

高超声速进气道中壁龛式预燃室进气特性*

司徒明, 陆惠萍, 王 春

(航天机电集团公司 31 所, 北京, 100074)

摘要: 在空气流量 4.69 kg/s 左右的地面连管试验台上, 研究了高超声速进气道中壁龛式预燃室内外流场的气流特性。试验发现, 壁龛式预燃室中流动状态的变化与激波-附面层之间相互作用关系密切。虽然在壁龛式预燃室中测得的总压值较低, 气流总压损失较大, 但仍满足两股气流之间超燃点火的压力匹配要求。因此, 提出的壁龛式预燃室方案是可行的。

关键词: 煤油; 进气道; 预燃室; 超音速燃烧

中图分类号: V235.213 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2000)06-0056-03

Characteristic of the entry of niche-like preburner in the hypersonic inlet

SITU Ming, LU Hui-ping, WANG Chun

(The 31th Research Inst., Beijing, 100074, China)

Abstract: The experiments were set on the ground connected pipe test station with air mass rate of 4.69kg/s. The internal flow field of the niche-like preburner in the inlet was investigated by means of pressure measurement. The static pressure and total pressure measured in the internal flow field show that the total pressure in the niche-like preburner is low, which means it has the great total pressure loss in the inlet of preburner, dealing with the interaction of shock waves with boundary layers. However, the total pressure in the niche-like preburner still satisfies the pressure requirement for supersonic ignition.

Key words: Kerosene; Inlet; Precombustion chamber; Supersonic combustion

1 引言

高超声速冲压发动机是高超声速飞行器的推进装置, 具有优良的性能, 已引起世界各国的普遍重视。其中煤油超燃冲压发动机具有军事应用的前景^[1,2], 因而尤为引人注目。图 1 显示一种典型的煤油超燃冲压发动机的结构形式。这种类型的冲压发动机能够解决煤油的点燃和稳定燃烧问题, 可望作为飞行马赫数 $Ma = 4 \sim 6$ 的远程高超声速巡航导弹的动力装置。为了保证煤油能在超声速气流中点火、混合、稳定燃烧和在燃烧室中较短的停留时间 (1 ms~ 2ms) 内完全燃烧等要求, 曾提出过多种解决办法, 其中之一是采用预燃室方案, 使煤油超燃冲压发动机在较低的接力飞行马赫数 $Ma = 4$ (气流总温 890 K, 静温为 580 K) 状态下开始工作^[3,4]。目前, 在超声速通道中预燃室的配置有几种不同的

方式, 本文则提出了一种结构紧凑的壁龛式预燃室方案。这种壁龛式预燃室性能能否满足煤油超燃冲压发动机点火特性, 尚需进行探讨, 这是本文研究的目的。

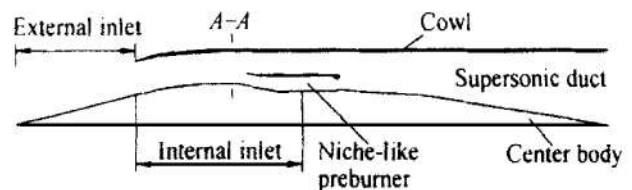


Fig. 1 Schematic of a typical scramjet with a niche-like preburner

2 试验模型与试验装置

为了有效地研究高超声速进气道中壁龛式预燃室的内部流场, 试验方案中将预燃室前的进气道截

* 收稿日期: 2000-03-29; 修订日期: 2000-06-27。基金项目: 国家自然科学基金项目 (19882004)。

作者简介: 司徒明 (1937—), 男, 宇航工程博士 (美国), 研究员, 博士生导师, 研究领域为高超声速流动/燃烧。

面与型面喷管出口截面直接相连, 如图 2 所示。A-A 截面是进气道内压段的壁龛式预燃室的开始截面。

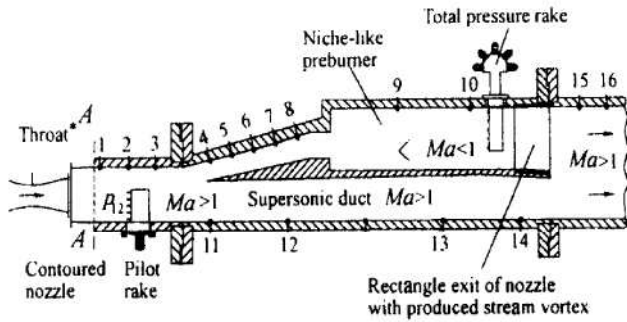


Fig. 2 Schematic of experimental setup for the scramjet model with a niche-like preburner in the hypersonic inlet

