

逆向泄流槽在三维内乘波式进气道中的应用

潘成剑, 李怡庆, 安平, 尤延铖

(厦门大学航空系, 福建 厦门 361005)

摘要: 采用逆向开槽技术,对三维内乘波式高超声速进气道的低马赫数起动和抗反压能力进行研究,提出了逆向直泄流槽和逆向倒角泄流槽两种方案。数值研究表明:逆向泄流槽在三维内乘波式进气道自起动和抗反压过程中起到气动开关作用。进气道不起动或反压过高时,泄流槽处于开启状态;进气道起动后,泄流槽接近气动关闭状态,对进气道总体性能影响较小。两种逆向泄流槽都拓宽了三维内乘波式进气道的低马赫数起动范围,提高了进气道的抗反压能力。其中,逆向倒角泄流槽比逆向直泄流槽具有更宽的低马赫数起动范围和更强的抗反压能力。

关键词: 逆向泄流槽;内乘波式进气道;自起动;抗反压;高超声速;数值模拟

中图分类号: V235 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2013) 06-0040-06

Application of Reverse Bleed Slots in Internal Waverider-Derived Hypersonic Inlet

PAN Cheng-jian, LI Yi-qing, AN Ping, YOU Yan-cheng

(Department of Aeronautics, Xiamen University, Xiamen 361005, China)

Abstract: Two bleed-slot patterns were applied to the internal waverider-derived hypersonic inlet. Both of them consisted of two parallel slots and reverse to the incoming flow direction. The geometric shapes of the two slot patterns were similar except for the curved chamfer on the slot surface near the inlet wall. Numerical simulations were carried out to examine the influence of bleeding systems on the inlet performance. The results show that reverse bleed slots behave independently on the inlet flow status. When the inlet is un-started or the back-pressure is too high, the bleeding slots are fully opened to receive more spillage. On the other hand, the slots are aerodynamically self-adapted to be closed once the inlet is started, which results in a little effect on the inlet performance. Both straight and chamfered reverse bleed slots can lower the starting Mach number, and increase the back-pressure resistance of the internal waverider-derived hypersonic inlet. In particular, the chamfered slots have a better performance than the straight one regarding the capability of back-pressure resistance.

Key words: reverse bleed slots; internal waverider-derived inlet; self-starting; back-pressure resistance; hypersonic; numerical simulation

1 引言

高超声速进气道是超燃冲压发动机的重要组成部分,其性能的优劣直接影响发动机乃至高超声速飞行器的整体性能^[1]。内乘波式进气道是一类具有三维内收缩特征的高超声速进气道^[2~4],具有流量系数大、压缩效率高、浸润面积小及适应性广等特点^{[5~}

^{7]},但高的流量捕获也为其低马赫数起动和抗反压能力增加了负担。因此,研究如何有效降低内乘波式进气道起动马赫数,拓宽其工作范围,对推动此类进气道的工程应用具有重要意义。

进气道降低起动马赫数的方法,通常可分为变几何方法和定几何条件下的其它方法两类。变几何方法主要是根据不同的来流马赫数,通过适当调整

收稿日期: 2013-11-15; 修回日期: 2013-12-11

基金项目: 国家自然科学基金(51006051)

作者简介: 潘成剑(1988-),男,福建泉州人,硕士研究生,主要从事内流流体力学研究。

©1994-2016 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

进气道收缩比来实现。由于内乘波式进气道三维型面复杂,与常规的二元进气道相比,变几何方法较难应用。此外,变几何还会增加结构的复杂性和重量,对结构强度和工作可靠性提出更为严峻的考验。

附面层抽吸是一类最常见的定几何条件下的启动措施^[8,9]。从原理上讲,较优的进气道抽吸方案应兼顾进气道设计状态和非设计状态两方面的性能。在设计状态,希望抽吸方案对进气道性能的影响不大,特别是抽吸造成的流量损失不能太大;在非设计状态,希望抽吸方案能有效排除进气道内的低能气流,以最小的流量损失换取进气道在指定条件下的自启动。抽吸方案多采用顺流向开槽或开孔,这些槽或孔将进气道内一部分低能边界层排出,减小了边界层厚度,从而抑制激波附面层干扰引起的分离,改善进气道自启动性能。但顺流向抽吸会加剧设计状态的进气道流量损失,影响进气道的总体性能。对此,本文提出了逆向开槽的抽吸概念和方法,并针对逆向直泄流槽和逆向倒角泄流槽两种方案,数值研究了不同开槽方式对三维内乘波式进气道低马赫数启动性能和抗反压能力的影响。

