

文章编号:1000-8055(2012)11-2492-07

一种二元定几何混压式超声速进气道流场控制概念研究

翁小倬^{1,2}, 郭荣伟¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国人民解放军 94710 部队, 江苏 无锡 214141)

摘 要: 针对二元定几何混压式超声速进气道低马赫数时流量系数低加速性能差的问题, 提出了一种新的泄流槽流场控制概念, 并通过数值仿真, 揭示了泄流槽控制激波结构机理及其主要几何参数对进气道性能的影响规律. 研究表明, 采用该流场控制方案可通过泄流槽入口处的波系结构使进气道在低于设计马赫数时的出口总压恢复系数和流量系数相对于原型方案均得到明显提高, 而在设计点关闭泄流槽后进气道的性能与原型进气道基本相当. 这对改善冲压发动机在低马赫数转级后的加速性能是有利的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 冲压发动机; 二元超声速进气道; 流场控制; 泄流槽
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Study of novel flow control concept for fix-geometry two-dimensional mix-compression supersonic inlet

WENG Xiao-chai^{1,2}, GUO Rong-wei¹

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Unit 94710, the Chinese People's Liberation Army, Wuxi Jiangsu 214141, China)

Abstract: A novel flow control concept was presented to improve the performance of fix-geometry two-dimensional mix-compression supersonic inlet when the free stream Mach number was lower than the cruising Mach number. This concept is placing a special bypass-slot at the front-end of the second ramp, which can change the configuration of the shock wave system to enhance the performance of the inlet. The numerical results indicate that when the free stream Mach number is smaller than the cruising Mach number, compared with the initial inlet, the flow control can raise the total pressure recovery coefficient and mass flow ratio significantly. Whereas the performance of the inlet declines little at the design point with the bypass-slot shut. In conclusion, the flow control concept is beneficial to the ramjet engine under the speeding up condition.

Key words: aerospace propulsion system; ramjet engine;
two-dimensional supersonic inlet; flow control; bypass-slot

转级后的加速性能是评价超声速巡航飞行器
冲压发动机性能的重要指标. 对于超声速冲压发

动机进气道而言, 要求其在转级成功之后能够为
燃烧室提供足够的高品质的流量, 使发动机能够

收稿日期: 2011-11-04

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.014.html>

作者简介: 翁小倬(1983—), 男, 河南邓州人, 博士生, 主要从事内流空气动力学研究.

为飞行器提供足够的推力,迅速加速到巡航状态.

常规设计的宽马赫数工作范围超声速进气道,设计点飞行马赫数选择为巡航状态,使进气道激波贴近唇口,流量系数接近 1,然而在低于设计马赫数时,流量系数下降得很快.为了满足低马赫数加速时对流量的要求,往往牺牲进气道高马赫数时的性能,使进气道设计点马赫数略高于转级马赫数,如文献[1]中,进气道工作范围为 $Ma = 2.25 \sim 4$,进气道设计马赫数为 3,导致飞行马赫数为 3.5 和 4 时进气道总压恢复系数下降较快.

文献[2]的分析表明:若不采用特别的措施,单纯提高流量系数会导致进气道起动性能下降或工作范围变窄.为了解决这个问题,变几何进气道方案一度受到了研究人员的青睐. Lewis 实验室利用可移动中心锥控制进口前锥形激波,以保证进气道与发动机匹配[3].日本的超声速/高超超声速运输推进系统(HYPR)计划伞状进气道[4]和 Air-Turbo Ramjet Engine 计划进气道[5]分别通过改变中心锥的半径和沿轴向改变进气道的位置使发动机在不同马赫数下均达到最佳工作状态.2002 年日本研究人员设计了一种新的多级圆盘(multi-row disk)可调进气道,在一定程度上缓解了进气道低马赫数下的流通能力和高马赫数下的性能间的矛盾[6-7].法国国家航空航天中心(ONERA)等机构通过转动或移动唇口甚至进气道与燃烧室一起绕同一个轴转动使进气道在宽马赫数范围内都能达到较高的性能[8].上述变几何进气道方案虽然能在较宽的马赫数范围内获得较高的流量系数和总压恢复系数,但质量增加,控制机构复杂.基于变几何方案的优点, Fraishtadt, Kuranov 等提出了磁控进气道[9-11]的概念并一度成为研究的热点.然而文献[12]的研究表明该技术获得的净收益仍是疑问.在美国国家航空航天局(NASA)的资助下, Richard 等对进气道波系的射流控制概念进行了探索,但其消耗了大量的二次射流使其相对常规进气道并没有什么增益[13].

