

文章编号: 1000-8055(2006)06-0967-05

高焓超声速气体取样分析

郑必可, 陈立红, 林 然, 张新宇
(中国科学院 高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

摘 要: 对取样探针内的流场进行了一维分析, 证明气流中的化学反应能够被成功冻结。建立了取样分析系统, 并对其进行了密封性校核。利用该系统对燃烧室尾气进行了取样以及色谱成分分析, 进而推算了燃烧效率, 得到的结果与实验观察以及燃烧室壁面静压测量结果相吻合。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 取样; 探针; 色谱

中图分类号: V231.25

文献标识码: A

Gas sampling & analysis in the high enthalpy flow

ZHENG Bi ke, CHEN Li hong, LIN Ran, CHANG Xin yu

(Laboratory of high temperature gas dynamics,
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: It was proved that the chemical reaction of the flow in the sampling probe was quenched by the analysis of FD. A gas sampling/chromatography analysis system had been established and it was checked for vacuum packaging. The system was used to sample and analyze the exhaust of scramjet. The combustion efficiency was acquired through the experimental results, which were agreed with the observation and the measurement results of static pressure on the combustor wall.

Key words: aerospace propulsion system; sampling; probe; chromatography

燃烧效率是超燃冲压发动机地面模拟试验研究的一个重要评估指标, 但目前只能利用壁面静压测量既而通过一维分析的方法进行估算。这种方法误差比较大, 而且也缺乏必要的校核手段。

对燃烧室出口气流进行成分分析, 能够直接推算燃烧效率, 对地面模拟实验而言非常有意义。考虑到光学测量所需的系统复杂、对环境条件要求较高、造价高昂, 投入实际应用比较困难。我们采用对燃烧室出口尾气进行探针取样, 而后利用气相色谱仪对获得的样品气进行成分分析的方法

推算燃烧室内的燃烧效率。

取样过程中, 需要保持样品气成分不发生变化。考虑到超燃冲压发动机燃烧室出口气流为高焓超声速的化学反应气流, 取样时必须保证化学反应的冻结和探针的冷却, 这两点都具有一定的难度, 在取样系统的设计阶段需予以重点考虑。

1 取样原理与探针设计

典型的超声速燃烧室出口气流一般在 $Ma=2$ 左右, 总温在 2000 K 以上, 静压约 0.1 MPa。取

收稿日期: 2005-12-13; 修订日期: 2006-04-30

基金项目: 国家自然科学基金项目(90305022)

作者简介: 郑必可(1978), 男, 山西省朔州市应县人, 中国科学院力学研究所硕士研究生, 研究方向: 流体力学专业, E-mail:

bkzheng@gmail.com

样过程要保证探针内的样品气中化学反应被冻结,也要避免探针头部附近复杂的流场对样品气成分带来影响,这样才能保证取样分析的可靠性。

Colket 等人^[1]实验证实了对于小尺度管道(0.075~2 mm),只要保持合适的管道形状和比较大的压比,超声速流动是能够建立起来的。Kissel^[2]的实验表明对流冷却对于冻结化学反应是可行的,而 Friedman 和 Cyphers^[2]的实验则证实对同一介质的水冷式取样和膨胀骤冷取样结果极为接近。本文中采用的探针结构如图 1 所示,出于加工以及结构上的考虑,采用了两次膨胀结构。

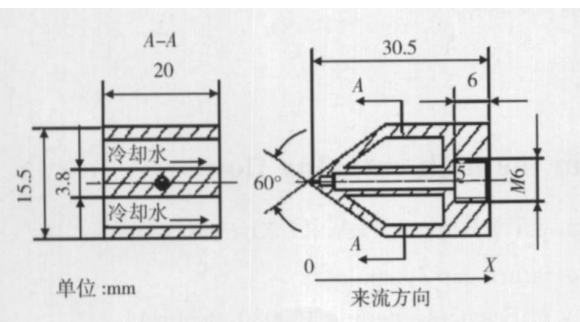


图1 探针结构示意图

Fig.1 Schematic of probe

取样时,超声速气流在取样探针头部经过一道“X”形激波进入探针^[3],此后在平直段壅塞马赫数达到1,而后经过两次膨胀进入平直段。在正对探针入口处,激波可以近似看作正激波,波前流动条件为:马赫数为2,总温为2000 K,静压为0.1 MPa。

