

文章编号: 1000-8055(2008)08-1541-05

碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室控制试验

吴先宇, 陈 晖, 刘 睿, 丁 猛, 王振国
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 设计了超燃冲压发动机燃烧室控制回路, 采用基于可调气蚀文氏管的燃料流量调节系统动态调节燃料流量, 根据反馈的推力和隔离段压强等测量数据进行燃烧室推力增益控制和燃烧室-隔离段干扰控制, 并在直连式超燃冲压发动机试验系统上进行了推力单水平控制试验和推力多水平/燃烧室-隔离段交互控制试验. 试验表明: 燃料流量调节系统工作稳定, 文氏管按指令行程动作, 流量调节过程清晰; 测量推力随流量变化基本上同步变化; 对目标推力增益和燃烧室-隔离段交互的控制有效, 并为进一步深入研究超燃冲压发动机燃烧室控制问题奠定了基础.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 燃烧室; 控制; 直连式试验

中图分类号: V434

文献标识码: A

Experimental on control of liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor

WU Xian-yu, CHEN Hui, LIU Rui, DING Meng, WANG Zheng-guo

(Institute of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The control loop of scramjet combustor was designed to control the thrust force increment and combustor isolator interaction (CII) by feedback of force and isolator pressure measurements, where the fuel mass flow was regulated by fuel mass flow control system based on controllable cavitating Venturi. On the direct-connect test system, two experiments were conducted to implement single level thrust force control and multi-level thrust force/CII control, respectively. The test results show that: the fuel mass flow control system works reliably with fuel regulated accurately by directed movement of Venturi; the thrust force varies with fuel mass flow almost synchronously; and the thrust force increment and CII are controlled efficiently. This work lays a foundation for further study of scramjet combustor control.

Key words: scramjet; combustor; control; direct-connect test

超燃冲压发动机是高超声速飞行器理想的动力装置. 超燃冲压发动机控制技术是解决高超声速飞行器实用性的关键技术之一. 由于超燃冲压发动机的工作过程与常规火箭发动机或航空发动机有很大区别, 这使得超燃冲压发动机控制研究极具挑战性.

超燃冲压发动机控制主要包括推力控制和进气道起动控制. 推力控制可以通过调节燃料流量或喷注区域来实现; 进气道起动控制也即为燃烧室-隔离段干扰 (Combustor-isolator interaction, 简称 CII) 控制, 其目标是防止隔离段内斜激波串在燃烧室高反压作用下推出进气道而导致进

收稿日期: 2007-07-18; 修订日期: 2007-10-26

作者简介: 吴先宇 (1978-), 男, 湖北恩施人, 博士生. 主要从事高超声速推进技术研究.

气道不起动.

国内外已开展了相应的研究工作. CIAM 在 Kholod 轴对称双模态超燃冲压发动机中应用了具有燃烧模态控制、超温控制和进气道起动控制等功能的发动机控制系统^[1]. NASA 在 X-43A 中实现了发动机推力控制和进气道起动控制^[2]. 崔涛等分析了宽马赫范围工作的超燃冲压发动机分布参数控制问题^[3], 并基于一维分析模型研究了燃烧模态控制和进气道激波控制方法^[4].

本文基于马赫数 6.0 的直连式碳氢燃料超燃冲压发动机试验系统, 对超燃冲压发动机燃烧室推力和 CII 控制进行了试验研究, 为进一步深入超燃冲压发动机控制问题奠定了基础.

1 试验系统与研究方法

1.1 直连式超燃冲压发动机试验台

直连式超燃冲压发动机试验台由燃烧室、空气加热器、测量与控制系统、燃料供应调节系统及台架等组成. 空气加热器采用燃烧加热方式, 以空气、氧气和酒精为燃料, 可模拟飞行马赫数 6.0、高度 25 km 条件下燃烧室入口流状态, 其总温为 1 505 K、总压为 2.8 MPa、马赫数为 3.0.