二维煤油超燃试验模型包括壁龛式预燃室和超燃燃烧室两部分组成, 宽度为 125mm。模型的 A-A 截面尺寸为 100 mm × 125 mm, 中心体内壁面有 12° 的膨胀角, 构成膨胀波式进气的预燃室。壁龛式预燃室面积为 90 mm × 125 mm, 预燃室的尾喷管为三维长方形出口的喷管, 喉道面积为 61.5 mm × 109.7 mm 并具有引发流向涡的功能。在预燃室进口突扩台阶前, 安装一级喷油杆 (直流式小孔) 和烟火棒点火器; 在预燃室后部, 安装二级喷油杆 (直流式小孔)。

试验在某专用试车台上进行, 用煤油加热, 为实验来流空气提供所要求的总温 (910 K) 和总压 (0.76 MPa)。部分测压点布置如图 2 所示。在实验时, 型面喷管出口处安装皮托测量耙, 测量超声速气流中的皮托压力。在预燃室末端安装总压耙, 测量预燃室内气流的总压, 以便确定气流通过壁龛式膨胀波进气道后的总压恢复系数。

试验模型尺寸是按模拟高空 25 km 和飞行 $Ma=5$ 状态确定的。根据 5 kg/s 空气流量, 在模拟 $Ma=5$ 时的设计参数: 总压 1.4 MPa 和总温 1 340 K, 确定型面喷管的喉道面积为 38.9 mm × 125 mm。考虑到型面喷管超声速段的附面层影响, 喷管出口设计面积为 10 cm × 12.5 cm (125 cm²), 出口马赫数为 2.35。在试验中模拟飞行 $Ma=4$ 状态 ($T_1=910$ K, $p_{t1}=0.76$ MPa) 时, 型面喷管和试验模型尺寸不变, 空气流量为 4.69 kg/s。

3 试验结果与分析

在冷态 (不点火) 试验时, 发动机模型内流场中不同位置上所测得的静压、总压和 Ma 如图 3 所

示, 测点位置见图 2。测压点位置 1 到 3 位于型面喷管出口段和超燃室进口段, 4 到 10 位于壁龛式预燃室进口到出口段, 11 到 14 位于超声速通道。图中 p_{t0} 为稳定段内气流总压, 即内部流场中来流的总压 (为 0.762 MPa)。 p , p_t 和 Ma 分别是内流场的静压、总压和马赫数, x 为测压点位置到内流开始截面测点 1 处的距离。从图中可见, 内流场超声速通道中的静压变化处于 $0.07 p_{t0}$ 到 $0.077 p_{t0}$ 之间, 气流为超声速。在壁龛型预燃室内的静压变化比较大, 从 $0.037 p_{t0}$ 到 $0.16 p_{t0}$ 之间。在预燃室进气道中, 静压较低, 气流处于超声速流动; 在测点 9 和 10 处, 静压较高, 接近 $0.16 p_{t0}$, 在 10 点处总压耙测得的压力值为 $0.164 4 p_{t0}$, 从而可以判定在 9 和 10 测点处, 气流已处于亚声速流动, 流动马赫数为 0.22 左右。

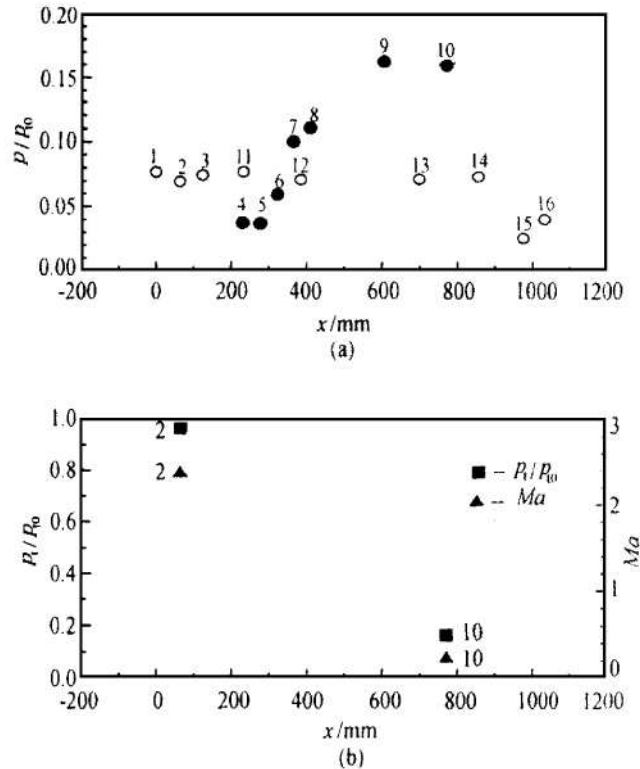


Fig. 3 Pressure and Mach number distributions in the internal duct of inlet without combustion
(a) static pressure (b) total pressure and Mach number

