

文章编号: 1000-8055(2010)08-1818-07

双下侧布局带泄流腔二元进气道试验

麻肖妃, 谢旅荣, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对一种双下侧布局带泄流腔的二元进气道进行了试验研究. 试验时, 来流速度范围 $Ma=2.0\sim 3.5$, 姿态角范围为 $\alpha=-4^\circ\sim 10^\circ$, $\beta=0^\circ\sim 4^\circ$. 试验获得了进气道的反压特性曲线、速度特性曲线、迎角特性曲线和侧滑角特性曲线. 分析表明, 随着来流速度和迎角的增加, 进气道的流量系数先增加, 在设计点达到最大, 之后由于弹身头部激波的影响略有减小. 侧滑时两侧进气道气流状态不同, 工作范围由性能较低的迎风侧进气道来决定. 另外, 通过分析进气道的沿程静压分布曲线, 说明泄流腔结构能使结尾激波停留在泄流腔边缘, 扩大了进气道的工作范围.

关 键 词: 冲压发动机; 超声速进气道; 泄流腔; 风洞试验; 混压式

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Investigation of two-dimensional supersonic twin inlet with slot-coupled cavity in 90° configuration at venter

MA Xiao-fei, XIE Lu-rong, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: A two-dimensional mixed compression inlet model with slot-coupled cavity in 90° configuration at venter was investigated by wind tunnel at Mach number from 2.0 to 3.5. The range of the investigation covers angle of attack from -4° to 10° and angle of yaw from 0° to 4° . The performances, including critical pressure, total pressure recovery coefficient and mass flow ratio, were acquired. The results indicate that: with increase of the free stream Mach number or the angle of attack at $Ma=3.0$, the mass flow ratio increases firstly and then declines a little due to the increase of the total pressure loss around the body nose; and the maximum is obtained at design point. The flow field of two inlets is different at yaw, and the work range is determined by the windward inlet. Besides, the distribution of static pressure coefficient along the duct validates that a terminal shock can stay around the cavity, so inlets with the slot-coupled cavity can work under wider back pressure.

Key words: ramjet engine; supersonic inlet; slot-coupled cavity; wind tunnel test; mixed compression

冲压发动机由于比冲大、结构简单、成本低、超声速飞行时性能好, 适用于一次性使用的吸气式超声速导弹. 进气道作为冲压发动机的重要部件, 对发动机整体性能有着很大影响^[1]. 进气道型式和布局方式直接影响到发动机的性能. 二元进

气道因其长度短、结构简单、具有较好的迎角特性和升阻特性, 得到了广泛的应用. 它在导弹上的布局方式有“X”型、双下侧和两侧型等, 其中双下侧布局方式由于便于安装发射, 更利于在空空导弹上使用, 因而受到了广泛的关注.

收稿日期: 2009-07-07; 修订日期: 2009-11-30

作者简介: 麻肖妃(1981-), 女, 浙江缙云人, 硕士生, 研究方向为内流空气动力学.

国外从 20 世纪 60 年代开始对二元混压式进气道展开试验和数值模拟方面的研究, 内容包括了进气道的气动性能和不稳定状态时的工作特性^[2-6]. 为解决混压式进气道的宽马赫数工作范围和高工作性能的难题, 国外对多种流场控制方式进行研究. 如利用压缩面可调改善各来流速度下的性能, 在唇罩和侧板布置放气孔吸除附面层和设置涡流发生器延缓气流分离等^[2-3, 5]. 这些研究工作多针对二元混压式进气道在飞机上的应用开展的, 在导弹上的应用方面尚未检索到相关文献. 双下侧布局二元进气道在欧盟的“流星”中程空空导弹上已应用, 但关于此类进气道的具体研究资料也未检索到. 国内在 90 年代开始研究弹用二元混压式进气道^[7], 对双下侧布局进行了数值模拟和试验研究^[8-12]. 内容涉及进气道的工作特性、再起特性、掺混特性等. 以上模型均未尝试采用流场控制来进一步提高进气道性能, 在公开发表的文献中^[11-12], 未见双下侧布局二元进气道有关流场控制的试验研究.