图 1 所示为燃烧室构型与燃料喷注点位置示意图. 燃烧室为二维构型, 由上壁面扩张角分别为 0.0° 、 1.5° 、 2.5° 、 3.5° 、 16.5° 的 5 段组成, 第 1 段实际上为隔离段. 燃烧室入口高度 H_i 、宽 $1.88H_i$ 、长 $33.8H_i$ 、出口高 $3.5H_i$. 燃烧室上壁面分布 4 个喷注点(记为 $T_1 \sim T_4$), 下壁面分布 3 个喷注点(记为 $B_1 \sim B_3$). 采用一体化凹腔实现燃料喷注、点火以及火焰稳定^[5]. 选择不同喷注点组合可改变燃烧释热的分布. 燃烧室上壁面压强采用 Pressure System. Inc 的 9116 智能紧凑型压力扫描阀, 精度为 0.05% FS, 并在隔离段中上游第 5 个测压点附近增加一个压阻式压强变送器, 测量精度为 0.5% FS, 反馈隔离段压强数据用于 CII 控制. 采用拉压力式传感器测量台架推力, 测量精度为 0.5% FS, 反馈推力数据用于推力控制.

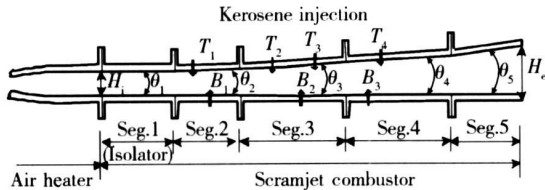


图 1 燃烧室构型与燃料喷注点位置示意图
Fig. 1 Schematic of scramjet combustor configuration and fuel injection locations

1.2 燃料流量调节设备

采用基于可调气蚀文氏管^[6]的燃料流量调节控制系统来调节煤油流量. 该系统主要由控制部件和执行机构组成, 其核心部件即为可调气蚀文氏管, 如图 2 所示.

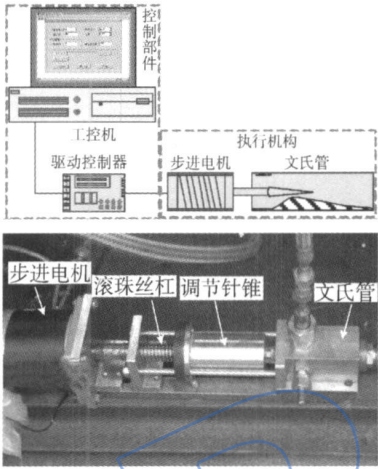


图 2 燃料流量调节系统及文氏管
Fig. 2 Fuel mass flow control system and throttling Venturi

驱动控制器则将工控机的控制指令编码成步进电机的运行指令, 从而控制文氏管针锥的位置; 针锥位置的变化导致文氏管喉部流通面积变化, 从而实现流量的调节控制.

2 控制回路设计

直连式超燃冲压发动机燃烧室控制试验目标主要包括: ①可靠点火; ②达到目标推力; ③预防和消除燃烧室-隔离段干扰(CII). 图 3 所示为燃烧室控制试验的控制回路.

1) 子回路 1

检测反馈的隔离段监控点压强, 判断 CII 是否产生; 若 CII 产生, 则减小流量并保持 Δt_1 时间; 再次检测 CII 是否产生, 若 CII 仍未消除, 则继续减小流量直至 CII 消除; 在无 CII 产生的情况下, 转入子回路 2.

2) 子回路 2

点火氢气关闭后立即进入燃烧室控制时序, 其中包括 3 个控制子回路:

检测反馈的推力增益, 并与目标推力比较; 若未达到推力目标, 则按控制律调节流量并保持 Δt_2 时间, 并转入子回路 1 检测 CII 是否产生, 若无 CII 产生, 继续检测目标推力, 通过流量调节直至达到目标; 其中需要判断调节指令是否在设定

