

超燃冲压模型发动机实验设备与实验技术*

张新宇 陈立红 顾洪斌 俞刚

中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080

摘要 超燃冲压发动机是高超声速飞行器的先进的动力系统, 在基础研究和工程应用方面都具有重大意义. 其实验设备的建设与实验技术的积累是一个国家在航空航天领域综合实力的体现. 本文综述了国外超燃冲压发动机地面实验设备的发展情况, 介绍了我国用于超燃冲压模型发动机实验的高超声速推进实验装置及其关键组成部分的设计思想、研制方法和调试结果. 马赫数 5.8, 总压 5 MPa, 总温 2000 K, 总流量 4.5 kg/s 的设备运行参数为超燃冲压模型发动机的研究提供了必要的实验条件.

关键词 高超声速推进技术, 地面模拟实验装置, 超燃冲压发动机

1 引言

超燃冲压发动机是高超声速吸气式推进技术的核心, 在航空航天与国防方面具有很强的应用背景. 同时其研究工作涉及气体动力学、化学动力学、燃烧学等多学科领域的交叉, 以及激波、化学反应、湍流、边界层等物理化学现象的相互作用, 因此具有很高的学术价值. 可以说超燃冲压发动机的开发与研制是一项意义重大、挑战性极强的工作. 这也是国际上航空航天大国不遗余力投入巨资开展研究工作的原因. 自 20 世纪 50 年代以来, 美国与前苏联就开始了这方面的基础研究^[1~5]. 80 年代以后, 欧洲、日本也逐渐加入到研究行列^[6~10]. 但由于超燃冲压发动机本身及相关技术的复杂性, 使得研究工作几经起落, 至今尚无一种以超燃冲压发动机为动力的飞行器研制成功. 目前的研究工作仍然以实验室内的地面实验为主.

国际上设备建设和超燃冲压模型发动机实验伴随着研究工作的发展已走过了近半个世纪的路程. 以美国为例, 1963 年由 Ferri 等设计的第一台模型发动机就在 GASL 的燃烧加热高焓自由射流风洞 (CHHEBD) 上开始了实验研究^[11]. 该风洞的加热采用了烧氢补氧方式, 马赫数为 5, 设备喷管出口直径为 305 mm. 1964 年由 NASA 的 Dryden 研究中心提议、Langley 研究中心支持, 高超声速研究型发动机

(HRE) 计划立项, 其目的在于全面发展地面实验技术, 同时进行飞行实验 (X-15 计划). 在这个计划的带动下, 60 年代末~70 年代初建造了一系列自由射流实验设备. 1969 年~1970 年全尺寸飞行重量结构集成模型 (SAM) 在 NASA Langley 研究中心的高温风洞 (8-ft HTT) 上进行了实验^[12~14]. 该风洞燃烧甲烷加热实验气流, 可提供马赫数 7 的飞行条件, 设备喷管出口直径为 2.4 m. 1971 年~1973 年, 另一个全尺寸的气动一体化模型 (AIM) 在 NASA Lewis 研究中心的高超声速实验设备 (HTF) 上进行了实验^[15,16]. 该设备采用碳砖蓄热式加热方法, 设备喷管出口直径 1.06 m. 这两项研究验证了超燃冲压发动机整体系统的性能、操作性、结构以及可控性.

由于大型实验设备运行费用高、实验准备周期长等原因, NASA Langley 中心在 1972 年~1977 年间建造了两座小型实验设备: 燃烧加热实验设备 (CHSTF) 和电弧加热实验设备 (AHSTF)^[17~21]. 这两座设备具有相同的设备喷管出口尺寸 (337 mm×337 mm 的正方形), 分别模拟马赫数 4.7, 5.5, 6.0, 7.0 和马赫数 3.5, 4.0, 4.7, 5.5 的飞行条件. 配合 NASA 的实验研究, GASL 稍后也建造了同样尺寸 (337 mm×337 mm 正方形设备喷管) 的实验设备, 并扩展成 Leg IV、Leg V 和 Leg VI 3 个自由射流实验台^[22]. 它们的实验对象马赫数设定在 3.4 和 6 两点. 其中 Leg V 可以通过调节喷管仰角来改变模型

收稿日期: 2003-03-31, 修回日期: 2003-08-20

* 中国科学院百人计划、中国科学院装备研制 (Y00012) 资助项目

发动机进口马赫数。它们在美国的超燃冲压发动机研究工作中发挥了至关重要的作用。自 1975 年先后有 20 余种发动机模型在这两座设备上进行了实验。其中包括第一个三板模型发动机, 无支板参量发动机 (SLPE)、台阶支板参量发动机 (SSPE), 80 年代进入 NASP 计划后的政府基线发动机 (GBE), 由 General Electric, Pratt and Whitney 和 Rocketdyne 等公司开发的发动机 A, A1, A2, A2+, C. John Hopkins 大学的发动机 B1, 还有 NASP 后期研制的双模态模型发动机 (SX-20), 缩尺实验参量发动机 (SXPE), 另外 NASP 计划终止后继续研制的双模态参量发动机, Rocketdyne 的 A3 发动机, 乃至目前正在执行的 Hyper-X 计划的双燃料实验模型 (DFX), 以及 Hyper-X 发动机模型 (HXEM) 等大量模型^[23]。具有代表性的模型尺寸为长 1.5 m、宽 150 mm、高 200 mm。