2 进气道设计与泄流槽参数

采用文献[10]提出的ICFD三维内收缩基本流场,通过吻切锥理论^[11]和流线追踪方法^[12,13],将三维内收缩进气道与乘波前体一体化设计^[14,15],最终得到如图1所示的进气道构型。进气道的设计马赫数为6.5,总收缩比为5.2,内收缩比约为1.8,总长度2 600 mm。隔离段出口中心线与水平线夹角为2°。设计状态下可实现全流量捕获。

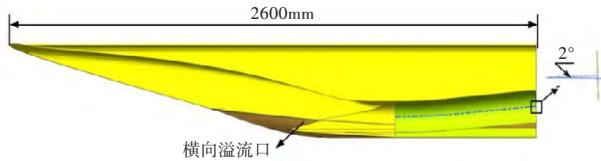


图1 内乘波式进气道剖面图

Fig.1 Cutaway diagram of internal waverider-derived hypersonic inlet

图2给出了一种新型逆向泄流槽方案,其中逆向倒角泄流槽为直泄流槽的改型,通过对逆向直泄流槽下游壁面的根部进行倒圆处理,可增大两槽的流通面积,缩短两槽距离。图中1号槽喉道宽20 mm,单边横向深70 mm;2号槽喉道宽35 mm,单边横向深65 mm。两槽下游壁面与水平方向的夹角为

65°。2号槽位于来流马赫数 $Ma_\infty = 4.0$ 时下唇口反射激波与进气道上壁面相交的位置,1号槽位于2号槽上游水平距离为145 mm的位置。两槽由进气道内壁向进气道外壁略微扩张。

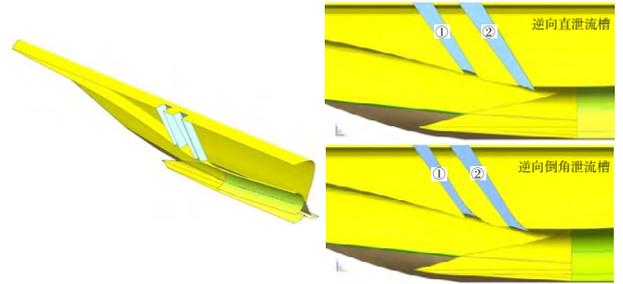


图2 逆向泄流槽进气道轴测图

Fig.2 Internal waverider-derived hypersonic inlet with reverse bleed slots

3 CFD 计算方法与条件

对内乘波式进气道进行全三维粘性定常数模拟。全局采用非结构化网格,并对流场参数变化剧烈之处局部加密。先以一阶迎风格式计算,在获得主要流场特征后,再用二阶迎风格式续算,得出结果。考虑到气体的高温效应,计算中使用了变比热的热完全气体模型,湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 模型。

分别计算原型进气道和两种逆向泄流槽方案的自启动性能和抗反压能力,来流条件见表1。

表1 来流条件

Table 1 Incoming flow conditions

飞行高度/km	来流马赫数	来流静压 p_0 /Pa	来流静温 T /K
17	3.5	8 850	216.65
17	4.0	8 850	216.65
27	6.5	1 880	221.50

4 计算结果分析

4.1 原型进气道

图3为本文设计的内乘波进气道原型方案(无泄流槽)在 $Ma_\infty = 3.5$ 时的对称面马赫数及压比分布。可见, $Ma_\infty = 3.5$ 时,其表现为一个典型的高超声速进气道不起动流场。进气道内收缩段入口附近存在较大的逆压梯度,为上壁面边界层内流速较低的气体提供了逆向回流动能,最终导致原型进气道方案边界层的严重分离。分离包前缘形成一道分离激波,来流经过分离激波后方向发生转折,偏离进气道下

