

高超侧压式进气道高焓脉冲风洞实验^{*}

金志光, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为验证一种双楔顶压、侧板中置的侧压式进气道基本性能, 设计了一套进口面积为 $110\text{mm} \times 91\text{mm}$ 的双流道试验模型, 并在 $\phi 300\text{mm}$ 马赫数 6 的高焓脉冲风洞中进行了吹风实验。实验测量了进气道和隔离段内的沿程静压分布和隔离段进出口截面的皮托压力分布, 分析了进气道内的典型流场特征, 获得了进气道的基本性能参数, 并以马赫数的测量为例阐述了流场不均匀性对测量结果可能造成的影响。实验结果表明, 马赫数 6 来流条件下, 该侧压式进气道流量系数为 0.83, 隔离段出口平均马赫数为 2.57, 总压恢复系数为 0.296, 增压比为 23.7, 表明这种侧压式进气道的气动布局方式能够获得较好的总体性能。

关键词: 超燃冲压发动机; 高超声速进气道; 侧压式进气道⁺; 进气道试验

中图分类号: V235.113 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 04-0319-05

Test of a generic sidewall compression scramjet inlet in the high-enthalpy impulse wind tunnel

JN Zhiguang, ZHANG Kun-yuan

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract A generic three-dimensional scramjet inlet with two ramps and mid-located sidewalls was tested in the CARDC (Chinese aerodynamic research and development center) high-enthalpy impulse wind tunnel at Mach 6. Distributions of the static pressure along the centerlines of the top wall, sidewall and cowl bottom wall and Pitot-pressure distributions at the inlet and isolator exit plane were experimentally obtained. Among them, static pressure distributions were compared with the numerical results simulated by FLUENT software and show good agreement except for some pressure peaks throughout the inlet and isolator. Based on the experimental data, typical characteristics of the flow field were identified. Pitot-pressure distributions show at the inlet exit plane, the flow field is significantly nonuniform, but at the isolator exit plane, the core flow tends to be nominally uniform. Experimental results indicate the scramjet inlet has a better performance with a mass capture ratio 0.83, averaged Mach number 2.57, total pressure recovery 0.296 and compression pressure ratio 23.7 at the isolator exit plane.

Key words Scramjet; Hypersonic inlet; Sidewall compression inlet⁺; Inlet test

1 引 言

以吸气式发动机为动力的高超声速飞行器以其潜在的应用价值得到了世界各国的广泛关注。超燃冲压发动机作为未来高超声速飞行器理想的推进装置, 为了获得较高的总体性能通常要与机身进行一体化设计^[1]。侧压式进气道就是一种适合一体化设计的定几何矩形截面进气道^[2]。该进气道利用后掠的

侧壁压缩面在水平方向完成对气体的进一步压缩, 从而能较好地解决前机体来流附面层的稳定性问题。侧压式进气道以其结构简单, 形状固定, 起动马赫数低, 工作范围广, 便于与机身一体化设计等优点而得到广泛的重视。近年来, 研究工作已经从概念和原理性探索进入到工程发展阶段^[3,4]。我国在侧压式进气道方面也做了一些有益的探索^[5]。

为研究侧压式进气道顶压与侧压的配置方式对

^{*} 收稿日期: 2004-10-08 修订日期: 2005-02-06

基金项目: 国家“八六三”基金项目 (2003AA 723020)。

作者简介: 金志光 (1977—), 男, 博士生, 研究领域为冲压发动机内流气体动力学。E-mail j_zg77@hotmail.com

总体性能的影响,作者进行了大量的数值研究,并在南航的马赫数为 5.3 的小高超风洞中对缩比模型进行了对比试验。试验发现,双楔顶压、侧板中置的布局方式具有较高的总体性能。针对缩比模型可能带来较大的试验误差,作者在小模型的基础上设计了一套设计马赫数 6 起动马赫数 3.5 的三倍放大模型,并在马赫数 6 高焓风洞中进行了吹风实验,希望能获得可信度更高的基本性能参数。

