

文章编号:1000-8055(2012)02-0387-08

马赫数 4 一级下颌式混压进气道试验

靖建朋^{1,2}, 郭荣伟¹, 孙小平², 贺 韡²

(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 驻西安飞机工业公司军事代表室, 西安 710089)

摘 要: 对一种 $Ma=4$ 一级下颌式混压进气道进行了试验,得到了该类进气道的气动特性,结果表明:①在 $Ma=3.5$,攻角和偏航角为零时,随着出口反压的增加,进气道总压恢复系数先升高后降低,临界状态下进气道总压恢复系数最高;②攻角和偏航角为零时临界状态时,随着来流马赫数的增加,进气道的总压恢复系数呈线性下降趋势;③有攻角或偏航角的状态下进气道的总压恢复系数有所下降;④进气道在由反压引起的不起动过程中具有再起特性,再起过程中无迟滞回路现象。

关 键 词: 下颌式进气道; 混压; 攻角; 偏航角; 总压恢复系数; 再起特性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Experiment of a Ma 4 chin inlet with mixed-compression

JING Jian-peng^{1,2}, GUO Rong-wei¹, SUN Xiao-ping², HE Wei²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The Military Representative Office of

PLA Residing in Xi'an Aircraft Company, Xi'an 710089, China)

Abstract: Experiment of a Ma 4 chin inlet with mixed-compression had been done, the pneumatic performance of the inlet was obtained. The results showed that: (1) When $Ma=3.5$, angle of attack and angle of yaw are both 0 degree, the total pressure recovery coefficient increased at first and then decreased with the increasing of back-pressure, the total pressure recovery coefficient got its maximum at the critical state. (2) Under the critical states of angle of attack and angle of yaw are both 0 degree. The total pressure recovery of inlet decreased linearly with the increasing of flight mach number. (3) The inlet performance declined under pitch or yaw conditions. (4) The inlet has restarting character in the unstart process caused by back-pressure, phenomenon of hysteresis is not obtained in the loop from start to restart induced by the back pressure during the mass adjustor moving forward/backward process (AFBP).

Key words: chin inlet; mixed-compression; angle of attack; angle of yaw; total pressure recovery coefficient; characteristics of restart

超声速进气道作为冲压发动机的关键部件之一,对吸气式超声速导弹的起动性能及发动机推力产生重大影响^[1]. 在超声速进气道的设计中,选择合适的进气道布局形式成为了首当其冲的问

题. 下颌式进气道作为一种弹身/进气道一体化的布局方案,由于其良好的进气道性能、优良的升阻力性能和雷达隐身性能而受到国内外相关学者的极大关注. 在国外,早在上个世纪 60 年代就开始

收稿日期:2011-03-19; 修订日期:2011-06-21

作者简介:靖建朋(1982—),男,河南卫辉人,工程师,博士,主要从事内流空气动力学方面研究.

了对下颌式进气道的研究工作,其中美国的先进战略空射导弹“ASALM”^[2]以及 F-8 战斗机^[3]的设计均采用了下颌式进气道布局方案.本世纪以来,国内对轴对称、双下侧、水平两侧及“叉”形布局形式的 $Ma=4$ 一级混压式进气道开展了许多研究工作^[4-9],针对超声速下颌式进气道的研究也有所涉及^[10-11].文献^[10]对一种超声速下颌式进气道/前机身一体化设计方案进行了研究,结果表明,采用下颌式进气道后在其性能满足总体要求的基础上,增加了机头空间,提高了飞机的作战性能和隐身性能.文献^[10]在文献^[11]的基础上对一种下颌式进气道与前机身一体化设计方案进行了试验研究,结果表明进气道性能较好,进气道/前机身/发动机匹配良好.然而,出于技术保密的原因,国外公开发表的关于 $Ma=4$ 一级下侧式混压进气道的文献寥寥无几,而国内所研究的下颌式进气道则主要应用于涡喷发动机,其来流马赫数不超过 1.5,针对 $Ma=4$ 一级下侧式混压进气道的研究目前国内尚未见文献公开报道,因此开展这方面的研究工作是很有意义的.

本文针对一种 $Ma=4$ 一级下侧式混压进气道开展了宽马赫数范围(来流马赫数为 2.5~4.0)内的高速风洞试验研究,获得了进气道的气动性能,以期为该类进气道的设计和应用提供技术储备.