气流在取样探针内的流动为有摩擦、有传热、有面积变化的一维流动,控制方程如下:

$$\frac{dM^2}{M^2} = - \frac{2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{1 - M^2} \frac{dA}{A} + \frac{(1 + \gamma M^2) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{1 - M^2} \frac{dT_0}{T_0} + \frac{\gamma M^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{1 - M^2} 4c_f \frac{dx}{d} \quad (1)$$

$$\frac{dP_0}{P_0} = - \frac{\gamma M^2}{2} \frac{dT_0}{T_0} - \frac{\gamma M^2}{2} 4c_f \frac{dx}{d} \quad (2)$$

假定探针被冷却只发生在第二次膨胀后的平直段,将之前的部分做绝热处理,总温均保持不变。第二次膨胀后的气流进入平直段后,考虑摩擦以及换热的影响,根据能量守恒,可以得到:

$$c_p \rho \frac{dT_0}{dx} = \alpha \pi d (T_0 - T_w) \quad (3)$$

其中 d 为水力当量直径。考虑到: $Nu = \frac{\alpha d}{\lambda}$, 同时

定义冷却长度: $x_c^* = \frac{c_p \dot{m}}{\pi N u \lambda}$ 并引入变换: $\zeta = x/x_f^*$, 令 $Lc^* = x_f^*/x_c^*$, 其中 $x_f^* = d/4c_f$ 定义为摩擦长度,可以得到总温在探针内的分布:

$$T_0(\zeta) = (T_0^0 - T_w) \exp(-Lc^* \zeta) + T_w \quad (4)$$

Mitani 指出,由雷诺比拟分析得到 Lc^* 约为 $1/2^{[4]}$ 。

对方程(1),(2),(4)联立求解,可以得到取样探针内气流的物理量分布。图2和图3分别为一维分析得到的探针内马赫数和静温的分布图。图中横坐标为距离探针入口的坐标,纵坐标分别为气流马赫数与静温。图中下方折线为对应的探针结构示意图。

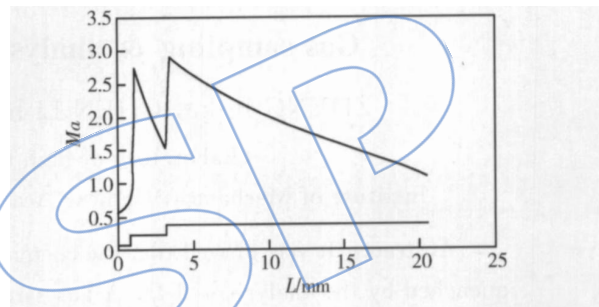


图2 探针内马赫数分布图

Fig.2 Distribution of Ma in the probe

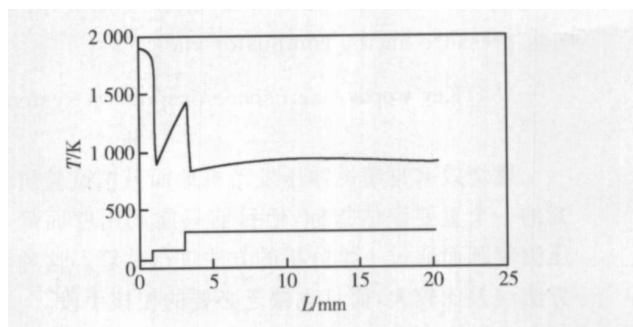


图3 探针内静温分布图

Fig.3 Distribution of static temperature in the probe

从图中可以看到,在入口后的平直段,气流发生壅塞,马赫数达到1,而静温略有下降;而后气流突然扩张,马赫数上升,静温下降;再次进入平直段后,摩擦使得超声速气流马赫数降低,静温升高;之后气流经过第二次膨胀,马赫数再次上升,静温降低。在二次膨胀后,探针内气流同时受摩擦以及对流冷却的影响,马赫数不断降低,静温被抑制在1000 K以下,化学反应是被成功冻结的^[2]。一维分析得到探针出口处气流静压约为

15 kPa, 所以取样中背压需要满足要求。

在取样过程中, 探针自身的热防护也很重要, 需要对其进行对流水冷。经过分析, 普通自来水即可达到冷却要求。

2 实验装置

本文中所有的取样实验都是在直联式超燃实验台上进行的, 该实验台包括气源、烧氢补氧加热器、喷管、燃烧室和控制台等部分, 取样探针安装在超声速燃烧室出口(如图 4 所示)。