2 实验模型及设备

实验模型气动布局如图 1 所示。模型为两级顶板压缩方式,压缩角分别为 6.5° 和 4.5° 。侧板开始于两顶板衔接处,其后掠角为 32° ,几何压缩角为 5.2° 。模型唇口置于侧板肩点处,实验中还改变了数个唇口位置以研究它对隔离段内压力分布的影响。进气道进口面积为 $110\text{mm} \times 91\text{mm}$,总收缩比 6.43,其中内收缩比 1.226 以保证马赫数 3.5 起动^[6]。模型设计成双通道,分别在隔离段出口和顶板肩点后方 2.33 倍隔离段高度处安装了 $\phi 1.0\text{mm}$ 不锈钢管 5 针总压耙,并沿顶板、唇口底板中心线及侧板隔离段中心高度处布置了静压测孔。

吹风实验在中国空气动力研究与发展中心 (CARDIC) 的马赫数 6 高焓脉冲自由射流风洞中进行。风洞来流总温 1800K ,单位雷诺数 $7.0 \times 10^6/\text{m}$ 。压力测量采用压阻式传感器,数据采集频率 10kHz 。传感器置于模型腔内,测压管长度不大于 50mm 以减少容腔效应。典型压力采样曲线表明,风洞起动后只需 $20 \sim 50\text{ms}$ 就可以建立稳定流场,有效工作时间持续 100ms 左右。

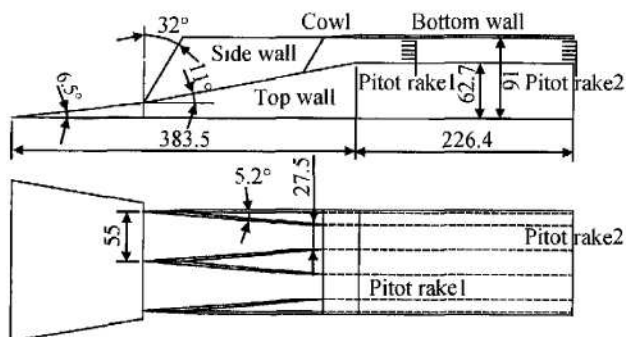


Fig 1 Schematic of the experimental model

3 实验结果

3.1 静压分布

图 2~4 是实验测得的顶板、底板中心线及隔离

段中心高度处侧壁压缩面上的静压分布。图中所有静压以来流总压无因次化,虚线大致代表了唇口的位置。作为比较,给出了 FLUENT 商业计算软件的数值模拟结果。由图不难看出,顶板肩点前的数值模拟结果与实验数据吻合较好,除个别点外,数值模拟与实验结果几乎重合。总的看来,数值模拟结果基本能够反映进气道与隔离段内的压力变化趋势及大致的激波反射位置,但在隔离段内压力峰值点附近,数值计算结果与实验相比还存在一定的偏差。这是因为,唇口斜激波与侧压激波在隔离段内继续反射,形成复杂的空间波系结构,同时激波导致的分离还可能使得流道内存在较强的旋涡流动,这必然给数值模拟带来较大的困难。