本文提出了一种新型的针对二元定几何多波系压缩宽马赫数工作范围的超声速混压式进气道的流场控制概念.该流场控制概念是在原型进气道一/二级压缩面转折点处设置一个几何特定的泄流槽,改变压缩面波系的结构,使进气道在转级成功后的加速阶段流量系数和进气道出口临界状态的总压恢复系数都得到显著提高.

1 概念的提出

图 1 给出的是一个四波系混压式超声速进气道,其工作范围为 $Ma = 3 \sim 4.5$,设计马赫数定在最高马赫数附近($Ma_d = 4.5$).该进气道转级后流场的马赫数分布图谱如图 2 所示.由图 2 可以看出其在低马赫数($Ma_0 = 3$),流量系数较低,溢流阻力较大,加速性能差.

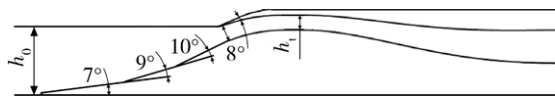


图 1 进气道原始模型示意图

Fig. 1 Sketch of initial inlet model

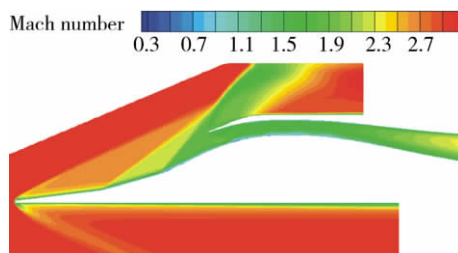


图 2 $Ma_0 = 3$ 原型进气道马赫数分布图谱

Fig. 2 Mach number contours in the flow field of initial inlet model at $Ma_0 = 3$

针对上述问题,仔细分析图 2 中的马赫数分布图谱,本文在进气道第一/二级压缩面转折点处设置一个如图 3 所示的几何特定的泄流槽.图 4 给出了带泄流槽的进气道转级后的流场马赫数分布图谱.比较图 2 和图 4 可以看出,在进气道转级成功之后,气流经过泄流槽前端的外钝角转弯膨胀加速,可将第二级压缩面的斜激波位置后移到泄流槽后端,达到了提高进气道流量系数的目的.同时由于第一级压缩面产生的附面层低能流从泄流槽中泄走,增加了进气道出口的总压恢复系数,提高了进气道在转级后的加速性能.



图 3 带泄流槽的进气道模型示意图

Fig. 3 Sketch of inlet model with bypass-slot

当飞行马赫数接近设计马赫数时关闭泄流槽,进气道外压段波系结构与原型进气道接近,如

图 5 所示,进气道性能基本不变。

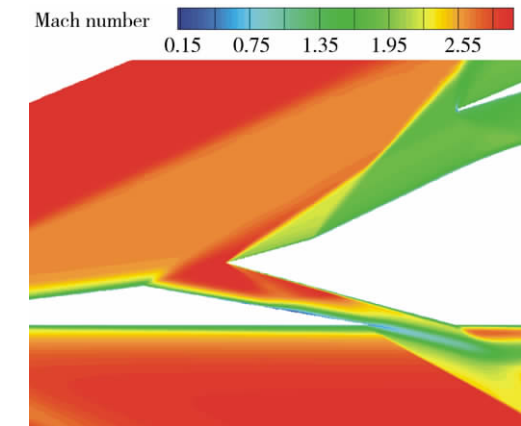


图 4 $Ma_0=3$ 泄流槽开后后马赫数分布图谱
Fig. 4 Mach number contours in the flow field of the inlet model with bypass-slot opened at $Ma_0=3$

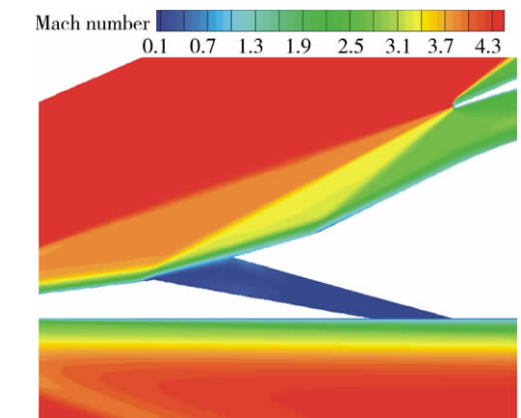


图 5 巡航状态关闭泄流槽马赫数分布图
Fig. 5 Mach number contours in the flow field of the inlet model with bypass-slot shut under cruising condition

2 研究与分析

为了验证本概念的可行性,并分析比较泄流槽主要参数对进气道性能的影响,本文按照定几何混压式超声速进气道的设计方法^[14]设计了一二维原型进气道(如图 1 所示).然后在其原始型面第一/二级压缩面转折点处设置泄流槽,如图 2 所示.