由于导弹的使用特点, 流场控制一般不采用变几何方法, 而考虑用放气、抽吸等定几何结构^[13-14]. 本文进气道的马赫数工作范围为 2.0~3.5, 为保证具有较好的起动能力和工作性能, 采用了泄流腔结构^[15]. 通过该进气道的风洞试验和数据结果分析, 得到了其气动性能和影响规律, 为该类进气道的应用提供了试验验证.

1 试验设备和模型

1.1 试验设备

试验在南京航空航天大学 NH-1 风洞进行, NH-1 风洞是暂冲(下吹)式跨、超声速风洞, 马赫数工作范围为 0.3~3.5, 试验段横截面积为 $0.6\text{ m} \times 0.6\text{ m}$, 长度为 1.58 m. 试验段侧壁有观察窗, 用于显示流场和进行纹影录像. 试验马赫数范围为 2.0~3.5, 迎角范围为 $-4^\circ \sim 10^\circ$, 侧滑角范围为 $0^\circ \sim 4^\circ$, 雷诺数保持在 $2.669 \times 10^7 \sim 3.605 \times 10^7$ 之间.

1.2 试验模型和测量系统

进气道设计点的马赫数为 3.0, 迎角为 2° , 侧滑角为 0° , 模型型面采用三外一内的斜激波压缩, 外压缩角度分别为 $5^\circ, 6^\circ, 7^\circ$, 唇罩压缩角为 9° . 模型示意图见图 1, 泄流腔参照文献[15]进行设计, 取 $W_2/W_1 = 0.4$, $\theta_1 = 140^\circ$, $\theta_2 = 10^\circ$, $\theta_3 = 140^\circ$. 静压测点布置在唇罩和侧壁面, 侧壁面的点

位于上型线 and 下型线的中心线上. 总压测点布置在进气道出口处, 该截面形状为矩形, 设 27 个测点.

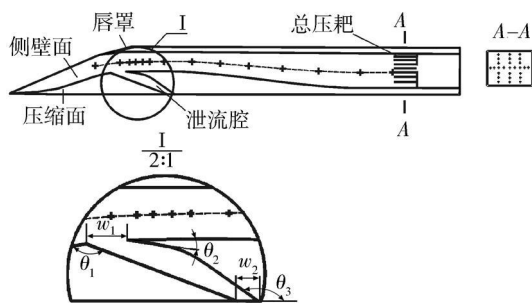


图 1 进气道示意图

Fig. 1 Schematic view of the inlet

进气道整体结构如图 2 所示, 为双下侧布局, 左右进气道对称, 左右进气道中心线通过弹身截面中心 O 点, 与竖直方向的夹角 θ 为 45° , 压缩面在斜上侧. 两个进气道经各自弯曲段与掺混段相连, 掺混段出口处接有流量调节设备. 流量调节器通过电机移动节流锥控制进气道出口的流通面积, 来改变掺混段出口反压, 用于模拟燃烧室的压力变化. 进气道入口至弹头长度为 $7D$, 模型整体长度为 $18D$, 隔道高度为 $1/10D$. 试验时, 为便于观察纹影波系, 模型在风洞中型旋转了 180° .

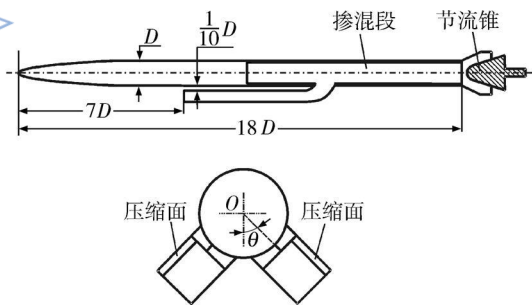


图 2 试验模型示意图

Fig. 2 Schematic view of the model

2 试验结果与分析

本文通过风洞试验和数据处理, 得到了进气道的速度特性、迎角特性和侧滑角特性, 并结合沿程静压曲线及反压特性分析了泄流腔的作用.

2.1 来流速度对性能的影响

随着来流速度变化, 总压恢复系数和流量系数发生变化. 总压恢复系数随来流速度的变化如图 3 所示, 其中 α 为迎角, β 为弹身的侧滑角, 纵坐标为各来流马赫数下总压恢复系数与 $Ma = 2.0$ 时总压恢复系数的比值. 总压恢复系数随来

流速度的增加而下降. 分析可知, 来流速度的增加使弹头和进气道进口的激波强度增强, 进气道入口激波损失增大, 而随着来流速度增加, 喉道马赫数也相应提高, 结尾激波损失增大. 当来流马赫数大于设计马赫数时, 激波打入唇罩, 波系损失增大, 使得高马赫数下总压恢复系数进一步减小.