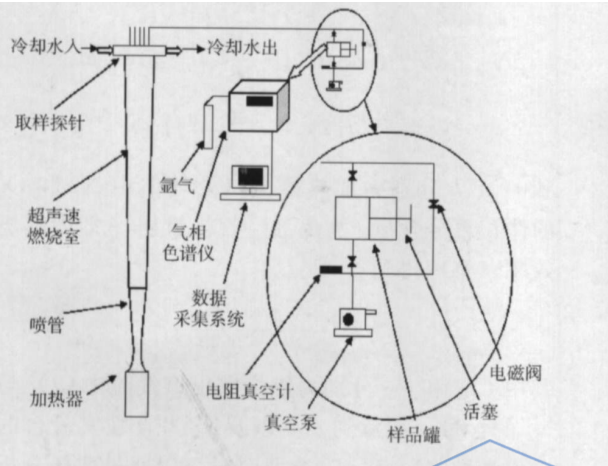


图 4 实验系统示意图
Fig. 4 Schematic of testing system

实验过程中, 加热器喷管出口(也即燃烧室入口)气流马赫数为 2.5, 总温达到 2000 K, 总压最高能达到 2 MPa, 模拟超燃冲压发动机在飞行马赫数 7 下的工作状态。取样系统如图 4 所示, 取样前, 用真空泵抽真空, 以真空计检测样品罐中压力, 使得样品罐中压力低于 1 kPa, 以确保管道以及样品罐中残留空气很少, 同时保证超声速气流能够建立。实验中, 取样系统中所有的电磁阀由控制台统一控制, 样品气被密封储存在样品罐中, 然后用注射器注入气相色谱仪进行成分分析。

3 实验系统校核

冷态校核模拟实际取样过程, 对已知组分含量的 O_2 和 N_2 混合气进行取样分析。热态校核则是利用取样系统对烧氢补氧加热器出口的高焓超声速气流进行取样成分分析, 并与根据平衡化学反应所估算的加热器出口气体成分进行了比较。

此外, 同一次燃烧实验中对加热器出口处不同空间位置测量得到的结果如图 5 所示。可以看出, 加热器出口气体分布比较均匀, 这也是符合烧

氢补氧加热器的工作特性的。

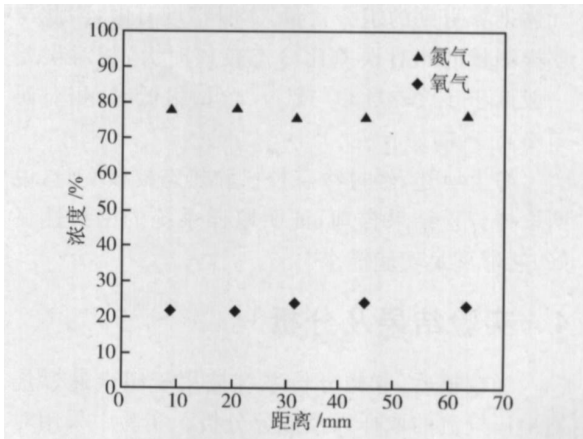


图 5 加热器出口气体浓度分布
Fig. 5 Gas distribution at the exit of the heater

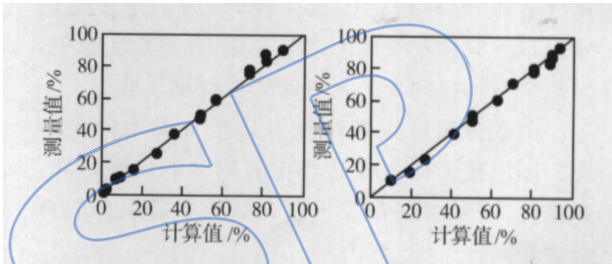


图 6 系统校核结果(冷态)
Fig. 6 System test results(cooling)

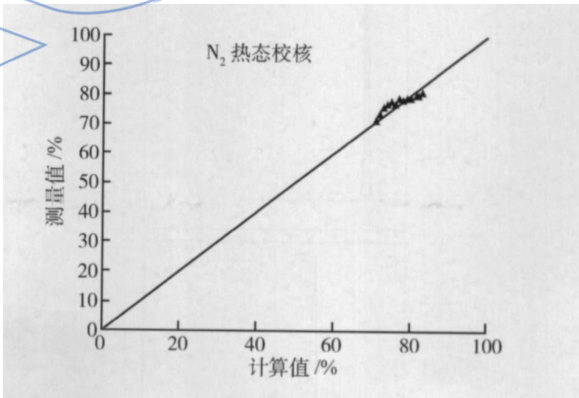


图 7 系统校核结果(热态)
Fig. 7 System test results(hot)