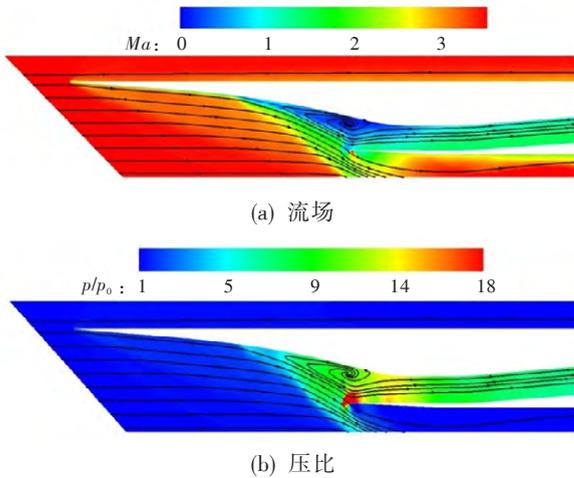


图3 $Ma_\infty=3.5$ 时无槽进气道流场及压比

Fig.3 Flowfield and pressure ratio of inlet without bleed slots at $Ma_\infty=3.5$

唇口。另外,由于分离包的存在,进气道喉道面积急剧减小,导致进气道不起动,其实际捕获流量不能满足发动机正常工作需求。

为验证该进气道的低马赫数自起动性能,以图3不起动流场为初场,将 Ma_∞ 增大到4.0,此时的进气道流场及压比如图4所示。可见,分离包仍停留在内收缩段入口,无法被吞入,进气道仍处于不起动状态。相比于 $Ma_\infty=3.5$ 的流场, $Ma_\infty=4.0$ 的分离包更细长,起始位置更靠前。这是因为 Ma_∞ 增大后,来流激波更贴近进气道下唇口,波后压力升高,迫使分离包向内收缩段内移动;上游的压升无法抵抗内收缩段内的高压,分离包只有通过改变自身的形状来调节前后压差,直到在某一位置与上游来流相平衡,该平

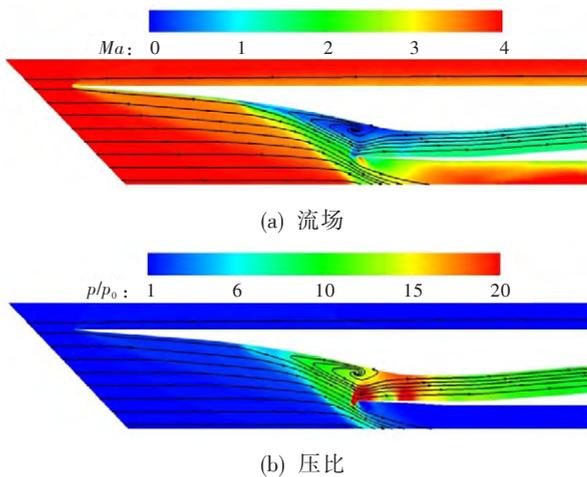


图4 $Ma_\infty=4.0$ 时无槽进气道流场及压比分布

Fig.4 Flowfield and pressure ratio of inlet without bleed slots at $Ma_\infty=4.0$

衡位置就是分离的起始位置。分离导致的分离激波造成了一定的溢流,而溢流带来了流量减少,在一定程度上缓解了内收缩段内的流通压力。

4.2 逆向直泄流槽方案

由于原型进气道的内收缩比较大, $Ma_\infty=4.0$ 时进气道仍无法自起动,因此须采用辅助手段来降低进气道的起动马赫数。图5(a)为 $Ma_\infty=3.5$ 时逆向直泄流槽进气道的流场图,从图中可看出进气道已处于起动状态。与未开槽的进气道相比,该进气道分离包中的低能气体已基本从两个泄流槽加速排出(图5(b))。由于内收缩段的高压为近壁面低能气流提供了回流动能,使分离包不断生成,与从两个泄流槽排出的流量达到平衡状态,因此分离包无法完全消除,但这并不影响进气道起动。 Ma_∞ 提高为4.0时,入射激波波后压力升高,打破了原有平衡,使分离包被吞入进气道,如图6所示。来流经过两个逆向泄流槽,在两槽入口截面形成膨胀波系,膨胀波后气流撞在槽的迎风壁面上,势必产生激波,气流经过激波后又回到主流区,只有少量气流从泄流槽排出,达到气动关闭的效果。可见,当进气道不起动时,两个逆向泄流槽对分离包的抽除作用明显,降低了进气道的起动马赫数,改善了进气道的自起动性能。当进气道起动时,两个逆向泄流槽在气动上达到关闭状态,对进气道收缩比影响不大。