目前美国拥有的各种规模的自由射流设备已超过 20 座, 研制、实验过的各种超燃冲压发动机模型已超过 50 种^[23]。

在 50 年代 ~ 60 年代与美国同时开展研究的还有前苏联。1962 年苏联第一科学研究所 (NII-1) 建成了第一座大型自由射流实验设备 (BMG), 它的喷管直径 400 mm, 总温 2300 K, 马赫数 5 ~ 8。70 年代初被 CIAM 接管^[24]。1969 年开始在 TsAGI 建造了自由射流设备 (T-131B)、直联实验台 (T-131V) 和小型风洞 (SVV-1) 配套实验系统。T-131B 采用烧煤油补氧加热器, 总温、总压分别可达 2350 K 和 10 MPa, 马赫数 5 ~ 8, 喷管出口直径 400 mm。T-131V 参数与 T-131B 相同, 燃烧室入口马赫数 2.5 ~ 4。SVV-1 用于内流气动研究, 马赫数 1 ~ 6, 总压 10 MPa^[25]。前苏联与俄罗斯的超燃冲压发动机的研究工作, 主要由 TsAGI 和 CIAM 在上述两大实验设备上进行。苏联第一个模型发动机 1964 年在 BMG 上实验, 轴对称结构, 双模态, 入口直径 350 mm, 长 1.7 m, 马赫数 6。随后又进行了轴对称双斜坡外压式模型实验, 入口直径 220 mm, 马赫数 6。进入 80 年代后, 又进行了马赫数 4 ~ 6.4 轴对称单模块双模态发动机 (57M), 马赫数 6.3 轴对称无冷却煤油燃料模型发动机 (67M), 马赫数 6 二维单模块双模态煤油燃料发动机 (PM6), 马赫数 5 ~ 7 单模块发动机 (TsAGI-MTU) 等一系列自由射流实验。

法国也是开展超燃冲压发动机研究较早的国家。60 年代末建造了高超声速风洞 S4MA, 总温 1800 K、总压 15 MPa、马赫数 6, 10, 12, 轴对称喷管出口直径 0.6 m, 1 m。70 年代初利用该设备进行了 ESOPE 发动机的马赫数 7 燃烧室实验和马赫数 6 直联式实验。进入 90 年代后伴随 PREPHA 计划的开始^[26], 法国又发展了新的实验设备。ATD5 是用于发动

机燃烧室实验的直联式实验台, 模拟飞行马赫数 7.5, 总温 2400 K, 总压 4 MPa, 空气流量 5 kg/s。为进行大尺寸燃烧室实验, Aerospatiale Matra Missiles 又建造了大型直联式实验台, 总温 1800 K, 总压 8 MPa, 空气流量 100 kg/s。

日本超燃冲压发动机研究开始于 80 年代末, 1993 年建造了自由射流实验设备 RJTF^[27]。它可以模拟飞行马赫数 4, 6, 8, 总温 2600 K, 总压 10 MPa, 空气流量 46 kg/s, 喷管出口 510 mm × 510 mm。马赫数 4, 6 可采用蓄热式加热, 马赫数 6, 8 可采用燃烧或蓄热 + 燃烧加热。目前在上述各马赫数条件下, 侧压式超燃冲压模型发动机 (入口 250 mm × 200 mm, 长 2 m) 均获得正推力^[28]。

我国有关超燃冲压发动机的基础研究工作起步于 90 年代中期, 重点着眼于机理研究和部件研究^[29~42]。进入新世纪以后, 由于高超声速技术发展的需求, 系统性的超燃冲压发动机研究工作开始有计划地开展起来。超燃冲压发动机研究的基本条件就是必须有相应的实验设备。因此, 设备的设计、研制, 以及实验技术的掌握就自然成为发展的焦点。本文介绍我国第一座用于超燃冲压模型发动机实验的设备 (高超声速推进实验装置) 的设计思想、研制方法、以及设备初步调试结果。

2 实验设备与实验技术

开展超燃冲压发动机的研究工作, 首先需要相应的实验设备。由于超燃冲压发动机一般适用于马赫数 5 以上的高超声速飞行, 使得实验设备必须能够提供高超声速气流, 同时还必须能够模拟由于高马赫数飞行时飞行器周围气流焓值与压力的上升。另外, 高超声速飞行器一般需要在空气稀薄的高空飞行, 所以实验设备还需要实现相应的高空状态。要同时实现上述条件, 就导致实验设备系统复杂, 设计、运行难度大。

图 1 是实验系统整体示意图, 它主要由设备本身 (加热器、喷管、实验舱、引射器、消音塔) 和气源、阀门单元以及控制台等周边部件构成。

2.1 烧氢补氧加热器

为满足实验气流的高焓要求, 首先需要加热气流。通常采用的有蓄热器、电弧和燃烧等方法, 每种方法各有利弊。综合分析考察优缺点, 本设备采用了燃烧加热方法。图 2 是加热器的示意图。加热器本体是一个内径 310 mm, 长 600 mm 的圆筒, 氢气和空气的预混气体首先加入加热器, 并由环绕在四周的 4 个火花塞点燃, 形成一个引导火焰。主流空气与氢气被该引导火焰点燃后在加热器内燃烧, 提高加入空

