ANDERSON B H, GIBB J. Vortex-generator installation studies on steady-state and dynamic distortion[J]. Journal of Aircraft, 2015, 35(4): 513-520.

[13] 李大伟,马东立. 背负式 S 形进气道流场控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(12): 1456-1459.

LI Dawei, MA Dongli. Improving dorsal S-shaped inlet performance by vortex flow control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(12): 1456-1459. (in Chinese)

[14] 张丽芬,刘振侠,郭东明,等. S 形进气道流动控制数值模拟研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(2): 240-245.

ZHANG Lifan, LIU Zhenxia, GUO Dongming, et al. An investigation of secondary flow control in a diffusing S-duct inlet[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(2): 240-245. (in Chinese)

[15] 潘俊杰,顾蕴松,程克明. 变高度涡流发生器 S 进气道流动控制[R]. 杭州:全国实验流体力学学术会议, 2013.

[16] 姜正行. 飞机内流空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社, 1989.

[17] ALLAN B G, YAO C S, LIN J C. Simulation of embedded streamwise vortices on a flat plate[R]. NASA/CR-2002-211654, 2002.

[18] PEARCEY H H. Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control[M]. Oxford: Pergamon Press, 1961.

(编辑:陈 越)