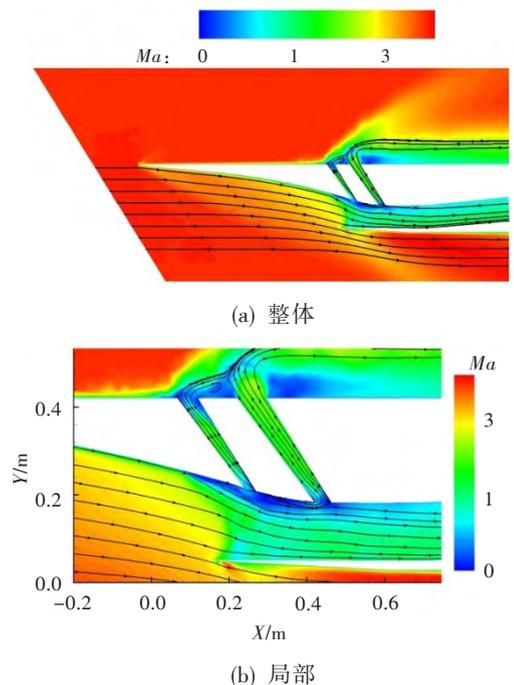


图5 $Ma_\infty=3.5$ 时直泄流槽进气道流场

Fig.5 Flowfield of inlet with straight bleed slots at $Ma_\infty=3.5$

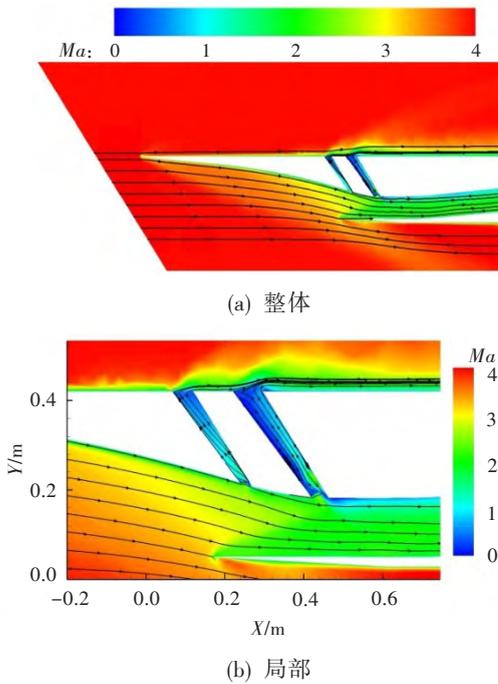


图6 $Ma_x=4.0$ 时直泄流槽进气道流场

Fig.6 Flowfield of inlet with straight bleed slots at $Ma_x=4.0$

当进气道感受到下游扰动,如燃烧室燃料喷射、燃烧等造成的反压过高时,均可能导致进气道不起动,所以研究高超声速进气道的抗反压能力也至关重要。文献[16]的研究表明,进气道采用附面层抽吸措施,可降低起动马赫数和提高进气道的抗反压能力。本文对带有逆向泄流槽的内乘波式进气道的抗反压能力进行了数值模拟。在设计马赫数状态下,分别在进气道出口施加200倍和210倍来流静压,以模拟进气道反压,结果如图7、图8所示。

从图7(a)可知,该进气道可承受200倍静压。进气道正常工作状态下,为平衡进气道出口高压,隔离段内会形成激波串并逐渐前移。波后气流速度迅速降低,近壁面的低速气体在高压作用下形成回流。此时,相对于波后的回流气体,逆向泄流槽成为顺向泄流槽。同时,由于泄流槽结构上略微扩张,当回流气体前移至2号槽时,在槽的前缘形成一道激波,波后的低速气流迅速从泄流槽加速排出,一定程度上缓解了隔离段的高压。如图7(b)所示,由于2号泄流槽的减压作用,足以使进气道承受200倍静压,并使前后压差达到平衡,高压气流无法继续前移,从而使1号槽基本处于关闭状态。另外,图7(a)、图8(a)中还显示,靠近进气道下壁面的弓形激波,比上壁面附近的激波位置更靠前。这是由于2号槽的减压作用,使上壁面附近的压力比下壁面的压力低。