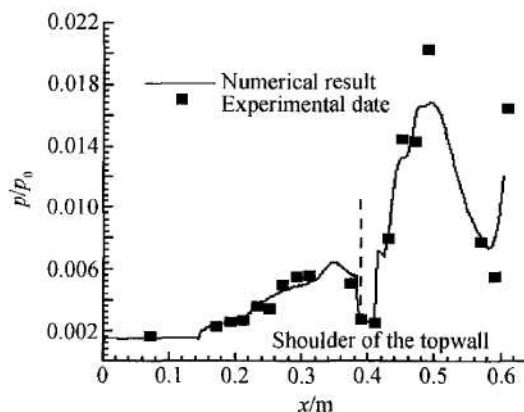


Fig 2 Pressure distribution along the centerline of the top wall

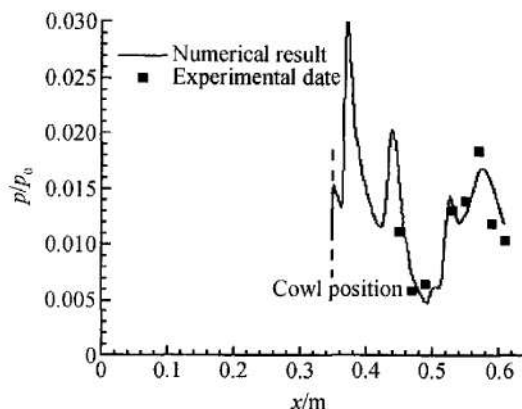


Fig 3 Pressure distribution along the centerline of the bottom wall

带顶压的侧压式进气道如何恰当地配置侧压和顶压的位置、比例等重要参数是一个需要深入研究的问题,深入理解这两组空间激波的相互作用及其与压缩面附面层的相互影响,对侧压式进气道的设计方法

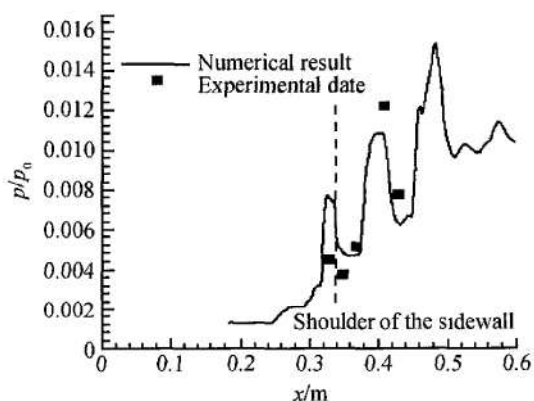


Fig 4 Pressure distribution on the sidewall at mid-height of the isolator

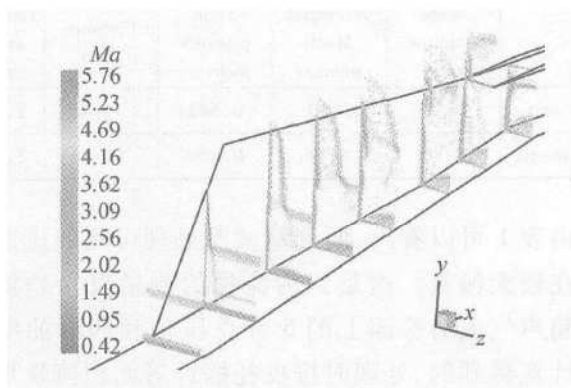


Fig 5 Simulated shock-wave structure in the inlet (Contours of Mach number)

研究具有重大意义。图 5 给出了数值模拟得到顶压激波与侧压激波的相干过程。由图可以看出, 顶压激波与侧压激波相交后产生的反射波与侧壁附面层发生相互作用, 并在一定位置处导致侧板附面层分离, 分离包刚好在唇口前溢出进气道而没有进入内通道, 可见这一波系配置是比较合理的。

实验测得的静压数据表明, 沿流向进气道顶板内的压力平缓上升, 而隔离段内的压力变化剧烈, 这与侧压式进气道内复杂的波系结构有关。溢流是侧压式进气道的固有属性, 溢流特性使得气流在唇口前的实际偏转角大于两楔板的几何压缩角, 两楔板总的几何压缩角为 11° , 而数值模拟显示, 唇口前的气流偏转角达 14.5° , 因而在平直唇口处产生一道较强的下伸斜激波, 唇口斜激波与侧压激波在隔离段内继续反射, 形成复杂的空间波系结构, 从而使得隔离段内的压力发生剧烈变化。

由图 2 给出的实验数据可以发现, 进气道顶板第二压缩台阶上存在两个明显的压力平台, 而数值模拟未捕捉到第二压力平台。显然, 第一压力平台是由顶

板的第二道斜激波产生的, 第二压力平台大致发生在 $x = 0.24 \text{ m}$ 的地方, 根据改进的二维斜激波理论^[7], 该处刚好位于侧压激波在对称面上的第一反射点附近, 由此可以推断, 第二压力平台很可能是由侧压激波在该处导致的局部分离造成的。