冷态和热态校核结果分别如图 6, 图 7 所示。图中横坐标为通过混合气中 O_2 和 N_2 分压或加热器入口气体分压推算得到的组分含量, 纵坐标为取样分析测量得到的结果。两种校核方式都证明取样分析得到的结果与气体实际的组分含量基本吻合。冷态校核的结果大部分相对误差低于 5%, 当 O_2 或 N_2 含量很低时, 相对误差较高, 接近 10%, 其主要原因是样气与色谱分析标气中的含量相差太远, 造成色谱分析误差, 而非系统气密

性误差。热态校核时,由于横坐标为加热器入口
气体推算得到的组分含量,本身精度有限,因此与
取样测量的相对误差比冷态校核时大,相对误差
一般低于 10%,当 O₂ 或 N₂ 含量很低时,相对误
差略高于 10%。

综上所述,经过冷态校核和热态校核实验,说
明取样分析结果合理,证明取样系统的密封性良
好,能够满足实验需求。

4 实验结果及分析

经校核后,取样分析系统被用于超声速燃烧
室出口气流的取样以及成分分析。实验中采用对
称的单凹腔结构的燃烧室,煤油以及引导氢从凹
腔上游注入燃烧室。燃烧室工作稳定后开始进行
尾气取样,取样进行 2.5s。同时,为了考察燃烧
室出口不同位置气体的组分变化,在每次实验中,
对燃烧室出口的 5 个测点同时进行尾气取样。

图 8 为超声速燃烧室出口尾气典型的色谱
图。图中横坐标为样品气中各组分的出峰时间,
纵坐标为 mv 数(对应于混合气体中各组分的百
分含量)。

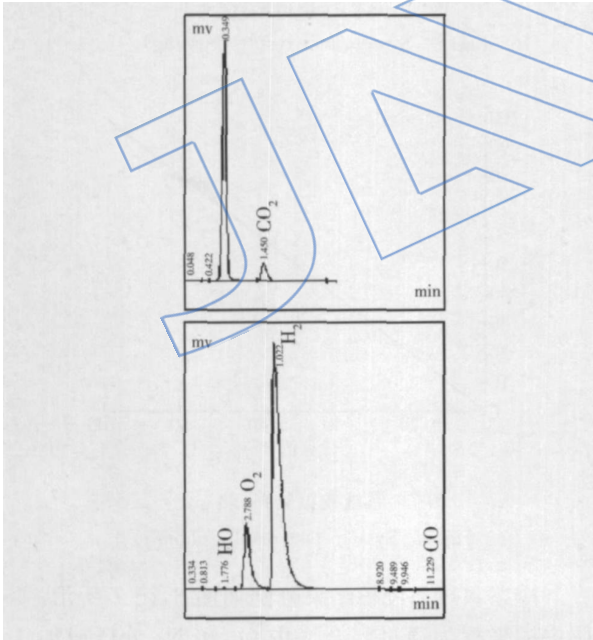


图 8 超燃冲压发动机尾气色谱图

Fig. 8 Chromatography of Scramjet Exhaust

当同时注入引导氢和煤油时,能够从燃烧室
尾气的色谱图上观察到大量的 CO₂ 以及少量的
CO 的存在,偶尔也有少量 H₂ 存在。大量的 CO₂
的存在证明燃烧室内煤油燃烧进行的非常剧烈,
而少量 CO 的存在则表明燃烧进行的不完全。对

于煤油剧烈燃烧的工况,经常能够在色谱图上观
察到一些很低的峰,有可能是一些含量很少的小
分子碳氢化合物。此外,对于因大量煤油注入而
导致熄火的情况,能从色谱图上观察到少量 CO₂
的存在,同时有大量的 H₂ 存在。这些均与燃烧
室壁面静压测量结果相吻合。

设定航空煤油的分子式为 C₁₂H₂₄,忽略尾气
中 CO 以及其他小分子碳氢化合物,只考虑 CO₂,
可以给出如下化学反应方程式:

$$a\text{N}_2 + b\text{O}_2 + \frac{\phi b}{18}\text{C}_{12}\text{H}_{24} \rightarrow$$
$$a\text{N}_2 + (b - \phi b\eta)\text{O}_2 + \frac{\phi b}{18}(1 - \eta)\text{C}_{12}\text{H}_{24} +$$
$$\frac{12\phi b\eta}{18}\text{CO}_2 + \frac{12\phi b\eta}{18}\text{H}_2\text{O}$$