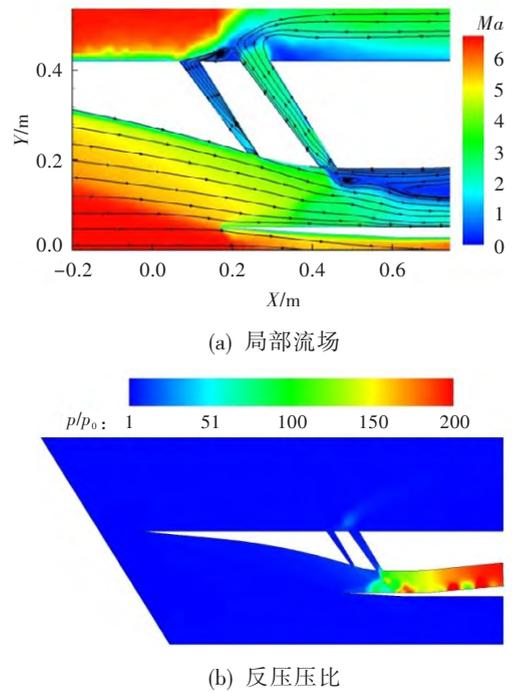


图7 直泄流槽进气道200倍静压流场

Fig.7 Flowfield of straight bleed slots with 200 times static-pressure

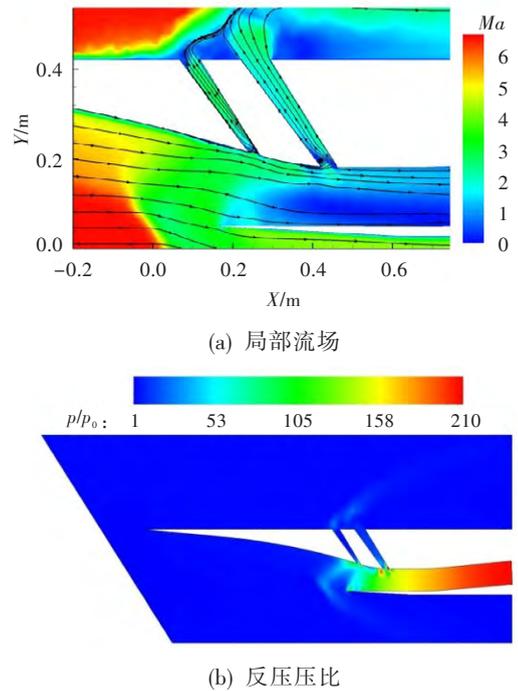


图8 直泄流槽进气道210倍静压流场

Fig.8 Flowfield of straight bleed slots with 210 times static-pressure

当进气道出口反压增大到210倍来流静压时,2号槽的减压作用已无法完全抵消隔离段的压力增益,高压气流继续前移。由于1号槽的流向位置离

下唇口很近,当上壁面的激波到达1号槽时,下壁面的弓形激波已溢出。由图8(b)的压力分布可知,内收缩段入口形成一道正激波,用于自动调节前压缩段和内收缩段间的压差。一部分气流从进气道壁面附近溢出并形成溢流激波。可见,该进气道无法承受210倍静压。

4.3 逆向倒角泄流槽

对比以上两反压结果可知,在该进气道抗反压过程中,2号槽排出部分高压低速气流,降低了隔离段内的压力,增强了进气道的抗反压能力。但由于两槽距离较远,且1号槽位置过于靠前,在抗反压过程中,无法感受到下游的高压低速气流,从而始终保持气动关闭状态,对进气道抗反压能力的提升没有做出贡献。欲进一步增强进气道抗反压能力,须充分利用1号槽的泄流作用。

相比于逆向直泄流槽,逆向倒角泄流槽的两槽最近距离缩短。同时,两槽的喉道面积有所增大,意味着不起动状态下两槽与分离包的直接接触面积增大。理论上讲,这有助于低马赫数下进气道分离包的排移,拓宽进气道低马赫数起动机范围。本文通过对逆向泄流倒角槽进气道起动机性能的研究验证这一点。当 $Ma_{\infty}=3.5$ 时,进气道已处于起动机状态(图9)。相比于直泄流槽流场,此时进气道内的分离包已完全被倒角泄流槽排出。同时,由图5的流线走势可知,两个逆向倒角泄流槽处于气动关闭状态。可见逆向倒角泄流槽不影响进气道的起动机性能。

如图10所示,当进气道出口压力为200倍来流静压时,倒角泄流槽与直泄流槽结果(图7)大致相同,2号槽排出部分高压低速气体,降低隔离段压力。同时,来流在1号槽入口截面形成膨胀波系,膨胀波后气流撞上1号槽迎面面倒角形成斜激波。来流经过斜激波偏折回主流,只有少部分气体从1号槽排出,使1号槽处于气动关闭状态。略微不同的是,在水平方向上,倒角泄流槽产生的斜激波比直泄流

