

文章编号: 1000-8055(2007)03-0396-04

流线追踪 Busemann 进气道马赫数 3.85 实验研究

孙 波, 张堃元, 金志光

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了研究流线追踪 Busemann 进气道在低马赫数来流条件下的起动性能、总体性能以及抗反压能力, 对设计马赫数 5.3、收缩比 $CR=5$ 的 6 截短后的流线追踪进气道进行了马赫数 3.85 风洞实验。结果表明: 该进气道在马赫数 3.85 来流条件下能够自起动; 进气道流量系数为 0.83, 出口总压恢复 0.78, 马赫数 2.01, 增压比 11.92; 进气道能够承受的最大反压为 34 倍的来流静压。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超燃冲压发动机; Busemann 进气道; 流线追踪; 风洞实验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental research of Mach 3.85 performance of a streamline traced hypersonic Busemann inlet

SUN Bo, ZHANG Kun-yuan, JIN Zhi-guang

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics
and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A wind-tunnel testing of a streamline traced hypersonic Busemann inlet, with a designed Mach 5.3 and shrinkage ratio $CR=5$, was conducted at Mach 3.85 to study its starting and overall performance as well as back-pressure capability below Mach 5.3 conditions. The results show that, the inlet can be started automatically at Mach 3.85; the flow coefficient of inlet is 0.83, the overall pressure recovery coefficient is 0.78, with a Mach number 2.01 and a compression ratio of 11.92; the inlet can withstand a maximum back-pressure of 34 times static pressure.

Key words: aerospace propulsion system; scramjet; Busemann inlet;
streamline traced; wind-tunnel testing

高超声速飞行器推进系统由于与机身一体化和自身模块化的设计需要, 要求进气道具有矩形捕获进口。进气道必须在转级马赫数 (Mach 为 3~4) 具有良好的起动性能, 能在宽广的马赫数范围内工作。为了降低结构复杂性, 要求进气道几何固定, 流道内不能有太大的分离区, 不需要附面层抽吸系统。^[1]

流线追踪 Busemann 进气道具有相当高的无粘总压恢复。其后掠的进口前缘, 可实现自动溢流, 有利于低马赫数起动。为克服该类进气道较长的缺点, 可将进气道从起始端切掉一部分, 截短后的进气道长度大幅减小, 而其性能仍然保持在较高的水平^[2]。

截短后的流线追踪 Busemann 进气道具有较好

收稿日期: 2006-03-13; 修订日期: 2006-11-03

基金项目: 国家“八六三”基金项目 (2003AA723020)

作者简介: 孙波 (1980-), 男, 山东平邑人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 研究领域为内流气体动力学。E-mail: hyper-sun @126.com

的起动性能,但其内收缩程度仍然较大,不能实现在低马赫数下自起动的目标.如果减小内收缩程度以满足自起动要求,其捕获流量又会显著降低^[3].本文采用一种新的方法,以较低的型面设计马赫数设计进气道,若其工作马赫数较高,由截短前缘形成的进口激波更贴近唇口,便能实现较高的流量捕获.

本文对一种设计马赫数为 5.3 的截短矩形流管流线追踪进气道进行了 Ma 为 3.85 风洞实验,以研究该进气道在低马赫数来流条件下的起动性能及其总体性能.

1 模型进气道的设计

本文以 Ma 为 5.3 为设计马赫数,利用 Hybuse 程序生成了型面设计马赫数 Ma_1 ^[2] 由 3.5 至 5.3 的十多种进气道模型,利用 FLUENT 软件对这些模型进行了数值模拟.这些模型均采用平直唇口,内收缩比均在 1.2 左右,截短度数 5~7.计算结果表明:这些模型的流量系数在 0.74~0.83 之间,且型面设计马赫数越小,截短度数越大,流量系数越高,但是与此同时流道内分离区有增大的趋势.综合考虑,最终选取了型面设计马赫数 $Ma_1 = 4.3$,截短度数为 6 的流线追踪进气道作为实验模型,该进气道的总收缩比 $CR = 5$,内收缩比 $CR_{IR} = 1.19$ ^[4].进气道(从进口至喉道)长 87 mm,隔离段长 83 mm,为其当量直径的 8 倍.