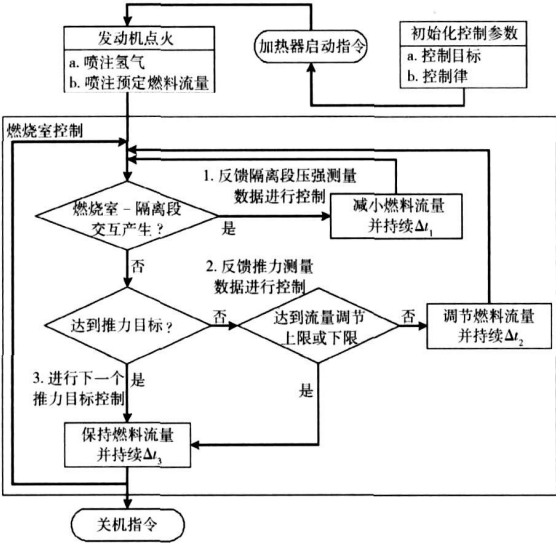


图 3 燃烧室控制试验的控制回路

Fig. 3 Control loop of combustor control test

边界内。

3) 子回路 3

若目标推力达到或子回路 2 中调节指令超过边界, 则保持流量 Δt_3 时间; 转入子回路 1, 开始下一个目标推力的控制, 同时对 CII 进行监控。

通过试验数据反馈和相应控制律可获得文氏管调节指令, 从而控制文氏管针锥位置, 实现发动机控制。控制律则可根据预设文氏管行程的多当量比试验来建立。

3 试验结果与分析

3.1 建立控制律的多当量比试验

选择 B_1, B_2, T_1, T_3 等 4 个位置喷注燃料, 预设文氏管的 3 个行程(即步进电机运行步数) 分别为 $L_1 = 12, L_2 = 16, L_3 = 20$, 可实现 3 个当量比的工况。图 4 所示为相应试验曲线, 其中图中推力参考值 F_{ref} 取 $L_2 = 16$ 时燃烧室推力增益 F_{gain} , 压强参考值 p_{ref} 取燃烧室入口冷流状态下压强。

可知, 随着文氏管行程增大, 燃料流量增大, 调节过程比较平稳; 台架推力 F_{pe} 增大, 且具有较好的跟随性; 燃烧室上壁面压强有所提高, 并使预燃激波串位置前移, 且在 $L_3 = 20$ 时隔离段入口受到干扰。

流量调节控制律主要是确定文氏管的指令行程 ΔL , 即

$$\Delta L = L_{obj} - L_{test} = \frac{F_{gain,obj} - F_{gain,test}}{k} \quad (1)$$

其中 $F_{gain,obj}, F_{gain,test}$ 分别为目标推力增益和反馈的试验推力增益, L_{obj}, L_{test} 分别为文氏管的目标

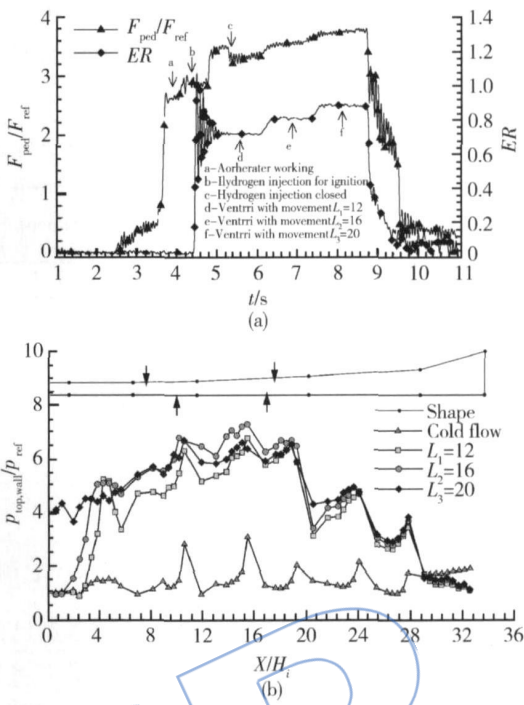


图 4 预设文氏管行程的燃烧室试验曲线

Fig. 4 Test curves of the scramjet combustor with pre setting movement of Venturi

行程和当前行程。k 为由根据试验结果确定的比例因子, 即

$$k = \frac{F_{gain,L_2} - F_{gain,L_1}}{L_2 - L_1} =$$

$$\frac{F_{ref} - 0.73706F_{ref}}{4} = 0.06574F_{ref} \quad (2)$$

对于 CII 控制, 可按下述判据进行

$$\text{if: } \frac{p_{CII, test}}{p_{ref}} \geq \delta$$

$$\text{then: } \Delta L = -d \quad (3)$$

其中 $p_{CII, test}$ 燃烧室-隔离段交互测压点(即隔离段上壁面第 5 测压点)的反馈压强, δ 为交互判据罚值, d 为交互产生时文氏管指令行程。根据前述试验, 可取 $\delta = 4, d = 4$ 。

由于试验误差影响, 设定推力控制精度 ε , 其值取 $\varepsilon = k$ 。

在 B_1, B_2, T_2, T_3 等 4 个位置喷注燃料时, 由于燃料喷注分布更为集中且处于燃烧室中游, 燃烧室推力增益更大, 且在高当量比 ER 时无 CII 发生, 此时可获得 $k = 0.05259F_{ref}$ 。