1 试验模型与设备

本研究超声速下颌式混压进气道试验是在中国航天空气动力技术研究院的 FD-06 高速风洞中进行的.主要的试验装置和设备包括下颌式混压进气道试验模型及测量系统和高速风洞等.

1.1 进气道试验模型及测量系统

本研究下颌式混压进气道的封口马赫数为 3.5,转级马赫数为 2.5,最高工作马赫数为 4.0.进气道外压缩采用三波系结构.第一道压缩面半

锥角为 17° ,第二道压缩角为 7° ,唇罩内压缩角为 6° ,进气道进口面在垂直于弹身轴线方向上的投影扇面所对圆心角为 120° ,进气道超声速压缩段面积收缩比约为 0.8,内压缩比约为 60%.按转级马赫数下进气道能顺利启动来确定其喉道面积,喉道等直段长约 2 倍的喉道高度,喉道后扩张段的面积、中心线及圆心角变化分别采用了缓急相当、缓急相当、前急后缓的 S 弯变化规律进行控制^[12],其当量扩散角约为 2° ,可有效地防止结尾激波后亚声速气流的分离.本研究 $Ma=4$ 一级下侧式混压进气道结构示意图参见图 1.弹体在垂直于弹身轴线方向上的投影为上部椭圆和下部圆弧的组合:下部圆弧的直径为 D ;上部椭圆长轴为 $0.98D$,短半轴为 $0.27D$.进气道位于弹体的下部,其唇口前缘距弹尖的距离为 $0.8D$,进气道出口距弹尖约为 $3.5D$,进气道第一级压缩锥半径约为 $0.15D$.在进气道出口通过流量调节锥来调节出口反压,使其处于不同的工作状态.

试验的测量系统包括静压测量系统和总压测量系统.静压测量孔的大致分布情况参见图 1 所示.在进气道下壁面布置了 15 个静压测量孔,来测量进气道的沿程静压值,以监测进气道内部波系的建立情况;其中第 6 个静压测量孔位于进气道喉道截面,第 15 个静压测量孔位于进气道出口截面.进气道出口截面沿周向均匀布置有 4 根总压测量耙,为了降低内通道的堵塞度,将总压测耙分成两组,沿轴向前后错开分布.测量耙在进气道模型内通道的堵塞度不超过 3.0%,符合内流测量中堵塞度 $\leq 5.0\%$ 的要求.每根总压测量耙上按一定规律布置了 5 个总压测量探针,来测量进气道出口截面的总压分布,以获得进气道的总压恢复系数和流量系数.

1.2 FD-06 高速风洞

FD-06 高速风洞为半回流暂冲式亚、跨、超声速风洞,马赫数范围为 0.4~4.5,试验段横截面

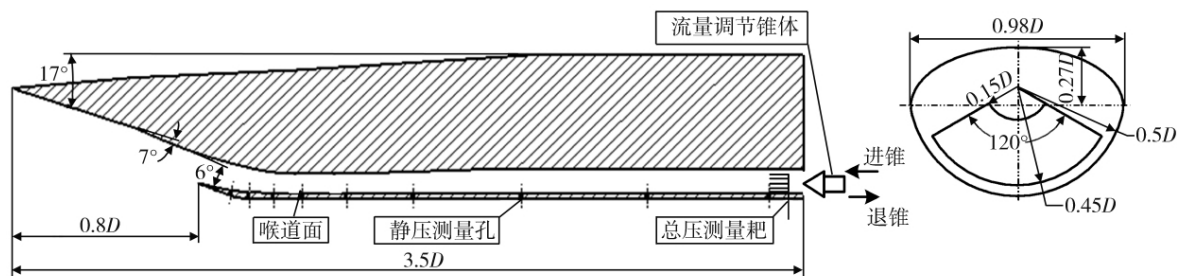


图 1 下颌式混压进气道模型结构示意图

Fig. 1 Sketch of chin inlet with mixed compression model

积为 $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$, 试验段长为 1.575 m 。试验段的每一侧壁各有两个直径为 230 mm 的观察窗, 供纹影仪观察及显示流场使用。风洞使用弯刀支撑机构固定试验模型, 使用垫块来调整偏航角, 配有一套常规的攻角机构, 攻角范围为 $-15^\circ \sim 15^\circ$, $-10^\circ \sim 20^\circ$ 或 $0^\circ \sim 30^\circ$, 另配有一套大攻角机构, 攻角范围为 $-2^\circ \sim 38^\circ$ 。

风洞使用 8400 电子扫描阀进行测压, 可以同时测量模型上的 128 个测压点, 最大采样速度 50 kHz , 量程为 $0 \sim 0.2\text{ MPa}$, 压力扫描器精度可达 $\pm 0.05\%$ F.S., 压力校准精度可达 $\pm 0.01\%$ F.S.

