

文章编号: 1000-8055(2010)12-2748-08

## 矩形截面高超声速进气道高焓风洞实验

袁化成, 郭荣伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 对设计工作马赫数为 4.5~6.5 的矩形截面高超声速进气道进行了马赫数为 6.5 及 4 的高焓风洞实验研究, 获得了进气道在不同反压下的性能参数及沿程静压分布. 实验结果显示, 设计状态下 ( $Ma=6$ ,  $\alpha=0^\circ$ ), 进气道的流量系数和总压恢复系数分别为 0.97 和 0.41, 增压比约为来流静压的 35 倍, 隔离段出口马赫数不大于 2.6; 最大承受反压不小于来流静压的 114.5 倍. 研究还发现, 反压升高引起的激波串可停留在内压段, 且不影响进气道的流量捕获; 当  $Ma=5$ ,  $\alpha=0^\circ$  时, 进气道的流量系数不低于 0.77, 总压恢复系数在 0.49~0.67 之间. 设计工作马赫数及攻角范围内, 进气道内未发现明显的流动分离, 均可正常起动工作.

**关 键 词:** 高超声速进气道; 二元进气道; 矩形截面; 高焓风洞实验; 马赫数; 攻角

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

## High enthalpy wind tunnel tests of hypersonic inlets with rectangular section

YUAN Hua-cheng, GUO Rong-wei

(College of Energy and Power Engineering,

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

**Abstract:** Preliminary test study was conducted for hypersonic inlets with rectangular section at Mach number of 6, 5 and 4 in a high enthalpy wind tunnel. The inlet could be started within the range of the Mach number 4.5 and 6.5. The performance and static-pressure distributions of the inlet under different back-pressure conditions were obtained. Results indicate that, at design condition ( $Ma=6$ ,  $\alpha=0^\circ$ ), the mass flow capture rate and mass-averaged total pressure recovery coefficient are 0.97 and 0.41, respectively; at the exit section of the isolator, the average Mach number is less than 2.6, the pressure rise and maximum back-pressure are 35 and 141.52 times of upstream pressure. The shock train formed by back-pressure rising can be kept in the inner tunnel, without affecting the mass flow capture rate. The mass flow capture rate is not less than 0.77, and the mass-averaged total pressure recovery coefficient varies between 0.49 and 0.67 at Mach number of 5 and  $0^\circ$  angle of attack. In the non-back-pressure status, there is no obvious flow separation in the flow inlet field of the inlet.

**Key words:** hypersonic inlet; two-dimensional inlet; rectangular section; high enthalpy wind tunnel test; Mach number; angle of attack

进气道是吸气式高超声速推进系统的关键部件之一. 据分析, 对  $Ma=5\sim 7$  一级的碳氢燃料飞

行器, 进气道的压缩效率每提高 1%, 可以使推进系统的比冲增加 3%~5%, 而进气道的流量捕获

收稿日期: 2010-01-24; 修订日期: 2010-06-10

作者简介: 袁化成 (1979—), 男, 黑龙江佳木斯人, 讲师, 博士后, 主要从事内流空气动力学、高超声速进气道设计、仿真及实验等方面的研究. E-mail: yuanhuacheng@nuaa.edu.cn

能力则直接影响着发动机推力的大小<sup>[1]</sup>. 因此,为吸气式推进系统配备性能优良的进气道,对推进系统乃至整个飞行器综合性能的提高具有重要的现实意义.

矩形截面高超声速进气道具有结构简单、易于实现飞行器/进气道一体化设计等特点,引起了国内外众多专家学者的关注. Berry 等人对该类进气道前体边界层转捩装置进行了研究<sup>[2]</sup>,随后又进行了边界层主动控制研究<sup>[3]</sup>,得到了实用的边界层控制方法. 文献[4]采用实验和数值仿真的方法对与矩形截面进气道相匹配的隔离段进行了研究,获得了隔离段的流动特征. 此外,相关学者对此类进气道的波系结构设计<sup>[5]</sup>、起动特性<sup>[6]</sup>等方面也开展了研究,并在飞行实验中得到应用,如 X-43A 实验飞行器就采用该类型进气道<sup>[7-8]</sup>.

国内对矩形截面高超声速进气道也开展了研究工作,但数值仿真较多<sup>[9-11]</sup>,实验研究较少. 王成鹏等人进行了  $Ma=7$  的矩形截面进气道内流动特性与起动特性实验研究<sup>[12]</sup>,但所采用的风洞实验设备并未模拟高超声速飞行中的关键参数——温度,因此不能完全反映此类进气道的真实流动. 本文作者对矩形截面高超声速进气道设计方法进行了研究,并进行了高焓风洞实验验证<sup>[13]</sup>. 谢旅荣等人对单点设计的矩形截面高超声速进气道进行了  $Ma=6$  的高焓风洞实验研究,给出了进气道的流场特性<sup>[14]</sup>. 本文针对设计工作马赫数为 4.5~6.5 的矩形截面高超声速进气道开展了高焓风洞实验研究(由于风洞实验条件限制,分别对  $Ma=4, 5$  及 6 进行了高焓风洞实验研究),旨在分析及验证该类进气道的流场特性和性能.