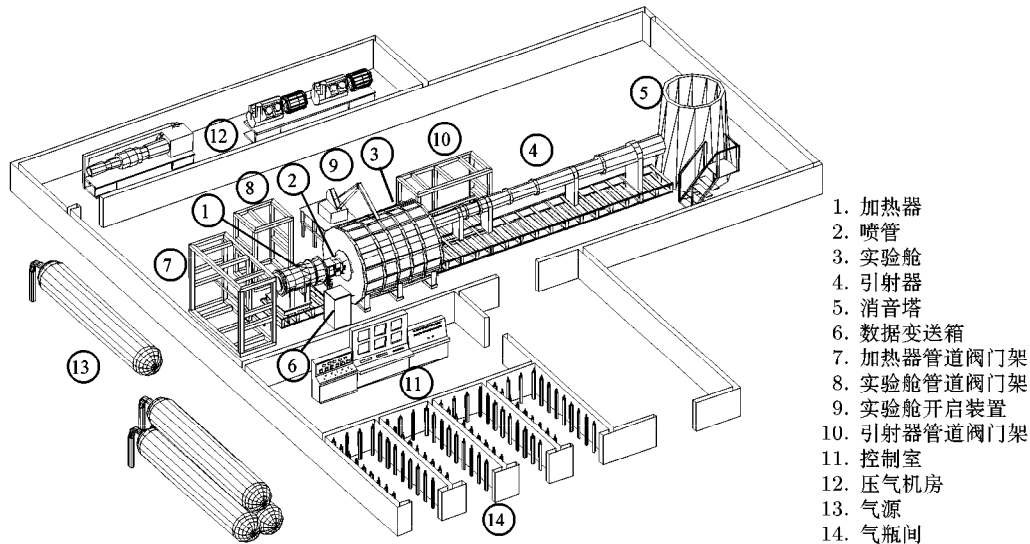


图 1 高超声速推进实验装置整体图

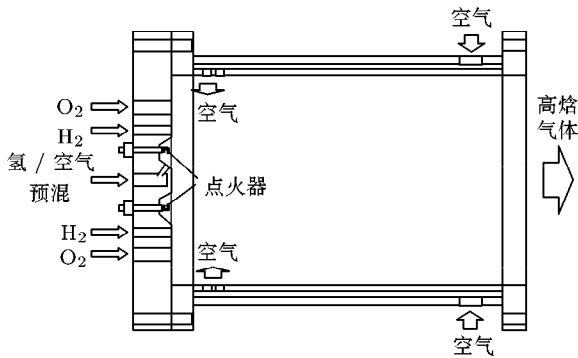


图 2 烧氢补氧加热器

气的总温. 在燃烧中消耗掉的氧气部分再另外补充进去, 以保持正常空气中应有的氧含量. 温度的高低可由加入气体(空气、氢气、氧气)的流量来控制.

另外, 该加热器采用了再生冷却方法, 空气在加热器下游端注入, 经过加热器壁夹层返回上游, 进入加热器. 这样使进入加热器前空气吸收加热器壁面的热量, 一方面可对加热器起到冷却保护作用, 同时还可以最大限度地提高参加燃烧气体的温度.

这种加热方法可以大大的节省投资, 而且加热性能好, 获得的高焓气流总温、总压高, 流量大.

2.2 超声速喷管

超声速喷管的作用是把由加热器加热后的空气加速到设计马赫数, 并以自由射流的形式提供给超燃冲压发动机实验模型. 因此喷管尺寸大小直接关系到可实验模型的大小, 同时也决定了实验设备整体的大小. 所以需要慎重选取喷管尺寸. 参考我们现有的直联式超燃实验台的燃烧室尺寸, 考虑实验结果和数据的兼容性, 首先选取超燃冲压发动机模型燃烧

室截面尺寸为 $70\text{ mm} \times 50\text{ mm}$ ^[31]. 然后确定发动机模型气动收缩比(进气道入口与出口面积比), 得出进气道入口尺寸, 进而再根据设计马赫数条件下所允许的模型堵塞比(模型最大截面与设备喷管出口面积比), 算出喷管出口尺寸. 设计本喷管时选取的收缩比和堵塞比分别为 4% 和 25%, 这样得出喷管出口尺寸为 $300\text{ mm} \times 187\text{ mm}$.

喷管设计的另一个主要参数是马赫数. 由于高超声速飞行器前机身和斜激波的压缩效果, 进入发动机的气流马赫数一般是飞行马赫数的 80% 左右^[43]. 超燃冲压发动机通常在马赫数 5 以上工作, 而马赫数 5 ~ 6 被认为是燃烧由亚燃向超燃进行模态转换的范围. 所以为能在纯超燃条件下进行实验, 本设备把模拟飞行马赫数定为 7, 即发动机进气道入口马赫数为 5.6. 根据喷管出口面积和马赫数, 利用特征线法, 同时考虑边界层修正, 通过计算机计算得出喷管喉道尺寸和喷管型面形状. 喷管喉道尺寸为 $4.2\text{ mm} \times 187\text{ mm}$, 是二维喷管. 图 3 是该喷管的示意图. 喷管与加热器之间设置一个长 200 mm 的圆变方过渡段, 使气流可以顺畅流动.