2.1 物理模型

原型方案进气道设计马赫数 $Ma_d=4.5$,进气道 3 级压缩角分别为 $7^\circ, 9^\circ$ 和 10° ,唇罩压缩角为 8° ,捕获高度 $h_o=100\text{ mm}$,喉道高度 $h_t=0.226h_o$.转级马赫数为 3.由于本文仅作为概念研究,因此

只进行了二维计算.泄流槽的主要参数如图 6 所示.为尽量降低泄流槽出口气流对飞行器前体的影响,取参数 $\alpha=10^\circ$.

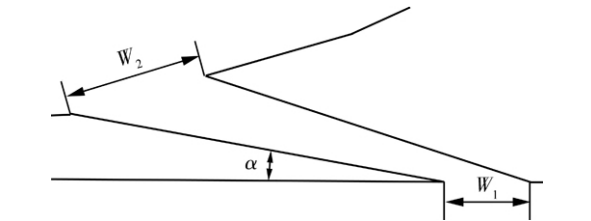


图 6 泄流槽结构示意图
Fig. 6 Sketch of the bypass-slot

2.2 数值方法

本文使用 Fluent 商业软件计算,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,壁面函数采用标准壁函数.计算收敛准则为:连续方程、动量和流量方程以及 $k-\epsilon$ 方程的残差下降 3 个数量级,且进气道出口截面流量稳定.据文献^[15]的验证表明对二元混压式超声速进气道,采用本计算方法计算结果和风洞试验结果吻合良好,可作为该类进气道研究的分析工具.表 1 给出了计算的来流自由参数.

表 1 自由来流的参数 Table 1 Free stream conditions			
来流马赫数	高度/km	来流静压/Pa	来流静温/K
3.0	12	19 399.35	216.65
3.5	15	12 111.76	216.65
4.0	17	8 849.68	216.65
4.5	20	5 529.28	216.65

2.3 泄流槽典型参数对进气道性能的影响

按照本文的流场控制概念,在设计马赫数 ($Ma_d=4.5$) 时,进气道第一/二级压缩面转折点 后实际形成了一个空腔,使进气道在设计点时的流量系数略有下降.本研究在设置泄流槽后,对进气道的外压段和喉道高度进行了调整,使得进气道在设计点时的流量系数保持不变,同时自启动马赫数也无变化.为了使结果具有可比性,在研究单个参数对进气道性能的影响时,其他参数保持不变.

图 7 给出的是原型进气道临界状态出口总压恢复系数和流量系数随来流马赫数的变化曲线.可以看出随来流马赫数的增加,总压恢复系数逐渐下降,流量系数则逐渐增加.由于进气道工作范围较宽,进气道巡航马赫数为工作范围上限,因此

$Ma_0=3$ 时,流量系数仅为 0.596.

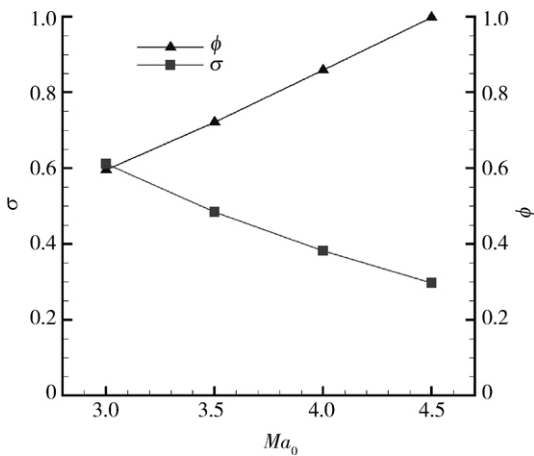


图 7 进气道原始方案性能

Fig. 7 Performance of the initial inlet model

2.3.1 泄流槽出口宽度 W_1 对性能的影响

图 8 给出了不同来流马赫数下泄流槽出口宽度 W_1 对进气道临界状态出口总压恢复系数的影响.可以看出,在研究的范围内,随着 W_1 的增加进气道出口的总压恢复系数相对于原型进气道的增量先增加后减小.当来流马赫数 $Ma_0=4.5$ 时,关闭泄流槽,进气道出口的总压恢复系数相对原型进气道下降很小,且随 W_1 的变化基本不变,表明泄流槽出口宽度 W_1 的变化对设计点的性能影响不大;若泄流槽保持打开状态,总压恢复系数随