3.2 推力单水平控制试验

选择 B_1, B_2, T_2, T_3 等 4 个位置喷注燃料, 对推力单水平控制逻辑进行试验确认。

设定文氏管初始行程 $L_0 = 12$, 设定 1 个目标

推力增益,表 1 给出了目标推力增益和文氏管行程以及测量推力增益,图 5 所示为推力单水平控制试验曲线。

表 1 1 个目标推力增益与文氏管行程及测量推力增益

Table 1 Objects of thrust force increment, Venturi movement and test results of thrust force increment

目标推力增益/ F_{ref}	文氏管行程	测量推力增益/ F_{ref}
1.377 82	12	0.792 63
1.377 82	23	1.329 51
1.377 82	23	1.359 06

燃烧室初始推力增益 $F_{gain,L_0} = 0.792\ 63F_{ref}$, 则文氏管指令行程 ΔL 为

$$\Delta L = \frac{1.377\ 82F_{ref} - 0.792\ 63F_{ref}}{0.052\ 59F_{ref}} \approx 11\ (4)$$

文氏管指令作动 ΔL 后,判断推力增益已达到目标值,则维持一段时间后,再次判断推力增益在误差范围内,仍保持流量不变直至关机,试验中燃烧室-隔离段无交互产生。

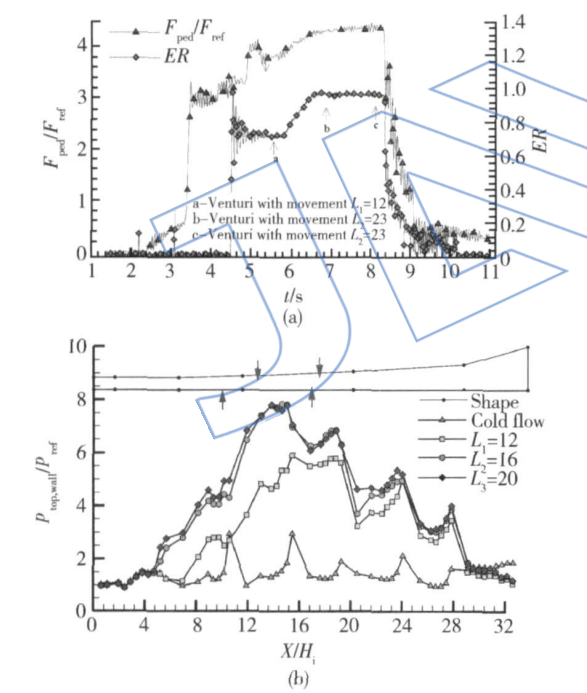


图 5 推力单水平控制的燃烧室试验曲线

Fig.5 Test curves of the scramjet combustor with single level thrust force increment control

3.3 推力多水平与 CII 控制试验

选择 B_1, B_2, T_1, T_3 等 4 个位置喷注燃料,对推力控制和 CII 控制逻辑进行试验确认。

设定文氏管初始行程 $L_0 = 12$,给定 3 个目标推力增益,表 2 给出了目标推力增益、文氏管行程

以及测量推力增益.图 6 所示为推力控制与 CII 控制试验结果。

可知,当燃烧室进入发动机控制回路后,检测出第 1 个推力增益目标已经在控制误差范围内,即开始第 2 推力增益目标控制,文氏管获得前进指令 $\Delta L_1 = 5$;文氏管到达行程 $L_0 = 17$ 后,检测出已经达到第 2 推力增益目标,即开始第 3 推力增益目标控制,文氏管获得前进指令 $\Delta L_2 = 5$;文氏管到达行程 $L_0 = 22$ 后,检测出燃烧室-隔离段交互产生,则文氏管指令作动 $\Delta L_3 = -4$,即步进电机回退 4 步使燃料流量减小消除了燃烧室-隔离段干扰,此时未达到第 3 个推力增益目标。

表 2 3 个目标推力增益与文氏管行程及测量推力增益

Table 2 Objects of thrust force increment, Venturi movement and test results of thrust force increment

目标推力增益/ F_{ref}	文氏管行程	测量推力增益/ F_{ref}
0.765 46	12	0.719 53
1.071 64	17	1.074 34
1.377 82	22	1.298 78