2 实验设备和模型

实验在南京航空航天大学 Ma 为 3.85 小型超声速风洞中进行.实验模型如图 1,图 2 所示,总长度为 230 mm,出口尺寸为 10.54 mm × 10.25 mm,进气道具有后掠唇口,唇口终点距其最前缘 44 mm.在侧板、顶板及唇口板上共布置了 48 个静压测孔,出口处沿竖直中心线布置了 4 针总压耙.为了研究进气道的抗反压能力和自起动性能,

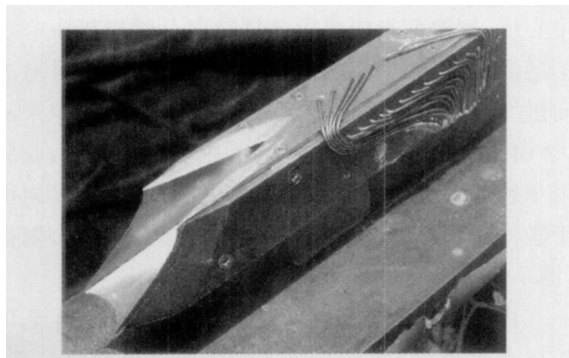


图 1 进气道模型照片

Fig. 1 Photo of streamtraced busemann

在进气道出口下游安装了节流阀,实验中通过调节节流阀来改变进气道出口反压.

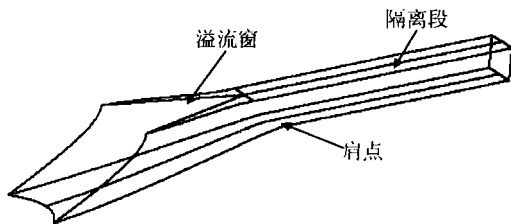


图 2 实验模型示意图

Fig. 2 Schematic of the experimental model

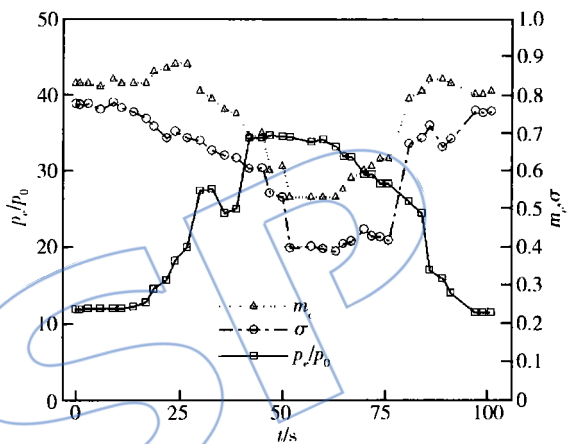


图 3 实验过程中进气道主要参数随时间的变化

Fig. 3 Plot of key parameter during a run for inlet self-starting

3 实验结果

图 3 展示了进气道从开始运行到不起动而后又再起动的整个过程中进气道流量系数 m_c 、出口流量平均总压恢复 σ 以及出口压力 p_e/p_0 的变化情况.其中 m_c 和 σ 由出口处皮托耙测得的皮托压和壁面静压计算得到.由图可见,在 $t = 0$ 风洞起动时进气道顺利起动, $t = 14$ s 时节流阀开始关小,出口压力增大,此后随着节流阀逐渐关小,出口压力逐渐升高(在 $t = 36, 39$ s 时的出口压力下降是由测量误差引起的),流量系数先保持在 0.83 左右,后逐渐增大,达到最大值 0.88 后随着反压的增大又开始下降,至 45 s 反压达到 34 倍的来流静压,此时流量系数已降至 0.7;而此前出口总压恢复几乎成线性下降,因此可以判定,此前进气道一直是起动的,流量系数的波动是由测量误差造成的.进一步增大反压,流量系数、总压恢复均产生突降,进气道进入不起动状态,至 52 s 时,流量系数、总压恢复均降至最低,进气道不起动程度达到最大.随后,节流阀开始放开,反压逐渐减

小,在 76 s 之前,流量系数逐渐升高,总压恢复产生波动,但都保持在较低的水平,进气道仍然处于不起动状态. 81 s 时反压已降至 26 倍的来流静压,此时流量系数和总压恢复突然升高,其中流量系数升至 0.79,已接近未加反压时的水平,进气道重新启动,实现了由不起动到再启动的自启动过程^[3].

图 4 所示为进气道起动状态的纹影照片. 从图中可以看到由进气道前缘发出的第一道较弱的溢流激波,第二道激波由顶板发出,强度较大. 图 5 为进气道不起动状态的纹影照片. 与起动状态相比,第二道激波前移且发生弯曲,这是进气道由于高反压进入不起动状态,顶板附面层被抬升甚至发生分离造成的.