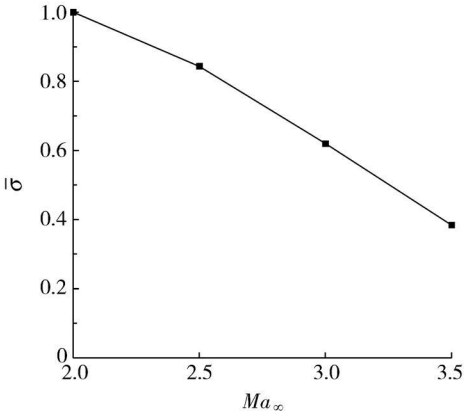


图 3 $\alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$ 时总压恢复系数
随来流马赫数的变化曲线

Fig. 3 Total pressure recovery coefficient versus
flight Mach number ($\alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

图 4 为流量系数随来流马赫数的变化曲线. 图中纵坐标已用设计状态下的值进行了归一化处理, 以下如无特殊说明, 纵坐标均为用设计点值归一化的结果. 随着来流速度增加, 进气道的流量系数先增加, 在设计点达到最大, 然后略有下降. 这需要考虑弹身头部激波和入口激波角度的共同影响. 弹身头部存在激波损失, 使得进气道入口气流总压有所下降而影响了流量系数. 在来流速度小于设计马赫数时, 激波角的变化应为主要影响. 随

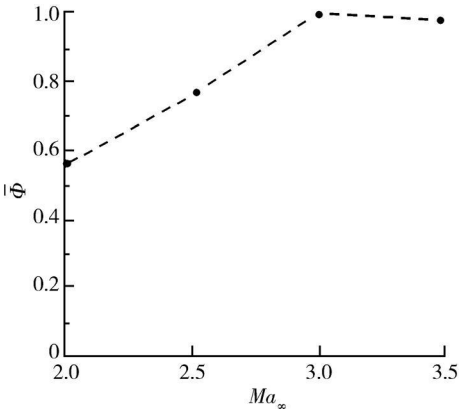


图 4 $\alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$ 时流量系数随来流马赫数
的变化曲线

Fig. 4 Mass flow ratio versus flight
Mach number ($\alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$)

着来流速度增加, 入口激波逐渐贴口, 超声速溢流减小, 流量系数逐渐增加, 在设计点时激波封口, 流量系数达到最大. 当来流速度超过设计点后, 随着速度增加, 激波打入内通道, 不存在超声速溢流, 而弹身头部的激波强度随着速度增强, 进一步降低了入口总压, 使得此时的流量系数略有减小.

2.2 迎角变化时的性能规律

图 5 为 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时总压恢复系数随迎角的变化曲线, 随着迎角增加, 总压恢复系数不断上升. 首先观察图 6 中 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时不同迎角下的侧壁处沿程静压分布曲线(横坐标已做归一化处理, 下同), 比较不同迎角下第一个点的压力值, 可以看到随着迎角增加, 压力值也增加. 这是因为迎角的增加一方面增大了第一道压缩面的

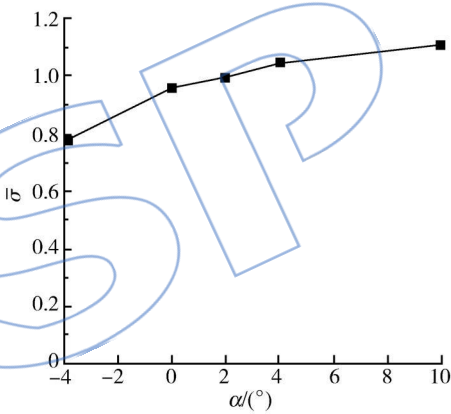


图 5 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时总压恢复系数
随迎角的变化曲线

Fig. 5 Total pressure recovery coefficient versus
angle of attack ($Ma=3.0, \beta=0^\circ$)