本研究的马赫数调节范围为 $2.5 \sim 4.0$, 攻角调节范围为 $-5^\circ \sim 5^\circ$, 偏航角调节范围为 $0^\circ \sim 8^\circ$, 模型安装在风洞试验段的堵塞比约为 4.3% 。

2 试验结果及分析

试验获得了超声速下颚式混压进气道不同工作状态下的性能数据及进气道的气动特性和稳定工作范围。下文将对试验结果进行分析和讨论。

2.1 下颚式混压进气道反压特性

图 2 给出了设计状态 ($Ma = 3.5$, $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$) 时不同锥位下下颚式混压进气道的沿程静压分布曲线。图中纵坐标采用各静压测量孔实测的最大静压值进行了归一化处理, 从 ID1 到 ID7 为进气道出口流量调节锥不断前移, 其堵塞度不断增加的过程; 横坐标则对 D 进行了无量纲化处理, X/D 表示 D 的倍数 (下文同)。由图 2 可知, 随着节流锥堵塞度的不断增加, 进气道经历了超临界—临界—稳定亚临界—不稳定亚临界的状态变

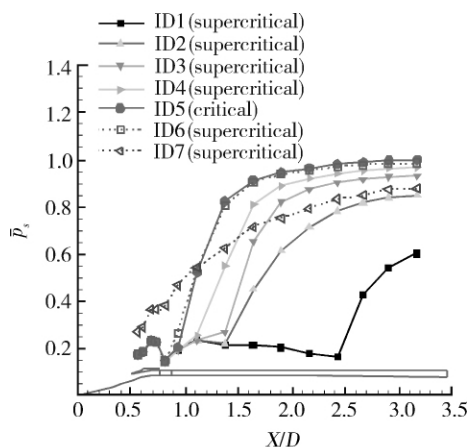


图 2 设计状态时不同锥位下进气道的沿程静压分布曲线

Fig. 2 Distribution of static-pressure along the duct under design condition

化过程。在超临界状态时 (ID1-ID4), 结尾激波在进气道扩张段内; 临界状态时 (ID5), 结尾激波位于进气道喉道附近; 稳定亚临界状态 (ID6) 时, 结尾激波在进气道喉道前, 但此时进气道进口前尚未出现脱体激波, 进气道仍能稳定工作, 进气道出口静压值比临界状态时稍低; 在不稳定的亚临界状态 (ID7) 时, 进气道进口前出现了震荡的脱体激波, 进气道不能稳定工作, 因此应避免该状态的出现, 以免对进气道乃至整弹结构造成破坏。

图 3 及图 4 分别给出了设计状态时下颚式混压进气道总压恢复系数及流量系数随出口反压比的变化曲线。图中纵坐标分别为总压恢复系数和流量系数用其临界状态时的数值进行归一化处理后的结果; 横坐标为进气道出口反压用其临界状态下的值进行无因次化后的结果; 曲线上箭头代表节流锥的移动方向。由图 3 和图 4 可知, 在超临界状态时, 随着节流锥的前移, 进气道出口截面的反压不断增加, 结尾激波的前移使得其波前马赫