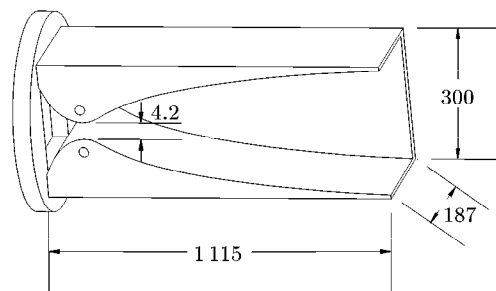


图 3 超声速喷管(单位: mm)

2.3 实验舱

实验舱是设置模型并提供高空环境的地方. 为减少实验舱内壁与实验气流的相互干扰, 同时为模型安装以及作业方便, 在条件允许的情况下尽量加大实验舱体积. 如图 4 所示, 本研究的实验舱是直径 2 m、长 3 m 的圆筒, 在侧面设有 3 对观测窗 (中心分别距实验舱上游端 0.3 m、0.8 m、1.9 m). 上游 2 对用

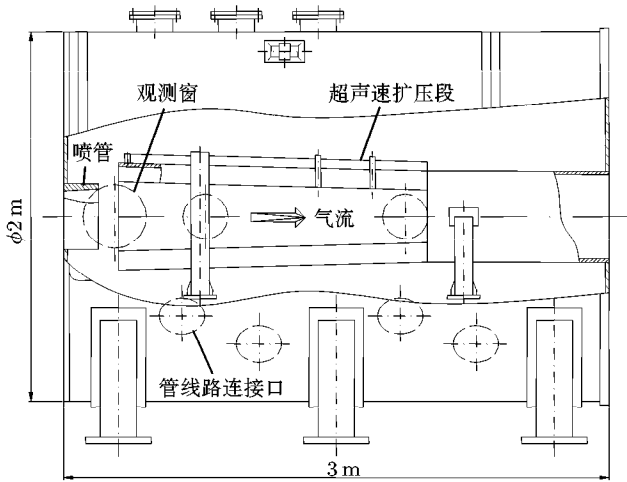


图 4 实验舱示意图

于观察喷管实验气流和模型进气道情况, 下游一对用于观察模型燃烧后尾喷管的排气情况. 在实验舱上游断面设置了 5 个窗口, 根据具体需要供观察或舱内外管、线路连接使用. 在实验舱两侧下面共设有 8 个窗口供舱内外管、线路连接使用. 实验舱上半侧面可用电动涡轮蜗杆掀开 180°, 供实验模型搬入搬出. 实验舱与舱盖之间设有充气橡胶管, 起密封作用.

2.4 排气系统

本设备的排气系统由单级中心空气引射器和消音塔串联构成, 一方面提供实验舱内的高空环境, 另一方面排出实验气流以及发动机模型的排气. 通常, 马赫数 7 的飞行器需要在 20 km 以上的高度飞行, 环境压力为 4 kPa 左右. 由此, 要求引射器具有相应的抽吸能力. 根据第二长喉道工作模态的数值计算结果 [42~45], 对引射器进行了优化设计. 如图 5 所示, 设定引射器工作压力为 2.8 MPa, 流量 25 kg/s, 引射器喷管马赫数 3.8, 引射器管道内径 550 mm, 第二喉道内径为 366 mm. 计算抽吸能力在没有二次流的情况下为 4 kPa. 为降低实验噪音, 在引射器下游设置了内径 2 m 钢筋混凝土浇筑的消音塔, 穿过屋顶. 在消音的同时把实验气流排出室外.

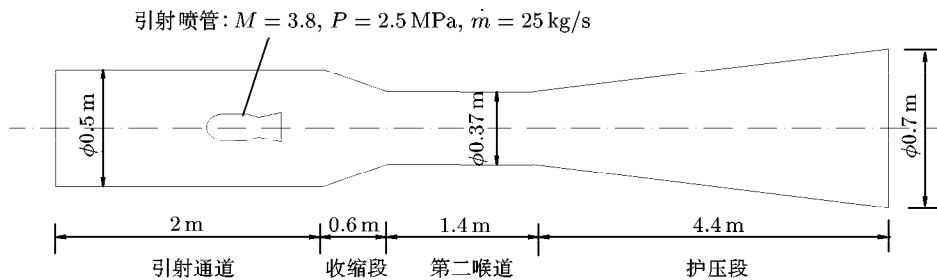


图 5 引射器示意图

2.5 设备气源

本设备需要空气、氢气、氧气和氮气等 4 种气体. 空气由 2 台压缩机 (流量 3.3 m³/min, 最大输出压力 21 MPa) 压缩, 并储存在 4 个容积 4 m³ 的高压气罐中. 其中一个气罐用于设备喷管的供气, 其余 3 个用于引射器. 氢气和氧气分别来自 20 个并联的常规气瓶 (最高压力 15 MPa). 氮气同样来自 20 个并联的常规气瓶 (最高压力 15 MPa), 其中 10 个用于实验后可燃气体管路吹洗, 另外 10 个用于设备可燃气体供气管路气动阀的控制. 非可燃气体管路气动阀的控制气体来自另外 20 个常规空气气瓶 (最高压力 15 MPa).

2.6 供气管路与阀门系统

本设备共设 12 条供气管路, 其中 6 条供设备,

5 条供发动机模型, 1 条供引射器. 图 6 表示供气管路的阀门系统. 如图 6(a) 所示, 可燃气体管路的阀门系统由 1 个手动截止阀、3 个气动阀和 1 个调压阀组成. 手动阀设置在气源出口, 出于安全考虑气动阀 AV1 设在实验室墙外, 气动阀 AV2 和 AV3 设在设备附近的阀门架 I 上, 这 2 个阀门之间设有调压阀 RV. AV3 与设备加热器之间设有前室、临界喷管流量计和单向阀. 气动阀的开关由控制气路上的电磁阀控制, AV1 和 AV2 可在控制室远程手动操作, AV3 为手动和计算机程序双重控制. RV 可在控制室调节设定. 该管路上的气动阀与调压阀的控制气均为氮气, 以保障可燃气体漏溢时的安全.