## 1 矩形截面高超声速进气道实验模型

### 1.1 实验模型设计

矩形截面高超声速进气道选用文献[7]的设计结果,设计工作马赫数范围为 4.5~6.5. 如图 1 所示,进气道迎风高度为 110 mm,内流通宽 90.9 mm. 外压段为三级压缩,宽度 220 mm,压缩角度分别为  $3^\circ, 5.5^\circ$  和  $5^\circ$ . 外压段、进气道总长度分别为 500 mm 和 750 mm. 内压段采用曲面压缩设计,长 138 mm. 隔离段高 14 mm,其长高比约为 8.

图 2 给出了矩形截面高超声速进气道实验模

型装配图. 实验模型由进气道、方转圆段、流量筒及堵锥组成,共 25 个零件,全长 1847 mm. 隔离段出口上、下两侧各有 6 mm 高后台阶,初步模拟燃烧室后台阶流动. 考虑到隔离段出口为矩形,而下游反压调节装置为圆形入口. 因此在隔离段出口设计了矩形转圆形的过渡段. 该过渡段长 320 mm,入口矩形截面高、宽分别为 26 mm 和 90.9 mm,出口为直径 70 mm 的圆. 与之后的流量筒相连接,流量筒直径 70 mm,长 500 mm. 流量筒出口为流量调节锥以改变下游反压,模拟进气道的出口条件.

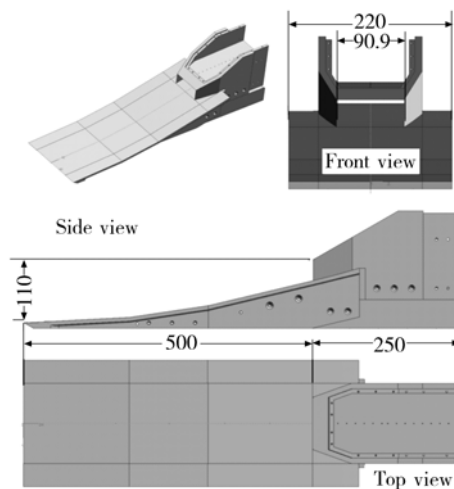


图 1 矩形截面高超声速进气道模型(单位:mm)  
Fig. 1 Wind tunnel experiment model of the inlet  
(unit:mm)

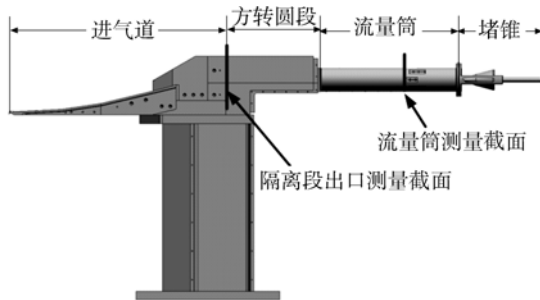


图 2 矩形截面高超声速进气道模型装配图  
Fig. 2 Sketch of test setup

### 1.2 测点布置

实验中测量的参数主要有进气道流道(包括进气道、方转圆段及流量筒)对称截面上、下壁面沿程静压分布、隔离段出口壁面静压及总压、流量筒出口截面静压和总压.

模型预留压强测点数共 117 个,包括 67 个壁面静压测点,50 个皮托压测点.

图 3 和图 4 分别给出了隔离段出口和流量筒

测量截面总压测点及相应的壁面静压测点分布示意图. 其中实心圆点为实际测点, 空心圆点为根据对称关系映射的测点. 隔离段出口总压测点按等面积分布, 共 9 个测点, 映射后为 15 个点. 流量筒测量截面总压测点沿径向按等圆环面积、沿周向均匀分布. 共布置 8 个耙, 41 个测点 (其中 7 个耙为 5 个测点, 1 个耙为 6 个测点), 测点截面对应位置的流量筒壁面布置 8 个静压测点.