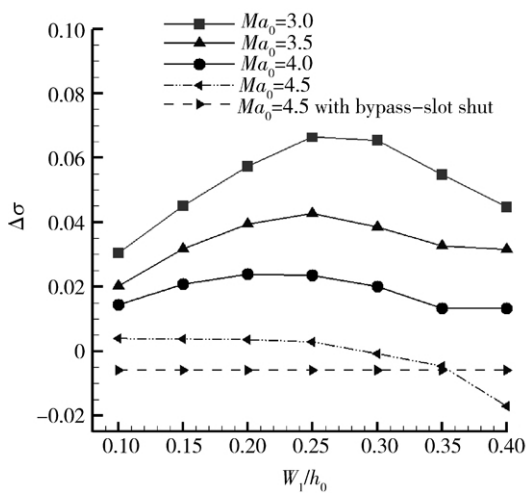


图 8 总压恢复系数随泄流槽出口无因次宽度的变化曲线

Fig. 8 Total pressure recovery coefficient versus dimensionless width of the exit of bypass-slot

泄流槽出口宽度 W_1 的增大逐渐下降.从图 8 可以发现,马赫数越低,泄流槽带来的总压恢复系数增益越高.

泄流槽出口宽度 W_1 对进气道流量系数的影响在图 9 中给出.可以看出在研究的范围内,来流马赫数一定时,流量系数随 W_1 的增加先增加后下降,这是由于随着 W_1 的增加,泄流槽泄流量逐渐增加造成的,但在研究的范围内,由于对进气道外压段和泄流槽进行了一体化设计,相对于原型方案,进气道的流量系数均增加.

从图 9 中也可以发现,当来流马赫数 $Ma_0=4.5$ 时,若泄流槽保持打开状态,进气道流量系数相对原型方案下降,且随泄流槽出口宽度 W_1 的增大迅速下降,因此当飞行马赫数接近设计马赫数时需关闭泄流槽.

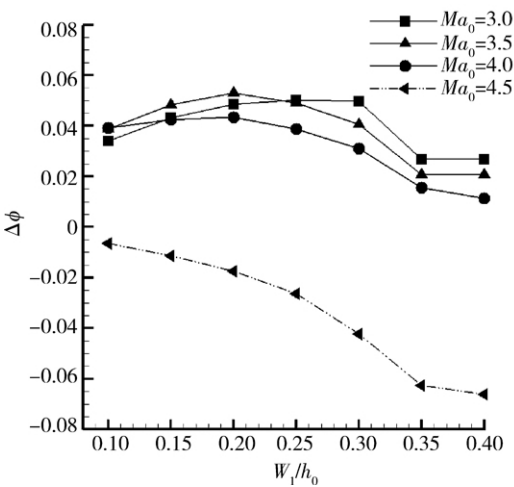


图 9 流量系数随泄流槽出口无因次宽度的变化曲线

Fig. 9 Mass flow ratio versus dimensionless width of the exit of bypass-slot

为了分析泄流槽出口宽度对进气道性能的影响机理,图 10 分别给出了来流马赫数 $Ma_0=3$,不同泄流槽出口宽度 W_1 时流场的马赫数分布图谱,其中泄流槽出口宽度 $W_1=0.4h_0$ 时的马赫数分布图谱见图 4.可以看出当出口宽度 W_1 较小时($W_1=0.1h_0$),泄流槽的腔体效应形成的气动“物面”使气流流经泄流槽前端时产生了一道斜激波,此时外压段的波系结构与原型进气道外压波系结构比较接近,因此进气道流量系数的增量较小.当泄流槽出口宽度 $W_1=0.25h_0$ 时,可以看出泄流槽前端的斜激波弱化为压缩波,与此同时泄流槽后端产生了一道斜激波,压缩波与斜激波汇合,然后与第三级压缩面的斜激波汇合,降低了进气道

的溢流量,增大了进气道的流量系数.当泄流槽出口宽度较大时($W_1=0.4h_0$),虽然泄流槽后端的斜激波相对原型方案位置后移,但由于泄流槽出口宽度较大,导致部分主流从泄流槽泄走,因此流量系数的增量较小.