图 6(b) 表示非可燃气体管路阀门设置. 阀门系统由 1 个手动截止阀、1 个气动阀、2 个电磁阀和 1 个调压阀组成. 与可燃气体管路相同, 手动截止阀和

气动阀 AV1 分别设在气源出口和实验室墙外. 不同的是用电磁阀 EV1 和 EV2 代替气动阀 AV2 和 AV3.

其余调压阀、前室、流量计和单向阀均与可燃气体管路相同. 调压阀控制气体为空气.

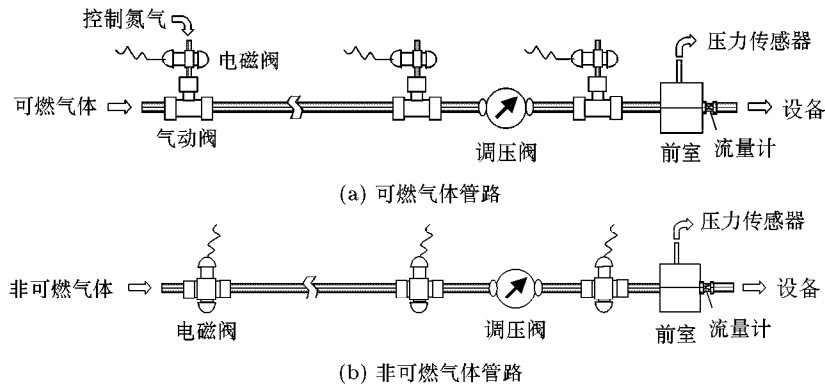


图 6 设备供气管路与阀门系统

2.7 设备控制系统与测量系统

本设备的 12 条供气管路的流通情况由 38 个电磁阀控制, 所以每条管路的供气开始和停止时间可由主控机程序控制. 设备控制台由流量单元、时间单元和监视单元组成. 流量单元通过设置各供气管路调压阀的压力来设置各路气体的流量, 时间单元设定各路气体通过和截止的时间. 监视单元由主控机显示器和 5 台从不同角度监视设备本身的监视器组成.

主控机除控制设备运行外, 还承担采集和处理测量数据的任务. 本设备设置了 244 路压力测量通道、40 路温度测量通道和 8 路测力通道, 每个通道每组数据的采集时间为 50ms 左右.

在加热器上设有 2 个测压点和 2 个测温点, 主要用于监视加热器中总温、总压变化. 沿设备喷管共设压力测点 21 个, 用于分析喷管内部流场、波系以及喷管起动情况. 喷管出口处周向设有测压点 10 个, 用于观察喷管出口静压、流场分离以及均匀程度. 喷管出口下游设有可移动的总压靶 2 个, 每个含有 5 个压力测点, 用于分析流场品质. 实验舱设有 1 个测压点, 用于监视内部压力变化. 超扩段根据其几何形状的不同, 设有 (9 ~ 15) 个测压点, 用于分析内部流场. 引射器管道沿程设有 21 个测压点, 用于分析其内部流场. 另外, 用于实验设备的 6 条供气管路的前室上分别设有 1 个测压点, 用于监视设备供气情况和流量分析.

3 设备运行

3.1 管路供气性能

设备运行状况很大程度受管路供气性能的影响. 图 7 是通往加热器的 6 条供气管路前室和引射器

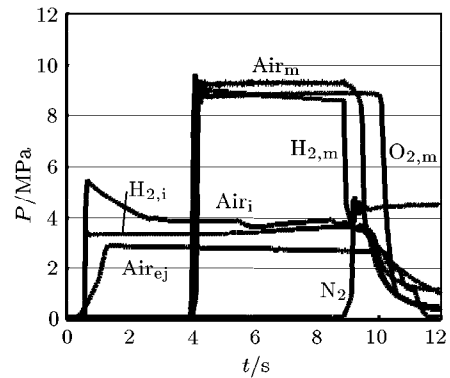


图 7 各供气管路前室压力随时间变化

前室的压力时间变化. 首先开通的是引射器 (Air_{ej}) 管路, 0.5s 后开通用于点火的氢气 ($H_{2,i}$) 和空气 (Air_i) 管路, 4s 后开通主流空气 (Air_m)、氢气 ($H_{2,m}$) 和氧气 ($O_{2,m}$) 管路, 9s 后关闭加热器的 5 路供气, 开通冲洗氮气 (N_2) 管路, 10s 后分三步关闭引射器, 12s 后关闭冲洗氮气, 实验结束.

从图 7 中可以看出, 加热器各供气管路压力上升沿陡峭, 说明阀门动作很快. 上升后压力平稳, 显示调压阀工作稳定. 其中点火用空气 (Air_i) 有所过冲, 压力也有所波动. 但 Air_i 只用于点火, 其流量仅 5g/s, 占总流量 4kg/s 的约 1%. 因此它的不稳定对总体气流的影响可以忽略不计.