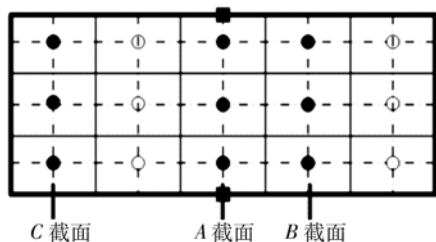


图 3 隔离段出口总压测点分布

Fig. 3 Distribution of pitot-pressure at the exit of the isolator

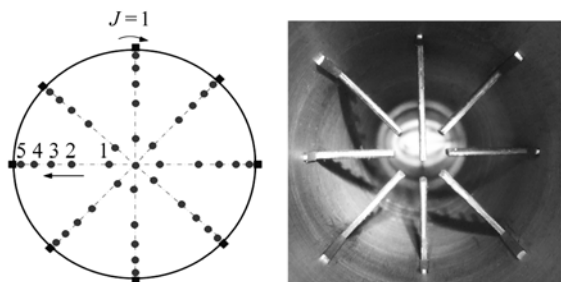


图 4 流量筒总压测点分布

Fig. 4 Distribution of pitot-pressure at the mass flow duct

## 2 实验设备

实验是在中国空气动力研究与发展中心的超高速脉冲燃烧风洞进行. 风洞喷管出口直径为 450 mm, 采用烧氢补氧的方式获取所需的来流总焓. 来流马赫数为 6 时, 总温为 1 650 K, 总压为 5.5 MPa. 来流马赫数为 5 时, 总温和总压分别为 1 260 K 和 4.3 MPa. 实验中数据采样长度为 3 s, 覆盖了整个实验过程, 采样频率为 11 kHz, 风洞的有效工作时间大于 100 ms.

安装时, 模型中心在高度方向与喷管中心重合, 保证进气道模型的进口处于风洞的菱形区内, 以使来流不受洞体反射激波干扰. 图 5 为模型安装在风洞中的照片.

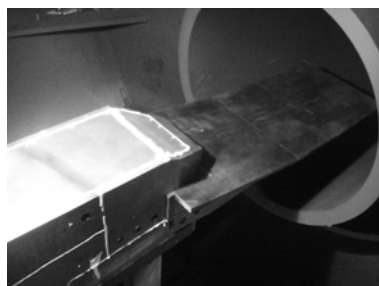


图 5 模型在  $\phi 450$  mm 风洞中

Fig. 5 Test model in the wind tunnel of  $\phi 450$  mm

## 3 实验结果与分析

### 3.1 进气道超声速通流特性

图 6 给出了设计条件下 ( $Ma=6$ ,  $\alpha=0^\circ$ ), 堵塞度为 0 时, 进气道对称面上沿程静压分布曲线. 由于堵锥完全放开, 此时进气道处于超声速通流状态. 为了便于分析, 对照进气道固壁型线及静压曲线, 图 6 中还给出了进气道的主要波系结构的仿真结果.

从图 6 中可以看出, 实验得到的壁面沿程静压分布曲线反映了进气道的波系结构, 与进气道设计预期相符, 进气道顺利起动. 激波的入射、相交和反射使得内通道壁面静压沿流向出现大幅波动, 且上、下壁面波峰、波谷互相交错. 同时还可以看到进气道壁面静压曲线分布未出现明显的压力平台, 说明通道内没有出现流动分离, 与预期的设计及前期的仿真结果一致<sup>[7]</sup>.

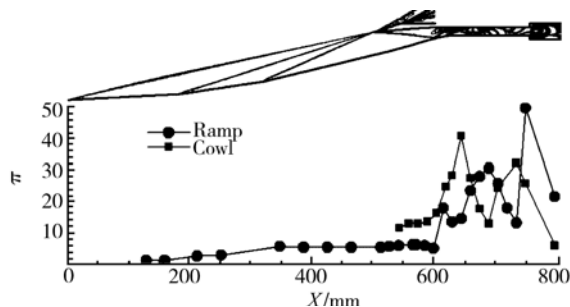


图 6 进气道上、下壁面沿程静压分布 ( $Ma=6$ ,  $\alpha=0^\circ$ )

Fig. 6 Distribution of wall static-pressure ratio at symmetric plane ( $Ma=6$ ,  $\alpha=0^\circ$ )

图 7 给出了设计条件下进气道隔离段出口截面各测量耙的皮托压强分布曲线. 其中横坐标为皮托压与来流总压之比, 纵坐标为距下壁面的法向距离 (对应的截面位置见图 3). 曲线两端的两点为测量耙测量截面当地上、下壁面静压. 从图中可以看出, 隔离段出口截面皮托压呈驼峰形分布,

沿高度方向变化幅度较大,这表明边界层在上、下壁面堆积严重.另外,不同测量截面的皮托压分布规律相似,说明该进气道横向变化不大,二维流动效应明显,反映出了此类进气道的典型特征.