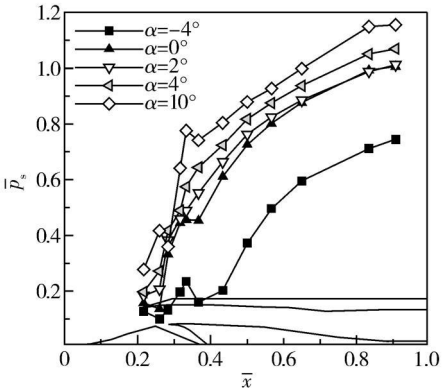


图 6 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时不同迎角临界状态下
进气道沿程静压分布曲线

Fig. 6 Distribution of static pressure coefficient along
the duct at critical operation for different
yaw angles ($Ma=3.0, \beta=0^\circ$)

相对压缩角度, 另一方面也增强了弹身迎风面的压缩能力, 两者共同作用使得波后的静压增大, 入口马赫数减小, 喉道马赫数降低, 结尾激波损失下降. 另外, 在有迎角时, 弹身迎风面的压缩能力强于背风面, 两者的压差导致横向绕流, 附面层厚度变薄, 进入到进气道内气流的品质高, 这些对总压恢复系数都是有利的.

图 7 给出的是 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时流量系数随迎角的变化曲线, 在试验范围内, 随着迎角的增加, 流量系数先上升, 在设计迎角之后略有减小.

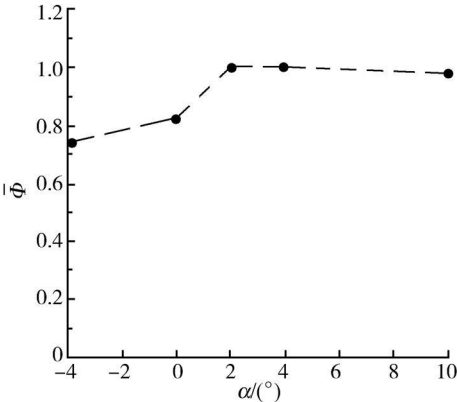


图 7 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时流量系数随迎角的变化曲线

Fig. 7 Mass flow ratio versus angle of attack ($Ma=3.0, \beta=0^\circ$)

在小于设计迎角时, 由于二元进气道的双下侧布局方式, 弹身迎角增加时, 进气道入口捕获面积增加, 进气道流量增加. 在大于设计迎角时, 随着弹身迎角增加, 一方面进气道入口捕获面积增加, 另一方面弹身头部压缩角和进气道入口气流压缩角也增加. 气流经过头部激波后速度降低, 入口压缩角又较大, 导致气流偏转较大, 激波不贴口, 产生超声速溢流, 流量减小. 这种现象在大迎角下更加明显, 比较在 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时, $\alpha=2^\circ$ 和 $\alpha=10^\circ$ 姿态下纹影图片中的入口波系(图 8), 可观察到 $\alpha=10^\circ$ 时第一道激波的激波角增大, 入口激波未贴口, 产生了溢流. 又加上弹身迎角增加

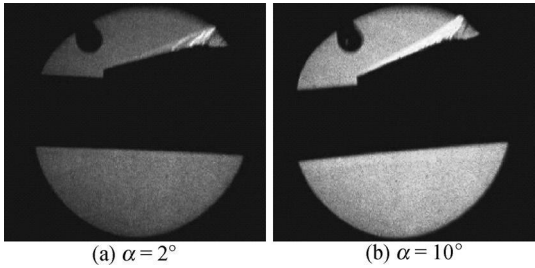


图 8 $Ma=3.0, \beta=0^\circ$ 时的纹影图片

Fig. 8 Schlieren photographs at $Ma=3.0, \beta=0^\circ$

时, 进气道的侧滑也在增加, 这也会影响到一部分的气流产生溢流. 尽管捕获面积有所增加, 且弹身的压缩也增加了进口气流密度, 由于这些影响有限, 在 $\alpha=10^\circ$ 时, 流量系数还是略有降低.

综上所述, 在研究范围内, 双下侧布局形式的进气道, 随着迎角的增加, 整体性能是有所改善的.