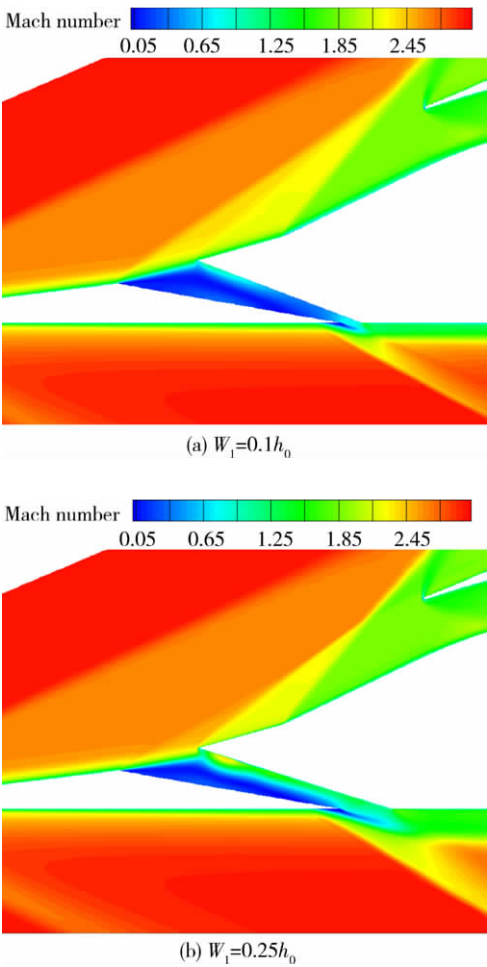


图 10 泄流槽出口宽度对泄流槽入口波系的影响
Fig. 10 Effect of dimensionless width of the exit of bypass-slot on the wave configuration at the entry

分析图 8~图 10 可以看出,当 W_1/h_0 在 0.15~0.3 范围内变化时,进气道临界状态出口总压恢复系数和流量系数在各个飞行马赫数下的增量均较高.

2.3.2 泄流槽入口宽度 W_2 对性能的影响

图 11 给出的是进气道临界状态出口总压恢复系数增量随泄流槽入口无因次宽度 W_2/h_0 的变化曲线(其中 $W_1/h_0=0.25$).可以看出,在研究的范围内,在低于设计马赫数时,在不同的来流马赫数下进气道临界状态出口的总压恢复系数相比原型进气道均得到显著提高,出口总压恢复系数

随 W_2 的增加先上升后略有降低.在来流马赫数 $Ma_0=4.5$ 时,总压恢复系数随泄流槽出口宽度 W_2 的增大是逐渐下降的,这是由于为了保证进气道起动马赫数不变,在设置流场控制装置后,随着泄流槽出口宽度 W_2 的增大,对进气道的喉道进行了逐渐的放大,使得喉道马赫数升高,总压损失加大.

流量系数的增量随泄流槽出口宽度 W_2 的变化曲线在图 12 中给出(其中 $W_1/h_0=0.25$).可以

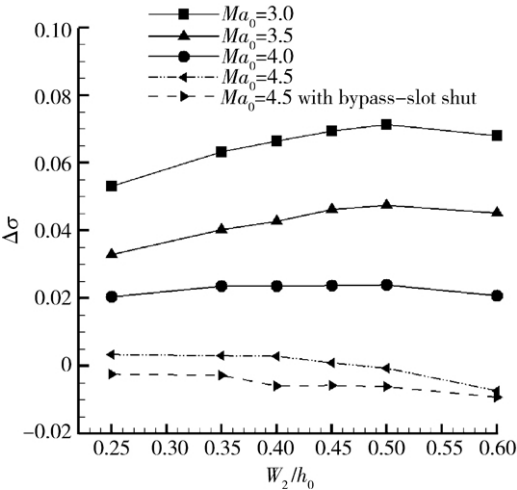


图 11 总压恢复系数随泄流槽入口无因次宽度的变化曲线

Fig. 11 Total pressure recovery coefficient versus dimensionless width of the entry of bypass-slot