槽产生的激波更靠后,激波角略微增大,强度更强。当出口压力增大为210倍来流静压时,如图11所示,进气道内的高压气流已行至内收缩段入口。

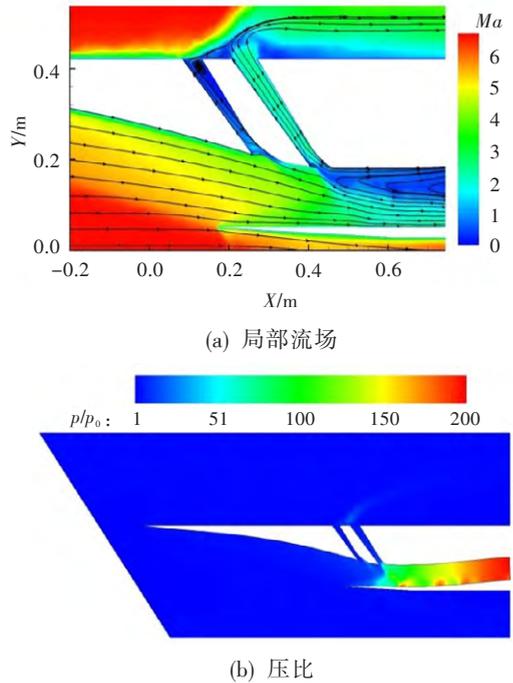


图10 倒角泄流槽进气道200倍静压流场
Fig.10 Flowfield of chamfered bleed slots with 200 times static-pressure

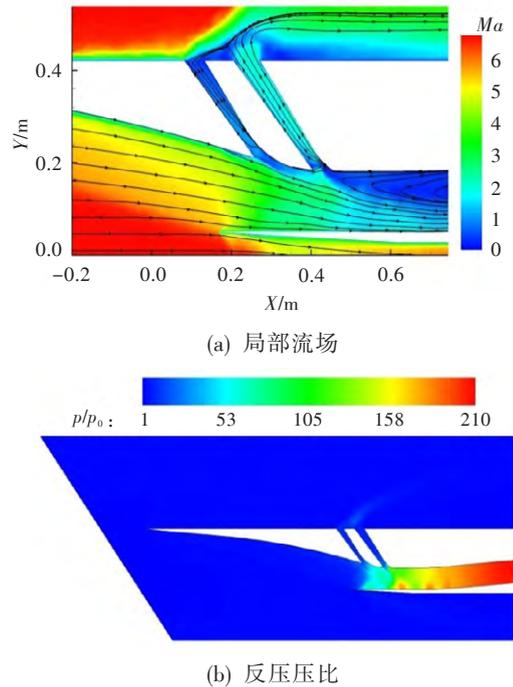


图11 倒角泄流槽进气道210倍静压流场
Fig.11 Flowfield of chamfered bleed slots with 210 times static-pressure

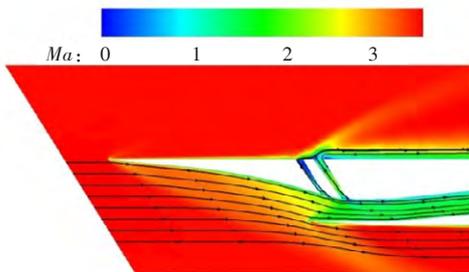


图9 $Ma_{\infty}=3.5$ 时倒角泄流槽进气道流场
Fig.9 Flowfield of inlet with chamfered bleed slots at $Ma_{\infty}=3.5$

与200倍静压的情况相同,来流在2号槽倒角处形成斜激波,波后的低速回流气体从2号槽加速排出,减小了隔离段压力。此时,1号槽倒角处形成的斜激波使其感受到下游的高压,从而使1槽处于气动开启状态,小部分气流从槽中抽出,辅助2号槽实现进气道减压,帮助进气道承受住210倍静压。继续增大反压至215倍来流静压,如图12所示,隔离段内低速回流气体全部前移至1号槽,并从两个泄流槽排出。经两槽共同作用,进气道内低速回流区变小,增大了进气道实际流通面积,减小了进气道内压力,最终使内压缩段的高反压气体回撤到1号槽附近。可见,对两个逆向泄流槽倒角之后,进气道抗反压能力进一步提高。