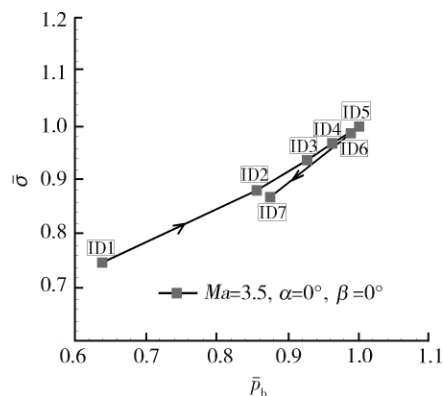


图 3 进气道总压恢复系数随出口反压比的变化曲线

Fig. 3 Total pressure recovery coefficient versus back pressure ratio

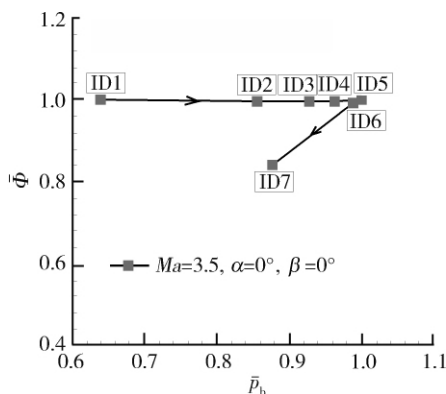


图 4 进气道流量系数随出口反压比的变化曲线

Fig. 4 Mass flow ratio versus back pressure ratio

数不断降低,结尾激波损失及波后超声速摩擦损失不断下降,因此进气道的总压恢复系数不断增加,在临界状态时进气道出口截面反压及总压恢复系数均达到了最大值.而由于该过程中进气道进口前波系保持不变,因此流量系数不变.在稳定亚临界状态时,由于进气道角区的附面层累积,使得反压通过角区得以上传,造成进气道进口角区处的激波稍微抬起,此时进气道的总压恢复系数及流量系数均有所下降,但进气道进口前尚未形成脱体激波,因此进气道仍能正常工作.在不稳定的亚临界状态时,进气道进口前出现了震荡的脱体激波,进气道总压恢复系数及流量系数均大幅下降.

图 5 给出了设计状态时,不同工作状态时进气道进口前的波系纹影图.由图 5 可知,在超临界及临界状态下,由于本研究中下颚式混压进气道设计封口马赫数为 3.5,因此进气道外压缩波系贴近进气道唇口;此时进气道外压缩波系稳定,无溢流产生,因此其流量系数也保持不变.在 ID7 状态下进气道进口前出现了震荡的脱体激波,进气道外压缩波系被破坏,溢流增大,此时进气道处于不稳定亚临界状态,这与上文的曲线规律相吻合.

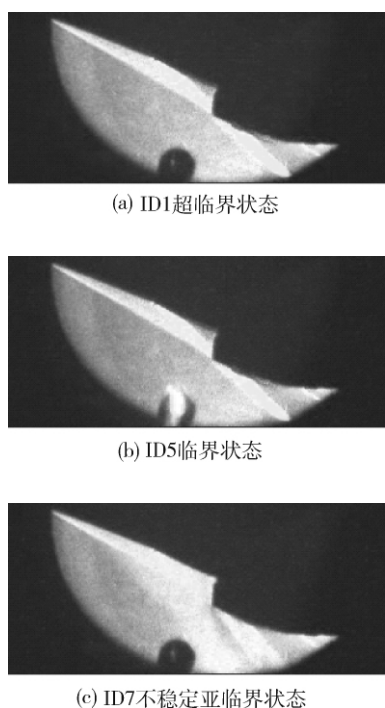


图 5 设计状态下,不同状态时进气道进口前波系纹影图

Fig. 5 Schlieren photos of inlet under different states of design condition

2.2 下颚式混压进气道速度特性

图 6 给出了 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时,临界状态下下颚式混压进气道总压恢复系数随来流马赫数的变化曲线.图中纵坐标为临界状态时各马赫数下进气道的总压恢复系数值与 $Ma=2.5$ 时该值的比值.由图 6 可知,随着来流马赫数的增加,进气道的总压恢复系数 σ 近似线性下降,在 $Ma=4.0$ 时进气道的总压恢复仅为 $Ma=2.5$ 时的 40%.这是因为随着来流马赫数的增加,进气道外压缩波系波强增加,激波损失增大,同时激波/附面层相互干扰的损失也有所增加.此外,来流马赫数的增加还会造成进气道内收缩段的超声速摩擦损失加大,并使得喉道截面马赫数增加从而导致结尾激波损失及激波/附面层干扰损失增加,因此进气道的总压恢复系数随来流马赫数的增加下降较快.特别是在来流马赫数大于设计封口马赫数时,由于外压缩激波打入进气道唇口内,造成唇罩内气流局部分离,进一步增加了进气道的总压损失.

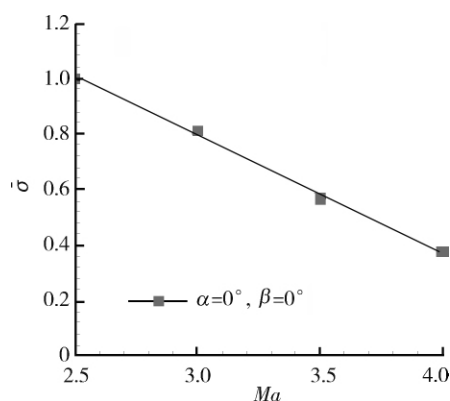


图 6 进气道总压恢复系数随来流马赫数的变化曲线

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient versus flight Mach number