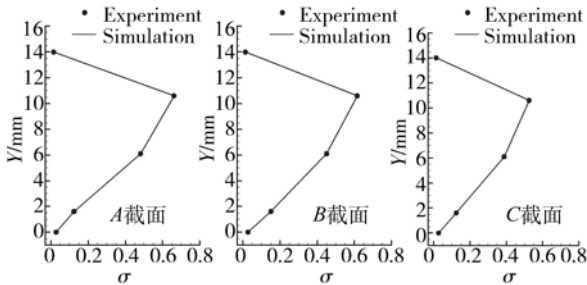


图 7 隔离段出口总压分布 ( $Ma=6, \alpha=0^\circ$ )  
Fig. 7 Pitot-pressure profiles at exit of isolator  
( $Ma=6, \alpha=0^\circ$ )

图 8 给出了  $Ma=5, \alpha=0^\circ$  条件下,堵塞度为 0 时进气道对称面上沿程静压分布曲线.由于堵锥完全放开,此时进气道处于超声速流动状态.从图中可以看出,实验得到的壁面沿程静压分布曲线反映的进气道波系结构,与  $Ma=6$  时的结果相似,仅是沿程静压比值减小,内压段激波反射位置略有前移.激波的入射、相交和反射使得内通道壁面静压沿流向出现大幅波动,且上、下壁面波峰、波谷互相交错.表明此状态下进气道内波系结构已建立,进气道起动.同时还可以看到,进气道上、下壁面静压曲线未出现明显的压力平台,说明此状态下通道内没有出现流动分离.

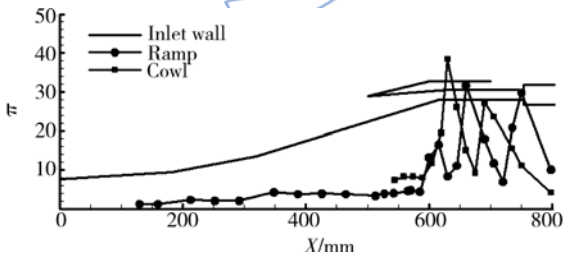


图 8 进气道上、下壁面静压分布 ( $Ma=5, \alpha=0^\circ$ )  
Fig. 8 Distribution of wall static-pressure ratio  
at symmetric plane ( $Ma=5, \alpha=0^\circ$ )

3.2 进气道的反压特性

3.2.1 不同堵塞度下的进气道性能

表 1 和表 2 分别给出了不同来流条件下,进气道的性能参数随流量筒堵塞度的变化.堵塞度表示堵锥面积与流量筒横截面积的比值,且堵塞度为 0 时表示完全放开,为 100% 表示完全堵死.

总压恢复系数  $\sigma_e$ 、静压比  $\pi_e$  及马赫数  $Ma_e$  均为隔离段出口测量截面参数(测量截面位置见图 2 所示),其中  $\sigma_e$  和  $Ma_e$  按流量加权平均计算得到.所给流量系数  $\Phi$  为流量筒测量截面上 41 点总压及 8 点壁面静压计算得到,计算中进气道参考捕获面积为  $10\,000\text{ mm}^2$ .

从表 1 可以看出,设计条件下,当堵塞度小于 70.09% 时,进气道隔离段出口截面的平均静压变化不大(此时流量筒堵锥造成的反压升高还未影响到隔离段出口截面).随着堵塞度的继续增加,静压开始不断上升,马赫数和总压恢复系数持续下降.当反压引起的扰动前传至隔离段内后,隔离段出口马赫数降低,总压恢复系数急剧下降,不到通流状态下的 1/2,将导致发动机的推力下降.因此,超燃冲压发动机工作时应适当调节控制,避免此状态出现.

表 1 不同堵塞度下进气道的性能 ( $Ma=6, \alpha=0^\circ$ )  
Table 1 Performance of the inlet at different  
throttle ratios ( $Ma=6, \alpha=0^\circ$ )

| 堵塞度 $\epsilon/\%$ | $\Phi$ | $\sigma_e$ | $\pi_e$ | $Ma_e$ |
|-------------------|--------|------------|---------|--------|
| 0                 |        | 0.410      | 36.16   | 2.54   |
| 63.82             | 0.97   | 0.412      | 35.03   | 2.57   |
| 70.09             | 0.98   | 0.406      | 36.39   | 2.58   |
| 76.64             | 0.98   | 0.173      | 78.76   | 1.34   |
| 80.72             | 1.00   | 0.146      | 96.96   | 1.19   |
| 83.49             | 0.99   | 0.151      | 114.52  | 1.09   |
| 95.06             | 0.97   | 0.084      | 66.73   | 1.13   |

从表 1 可见,除堵塞度为 0 时外,实验得到的该进气道流量系数均不低于 0.97.考虑到堵塞度为 0 时进气道测量截面为超声速流动,流动非常不均匀,用常规的流量测量和计算方法偏差很大,所得到的流量数据不能作为依据,因此仅给出不同反压下的数值.反压状态下测得的流量系数更能反映进气道的真实流量捕获能力(此时流量截面为亚声速流动).

综上,该进气道设计状态下的流量系数不低于 0.97,隔离段出口马赫数不大于 2.6,静压比约为来流静压的 35 倍,总压恢复系数在 0.41 左右.