3.2 设备喷管起动

图 8 表示实验设备几个主要测点的压力随时间变化. $t = 0s$ 时开通引射器管路, 引射器前室压力 (P_{ej}) 迅速上升, $t = 0.8s$ 时达到稳定值 2.5 MPa. 实验舱压力 (P_c) 由于舱体容积较大下降稍缓, 在 $t = 4s$ 左右时达到稳定点 4 kPa. 这段时间内没有其它供

气, 所以喷管出口静压 (P_s)、总压 (P_t) 和加热器压力 (P_h) 与实验舱压力基本相同。

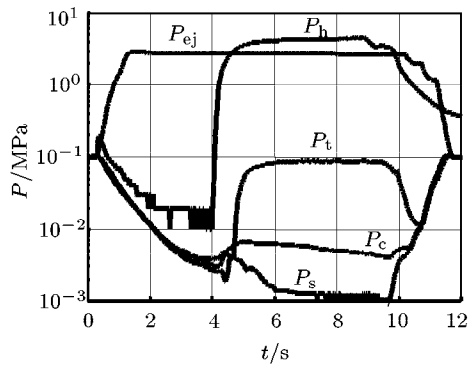


图 8 设备主要测点的压力随时间变化

$t = 4\text{s}$ 时开始给加热器供气、点火、燃烧, 加热器压力 (P_h) 迅速上升. 这时由于有气体从喷管流出, 实验舱压力 (P_c) 和喷管出口静压 (P_s)、总压 (P_t) 都有所上升. 当 P_h 上升至 1.02MPa ($t = 4.5\text{s}$) 时, P_c 和 P_s 开始下降, P_t 开始上升, 显示设备喷管开始起动. $t = 5.5\text{s}$ 时各压力趋于稳定, 说明设备进入稳定工作阶段. 这时 P_h 稳定在 $(4 \sim 4.4)\text{MPa}$, P_t 稳定在 $(86 \sim 88)\text{kPa}$ 之间, P_c 由 $(3 \sim 2)\text{kPa}$ 缓慢变化. $t = 9\text{s}$ 时关闭通往加热器的各路气体, 各测点压力随之下降. $t = 10\text{s}$ 时关闭引射器阀门, P_c 开始上升, 说明设备进入不起动状态. $t = 11.8\text{s}$ 时各路压力平衡在大气压, 实验结束. 根据测得的总压、静压、总温等实验数据, 可以计算出喷管出口马赫数为 5.8, 喷管质量流量为 4kg/s .

3.3 超声速扩压段的影响

如图 9 所示, 在设备喷管下游设有超声速扩压段. 超扩段的几何形状、尺寸等对喷管起动起重要作用. 如果不使用超扩段、或者超扩段不合适, 喷管将无法起动. 图 10 是喷管不起动时典型的压力分布图. 与图 8 相同, 前 4s 在引射器的作用下, 实验舱和设备喷管出口静压下降至 6kPa . $t = 4\text{s}$ 主流进入后, 由于其辅助引射作用 P_c 和 P_s 继续下降. $t = 4.2\text{s}$ 时, P_c 和 P_s 随主流总压升高而开始上升, 达到 30kPa , 表示喷管不起动.

在研究喷管起动性能中, 共设计加工了 8 种不同几何形状的超扩段. 其中最适合于本实验的超扩段为倒圆锥台与矩形方筒相连接的结构, 超扩段入口面积和矩形方筒平直段的截面积分别是喷管出口的 2.2 倍和 1.3 倍, 倒锥台和矩形方筒长度分别是喷管等效直径的 2.2 倍和 6.0 倍. 其次的超扩段为 2 个矩形倒锥台相连接的结构, 第一段入口面积、出口面积 (等同于第二段入口面积) 以及第二段出口面积分别是喷

管出口面积的 2.2 倍、1.7 倍和 1.3 倍, 两段长度均是喷管等效直径的 4.68 倍.

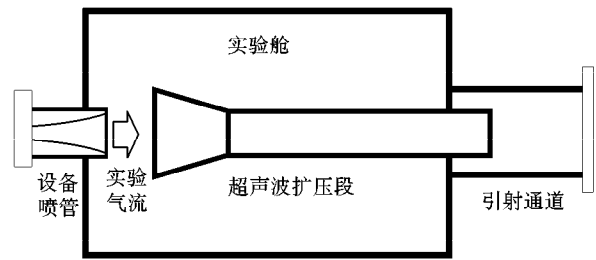


图 9 超声速扩压段的设置

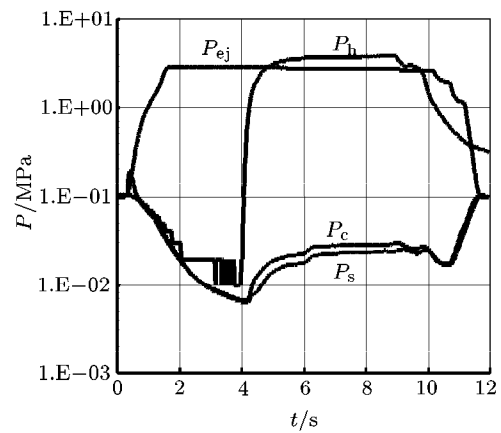


图 10 设备不起动时实验舱压力与喷管出口静压分布

根据正激波关系式可以推算出马赫数 5.8 喷管的最小起动压比为 42.4 (按比热比 $\gamma = 1.34$ 计算), 而实测起动压比对于上述 2 种超扩段分别为 89 和 105.