2.3 侧滑角产生的影响

为方便说明, 定义处于弹身迎风侧位置的进气道为迎风侧进气道, 处于弹身背风侧位置的进气道为背风侧进气道. 观察图 9 状态下的沿程静压曲线, 背风侧进气道的入口处静压值高于迎风侧进气道, 反映了背风侧压缩面的压缩能力强于迎风侧进气道. 可知在一起来流条件下, 背风侧进气道的喉道马赫数较小, 总压损失较小, 反压承受能力较强. 但两侧进气道共用同一掺混段, 为保证进气道的正常工作, 最大承受反压须由较弱的迎风侧进气道来决定. 这导致在同一锥位下两侧进气道的流动状态不同. 从静压分布曲线图可以看到, 当迎风侧进气道已达到临界状态时, 背风侧进气道还处于超临界状态, 此时背风侧进气道的性能未达到最佳状态.

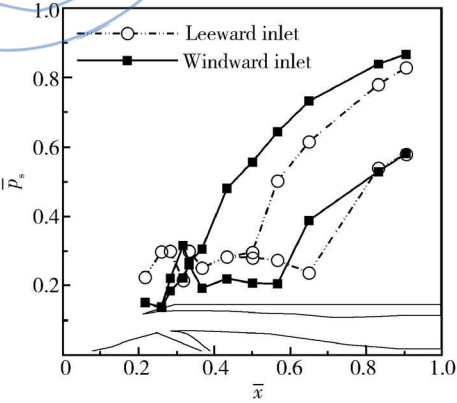


图 9 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=4^\circ$ 时超临界和临界状态下进气道沿程静压分布曲线

Fig. 9 Distribution of static pressure coefficient along the duct on critical operation and supercritical operation ($Ma=3.0, \alpha=2^\circ, \beta=4^\circ$)

图 10 和图 11 为 $Ma=3.0, \alpha=2^\circ$ 时进气道的总压恢复系数和流量系数随侧滑角的变化曲线. 在测量范围内, 两侧进气道的总压恢复系数是逐渐降低的, 背风侧性能高于迎风侧, 背风侧性能下降较为平缓, 迎风侧性能下降较快. 流量系数方面, 迎风侧进气道一直减小, 背风侧进气道先略有增加后降低.

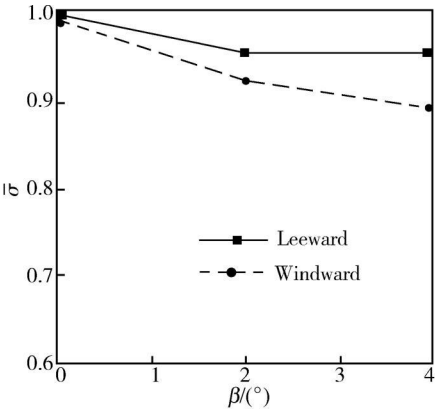


图 10 $Ma=3.0, \alpha=2^{\circ}$ 时总压恢复系数随侧滑角的变化曲线

Fig. 10 Total pressure recovery coefficient versus yaw angles ($Ma=3.0, \alpha=2^{\circ}$)

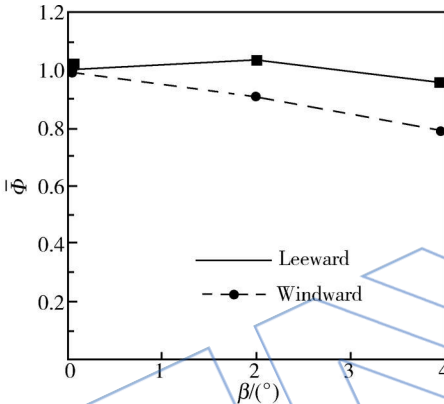


图 11 $Ma=3.0, \alpha=2^{\circ}$ 时流量系数随侧滑角的变化曲线

Fig. 11 Mass flow ratio versus yaw angles ($Ma=3.0, \alpha=2^{\circ}$)

随着弹身侧滑角增大,背风侧的相对压缩角增大,降低了喉道马赫数,但其性能可取至超临界状态,总压恢复系数不一定增加,再加上受到弹身影响,进气道入口气流品质下降,背风侧进气道的总压恢复表现为下降。由于第一级压缩面的相对角增大在一定程度上缓减了其他因素引起的总压损失,总压恢复系数下降较慢。迎风侧进气道随着弹身侧滑角的增加,相对气流的迎角不断减小,相对压缩角减小,喉道马赫数增大,结尾激波损失增加,使其总压恢复系数小于背风侧进气道,下降速度也较快。