图 7 给出 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时临界状态下下颚式混压进气道流量系数随来流马赫数的变化曲线.图中纵坐标为临界状态时各马赫数下进气道的流量系数与 $Ma=4.0$ 时该值的比值.由图可知,随着来流马赫数的增加,在 $Ma \leq 3.5$ 时流量系数较快增加, $Ma > 3.5$ 以后流量系数基本保持不变.这主要是因为本进气道的设计封口马赫数为 3.5;在 $Ma > 3.5$ 以后,进气道外压缩波系打入了进气道唇罩内侧,唇口前缘无溢流产生,因此进气道流量系数呈现出如图 7 所示的变化规律.

图 8 给出了 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 不同来流马赫数下,超临界及临界状态时进气道进口前波系纹影图.

由图 8(a)可知, $Ma=2.5$ 时, 进气道外压缩激波不封口, 存在较大溢流, 此时进气道进口前无脱体激波的出现, 说明进气道可以顺利起动. 观察图 8(b)可知, 与 $Ma=2.5$ 相比, $Ma=3.0$ 时, 进气道外压缩波系向唇口靠近, 说明此时进气道的溢流减小, 这与图 7 曲线变化规律相一致. 在 $Ma=3.5$ 时, 由图 8(c)可知外压缩波系基本封口, 此时进气道由于激波不封口而造成的溢流消失, 流量系数进一步上升.

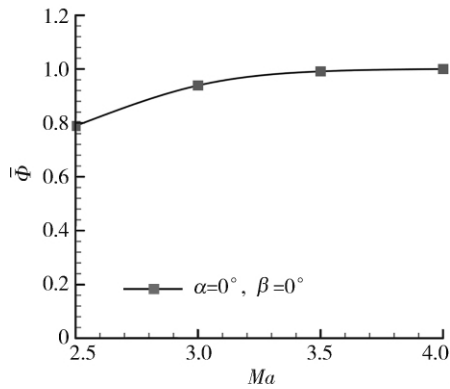


图 7 进气道流量系数随来流马赫数的变化曲线
Fig. 7 Mass flow ratio versus flight Mach number

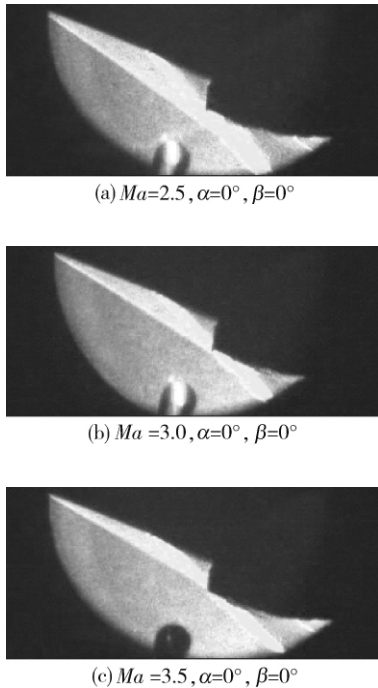


图 8 不同来流马赫数下, 超临界及临界状态时
进气道进口前波系纹影图

Fig. 8 Schlieren photos of inlet under critical
or supercritical state for different
flight Mach number

2.3 下颚式混压进气道攻角特性

图 9 和图 10 分别给出了 $Ma=3.5, \beta=0^\circ$ 时, 临界状态下下颚式混压进气道总压恢复系数及流量系数随攻角的变化曲线. 图中纵坐标分别利用不同攻角下进气道的总压恢复系数及流量系数的最大值进行了归一化处理. 由图 9 可知, 随着攻角的增加, 进气道的总压恢复系数呈先升高后降低的趋势, 而流量系数则不断增加. 仔细观察图 9 可知, 在 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时进气道的总压恢复系数取得最大值, 负攻角下进气道的总压恢复系数低于相同绝对值正攻角下的数值. 这是因为在负攻角下, 本研究的进气道处于背风侧, 其进口在垂直于来流方向上的投影面积减小, 捕获流量减少, 进气道喉道马赫数升高, 结尾激波损失增加, 而正攻角时则反之. 随着攻角绝对值的增加, 正攻角下进气道压缩面相对于来流的压缩角增加, 外压缩激波损失增大; 负攻角下进气道的捕获流量减小, 喉道马赫数增加, 结尾激波损失加大, 因此进气道总压恢复系数随攻角绝对值的增加均有所下降.