3.4 实验气流总温变化

图 11 表示设备加热器内部温度随时间的变化. 传感器是 K 型铂铑热电偶, 裸露在加热器中, 无冷却. 图中 $t = 1.5\text{s}$ 时的温度上升, 来自于氢 / 空气引导火焰的点火. $t = 3.6\text{s}$ 时加入的主流氢气和空气开始燃烧, 导致温度迅速上升, 并于 $t = 3.7\text{s}$ 达到基本稳定. 温度平衡在 $1950\text{K} \sim 2000\text{K}$ 左右. $t = 8\text{s}$ 时关闭各路供气, 温度随之迅速下降. $t = 9\text{s}$ 时的温度回升是由于氮气冲洗管道时带出的氢气复燃造成的.

由加热器加热的气流温度, 取决于进入加热器参加燃烧的各路气体 (氢气、空气和氧气) 的量. 所以根据实验需要温度, 可预先计算好空气、氢气、氧气的流量, 然后通过调压阀的设置把实际进入加热器的各路气体流量调节到计算值. 由此得到的实测值与设计值的差一般可保证在 $\pm 50\text{K}$ 以内.

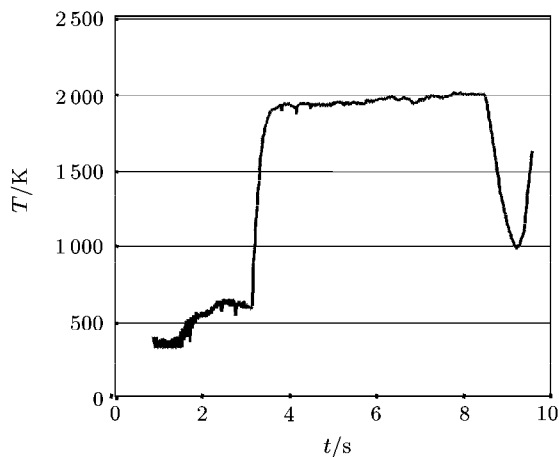


图 11 加热器内部总温随时间变化

4 结束语

本文介绍了用于超燃冲压发动机模型实验的自由射流式高焓风洞的概要和初步设备调试结果, 设备性能和各项技术指标达到设计要求. 综合测量结果做出小结如下:

(1) 计算机时序控制 / 手动控制、数据采集等系统操作性及工作状态良好, 各路气体供气响应迅速、供气稳定, 实验设备完全按设计工况工作.

(2) 实验气流总温、总压可达到 2000 K 和 4.5 MPa, 流量达到 4 kg/s, 稳定时间为 5 s 左右, 可以满足超燃冲压发动机模型实验要求.

(3) 超声速扩压段的几何形状、尺寸对设备喷管的起动性能影响很大. 使用现用超扩段, 在喷管出口马赫数 5.8 条件下的喷管起动压比为 89.

在目前设备建设与初步调试完成的基础上, 下一步优化超扩段的同时, 详细测量喷管射流流场品质, 进而开始超燃冲压发动机模型实验.

致谢 作者感谢中国科学院百人计划项目和装备研制项目的支持. 同时感谢钱大兴在设备设计、制图、加工等方面所作的大量工作, 感谢李英、骆肇敏、宋迪华、李强在设备安装、调试以及零部件机加工方面的工作.

参考文献

- 1 Dugger G L. Recent advances in ramjet combustion, *ARS Journal*, 1959, 29: 819~827
- 2 Weber R J. A Survey of Hypersonic-Ramjet Conception. American Society Paper 875-59, 1959
- 3 Gross R A, Chinitz W. A study of supersonic combustion, *Journal of the Aerospace Sciences*, 1960, 27: 517~524
- 4 Weber J V, MacKay J S. An analysis of ramjet engine using supersonic combustion. NACA TN 4386, 1958

- 5 Shchetnikov E S. Calculation of flame velocity in turbulent stream. In: Proceedings of 7th Symposium (International) on Combustion. UK: Oxford University, 1958. 583~589
- 6 Debout B. French research and technology program on advanced hypersonic propulsion. AIAA Paper 91-5003, 1991
- 7 Debout B, Mathieu C. French PREPHA Program: Status Report. AIAA Paper 92-5107, 1992
- 8 Yoshida A, Tsuji H. Supersonic combustion of hydrogen in vitiated airstream using transverse injection, *AIAA J*, 1977, 15: 463~464
- 9 Mitani T, Tanik, Sato S, et al. Experimental Validation of Scramjet Nozzle Performance. AIAA Paper 92-3290, 1992
- 10 Walther R, Koschel W, Sabelnikov V, Korontvit Y, Ivanov V. Investigations into the aerodynamic characteristics of scramjet components. In: International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 97-7085, 1997
- 11 Ferri A. Supersonic combustion progress. *Aeronautics and Astronautics*, 1964, 2: 32~37
- 12 Anon. HREP-phase n-structures assembly model test data report. NASA CR-111993, 1971
- 13 Wieting A R. Aerodynamic and thermal analysis of results of tests of a hydrogen cooled scramjet engine at Mach 6.3. NASA TMX-2767, 1973
- 14 Andersen W L, Kado L. Hypersonic research engine (hre) project-phase ii, aerothermodynamic integration model (AIM) Test Report. NASA CR-132655, 1975
- 15 Cullom R R, Lezberg E A. Calibration of Lewis hypersonic tunnel facility at Mach 5, 6, and 7. NASA TND-7100, 1972
- 16 Thomas S R, Trefny C J, Pack W D. Operating capability and current status of the reactivated nasa lewis research center hypersonic tunnel facility. AIAA Paper 95-6146 and NASA TM-106808, 1995
- 17 Andrews E H, Torrence M G, Anderson G Y, Northam G B, Mackley E A. Langley Mach 4 scramjet test facility. NASA TM 86277, 1985
- 18 Andrews E H. A Subsonic to Mach 5.5 Subscale engine test facility. AIAA Paper 87-2052, 1987
- 19 Rock K E, Andrews E H, Eggers J M. Enhanced capability of the combustion-heated scramjet test facility. AIAA Paper 91-2502, 1991
- 20 Guy R W, Torrence M G, Sabol A P, Mueller J N. Operating characteristics of the langley mach 7 scramjet test facility. NASA TM-81929, 1981
- 21 Thomas S R, Guy R W. Increased Capabilities of the Langley Mach 7 Scramjet Test Facility. AIAA Paper 82-1240, June 1982
- 22 Roffe G, Bakos R, Erdos J, Swartwout W. The propulsion test complex at GASL. ISABE Paper 97-7096, 1997
- 23 Andrews E H. Scramjet development and testing in united states. AIAA Paper 2001-1927, 2001
- 24 Sosounov V A. Introduction and overview. AGARD Lecture Series, 1993, 194: 1.1~1.20
- 25 Walther R, Sabel'nikov V A. Russian scramjet technology development: from the first steps to the current status. Space Course on Low Earth Orbit Transportation, 1993, 2: 33.1~33.31