流量系数方面,弹身侧滑角增大时,迎风侧进气道相对气流的负迎角和侧滑角都增大,使进口捕获面积减小,流量系数一直降低。由于设计点的迎角为 2° ,在弹身无侧滑时,背风侧进气道呈现出小角度的正迎角和负侧滑角状态。随着弹身侧

滑角增大,背风侧进气道的正迎角增大,侧滑状态由负转正,在弹身侧滑 2° 时呈现无侧滑情况,所以流量系数在此时达到最大。另外由于隔道高度的限制,随着弹身侧滑角度增加,背风侧的入口气流受到弹身遮挡,影响了有效捕获面积,流量系数有所减小。

2.4 反压特性

反压特性反映了进气道出口承受反压能力的大小和处于超临界、临界和亚临界等工作状态时的性能变化情况。它表明进气道与燃烧室的相容程度,为发动机燃烧室的设计提供依据。

设计状态下的沿程静压分布情况见图 12。ID1 到 ID4 表示节流锥处于不同位置,下同。图中随着锥位前移(ID1 $\rightarrow$ ID4),进气道出口流通面积减小,反压升高,进气道状态发生变化。ID1 时进气道处于超临界状态, ID2 时结尾激波已出现, ID3 时结尾激波被推至喉道,为临界状态, ID4 时结尾激波被推出内通道,为亚临界状态。

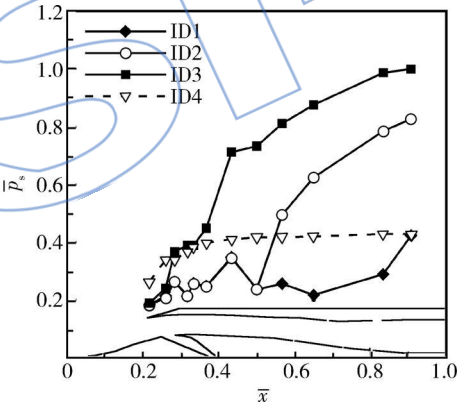


图 12 $Ma=3.0, \alpha=2^{\circ}, \beta=0^{\circ}$ 时进气道沿程静压分布曲线

Fig. 12 Distribution of static pressure coefficient along the duct ($Ma=3.0, \alpha=2^{\circ}, \beta=0^{\circ}$)

进气道总压恢复系数随反压的变化规律见图 13。反压已按照临界状态下的对应数值做了归一化处理,其中曲线中的箭头代表节流锥逐渐往前移动,下同。从图中看出,随着反压上升,总压恢复系数先下降,后上升,在临界状态达到最大。图 14 为出口 Ma 随反压的变化规律。随着反压上升,出口 Ma 不断下降。结合进气道沿程静压进行分析,当反压较小时,出口 Ma 大于 1,通道内为超声速通流,总压损失主要为入口处的激波损失和管道中的气流摩擦损失,总压恢复系数较高。随着反压增大,扩散段开始出现结尾激波,出口 Ma 降为亚声速,结尾激波损失使总压恢复系数下降。当反压

进一步升高, 结尾激波向喉道处移动, 波前马赫数减小, 结尾激波损失减小, 总压恢复系数有所回升, 并在临界压力时达到最大. 随着锥位继续前移, 结尾激波被推出内通道, 进口前出现溢流, 流量系数减小, 总压恢复系数迅速下降, 承受反压也下降, 出口马赫数进一步下降, 进气道进入亚临界状态.

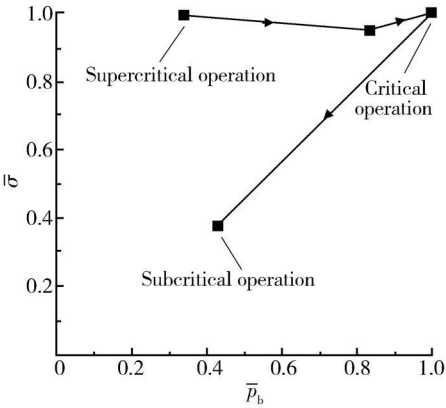


图 13 总压恢复系数随反压的变化曲线
Fig. 13 Total pressure recovery coefficient versus back pressure