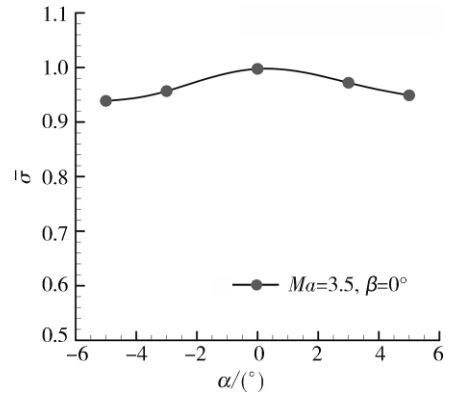


图 9 进气道总压恢复系数随攻角的变化曲线

Fig. 9 Total pressure recovery coefficient
versus the angle of attack

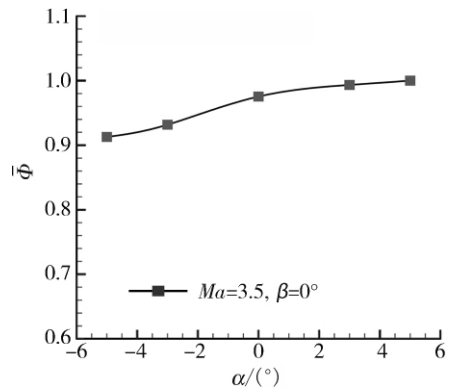


图 10 进气道流量系数随攻角的变化曲线

Fig. 10 Mass flow ratio versus the angle of attack

2.4 下颌式混压进气道偏航角特性

图 11 和图 12 分别给出了 $Ma=3.5, \alpha=0^\circ$ 时, 临界状态下下颌式混压进气道总压恢复系数和流量系数随偏航角的变化曲线。图中纵坐标利用不同偏航角下进气道的总压恢复系数及流量系数的最大值进行了归一化处理。由图 11 和图 12 可知, 随着偏航角的增加, 进气道的总压恢复系数及流量系数均呈下降趋势。这是因为偏航角的存在使得进气道进口左右两侧分别为高静压区和低静压区, 这导致了截面二次流的出现, 增加了进气道内通道的掺混损失, 进而导致进气道总压恢复系数减小。此外, 在有偏航角时, 进气道进口在正对来流方向上的投影面积减小, 使得其捕获流量减小, 随着偏航角的增加, 进气道的捕获流量不断降低, 从而导致了进气道的流量系数不断下降。喉道截面的马赫数不断增加, 使得临界状态下结尾激波的损失加大, 这进一步增加了进气道的总压损失。

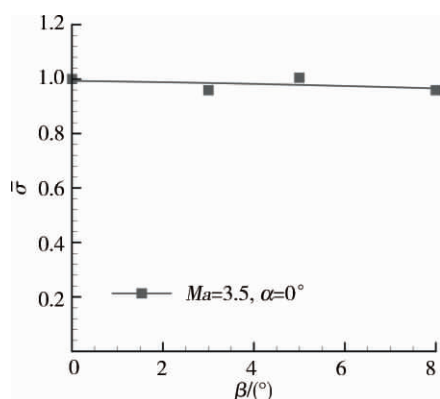


图 11 进气道总压恢复系数随偏航角的变化曲线

Fig. 11 Total pressure recovery coefficient versus the angle of yaw

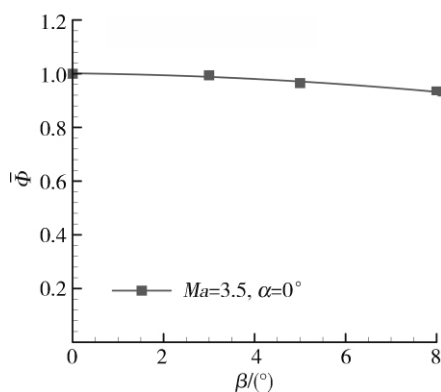


图 12 进气道流量系数随偏航角的变化曲线

Fig. 12 Mass flow ratio versus the angle of yaw

2.5 进气道再起启动特性

进气道模型的再起启动特性试验由两个步骤组成: 首先, 将流量调节锥由大开度向小开度方向按照指定位置进锥(逐步增加节流锥的堵塞度), 直到进气道前出现震荡的脱体激波; 然后, 控制流量调节锥由小开度向大开度方向退锥, 流量调节锥进/退锥过程中的停留位置相同以便对进气道的进/退锥性能进行对比。

