

# 超燃冲压发动机控制问题研究

杜 宪<sup>1</sup>, 段 楠<sup>1</sup>, 马 松<sup>2</sup>, 王 珂<sup>1</sup>

(1. 大连理工大学 控制工程与科学学院, 辽宁 大连 116024)

(2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

**摘 要:** 介绍了超燃冲压发动机及其发展现状, 重点总结了其现阶段在控制方面存在的一些问题。对超燃冲压发动机在模态转换控制、进气道控制以及燃油冷却系统控制 3 个方面的关键问题进行了分析。最后, 根据其工作要求及工作环境, 指出了其控制系统研究方向及研究重点。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 模态转换控制; 进气道控制; 燃油冷却系统控制

中图分类号: V231; V228.7

文献标识码: A

## Research of Scramjet Engine Control Problems

DU Xian<sup>1</sup>, DUAN Nan<sup>1</sup>, MA Song<sup>2</sup>, WANG Ke<sup>1</sup>

(1. School of Control Science and Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

(2. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

**Abstract:** The scramjet engine and its development status are introduced, as well as key issues about scramjet engine control. Three aspects about scramjet engine control are analyzed in detail, including modal conversion control, inlet control and fuel cooling system control. Finally, according to work environment and requirements of scramjet engine, research direction and research priorities about scramjet engine control system are presented.

**Key words:** scramjet engine; modal conversion control; inlet control; fuel cooling system control

超燃冲压发动机 (Scramjet) 是指燃烧室入口气流速度大于声速的冲压发动机, 其飞行速度往往大于  $6Ma$ , 由于超声速气流中燃料的顺利点火及稳定燃烧存在较大困难, 使得超燃冲压发动机仍处于研究状态。

目前, 超燃冲压发动机的研究热点主要集中在双模超燃 (Dual Modal Ramjet) 和双燃烧室超燃 (Dual Combustor Ramjet)。其中, 双模超燃研

究主要的目的是, 使超燃冲压发动机在  $6Ma$  这个限制条件两边都能工作。例如, 其可以  $4 \sim 8Ma$  正常工作; 而双燃烧室超燃的研究主要是为了解决燃料在超声速气流下的顺利点火及稳定燃烧问题。

从已有的研究来看, 冲压发动机的超燃技术是制约高超声速飞行器发展及应用的最主要因素。它是诸多学科的前沿问题及其交叉, 比如, 燃

收稿日期: 2016-07-15; 修订日期: 2017-04-23

作者简介: 杜宪 (1989—), 女, 博士, 研究方向: 航空发动机控制与故障诊断, E-mail: duxian@dlut.edu.cn

引用格式: 杜宪, 段楠, 马松, 等. 超燃冲压发动机控制问题研究[J]. 飞机设计, 2017, 37(3): 14-18. DU Xian, DUAN Nan, MA Song, et al. Research of Scramjet Engine Control Problems[J]. Aircraft Design, 2017, 37(3): 14-18.

烧学,空气动力学,飞行动力学,气动热力学,计算流体动力学,控制科学等;它集成了热防护技术,吸热型碳氢燃料研发技术,燃料的超声速点燃/燃烧技术,飞—发一体化设计技术,地面模拟/仿真试验技术和飞行试验技术等大量高新技术于一体。以其为动力的高超声速飞机、高超声速导弹以及空天飞机等先进侦察、打击、输送系统对于国防安全,国家科学技术的发展及社会生活的稳定与进步都有着非常重要的意义。

## 1 超燃冲压发动机控制的研究现状

随着20世纪50年代与超燃相关的概念和六十年代关于高超音速飞行器相关概念的提出,在世界范围内各国竞相发展高超声速技术,而超燃冲压发动机技术以及其组合推进技术也成为各国研究的重点<sup>[1]</sup>。目前,关于高超声速技术的研究已经度过了基础研究阶段到了以高超声速武器、高超声速飞行器以及跨大气层飞行器等先期目标的开发阶段。