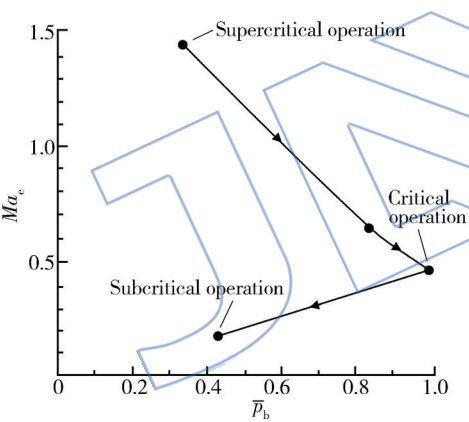


图 14 出口马赫数随反压的变化曲线
Fig. 14 Mach number at outlet versus back pressure

分析各个状态下的静压分布图, 可以确认结尾激波位置以及与泄流腔之间存在关系. 现以 $Ma=3.0$, $\alpha=10^\circ$, $\beta=0^\circ$ 为例进行说明. 图 15 为该状态下的沿程静压分布图, 分析各个锥位下进气道的状态和结尾激波的位置. ID1 时进气道处于超临界状态, ID2 时结尾激波在喉道处, 进气道为临界状态, ID3 时结尾激波停留在泄流腔后缘, ID4 时结尾激波向前移动, 但没有被推出入口, 停留在泄流腔前缘. ID4 与 ID3 时的反压值接近, 但两者都高于 ID2 临界状态时的反压值. 其他状态也有这一现象, 由此可知, 泄流腔结构使结尾激波停留在泄流腔边缘, 从而提高了进气道反压承受

能力.

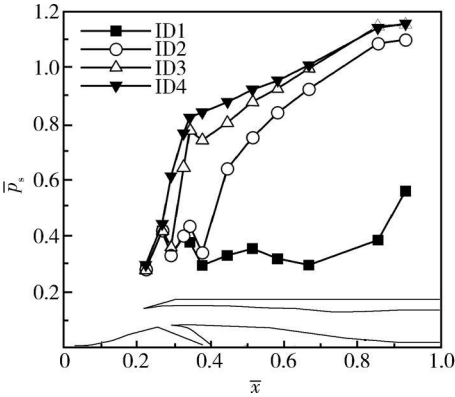


图 15 $Ma=3.0$, $\alpha=10^\circ$, $\beta=0^\circ$ 时进气道沿程静压分布曲线
Fig. 15 Distribution of static pressure coefficient along the duct ($Ma=3.0$, $\alpha=10^\circ$, $\beta=0^\circ$)

为进一步验证泄流腔对反压能力的影响, 对不带泄流腔进气道模型也进行了试验研究, 为保证后者的起动性能, 将喉道面积增大了 3.6%. 图 16 为两类进气道的最大工作反压值随来流马赫数的变化曲线, 纵坐标按照最大值作了归一化处理. 比较在各个来流速度下两类进气道的反压值, 带泄流腔进气道均高于不带泄流腔进气道. 这主要是因为前者的喉道面积较小, 总压恢复较大, 使得其抗反压能力也较强, 且附面层的部分吸除也有利于提高反压能力. 综上所述, 泄流腔结构能够扩大进气道的反压工作范围.

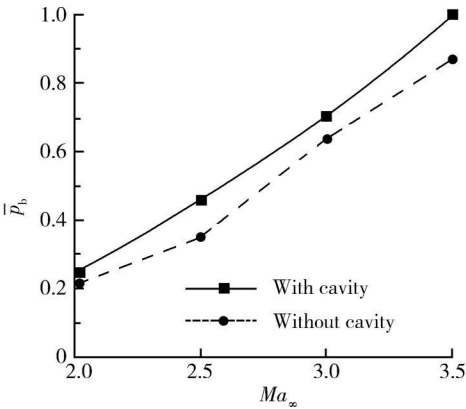


图 16 $\alpha=2^\circ$, $\beta=0^\circ$ 时两类进气道反压大小随来流马赫数的变化曲线
Fig. 16 Back pressure versus flight Mach number for different inlets ($\alpha=2^\circ$, $\beta=0^\circ$)

3 结 论

本文对二元双下侧布局带泄流腔进气道进行了试验研究和性能分析, 可得到以下结论:

1) 随着来流速度增加, 总压恢复系数逐渐减小, 流量系数在设计状态达到最大, 高于设计状态时由于弹身头部激波损失而略有降低。

2) 随着弹身迎角增加, $\alpha \leq 10^\circ$ 时, 总压恢复系数逐渐增加, 流量系数在设计点达到最大, 高于设计状态时略有降低。

3) 弹身有侧滑时, 两侧进气道总压恢复系数都减小, 背风侧进气道高于迎风侧。背风侧进气道的流量系数先略有增加后减小, 迎风侧进气道的流量系数则一直减小。

4) 进气道总压恢复系数随反压增加先降低后增大, 在设计点达到最大, 之后下降。泄流腔结构使结尾激波能够停留在泄流腔边缘, 提高进气道的反压承受能力, 扩大了工作范围。

参考文献:

- [1] Seddon J, Goldsmith E L. Intake aerodynamics [M]. London: Blackwell Science, 1999.
- [2] Anderson W E, Wong N D. A two dimensional mixed compression inlet system designed to self restart at a Mach number of 3.5 [J]. AIAA 44195 962, 1970.
- [3] Wong N D, Anderson W E. Experimental investigation of a large scale, two dimensional, mixed compression inlet system [R]. NASA TN D-6392, 1971.
- [4] Biringen S. Numerical simulation of two dimensional inlet flow fields [J]. AIAA 48254 222, 1984.
- [5] Murakami A, Yanagi R. Mach 3 wind tunnel test of mixed compression supersonic inlet [R]. AIAA 92-3625, 1992.
- [6] Trapier S, Duveau P, Deck S. Experimental study of supersonic inlet buzz [J]. AIAA 2045F 244, 2006.
- [7] 王国辉, 李进贤, 蔡体敏. 空空导弹用二元混压超声速进气道数值研究 [J]. 推进技术, 2000, 21(4): 36-39.
WANG Guohui, LI Jinxian, CAI Timin. Numerical study on flow field in 2-D segment compressionsupersonic intake for an air to air missile [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 36-39. (in Chinese)
- [8] 鲍福廷, 李进贤, 赵飞. 固冲发动机双下侧二元进气道设计研究 [J]. 西北工业大学学报, 2002, 20(4): 590-593.
BAO Futing, LI Jinxian, ZHAO Fei. A code for designing 2-D mixed compression inlet of solid propellant ram rocket [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2002, 20(4): 590-593. (in Chinese)
- [9] 谢旅荣, 郭荣伟. 一种定几何混压式二元进气道的再启动特性研究 [J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 389-395.
XIE Lurong, GUO Rongwei. Investigation of the restart performance of a mixed compression two dimensional supersonic inlet with fixed geometry [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 389-395. (in Chinese)
- [10] 谢旅荣, 郭荣伟. 双下侧布局二元超声速进气道掺混气特性 [J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1287-1295.
XIE Lurong, GUO Rongwei. Mixing characteristics of air streams in a dump duct with two side 2-D supersonic inlet 90° apart [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1287-1295. (in Chinese)
- [11] 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实验研究 [J]. 航空学报, 2009, 30(6): 999-1005.
XIE Lurong, GUO Rongwei. Experimental investigation 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): 999-1005. (in Chinese)
- [12] 董家峰, 李进贤, 崔金平, 等. 二元混压超音速进气道数值模拟与试验研究 [J]. 固体火箭技术, 2008, 31(2): 129-132.
DONG Jiafeng, LI Jinxian, CUI Jinping, et al. Numerical simulation and experimental investigation on binary mixed compression supersonic inlet [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(2): 129-132. (in Chinese)
- [13] 李博, 梁德旺. 混压式进气道与弹体一体化流场数值模拟 [J]. 推进技术, 2002, 23(4): 307-310.
LI Bo, LIANG Dewang. Computation of the integrated flow field around missile and mixed compression intake [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 307-310. (in Chinese)
- [14] 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: 304-312.
- [15] 郭荣伟, 万大为. 带有小溢流泄流腔的二元混压进气道及设计方法: 中国, 200910120911.7. [P]. 2009-01-12.
GUO Rongwei, WAN Dawei. A design method for mixed compression 2-D supersonic inlet with a little bleeding slot coupled cavity: China, 200910120911.7. [P]. 2009-01-12. (in Chinese)