表2为 $Ma_{\infty}=4.0$ 和 $Ma_{\infty}=6.5$ 状态下进气道的通流性能对比。在进气道正常工作状态下,逆向倒角泄

流槽引起的流量损失为1%,对进气道总体性能影响不大。 $Ma_{\infty}=6.5$ 时,进气道实现全流量捕获,泄流槽根部引入激波的增压作用,使进气道的压比有所增大,总压恢复略有降低。但总的来看,逆向倒角泄流槽对进气道的性能影响不大。

5 结论

(1) 逆向直泄流槽和逆向倒角泄流槽都能有效排除进气道内低能气体,拓宽三维内乘波式进气道低马赫数自起动范围,提高进气道抗反压能力。

(2) 逆向泄流槽在三维内乘波式进气道自起动和抗反压过程中起到气动开关作用:进气道不起动或反压过高时,泄流槽处于开启状态,排出壅塞在进气道内的低能气体;进气道起动后,逆向泄流槽的流量损失小于1%,接近于气动关闭状态,对进气道总体性能影响较小。

(3) 相比于逆向直泄流槽,逆向倒角泄流槽对进气道内低能气体的抽除能力更强,能承受更高的反压,使进气道具有更宽的低马赫数自起动范围和抗反压能力。

参考文献:

- [1] Heiser W, Pratt D, Daley D, et al. Hypersonic Airbreathing Propulsion[M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1994.
- [2] 尤延铖,梁德旺,黄国平. 一种新型内乘波式进气道初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 252—256.
- [3] 尤延铖,梁德旺. 基于内乘波概念的三维变截面高超声速进气道[J]. 中国科学, 2009, 39 (8): 1483—1494.
- [4] You Yancheng, Liang Dewang. Design Concept of Three-Dimensional Section Controllable Internal Waverider Hypersonic Inlet[J]. Science in China Series E, 2009, 52 (7): 2017—2028.
- [5] Huang Guoping, Zhu Chengxiang. Analysis of Internal Waverider Inlet and Typical Sidewall Compression Inlet Performance[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 28(1): 120—128.
- [6] 贺旭照,乐嘉陵,宋文燕,等. 基于轴对称喷管的三维内收缩进气道的设计与初步评估[J]. 推进技术. 2010, 31 (2): 147—152.
- [7] 南向军,张堃元,金志光. 采用新型基准流场的高超内收缩进气道实验研究[J]. 航空学报, 2012, 33(8): 1—7.
- [8] 袁化成,梁德旺. 抽吸对高超声速进气道起动能力的影响[J]. 推进技术, 2006, 27 (6): 525—528.

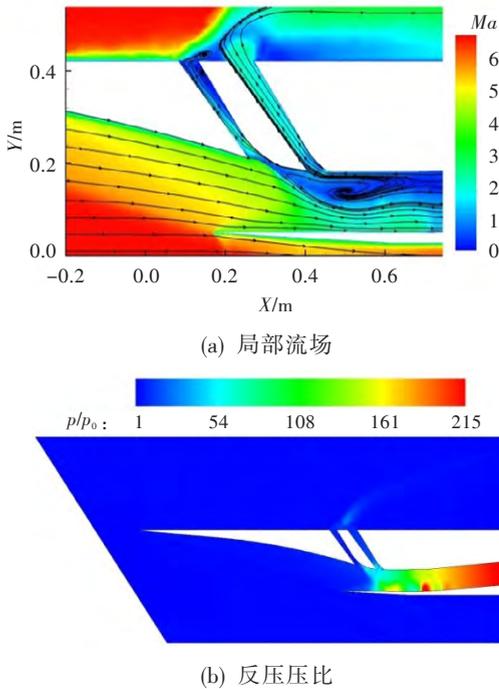


图12 倒角泄流槽进气道215倍静压流场

Fig.12 Flowfield of chamfered bleed slots with 215 times static-pressure

表2 $Ma_{\infty}=4.0$ 和 6.5 时的通流性能对比

Table 2 Flow performance of inlet at $Ma_{\infty}=4.0, 6.5$

性能参数	无泄流槽		逆向倒角泄流槽	
	$Ma_{\infty}=4.0$	$Ma_{\infty}=6.5$	$Ma_{\infty}=4.0$	$Ma_{\infty}=6.5$
流量系数	0.79	1.00	0.78	0.99
出口马赫数	1.88	3.19	1.86	3.08
冷流压比	14.68	21.23	14.63	23.25
总压恢复系数	0.64	0.42	0.63	0.40