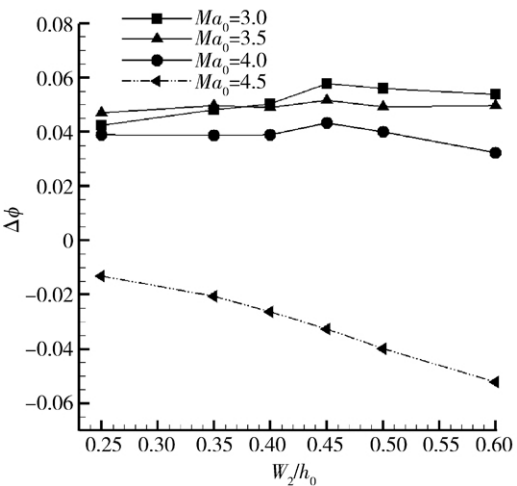


图 12 流量系数随泄流槽入口无因次宽度的变化曲线

Fig. 12 Total pressure recovery coefficient versus dimensionless width of entry of bypass-slot

看出当来流马赫数 $Ma_0 = 3$ 和 4 时,在研究的范围内,随泄流槽入口宽度 W_2 的增加,流量系数的增量的先增加后略有下降,而来流马赫数 $Ma_0 = 3.5$ 时,流量系数的增量出现波动,这是由于随着泄流槽入口宽度的变化,泄流槽入口处的波系带来的流量的增量和泄流槽泄走的流量的增速不一致造成的。总体来看,在本文研究的范围内流量系数相比原型进气道都是增加的。

同样,当来流马赫数 $Ma_0 = 4.5$ 时,若泄流槽保持打开状态,流量系数相对原型方案下降,且随泄流槽入口宽度 W_2 的增大很快下降。

为了分析泄流槽入口宽度对进气道性能的影响机理,图 13 给出了来流马赫数 $Ma_0 = 3$,不同泄流槽入口宽度 W_2 时流场的马赫数分布图谱。 $W_2 = 0.4h_0$ 时的图谱如图 10(b)所示。可以看出当 $W_2 = 0.25h_0$ 时,气流经过泄流槽前端外钝角处产生一束较弱的膨胀波,然后遇到泄流槽入口后端产生

一道斜激波,斜激波位置相对原型进气道的第二道压缩斜激波位置后移,使进气道流量系数增加。当 $W_2 = 0.6h_0$ 时,泄流槽前端的压缩波与后段斜激波强度基本相当,流场与图 10(b) $W_2 = 0.4h_0$ 时比较接近,因此流量系数的增量也基本相当。

分析图 11~图 13 可以看出,当 W_2/h_0 在 0.35~0.55 之间变化时,在不同飞行马赫数下进气道临界状态出口总压恢复系数和流量系数的增量均较高。

3 结 论

针对二元定几何多波系压缩混压式超声速进气道在低马赫数时流量系数较低的问题,本文提出了一种新的流场控制概念,并进行了仿真研究,结果表明:

1) 本研究的泄流槽流场控制概念在低马赫数加速阶段可显著提高进气道的流量系数和临界状态出口的总压恢复系数;在接近巡航马赫数时,关闭泄流槽其性能与原型进气道基本相当。

2) 泄流槽入口前后端的波系结构对进气道低马赫数时的流量系数和临界状态出口总压恢复系数的增量有着重要影响。

3) 在研究的范围内,在不同的来流马赫数下,当泄流槽入口宽度 W_2 固定时,随出口宽度 W_1 的增大,进气道流量系数和出口总压恢复系数先增大后减小;当出口宽度 W_1 固定时,随着入口宽度 W_2 的增大,进气道出口总压恢复系数增量先增大后略有下降,流量系数的增量出现波动,但相差不大。

4) 在建议选取的泄流槽结构参数的变化范围内,进气道飞行马赫数的越低,进气道临界状态出口的总压恢复系数和其流量系数的增量越高,表明了本研究的流场控制对提高进气道在低马赫数转级后的加速性能的效果更为明显。

参考文献:

- [1] 谢旅荣,郭荣伟. 双下侧定几何二元混压式超声速进气道的风洞试验[J]. 航空学报,2009,30(6):1000-1006.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Experimental investigation on of fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with twin-inlet 90° configuration at venter [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(6): 1000-1005. (in Chinese)
- [2] 谭慧俊,陈智,李光胜. 基于激波形状控制的定几何高超声速可调进气道概念及初步验证[J]. 中国科学: E 辑 技术科学, 2007, 37(11): 1469-1479.