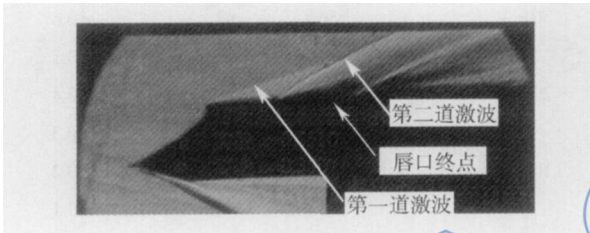


图 4 进气道起动时的纹影照片
Fig. 4 Schlieren image of started flowfield

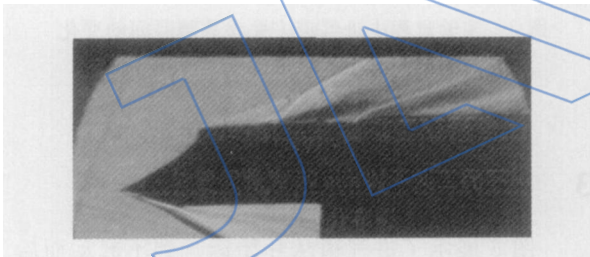


图 5 进气道不起动时的纹影照片
Fig. 5 Schlieren image of unstarted flowfield

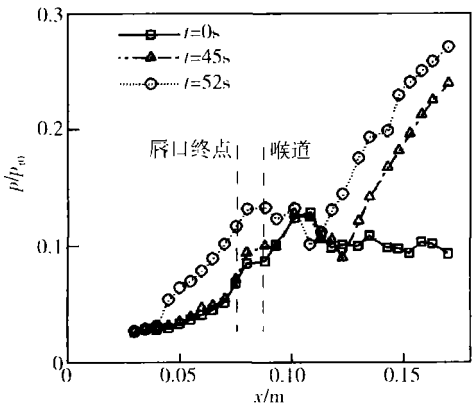


图 6 进气道在无反压、最大反压和不起动状态的顶板中心线压力分布
Fig. 6 Pressure distribution along the centerline of top wall at different operations

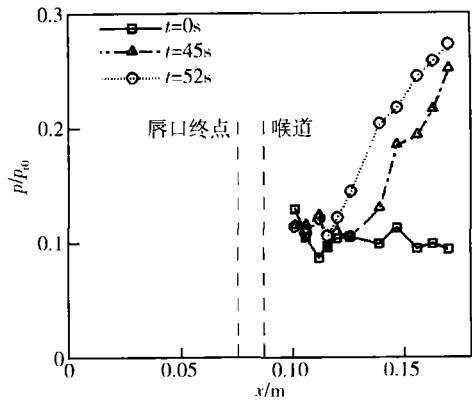


图 7 进气道在无反压、最大反压和不起动状态的侧板半隔离段高度压力分布
Fig. 7 Pressure distribution on the sidewall at mid-height of the isolator at different operations

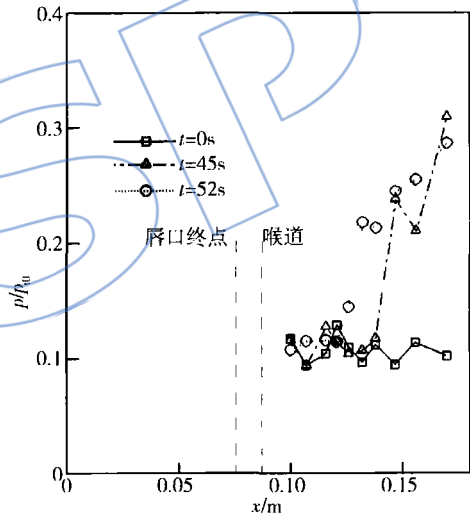


图 8 进气道在无反压、最大反压和不起动状态的唇口板中心线压力分布
Fig. 8 Pressure distribution along the centerline of the cowl at different operations

图 6~图 8 为进气道在未加反压($t=0s$)、能承受的最大反压($t=45s$)及不起动状态($t=52s$)顶板中心线、侧壁面半隔离段高度处以及唇口板中心线上的静压分布. 由图 6 可以看出,未加反压时沿流向进气道顶板上的压力逐渐上升,增长梯度越来越大. 由于肩点处的气流膨胀,形成了压力平台,此后由于唇口激波的作用压力突然升高. 在隔离段内由于激波和膨胀波的交替作用,压力产生波动,侧板(图 7)和唇口板(图 8)压力亦是如此.