该压力平台后方, 顶板上的压力几乎单调上升, 并在侧板肩点处达到最高值, 其后受膨胀波的影响, 压力略有下降。在到达顶板肩点时, 由于气流突然大角度拐弯, 形成膨胀波束, 压力急剧下降, 形成一明显的低压区, 但随后唇口斜激波在肩点后的反射又使得压力快速上升。实验数据表明, 肩点后的压力在上升到某个值以后便形成一压力平台 (数值模拟得到的压力平台不明显), 不难判断, 该压力平台的形成与唇口斜激波在顶板肩点后方导致的分离有关。实验与数值计算都表明, 隔离段内的压力峰值点发生在该压力平台后方, 并且位置不随唇口位置的变化而变化, 说明峰值压力主要是由侧压缩波在分离区后的反射形成的。

结合数值计算结果可以发现, 进气道侧壁面上的压力变化最为剧烈, 共有 3 个峰值点, 并呈周期性分布, 说明侧压激波在侧壁面上有 3 次反射。受其影响, 唇口底板上的压力发生了较大的脉动。由于顶板附面层较厚, 因而顶板上的压力波动相比而言要缓和的多。

侧压式进气道复杂的三维波系结构在隔离段进口形成强烈的非均匀入口条件, 较强的唇口斜激波和侧压缩波又导致隔离段上下壁面产生巨大压差 ($x = 0.48 \text{ m}$ 截面达到 0.06 MPa), 这些因素对隔离段内流动的影响尚待深入研究。

3.2 总压测量和马赫数分布

图 6 是实验测得的进气道出口 (相当于隔离段入口) 和隔离段出口截面对称面上的皮托压力分布图。由图可以发现, 进气道出口截面的皮托压力呈阶跃分布, 靠近唇口底板的第一针皮托压力很高。数值模拟显示, 该处流场非常复杂, 唇口斜激波与侧压激波在测靶附近有较强的反射, 可以认为皮托压力的这种阶跃分布形态可能是由某道反射波刚好穿过皮托靶的第一、二两针造成的。皮托压力的这种阶跃分布现象充分表明了进气道出口流场的非均匀性。

从隔离段出口截面的皮托压力分布来看, 气流在隔离段内复杂波系的作用下出口流场趋于均匀化, 因而皮托压力呈现两边低、中间高的常规形分布。两边较低的皮托压力是因探针置于附面层内造成的。

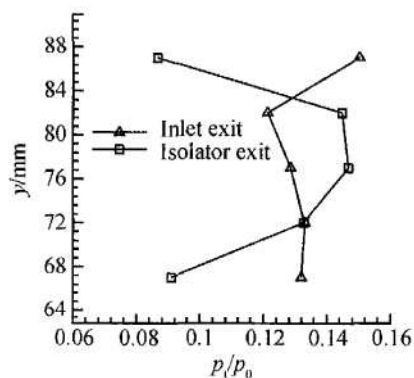


Fig 6 Pitot-pressure distribution
at exit of inlet and isolator

图 7、图 8 是根据皮托压和壁面静压处理得到的两截面中心线上的总压和马赫数分布。由图可以看出,进气道出口截面靠近唇口一侧的总压和马赫数因跨越激波发生了明显的阶跃变化。从隔离段出口截面的马赫数分布来看,出口处的核心主流仍具有较高的速度和总压,并呈现明显的非对称性,靠近唇口一侧的流速较高,最大值将近马赫数 3 相应的总压恢复系数达 0.46,但在靠近壁面的相当大的一块区域内,马赫数落在 2~2.6 之间,总压恢复系数也仅在 0.3 以下。