TAN Huijun, CHEN Zhi, LI Guangsheng. The concept

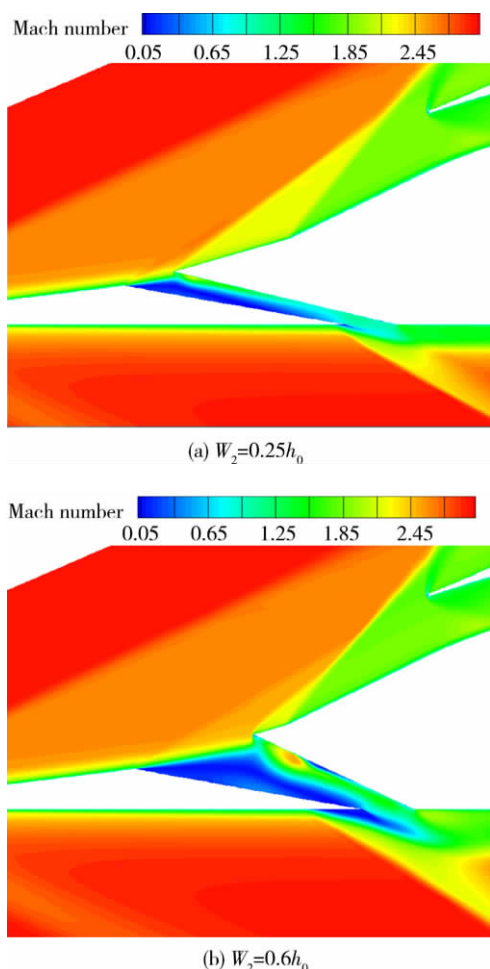


图 13 泄流槽出口宽度对泄流槽入口波系的影响

Fig. 13 Effect of dimensionless width of the entry of bypass-slot on the wave configuration at the entry

and preliminary experiment of the adjustable inlet with fix-geometry hypersonic based on cont rolling shock[J]. Science in China: Press E Technological Sciences, 2007, 37(11):1469-1479. (in Chinese)

[3] Leissler L A, Nettles J C. Investigation to Mach number 2.0 of shock-position control system for a variable-geometry inlet in combination with AJ34 turbojet engine[R]. NACA RME54127, 1954.

[4] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T. Conceptual design study on combine-cycle engine for hypersonic transport[R]. ISA-BE 93-7018, 1993.

[5] Takayuki K, Nobuhiro T, Tetsuya S, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine[R]. AIAA-2001-1895, 2001.

[6] Yusuke M. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet[R]. AIAA-2004-3407, 2004.

[7] Kobayashi H, Tanatsugu N, Sato T. Experimental study of multi-row disk inlets for hypersonic air breathing propulsion[R]. AIAA-2004-861, 2004.

[8] Falempin F. Lea flight test programe; a mandatory step in the European R&T effort for hypersonic air breathing propulsion[R]. ISABE 2005-1089, 2005.

[9] Fraishtadt V L, Kuranov A L, Sheikin E G. Use of MHD systems in hypersonic aircraft [J]. Technical Physics, 1998, 43(11):1309-1313.

[10] Sheikin E G, Kuranov A L. MHD control in hypersonic aircraft[R]. AIAA-2005-1335, 2005.

[11] Sheikin E G, Kuranov A L. MHD controlled inlet for scramjet with various configurations of magnetic field[R]. AIAA-2004-1195, 2004.

[12] Shneider M N, Macheret S O, Miles R B. Nonequilibrium magnetohydrodynamic control of scramjet inlet [R]. AIAA-2002-2251, 2002.

[13] Richard G H, Jeff S N, Russell L D. Computational investigation of a method to compress air fluidically in supersonic inlets[J]. Spacecraft Rockets, 2001, 38(1):51-59.

[14] 谢旅荣. 双下侧定几何二元混压超声速进气道气动设计及实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.

XIE Lürong. Design and investigation of fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with twin-inlet 90° configuration at venter of the missile[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)

[15] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧定几何二元混压式进气道的流场特征和气动性能分析[J]. 空气动力学报, 2011, 3(29): 257-263.

XIE Lürong, GUO Rongwei. Flow pattern and performance of fix-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlets with 90° configuration at venter of the missile[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2011, 29(3): 257-263. (in Chinese)