由图 6 可见,最大反压时压力信号已传至顶板肩点附近,迫使该处压力产生较大幅度的升高,但在隔离段前段压力与未加反压时相比却几乎没有变化,而只是在隔离段内第 7 个测点($x =$

0.123 m) 之后压力才突然升高. 这说明此时反压的主要影响区域只限于第七测点之后, 即激波串的前端在第 7 测点附近, 肩点处的压力升高只是反压经由远离对称面的顶板附面层前传产生的微小影响引起的. 从侧板压力(图 7)也可以看出, 反压的主要影响区域在第六测点 ($x = 0.126$ m) 之后, 而该测点之前除第三测点压力升高外其余均变化不大. 唇口板压力(图 8)显示, 在第 7 测点处 ($x = 0.138$ m) 产生较强激波, 压力陡升, 而反压经由附面层对上游产生较小影响, 这种影响一直延续到第三测点. 从顶板和唇口板压力分布可以看出, 隔离段内激波串呈现不对称性, 而从出口总压和马赫数分布(图 9, 图 10)也可以看出最大反压时进气道出口唇口板一侧仍有较大部分的超声速区, 具有较高的总压恢复.

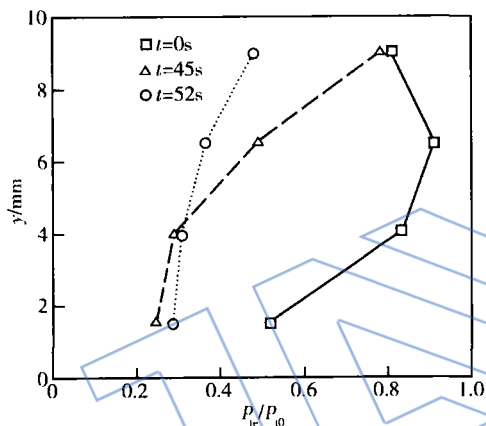


图 9 进气道在无反压、最大反压和不起动状态出口总压分布

Fig. 9 Vertical total pressure distribution at the inlet exit at different operations

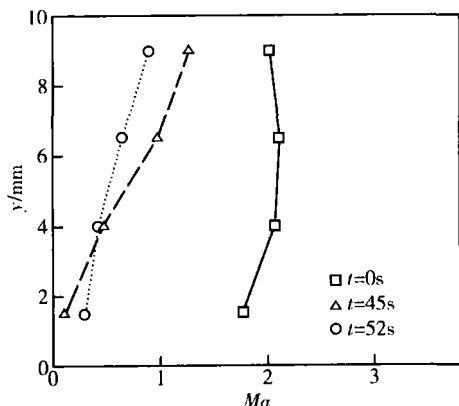


图 10 进气道在无反压、最大反压和不起动状态出口马赫数分布

Fig. 10 Vertical Mach number distribution at the inlet exit at different operations

进气道在 $t = 52$ s 的不起动状态, 反压已迫使顶板第四测点压力抬升, 而在隔离段入口附近压力又发生较大幅度的下降, 隔离段内侧板、唇口板压力显示反压影响主要在隔离段第四测点之后, 从图 10 可见此时出口已全部为亚声速流, 马赫数范围 $0.29 \sim 0.9$, 总压恢复范围 $0.29 \sim 0.48$.

由出口皮托压和壁面静压计算得到的进气道在未加反压情况下的性能参数如下: 流量系数 0.83, 总压恢复 0.78, 平均马赫数 2.01, 增压比 11.92. 可以发现, 进气道流量系数很高, 说明后掠唇口成功阻止了第一溢流窗的大部分溢流, 相信在 $Ma 5.3$ 的设计状态将会起到更大的作用, 流量系数会更高.

4 结 论

对型面设计马赫数为 4.3, 设计马赫数为 5.3, 收缩比为 5 的流线追踪 Busemann 进气道进行了马赫数 3.85 风洞实验, 获得了这种进气道的起动性能和总体性能. 初步得到以下结论:

(1) 进气道在马赫数 3.85 来流条件下能够自起动; (2) 进气道能够承受的最大反压为 34 倍的来流静压; (3) 进气道不起动后, 反压须降至 26 倍的来流静压时进气道才能重新起动; (4) 进气道流量系数为 0.83, 增压比为 11.92.

实验结果表明该进气道具有较好的性能, 证明了设计方法是切实可行的.

参考文献:

- [1] Smart M K, Trexler C A. Mach 4 performance of a fixed-geometry hypersonic inlet with rectangular-to-elliptical shape transtion[R]. AIAA 2003-0012.
- [2] 孙波, 张堃元, 王成鹏, 等. Busemann 进气道无粘流场数值分析[J]. 推进技术, 2005, 26(3): 242-247.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan, WANG Chengpeng, et al. Inviscid CFD analysis of hypersonic busemann inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(3): 242-247.
- [3] 孙波, 张堃元. Busemann 进气道起动问题初步研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 128-131.
SUN Bo, ZHANG Kunyuan. Preliminary investigation of busemann inlet starting characteristics[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 128-131.
- [4] Van Wie D M, Kwok F T, Walsh R F. Starting characteristics of supersonic inlets[R]. AIAA 96-2914.