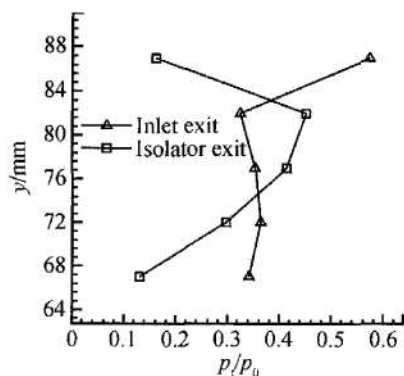


Fig 7 Total-pressure distribution
at exit of inlet and isolator

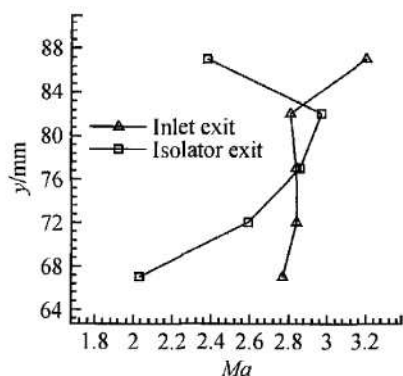


Fig 8 Mach number distribution
at exit of inlet and isolator

表 1 给出了采用流量平均得到的进气道和隔离段出口截面的基本性能参数。作为参考,表 2 给出了 FLUENT 商业计算软件的数值模拟结果。

Table 1 Experimental results of the performance of
inlet and isolator at Mach 6

Section	Mass capture ratio	Averaged Mach number	Total pressure recovery	Pressure ratio
Inlet exit	0.91	2.90	0.397	22.7
Isolator exit	0.83	2.57	0.296	23.7

Table 2 Numerical results of the performance of
inlet and isolator at Mach 6

Section	Mass capture ratio	Averaged Mach number	Total pressure recovery	Pressure ratio	Temperature ratio
Inlet exit	0.80	3.10	0.542	18.4	2.74
Isolator exit	0.80	2.79	0.400	20.2	3.00

由表 1 可以看出,两测量截面处理得到的流量系数存在较大偏差。这是因为流量的测量仅仅是依靠处在超声气流对称面上的 5 针总压耙和四周的壁面静压计算得到的,处理时按皮托探针等面积流量加权计算,这种间接的测量方法势必使得最终结果与实际的三维非均匀流场情况差别较大。考虑到气流在隔离段内复杂波系的作用下趋于均匀化,所以第二测量截面得到的流量系数较为合理。从表 2 也可以发现,试验得到的流量系数 0.83 与数值模拟结果比较接近,但出口平均马赫数和总压恢复系数要明显低于数值模拟结果,除流场非均匀性造成的数据处理误差外,图 2~4 的压力峰值差异也表明了气流在隔离段内的实际压缩量要强于数值模拟情况。对比马赫数与增压比的差异不难看出,表 1 给出的总压恢复系数还是比较合理的。

从隔离段进出口参数来看,气流在隔离段内的总压损失较大,达到 25.4%,而减速增压效果不明显,马赫数下降 11.4%,静压仅上升 4.4%。这是因为,在激波反射过程中,不同程度地出现了波后流动通道扩张,气流加速降压现象。激波反射形成的减速增压效果几乎被通道扩张造成的加速降压相抵消。同时隔离段内存在的空间激波反射和很强的二次流是造成总压损失的主要因素。

隔离段进出口平均马赫数显示,该进气道压缩量合适,能够满足下游燃烧室的要求^[8]。同时,流量系数 0.83,隔离段出口总压恢复系数 0.296,增压比

23.7, 显示该进气道具有较好的总体性能。

4 流场不均匀性对实验误差的影响

超声速气流中的静压测量,除了超声速静压探针外至今尚无更好的办法, P_V 等先进的无接触测量技术在复杂超声速气流中的应用还尚待研究,而隔离段中气流速度的方向、大小与波系的空间变化令超声速静压探针的使用受到很大限制,不得已往往采用壁面静压的插值近似代替气流中的静压,这就造成了较大的测量误差。这里以隔离段进口马赫数的测量为例讨论其可能的最大测量误差。

本次实验采用压阻式传感器,隔离段内静压测量传感精度 0.25%。皮托压力采用精度 0.5% 的传感器。按满量程计的静压最大测量误差为 1.75×10^3 Pa 皮托压力的最大测量误差可以达到 1.75×10^4 Pa。用实验时隔离段进口测量截面的实际静压和皮托压力求得的静压相对测量误差为 2.1% ~ 2.7%,皮托压力的相对测量误差为 2.1% ~ 3.9%。