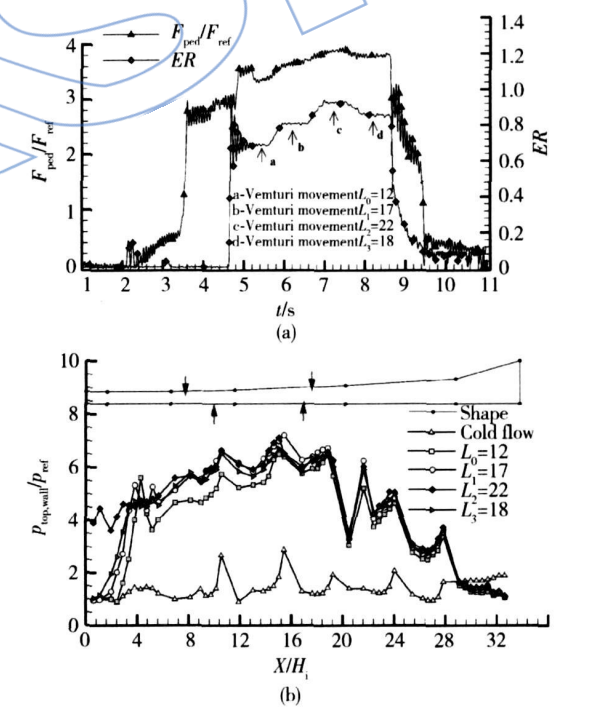


图 6 推力多水平与交互控制的燃烧室试验曲线

Fig.6 Test curves of the scramjet combustor with multi-levels thrust force increment/CII control

4 结 论

设计了超燃冲压发动机燃烧室控制回路,并在直连式试验系统上进行了推力单水平控制试验

和推力多水平/ 燃烧室- 隔离段交互控制试验, 可获得如下结论:

1) 燃料流量调节系统工作稳定, 文氏管按指令行程作动, 流量调节过程清晰.

2) 测量推力随流量变化基本上同步变化, 且线性性较好; 流量稳定后, 测量推力仍会有小幅度增加, 但基本上在控制误差范围内.

3) 根据反馈的测量推力增益与目标推力增益的差值, 可获得文氏管指令行程, 在一次作动后一般可达到目标推力增益; 在比例因子不合适情况下, 需要多次调节才能达到控制目标.

4) 当隔离段有干扰产生时, 将降低推力目标控制的优先级, 文氏管获得回退指令, 可消除隔离段干扰; 在设置更小的交互判据罚值时, 可以预防隔离段干扰产生.

5) 通过修改比例因子和交互判据罚值等控制参数, 可以适应其它构型和燃料喷注情况下的燃烧室控制; 控制回路进一步扩展, 增加对燃料喷注分布的控制, 可以实现燃烧室模态控制.

研究过程中主要困难在于建立准确的控制逻辑、实时测量并反馈推力和压强数据. 要实现更实用的燃烧室控制, 还需解决如下关键问题:

1) 准确地获得燃烧室工作的动态特性, 对推力和压强的反馈数据进行有效地滤波;

2) 改进燃料动态调节性能, 提高燃烧室控制的实时性和精度;

3) 扩展燃烧室控制回路, 使其满足在宽范围工作时的发动机控制要求.

参考文献:

- [1] Voland R T, Auslender A H, Smart M K, et al. CIAM / NASA Mach 6. 5 scramjet flight and ground test [R]. AIAA 99-4848, 1999.
- [2] Huebner L D, Rock K E, Ruf E G, et al. Hyper-X flight engine ground testing for X-43 flight risk reduction [R]. AIAA 2001-1809, 2001.
- [3] 于达仁, 崔涛, 鲍文. 高超声速发动机分布参数控制问题 [J]. 航空动力学报, 2004, 19 (2): 259-264.
YU Daren, CUI Tao, BAO Wen. Distributed parameter control method for hypersonic jets [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (2): 259-264. (in Chinese)
- [4] 崔涛. 超燃冲压发动机控制方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2005.
CUI Tao. Studies on the control methods for scramjets [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2005. (in Chinese)
- [5] 丁猛. 基于凹腔的超声速燃烧火焰稳定技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学研究生院, 2005.
DING Meng. Research on the flame holding technology based on cavity in supersonic combustion [D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
- [6] 丁猛, 吴继平, 梁剑寒, 等. 文氏管流量调节技术在煤油燃料超燃冲压发动机中的应用 [J]. 推进技术, 2005, 26 (1): 16-19.
DING Meng, WU Jiping, LIANG Jianhan, et al. Application of fuel mass flow control technology based on Venturi in kerosene fueled scramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26 (1): 16-19. (in Chinese)