表 2 给出实验状态在  $Ma=5, \alpha=0^\circ$  条件下,进气道性能参数随流量筒堵塞度的变化.从表 2 可以看出,随着堵塞度的增加,进气道性能参数的变化规律与设计马赫数下相似.当堵塞度增加到

80.72%时,进气道的流量系数明显下降,此时反压升高引起的扰动已前传至进气道进口前,进气道不起动。考虑到超声速流动时流量测量存在误差,以反压状态下的流量测量为准。

表2 不同堵塞度下进气道的性能 ( $Ma=5, \alpha=0^\circ$ )

Table 2 Performance of the inlet at different throttle ratios ( $Ma=5, \alpha=0^\circ$ )

| 堵塞度 $\epsilon/\%$ | $\Phi$ | $\sigma_c$ | $\pi_c$ | $Ma_c$ |
|-------------------|--------|------------|---------|--------|
| 0                 |        | 0.58       | 20.48   | 2.42   |
| 57.85             | 0.78   | 0.67       | 22.42   | 2.41   |
| 63.82             | 0.81   | 0.50       | 28.01   | 2.12   |
| 67.55             | 0.77   | 0.49       | 27.80   | 2.18   |
| 73.99             | 0.79   | 0.30       | 40.90   | 1.44   |
| 80.72             | 0.54   | 0.12       | 42.64   | 0.87   |

综上,在  $Ma=5, \alpha=0^\circ$  时进气道的流量系数不低于 0.77,隔离段出口马赫数在 2.1~2.4 之间,静压比为来流静压的 21~27 倍左右,总压恢复系数在 0.49~0.67 之间。

### 3.2.2 不同堵塞度下的沿程静压分布

图9给出了设计状态下,不同堵塞度时矩形截面高超声速进气道上、下壁面沿程静压分布。从图中可以看出,随着堵塞度的增加,进气道出口截面压强不断升高,进气道内通道壁面静压受扰动的流向位置不断前移。当堵塞度大于 70.09% 时,反压引起的扰动前传至隔离段内。当堵塞度增大到 83.49% 时,反压引起的扰动已前传至隔离段前段,但还未到达隔离段进口,此时隔离段出口平均静压为来流静压的 114.5 倍(如表1所示),说明该进气道的最大反压承受不小于来流静压的 114.5 倍。

当堵塞度增大到 95.06% 时,进气道的壁面沿程静压发生明显变化,在内压段前,下壁面静压出现明显的升高,隔离段出口静压下降。但从表1给出的进气道性能来看,此时进气道的流量系数并未明显减小,表明此状态下进气道的流量捕获能力并未受到影响。因此,与高超声速进气道不起动时形成的进口前溢流的后倾激波不同<sup>[8-9]</sup>,此状态下,反压引起的扰动并未在进口前形成能够溢流的后倾激波,说明此道激波停留内压段内,但其根部在内压段前,其波系结构如图10所示(数值仿真结果)。

从是否影响高超声速进气道流量捕获特性的角度来看<sup>[3]</sup>,此状态下,进气道的流量系数并未降

低。但考虑到此时高超声速进气道内部的波系结构与预期设计时完全不同(且能否稳定工作尚需进一步验证),因此本文认定此时进气道处于不起动状态。

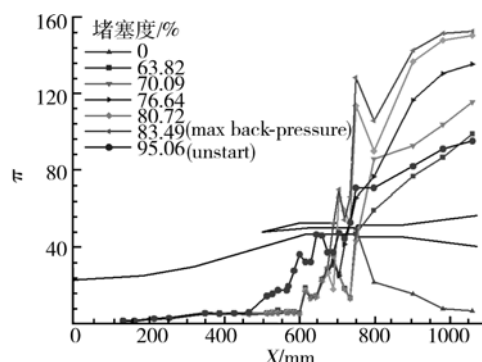


图9 进气道下壁面沿程静压分布 ( $Ma=6, \alpha=0^\circ$ )

Fig. 9 Distribution of wall static-pressure ratio at symmetric plane with different throttle ratios ( $Ma=6, \alpha=0^\circ$ )

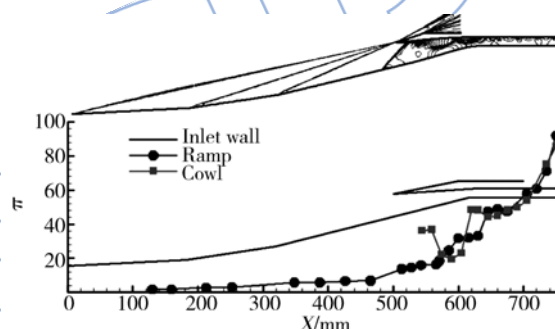


图10 不起动状态下,进气道沿程静压分布

Fig. 10 Distribution of wall static-pressure ratio at symmetric plane (inlet unstart)