其中, a、b 分别为加热器出口处气体中 N₂ 和 O₂
的体积百分含量,为煤油空气当量比, η 即为燃烧
效率。整理得到:

$$\eta = \frac{1.5 \cdot a \cdot C_{\text{CO}_2}}{\phi b \cdot C_{\text{N}_2}}$$

其中 C_{CO2}和 C_{N2}分别为燃烧室出口气流中 CO₂ 与
N₂ 的含量。注意到 a、b 以及 η 均为直联实验台
的工作参数, C_{CO2}和 C_{N2}这两个量可以通过取样分析
测量给出。所以可以初步推算燃烧室的燃烧效
率。注意到很难获得燃烧室出口流场中测点所在
位置上当地的燃料和空气的初始当量比,所以采
用全场的平均当量比代替当地当量比。图 9 为一
张典型的超声速燃烧室各处燃烧效率分布图。从
图中可以注意到,燃烧室出口各处获得的燃烧效
率差异比较大,这表明燃烧室中各处煤油与空气
的混合以及燃烧的不均匀。

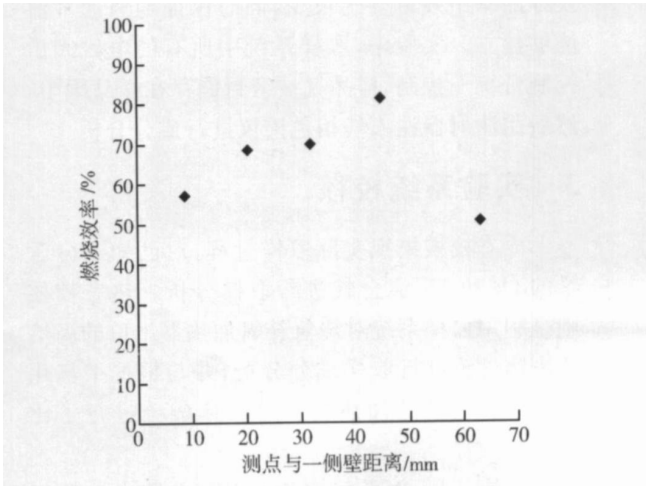


图 9 燃烧效率分布图

Fig. 9 Distribution of combustion efficiency

在不同的实验中, 燃烧室出口测得的燃烧效率的与壁面静压测量的结果是一致的。即平均燃烧效率较高时总是对应于较高的壁面静压分布。

实验中, 误差来源主要有三个方面: (1) 取样过程中虽然燃烧室尾气中的化学反应被迅速冻结, 但是化学反应的进行是不可避免的, 考虑到化学反应的复杂性, 这一部分误差难以精确估算; (2) 取样时, 流路中残留空气的存在会对尾气的组分分析结果造成一定的影响, 通过缩短流路、提高取样系统的真空度, 这一因素引起的误差基本可以控制在 5% 以内; (3) 色谱分析过程中, 存在一定的实验误差, 一般认为, 对一个熟练的实验操作员而言, 注射器进样的误差约在 2% 左右^[5]。

此外, 利用实验测量得到的气体成分推算燃烧效率时, 没有考虑小分子碳氢化合物以及 CO 的存在, 而且推算过程中以全场当量比代替当地当量比, 以 $C_{12}H_{24}$ 作为煤油分子式, 这些都会对最后得到的燃烧效率的结果带来影响。

5 结 论

综合考虑各方面的影响, 参考国内外的经验设计了适用于本实验室的取样分析系统, 通过一维分析证明取样过程中探针内化学反应能够被冻结。对所设计的取样分析系统进行了冷态以及热

态校核, 证明系统的气密性良好。利用所设计的取样分析系统对超声速燃烧室出口尾气进行了取样成分分析, 推算了燃烧室内的燃烧效率, 实验结果与实际观察以及燃烧室壁面静压测量结果相吻合。目前, 该系统已经应用于超燃冲压发动机实验研究中。

在实验中, 得到了俞刚、李建国等老师的精心指导以及钱大兴、李英、骆肇敏等的大力帮助, 特此表示谢意。

参考文献:

[1] Colket M B. Internal aerodynamics of gas sampling probes [J]. Combustion and Flame, 1982, 44: 3-14

[2] 格·狄内. 燃烧过程中的气体和化学分析[R]. 北京: 国防科学技术资料研究所, 1963: 38, 40, 45-58

[3] Tohru Mitani, Masahiro Takahashi, Sadatake Tomioka, et al. Analyses and application of gas sampling to scramjet engine testing[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15 (4): 572-577.

[4] Tohru Mitani. Quenching of reaction in gas sampling probes to measure scramjet engine performance [R]. Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion/ The Combustion Institute, 1996: 2917-2924.

[5] 孙传经. 气相色谱分析原理与技术[M]. 北京: 化学出版社, 1981.