进气道实验数据处理中,测量截面各空间点的马赫数是按照总静压关系推算的,是间接测量值。由于无法直接测得各空间点的静压,因而各测点静压只能按壁面静压线性分布插值得到。实际上空间的静压分布往往会因跨越激波而不连续,尤其在隔离段入口截面。假设激波在测量截面中间穿越,上下壁面静压差 ϕ_s 代表了激波的压升,那么 5 针总压耙所在位置的最大静压误差就是线性分布的压力与阶跃压力之差

$$\Delta p_{s, \max} = 0.5 \phi_s$$

超声速气流中,可由皮托压与波前静压求得当地马赫数,而静压的不确定性就带来了极大的马赫数计算误差。利用小偏差原理,可得马赫数误差 $\Delta M a_1$ 与总、静压测量误差 Δp_t 、 Δp_s 之间的关系:

$$\frac{\Delta p_t}{p_s} \approx a^{d+1} M a_1^{2d+2} (b M a_1^2 - c)^{-d} \cdot \frac{\Delta p_s}{p_s} + a^{d+1} [(2d+2) M a_1^{2d+1} (b M a_1^2 - c)^{-d} - 2b d M a_1^{2d+3} (b M a_1^2 - c)] \cdot \Delta M a_1$$

$$\text{式中 } a = \frac{K+1}{2}, b = \frac{2K}{K+1}, c = \frac{K-1}{K+1}, d = \frac{1}{K-1}$$

根据典型的实验条件,以上下壁面静压差 $\phi_s = 20 \text{ kPa}$ $M a = 3.0$ 为例,可求得马赫数的最大偏差为 $|\Delta M a| = 0.26$ 相对误差达 $\Delta M a / M a = 8.7\%$ 。可见,由于测量手段的限制以及流场不均匀性造成的隔离

段入口最大可能的马赫数测量误差是很可观的。

5 结 论

(1) 实验表明,该侧压式进气道在马赫数 6 来流条件下的流量系数为 0.83,隔离段出口平均马赫数为 2.57,总压恢复系数为 0.296,增压比为 23.7,表明这种双级顶压 + 中置侧压的进气道波系配置方式能够获得较好的总体性能,可以作为进一步研究的基础。

(2) 实验测得的进气道内的静压分布与数值模拟结果吻合较好,但在隔离段内压力峰值点附近,二者还存在一定的偏差。

(3) 皮托压力的测量表明,隔离段入口流场极不均匀,但在隔离段复杂波系的作用下出口流场趋于均匀化。

(4) 按小偏差理论,隔离段入口截面由于测量手段的限制和流场不均匀性,马赫数的测量值最大可能产生高达 8.7% 的相对误差。

参考文献:

- [1] Henry John R, Anderson Griffin Y. Design considerations for the airframe-integrated scram jet [R]. NASA TM X-2895 1973
- [2] Trexler Carl A. Performance of an inlet for an integrated scram jet concept [J]. J. Aircraft 1974 11(9).
- [3] Kanda T, Wakamatsu Y, Ono F, et al Mach 8 testing of a scram jet engine model [R]. AIAA 99-0617
- [4] Kanda T, Wakamatsu Y, Sakuranaka N, et al Mach 8 testing of a scram jet engine with ramp compression [R]. AIAA 2000-1616
- [5] 杨进军,张堃元,徐辉,等. 双模态冲压发动机高超进气道的实验研究 [J]. 推进技术, 2001, 22(6). (YANG Jin-jun, ZHANG Kun-yuan, XU Hui et al Experiment study on supersonic inlet in dual mode scram jet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(6).)
- [6] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets [R]. AIAA 96-2914
- [7] Holland Scott D, Perkins John N. Internal shock interactions in propulsion/airframe integrated three-dimensional sidewall compression scram jet inlets [R]. AIAA 92-3099
- [8] 黄志澄. 高超声速飞行器空气动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1995

(编辑: 梅 瑛)