图11给出了  $Ma=5, \alpha=0^\circ$  时,不同堵塞度下矩形截面高超声速进气道上、下壁面沿程静压分布。从图中可以看出,与设计状态时相似,随着堵塞度的增加,进气道出口截面压强不断升高,进气道内通道壁面静压受扰动的流向位置不断前移。当堵塞度增加到 80.72% 时,壁面沿程静压在进口前出现明显的跃升,内压段内静压有明显升高,隔离段内静压变化不大。结合表2可见,此时进气道的流量系数减小至 0.54,根据高超声速进气道不起动的流态特点可知<sup>[9]</sup>,此时进气道已进入不起动状态。

### 3.3 攻角对进气道性能的影响

图12和图13分别给出了  $Ma=6$  时,不同来流攻角下,矩形截面高超声速进气道壁面沿程静压分布和隔离段出口总压分布的实验结果对比。

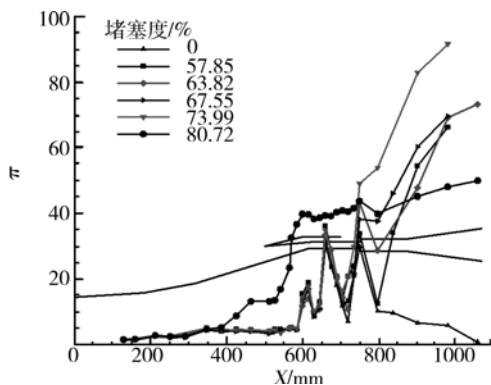
图 11 进气道下壁面沿程静压分布 ( $Ma=5, \alpha=0^\circ$ )

Fig. 11 Distribution of wall static-pressure ratio at symmetric plane with different throttle ratios ( $Ma=5, \alpha=0^\circ$ )

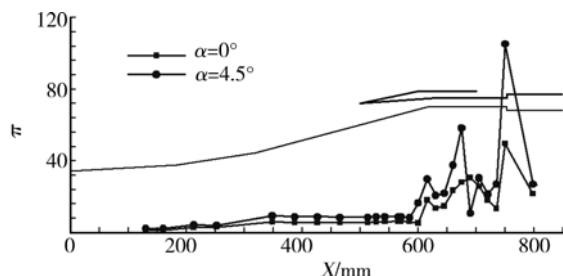
图 12 进气道壁面沿程静压分布 ( $Ma=6$ )

Fig. 12 Distribution of wall static-pressure ratio at symmetric plane ( $Ma=6$ )

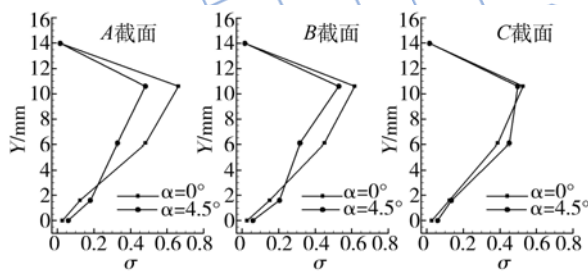
图 13 隔离段出口总压分布 ( $Ma=6$ )

Fig. 13 Pitot-pressure profiles at exit of isolator ( $Ma=6$ )

从图 12 和 13 中可以看出,与设计状态相比,当来流攻角增大到  $4.5^\circ$  时,进气道壁面沿程静压明显升高,内通道的激波反射位置前移,且没有出现明显的压力平台,表明通道内未出现流动分离.除靠近壁面的 C 截面及 A, B 截面的壁面附近外,  $4.5^\circ$  攻角时的隔离段出口总压明显小于  $0^\circ$  攻角,表明攻角增加后气流损失增大.

实验结果显示,  $Ma=6, \alpha=4.5^\circ$  时,进气道流量系数增大到 1.25 (以  $0^\circ$  攻角时的捕获面积为参

考面积),而总压恢复系数和隔离段出口马赫数则分别减小至 0.34 和 2.13.

图 14 和图 15 分别给出了  $Ma=5, \alpha=4.5^\circ$  时进气道沿程壁面静压分布曲线及不同来流攻角下,隔离段出口截面皮托压强分布曲线的实验结果对比.由图 14 可见,内通道壁面静压沿流向出现大幅波动,表明进气道内波系已建立,进气道起动.与设计马赫数时相似,攻角增大到  $4.5^\circ$  时,进气道沿程壁面静压明显升高,隔离段内激波反射位置略有前移,且没有出现明显的压力平台,表明通道内未出现流动分离.