(下转第34页)

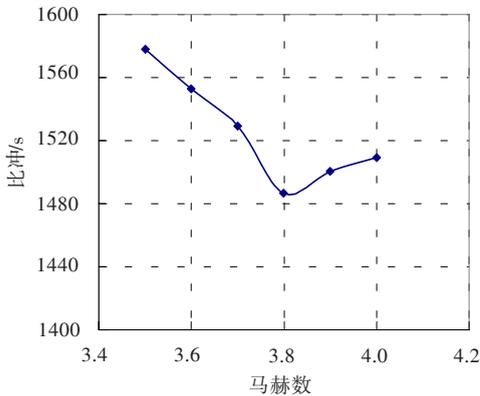


图10 风车冲压模态发动机比冲

Fig.10 Specific impulse of windmilling ram mode

阶段,虽然发动机的流量有所增加,但是其推力并没有随之提高。同样,当发动机熄火时,发动机的比冲也会下降(图10),其原因为,发动机主燃烧室熄火后发动机阻力增加所致。当主燃烧室工作时,受发动机最大控制规律的影响,加力冲压燃烧室进口温度下降,但进入风车状态后,随着马赫数的提高,加力冲压燃烧室的进口温度会随之上升,使发动机比冲获得一定改善。

4 结论

本文分析了高马赫数涡轮发动机的结构形式和工作原理,并利用建立的性能计算模型,对某高马赫数涡轮发动机方案进行了性能计算,分析了其风车

冲压模态的性能变化趋势。结果表明,该发动机在高马赫数时,受压气机出口气流温度的限制,其主燃烧室供油量不断下降,最终在马赫数3.7时进入风车冲压模态;由于主燃烧室熄火,其推力在涡扇加力模态和风车冲压模态转换阶段将出现暂时震荡,比冲将在转换点达到最低值。

参考文献:

- [1] Bartolotta P A, McNelis N B, Shafer D G. High Speed Turbines: Development of a Turbine Accelerator (RTA) for Space Access[R]. AIAA 2003-6943, 2003.
- [2] Davoudzadeh F, Buehrle R, Liu N S, et al. Numerical Simulation of the RTA Combustion Rig[R]. NASA TM-2005-213899, 2005.
- [3] Lee J H, Winslow R, Buehrle R J. The GE-NASA RTA Hyperburner Design and Development[R]. NASA TM-2005-213803, 2005.
- [4] Shaw R J, Peddie C L. Overview of the Turbine Based Combined Cycle (TBCC) Program[R]. NASA CP-2003-212458/VOL1, 2003.
- [5] Auslender A H. An Overview of the NASA FAP Hypersonics Project Airbreathing Propulsion Research[R]. AIAA 2009-7277, 2009.
- [6] Saunders J D, Stueber T J, Thomas S R, et al. Testing of the NASA Hypersonics Project's Combined Cycle Engine Large Scale Inlet Mode Transition Experiment (CCE LIMX)[R]. NASA TM-2012-217217, 2012.

(上接第45页)

- [9] 王卫星,袁化成,黄国平,等. 抽吸位置对高超声速进气道起动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 918—924.
- [10] 郭军亮,黄国平,尤延铖,等. 改善内乘波式进气道出口均匀性的内收缩基本流场研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(5): 1934—1952.
- [11] Sobieczky H. Hypersonic Waverider Design from Given Shock Waves[C]// Anderson J D. Proceedings of the First International Hypersonic Waverider Symposium. Maryland: University of Maryland, 1990.
- [12] Kothari A P, Tapley C, McLanghlin T A, et al. Hypersonic Vehicle Design Using Inward Turning Flow Fields[R]. AIAA 96-2552, 1996.
- [13] Billig F S, Kothari A P. Streamline Tracing: Technique for Designing Hypersonic Vehicles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 465—471.
- [14] 尤延铖,梁德旺,郭荣伟,等. 高超声速三维内收缩式进气道/乘波前体一体化设计研究评述[J]. 力学进展, 2009, 39(5): 513—525.
- [15] You Yan-cheng, Zhu Cheng-xiang. Dual Waverider Concept for the Integration of Hypersonic Inward Turning Inlet and Airframe Forebody[R]. AIAA 2009-7421, 2009.
- [16] 常军涛,鲍文,崔涛,等. 抽吸对高超声速进气道抗反压能力的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 505—509.