图 13 和图 14 分别给出了起动马赫数 $Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 进/退锥过程下颌式混压进气道总压恢复系数及流量系数随出口反压的变化曲线。图中实线为进锥状态, 1~5 为锥位不断前进; 虚线为退锥状态, 从 5~1, 锥位不断后退。图中的纵坐标分别利用各锥位下进气道总压恢复系数及流量系数的最大值进行了归一化处理; 横坐标则利用各锥位下反压的最大值进行了归一化处理。由图可知, 随着进气道出口节流锥开度的不断减小, 1~3 过程中, 进气道由超临界状态向临界状态变化, 进气道的出口反压值不断升高, 总压恢复系数不断升高, 流量系数基本保持不变; 3~4 过程中, 进气道由临界状态变为稳定的亚临界状态, 进气道出口反压值增加, 总压恢复系数略微升高, 流量系数下降; 4~5 过程中, 进气道由稳定的亚临界状态变为不稳定的亚临界状态, 进气道的出口反压值、总压恢复系数及流量系数均大幅下降。对比进/退锥过程的曲线可知, 进/退锥过程中进气道的总压恢复系数及流量系数随出口反压的

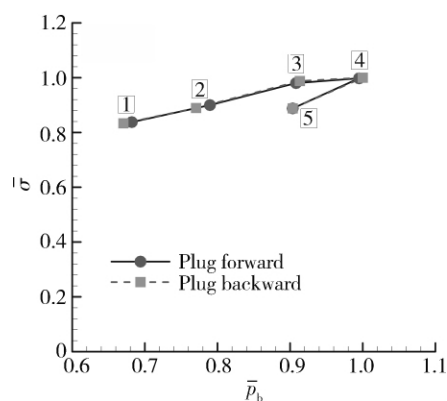


图 13 $Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时, 进/退锥过程进气道总压恢复系数随出口反压比变化曲线

Fig. 13 Total pressure recovery coefficient versus back pressure ratio during AFBP (adjustor hcoving forward 1 backward process) ($Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

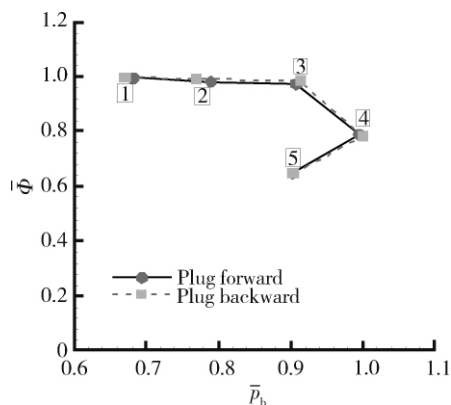


图14 $Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时,进/退锥过程
进气道流量系数随出口反压比
变化曲线

Fig. 14 Mass flow ratio versus back pressure ratio
during AFBP ($Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

变化曲线吻合很好,这说明本进气道在由反压引起的不起动过程中具有再起动的特性,再起动过程中无迟滞回路现象。

图15给出了 $Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时,进/退锥过程中不同锥位下下颌式混压进气道沿程静压分布曲线。图中标号与图13和图14各锥位相对应。图中虚线为退锥状态,实线为进锥状态,纵坐标利用各锥位下进气道各测点最大静压值进行了归一化处理。由图15可知,进/退锥过程中,同一锥位下进气道沿程静压曲线基本吻合。由于本进气道喉道是按照 $Ma=2.5$ 时,进气道能吞入进口前脱体激波实现再起动而设计的,因此在反压引起的不起动过程中进气道具有再起动特性。由图15还可以解释本进气道不存在迟滞回路现象

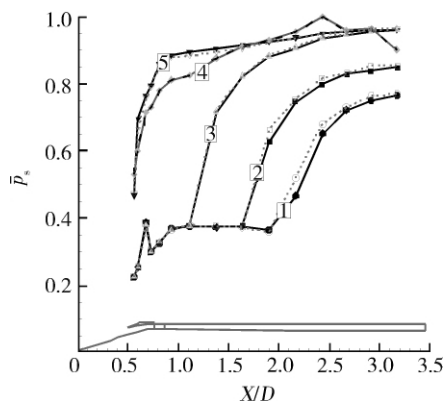


图15 $Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 时,进/退锥过程中
不同锥位下进气道静压分布

Fig. 15 Distribution of static-pressure along the duct
during AFBP ($Ma=2.5, \alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