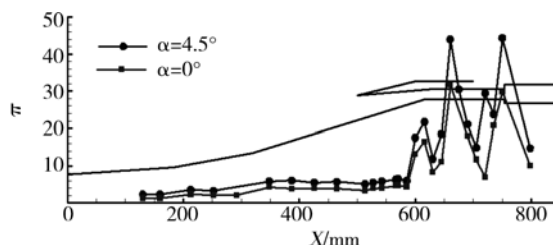
图 14 进气道壁面静压分布 ( $Ma=5$ )

Fig. 14 Distribution of wall static-pressure ratio at symmetric plane ( $Ma=5$ )

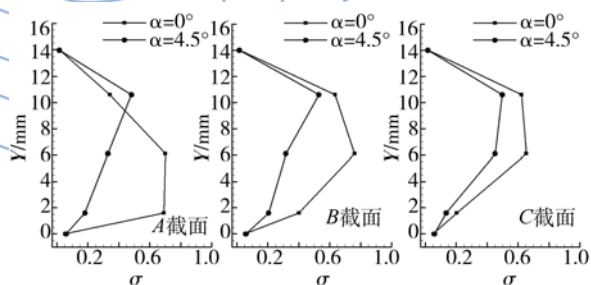
图 15 隔离段出口总压分布 ( $Ma=5$ )

Fig. 15 Pitot-pressure profiles at exit of isolator ( $Ma=5$ )

实验结果显示,  $Ma=5, \alpha=4.5^\circ$  条件下进气道的流量系数增大到 1.41,总压恢复系数及隔离段出口马赫数下降至 0.52 和 1.93,静压比大约为来流静压的 36.5 倍.

### 3.4 进气道起动特性分析

本文研究的矩形截面高超声速进气道的设计工作马赫数范围为  $4.5 \sim 6.5$ ,但由于没有  $Ma=4.5$  的喷管,因此对该进气道进行了  $Ma=4$  高焓风洞实验研究.

图 16 给出了高焓风洞实验得到的  $Ma=4$  时矩形截面高超声速进气道壁面沿程静压分布曲线分布.从图中可以看出,进气道下壁面沿程静压曲

线在进口前出现明显的跃升,内压段内静压也出现明显的升高,同时隔离段内的静压无明显的变化,表明进气道进口前及内压段内存在较强的激波,隔离段内流动较为均匀.此状态下进气道的流量系数仅为0.4,隔离段出口马赫数为0.97.根据高超声速进气道不起动的流态特点可知<sup>[9]</sup>,进气道此时没有起动.表明该进气道在 $Ma=4$ 时不能起动.

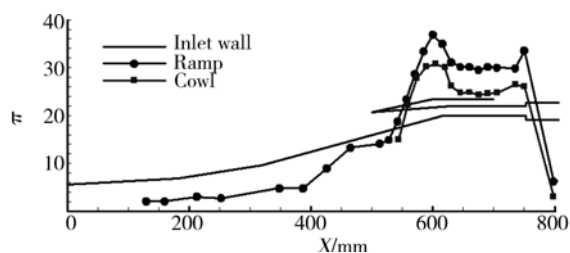


图16 进气道壁面沿程静压分布( $Ma=4$ )

Fig. 16 Distribution of wall static-pressure ratio at symmetric plane ( $Ma=4$ )

在3.3节已给出该进气道在 $Ma=5$ ,  $\alpha=4.5^\circ$ 时能够顺利起动(图14).假定此状态下进气道处于临界起动状态,此状态下的进口马赫数为进口起动马赫数<sup>[10]</sup>.由来流马赫数为5,  $4.5^\circ$ 攻角和三级外压缩角度( $3^\circ$ ,  $5.5^\circ$ 和 $5^\circ$ )及简单的激波关系式可求得此时的进口起动马赫数为3.5.由进口起动马赫数、三级外压缩角度及简单的激波关系式反算,可求得 $0^\circ$ 攻角时的来流起动马赫数为4.5.据此可判断该进气道的来流起动马赫数不大于4.5,介于4和4.5之间.表明该进气道在设计工作马赫数范围内( $4.5\sim 6.5$ )可正常起动工作.

### 3.5 来流总温对进气道实验结果的影响分析

本文进气道实验是在高焓风洞中进行,模拟了进气道的真实流动情况( $Ma=6$ 时,来流总温为1650 K).实际研究过程中,有时受实验条件、经费等限制,不能完全模拟总温条件,仅保证风洞运行过程中不发生气流冷凝.参照某高超冷流风洞来流条件( $Ma=6$ ,来流总温为500 K,总压为1.5 MPa).采用数值仿真的方法对两种风洞来流条件下的进气道进行数值模拟,分析来流总温对进气道性能的影响.

图17给出了计算得到的两种风洞条件下进气道对称面压力等值图.从图中可以看出,相同来流马赫数下,不同来流总温时进气道的波系分布规律基本相同,说明来流风洞总温对进气道波系结构影响不大.