图 3 中一个值得注意的现象是预燃室内 9 或 10 点处的总压远低于型面喷管出口段处 (2 点) 的总压 (为 $0.965 p_{t0}$), 这说明当气流进入壁龛式预燃室后将会产生较大的总压损失。预燃室中气流由超声速变为亚声速是通过激波与附面层之间以及斜激波与斜激波之间相互作用而实现的^[5]。其次, 进入预燃室的气流中大部分来自能量较低的附面层流。

由此可见, 试验中所测得的预燃室内气流的总压是比较低的, 总压系数 $\alpha_{2-10} (p_{110}/p_{12})$ 为 0.170 4。在预燃室喉道处 ($Ma=1.0$) 压力为 $0.532 p_{110}$, 其值大于 14 点处的超声速静压值。

在热态超声速燃烧时, 采用烟火棒点燃预燃室。当预燃室着火后, 室内的气流总压升高, 预燃室进气道内的结尾激波系前移。由表 1 可见, 热态 (燃烧) 时, 预燃室内点 10 的气流总压比 (p_{110}/p_{10}) 为 0.231, 比冷态 (未燃烧) 流动测得的气流总压比高 29%, 则预燃室喉道处的压力远大于 14 点处的超声速流的静压值, 满足两股射流的压力匹配, 从而能顺利地实现超燃点火与稳定燃烧 (如图 4 所示)。

Table 1 Measured total pressure p_t and Mach number Ma at locations of 2 and 10

	Measurement location 2		Measurement location 10	
	p_t/p_{t0}	Ma	p_t/p_{t0}	Ma
Noir burning status	0.964 7	2.365	0.164 4	0.221
Burning status	0.964 7	2.365	0.231	0.22

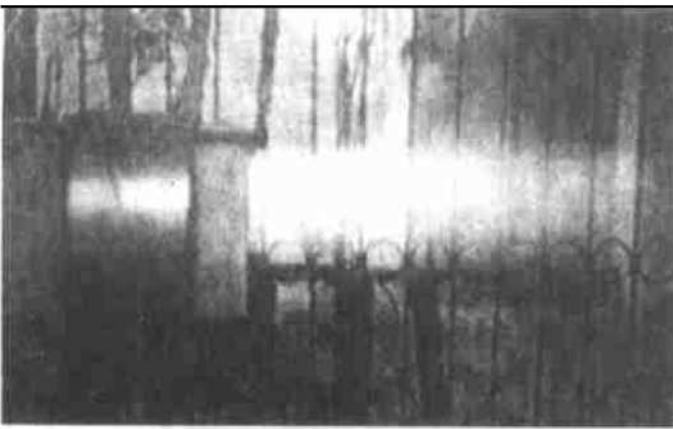


Fig. 4 Photo of supersonic combustion flame of kerosene fueled scramjet with a niche-like preburner at air total temperature of 910 K

4 结 论

用连管实验方法能有效地研究高超声速进气道中壁龛式预燃室内外的流动特性。从压力测量结果来看, 壁龛式预燃室外, 气流为超声速, 预燃室内气流为亚声速。预燃室内气流总压明显下降的主要原因是预燃室入口附近激波 (如 λ 波) 与厚附面层的相互作用; 其次, 流入预燃室内的气流绝大部分来自于进气道中心体侧面的附面层流, 也是一个影响因素。

试验表明, 采用烟火棒点火器, 能有效地点燃预燃室。当预燃室着火后, 预燃室内气流总压将升高, 比冷态流动时测得的气流总压高 29%, 完全能满足超燃冲压发动机接力飞行马赫数 $Ma=4$ 状态的超声速燃烧点火的要求。试验的结果表明, 采用结构紧凑的壁龛式预燃室点燃煤油超燃的方案是可行的。

参 考 文 献

- [1] 司徒明. 超音速巡航导弹与冲压发动机技术 [J]. 飞航导弹, 1996 (1).
- [2] 司徒明. 煤油超燃冲压发动机性能分析 [J]. 推进技术, 1998, 19 (2).
- [3] 司徒明. 碳氢燃料超燃研究与应用 [J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14 (1).
- [4] 司徒明, 王子川, 牛余涛, 等. 高温富油燃气超燃试验研究 [J]. 推进技术, 1999, 20 (6).
- [5] Zhang S D (ZHANG Shu-dao), Han Z Y (HAN Zhaoyuan), Situ M (SITU Ming), et al. Investigation of cold flow in a liquid-fueled scramjet inlet-combustor [R]. AIAA 98-3125.

(责任编辑: 王居信)