的原因:在亚临界状态下,进气道进口后静压值不断上升,说明在进气道的进口处存在脱体激波,脱体激波形成的较大逆压力梯度使得波后附面层迅速增厚并使得进气道的气动喉道移至进口处,此时进气道流动状态类似外压式进气道,外压式进气道不存在起动问题及迟滞回路现象,因此当导致进气道不起动的反压条件消失后,进气道进口的脱体激波可被吞入进气道并移至喉道处而重新起动。

3 结 论

通过以上分析,可以得出如下结论:

1) 本研究中下颌式混压进气道在设计状态工作时,随着流量调节锥开度的不断减小,进气道经历了超临界—临界—稳定亚临界—不稳定亚临界的状态变化过程。此过程中,超临界向临界状态变化时,进气道的总压恢复系数不断增加,在临界状态时达到最大,稳定的亚临界状态时有所降低;流量系数则在超临界及临界状态时保持不变,稳定的亚临界状态时有所降低。在不稳定的亚临界状态工作时,进气道进口前出现了震荡的脱体激波,进气道不能稳定工作,因此应避免该状态的出现,以免对进气道乃至整弹结构造成破坏。

2) 在 $\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$ 临界状态时,随着来流马赫数的增加,下颌式混压进气道的总压恢复系数呈线性降低趋势,流量系数则先升高后基本保持不变。

3) 研究范围内,随着攻角的增加,下颌式混压进气道的总压恢复系数先增加后降低,流量系数则不断升高;在正攻角下进气道性能高于相同绝对值负攻角下的性能。

4) 研究范围内,随着偏航角的增加,下颌式混压进气道的总压恢复系数及流量系数均有所下降。

5) 对下颌式混压进气道模型起动马赫数下的进/退锥试验研究表明,本研究 $Ma=4$ 一级下颌式混压进气道在由反压引起的不起动过程中具有再起动的特性,再起动过程中无迟滞回路现象。

参考文献:

- [1] Creta F, Valorani M. Optimal shape design of supersonic, mixed-compression, fixed-geometry air intakes for SSTO mission profiles[R]. AIAA-2002-4133, 2002.
- [2] Webster F F, Buly J A. ASALM PTV chin inlet technology overview[R]. AIAA-1979-1240, 1979.
- [3] Ball W H, Hickcox T E. Rapid evaluation of propulsion

- system effects[R]. AFFDL-TR-78-91, 1978.
- [4] 谢旅荣, 郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和实验验证[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 78-83.
- XIE Lürong, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental validation of flow in mixed-compression axisymmetric supersonic inlet with fixed-geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 78-83. (in Chinese)
- [5] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧布局二元超声速进气道掺混气动特性[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1287-1295.
- XIE Lürong, GUO Rongwei. Mixing characteristics of air streams in a dump duct with two side 2D supersonic inlets 90° apart[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1287-1295. (in Chinese)
- [6] 靖建朋, 郭荣伟. 燃烧室头部两侧进气掺混气动特性[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 1956-1963.
- JING Jianpeng, GUO Rongwei. Investigation on the mixing characteristics of combustion chamber with bilateral inlet at head[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(9): 1956-1963. (in Chinese)
- [7] WAN Dawei, GUO Rongwei. Experimental investigation of a fixed-geometry two-dimensional mixed-compression supersonic inlet with sweep-forward highlight and bleed slot in an inverted "X"-type Layout [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2007, 20(4): 304-312.
- [8] 万大伟, 郭荣伟. 定几何二元倒置 "X" 型混压式超声速进气道数值仿真与实验验证[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1279-1284.
- WAN Dawei, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental verification of a fixed-geometry 2D mixed-compression supersonic inlet with sweepforward highlight and "X"-type missile configuration[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1279-1284. (in Chinese)
- [9] 靖建朋, 郭荣伟. 气动变形对独立模块薄壳进气道性能影响研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(1): 200-218.
- JING Jianpeng, GUO Rongwei. Study on influence of pneumatic deformation on the performance of a single module inlet with thin shell[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(1): 200-218. (in Chinese)
- [10] 王新月, 廉小纯. 超声速下颚式进气道/前机身一体化设计[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 142-145.
- WANG Xinyue, LIAN Xiaochun. Supersonic chin inlet/air frame integration design[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(2): 142-145. (in Chinese)
- [11] 王新月, 廉小纯. 下颚式进气道实验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 302-304.
- WANG Xinyue, LIAN Xiaochun. Experimental investigation of chin inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 302-304. (in Chinese)
- [12] Lee C C, Boekicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft[R]. AIAA-1985-3073, 1985.