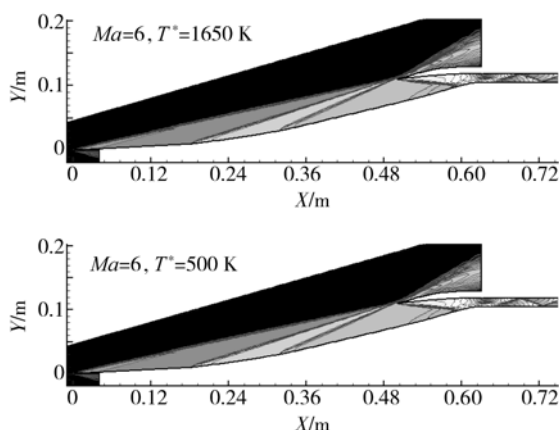


图17 进气道对称面压力等值图( $Ma=6$ )

Fig. 17 Static-pressure contours at symmetric plane while  $Ma=6$

数值仿真结果显示,就本文研究的进气道而言,与高焓风洞实验结果相比,冷流风洞来流条件下,进气道的总压恢复系数和流量系数分别提高了1.15%和0.2%,隔离段出口马赫数增加了0.5%,而静压比则降低了0.5%,说明高焓风洞实验得到的进气道性能略差于冷流风洞的实验结果.

## 4 结论

本文对矩形截面高超声速进气道进行了 $Ma=6, 5$ 和4的高焓风洞实验研究,结果表明:

1) 设计状态下,进气道的流量系数和总压恢复系数为0.97和0.41左右,隔离段出口马赫数不大于2.6,静压比约为来流静压的35倍,最大承受反压不小于114.5倍的来流静压.

2)  $Ma=5$ ,  $\alpha=0^\circ$ 时,进气道流量系数不低于0.77,隔离段出口马赫数在2.1~2.4之间,总压恢复系数在0.49~0.67之间.

3) 设计工作马赫数和攻角范围内,进气道内波系结构均正常地建立,且未发现明显的流动分离.表明该进气道在设计工作马赫数范围内均可正常起动工作.

4) 当反压升高引起的扰动进入隔离段内后,隔离段出口总压恢复急剧下降,不到通流状态下的1/2,将导致发动机推力下降,超燃冲压发动机实际工作时应通过调节避免此现象出现.

5) 数值仿真结果表明,就本文研究的进气道,其高焓风洞实验得到的进气道性能略低于冷流风洞实验结果.

## 参考文献:

- [1] Heiser W H, Pratt D T, Daley D H, et al. Hypersonic air-breathing propulsion[M]. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1994.
- [2] Berry S A, Auslender A H, Dilley A D, et al. Hypersonic boundary-layer trip development for Hyper-X[R]. AIAA 2000-4012, 2000.
- [3] Berry S A, Nowak R J, Horvath T J. Boundary layer control for hypersonic airbreathing vehicles[R]. AIAA 2004-2246, 2004.
- [4] Emami S, Trexler C A, Auslender A H, et al. Experimental investigation of inlet-combustor isolators for a dual-mode scramjet at a Mach number of 4[R]. NASA TP 3502, 1995.
- [5] Bissinger N C, Schmitz D M. Design and wind tunnel testing of intakes for hypersonic vehicles[R]. AIAA 93-5042, 1993.
- [6] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914, 1996.
- [7] Reubush D E, Nguyen L T, Rausch V L. Review of X-43A return to flight activities and current status[R]. AIAA-2003-7085, 2003.
- [8] Huebner L, Rock K, Witte D, et al. Hyper-X engine testing in the NASA Langley 8-foot high temperature tunnel[R]. AIAA-2000-3605, 2000.
- [9] 袁化成, 梁德旺. 高超声速进气道再起动特性分析[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 390-393.  
YUAN Huacheng, LIANG Dewang. Analysis of characteristics of restart performance for a hypersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 390-393. (in Chinese)
- [10] 梁德旺, 袁化成, 张晓嘉. 影响高超声速进气道起动能力的因素分析[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 714-719.  
LIANG Dewang, YUAN Huacheng, ZHANG Xiaojia. Research on the effects of start ability of hypersonic inlet[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 714-719. (in Chinese)
- [11] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 隔离段对二维混压式进气道出口参数的影响[J]. 火箭推进, 2007, 33(4): 8-11.  
HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Effects of the isolator on the exit parameters of two-dimensional inlet[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(4): 8-11. (in Chinese)
- [12] 王成鹏, 张红英, 孙姝, 等. 高超飞行器进气道/内流道流动特性试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1704-1709.  
WANG Chengpeng, ZHANG Hongying, SUN Shu, et al. Experimental study of flow characteristics of inlet/internal flowpath for a hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1704-1709. (in Chinese)
- [13] 袁化成, 郭荣伟. 矩形截面高超声速进气道气动设计及实验验证[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(4): 423-428.  
YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Design and experimental verification of hypersonic inlet with rectangular section[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 41(4): 423-428. (in Chinese)
- [14] 谢旅荣, 郭荣伟. 一种高超声速二元混压式进气道的研究[J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2288-2294.  
XIE Lürong, GUO Rongwei. Investigation of a two-dimensional mixed-compression hypersonic inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2288-2294. (in Chinese)