- 26 Debout B, Mathieu C. French PREPHA program: status report. AIAA Paper 92-5107, 1992
- 27 Yatsuyanagi N, Chinzei N, Mitani T, et al. Ramjet engine test facility (RJTF) in NAL-KRC, JAPAN. AIAA Paper 98-1511, 1998
- 28 Iannotta B. Japan Looks to Scram into Space. *Aerospace America*, 2003, 7: 30~33
- 29 Yu G, Li J, Zhao J, Yang S, Li C. Experimental studies on H₂/Air supersonic combustion. AIAA Paper 96-4512, 1996
- 30 Li J, Yu G, Zhang Y, Li Y, Qian D. Experimental studies on self-ignition of hydrogen/air supersonic combustion. *Journal of Propulsion and Power*, 1997, 13: 538~542
- 31 Sung C, Li J, Yu G, Law C K. Influence of chemical kinetics in the self-ignition of nonpremixed supersonic hydrogen-air flow. AIAA Paper 98-0722, 1998
- 32 Yu G, Li J, Zhao J, et al. Hydrogen-air supersonic combustion study by strut injectors. AIAA Paper 98-3275, 1998
- 33 Li J, Yu G, Zhang X, Huang Q. Combustion of kerosene in a supersonic stream. AIAA Paper 2000-0615, 2000
- 34 Yu G, Li J, Zhang X, Chen L. Investigation on combustion characteristics of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor. AIAA Paper 2000-3620, 2000
- 35 Yu G, Li J, Chang X, Chen L, Sung C J. Investigation of fuel injection and flame stabilization in liquid hydrocarbon-fueled supersonic combustors. AIAA Paper 2001-3608, 2001
- 36 Chang X, Chen L, Yu G, Qian D. Development of a facility for model scramjet testing. AIAA Paper 2001-1857, 2001
- 37 Yu G, Li J, Chang X, Chen L, Sung C J. Investigation of kerosene combustion characteristics with pilot hydrogen in model supersonic combustors. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17: 1263~1272
- 38 Yu G, Li J, Zhang X, Chen L, Han B, Sung C. Experimental investigation on flameholding mechanism and combustion performance in hydrogen-fueled supersonic combustor. *Combustion Science and Technology*, 2002, 174: 1~27
- 39 Chang X, Chen L, Yu G. Design and tests of the diffuser system for an open-jet scramjet test facility. AIAA Paper 2002-5240, 2002
- 40 Yu G, Li J, Yue L, Zhao J, Zhang X. Characterization of kerosene combustion in supersonic flow using effervescent atomization. AIAA Paper 2002-5225, 2002
- 41 Yu G, Li J, Chang X, Sung C. Investigation of liquid hydrocarbon combustion in supersonic flow using effervescent atomization. AIAA Paper 2002-4279, 2002
- 42 Le J, Liu W. Pulse facility and its application in scramjet research. AIAA Paper 2002-5165, 2002
- 43 Curran E T. Scramjet engines: the first forty years. ISABE 97-7005, 1997

PROGRESS IN STUDIES ON TEST FACILITY AND EXPERIMENTAL TECHNIQUE FOR MODEL SCRAMJET*

CHANG Xinyu CHEN Lihong GU Hongbin YU Gang

LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China

Abstract Scramjet is an advanced propulsion system for hypersonic vehicles and plays very important roles in both fundamental researches and engineering applications. The construction of the test facilities and the development of the experimental techniques for scramjet investigation signify a national potential in aerospace field. The present paper summarized the development of scramjets and its ground test facilities in the world. It also introduced the first model scramjet test facility in China, called HPTF (Hypersonic Propulsion Test Facility), with the basic considerations and studies in the design and construction of its key elements. The preliminary calibration and testing results were also discussed. This facility provides a basic experiment conditions for model scramjet tests with the operational parameters of Mach number of 5.8, total pressure of 5 MPa, total temperature of 2000 K and total mass flow rate of 4.5 kg/s.

Keywords hypersonic propulsion technologies, ground simulation test facility, supersonic combustion, scramjet

* This project supported by the CAS "Century Program", Fund for the Equipment Research from the Bureau of Comprehensive Planning, CAS (Y0012).