美国在19世纪60年代的高超声速研究用发动机项目(HRE)期间,就已经开始超声速燃烧冲压发动机推进控制系统研究<sup>[2-4]</sup>。伴随着Hyper-X飞行试验计划研究的深入,美国国家航空航天总署对超声速燃烧冲压发动机的控制系统和发动机燃料的控制系统进行了大量深入的研究,其主要内容就包含了对超燃冲压发动机控制系统方面的研究。最近这几年,关于控制系统方面的研究一直都是美国国家航空航天总署的高超声速研究计划的重点研究对象,例如著名的高超声速项目Hyper-X,其第一阶段的研究计划便是氢燃料超声速燃烧冲压发动机的飞控研究以及高超声速研究计划(HyTech)的碳氢燃料超声速燃烧冲压发动机燃料控制系统的研究<sup>[5-7]</sup>。

作为另一个航空发动机技术领域的传统强国,俄罗斯的通过对前苏联在相关领域的研究,技术等的继承和发展,俄罗斯已经在高超声速飞行器及发动机研究上取得了不小的成就,以高成功率完成了数次与超燃冲压发动机相关的飞行验证性试验,并成功地进入了高超声速技术的飞行验证阶段<sup>[8-10]</sup>。另外,除了美俄这两个航空航天强国之外,日本和澳大利亚也进行了一些与超燃冲压发动机相关的探索和研究。

在美国国家航空航天总署的HRE计划进行期间,通过对冲压发动机在超声速燃烧情况下对控

制系统的要求以及控制系统的功能进行研究,美国AiResearch公司提出了关于控制系统的稳定性在防止超高温、喘振等的作用;并提出了控制系统对于燃料供给系统和冷却系统的作用。但是,伴随着HRE项目的搁浅,该公司提出的控制系统也未能实现在飞行试验中进行验证。1991~1998年间,在美国国家航空航天总署—俄罗斯火箭发动机中央研究所联合进行的多次飞行试验中,超燃冲压发动机的控制系统得到了应用,在该计划中进气道起动状态是通过特征截面的静压比来判断的,为了防止超温就对特征截面的温度进行测量,而燃料燃烧模态的转换是通过对燃料喷射点的切换来控制。然而在飞行试验进行的过程中,由于燃料控制系统在对进气道的起动状态进行判断时出现了错误,从而导致第一个燃料供给阀未能按照设定的程序准确的打开,进而导致燃烧模态切换没能实现,但得出的试验结论是控制系统需要具备良好的鲁棒性<sup>[11-13]</sup>。

我国对于超声速燃烧冲压发动机的研究主要是跟踪、分析以及吸收外国的相关研究成果,初步拟定了关于超声速燃烧冲压发动机的概念及性能的分析方法,并开展了以超声速燃烧理论分析和相关试验研究为基础的高超声速推进技术探索和研究。

文献[14-17]从超燃冲压发动机的基本运行要求和本质控制问题出发,针对其控制需求和特点,运用分布式参数控制、鲁棒控制、开环+闭环控制、定量反馈理论,以及引入反馈线性化等控制方法对超燃冲压发动机的控制系统进行了研究。

李惠峰等人<sup>[18]</sup>以X-43A的纵向通道为控制对象,为其设计了包括制导和控制两个回路的飞行控制系统,其中负责跟踪轨迹的制导回路采用PID控制器,而负责执行制导指令的控制回路采用模糊控制器。

## 2 超燃冲压发动机关键控制问题的研究

伴随着超燃冲压发动机研究的发展,与超燃发动机相关的控制问题也成为研究的热点。超燃冲压发动机控制的几个关键问题如下:

### 2.1 双模态超燃冲压发动机模态转换的控制

迟滞、突变等非线性特征是双模态超音速燃烧冲压发动机在进行燃烧模态转换时必然存在的问题,如何能够实现双模超燃冲压发动机的燃烧模态的控制是发动机控制方面研究的一个关键

问题。

关于双模态超燃冲压发动机的概念,最早是由 Marguet 和 Heut 提出来的,其概念是将超燃冲压发动机与亚燃冲压发动机的集成在一台发动机上。这种发动机的概念一提出,很快成为了各科技及军事大国争先研究的热点领域。比如法国 Promethee 和 PREPH 计划,美国 HyFly 和 HyTech 计划,它们的目标都是为了研制出能够应用于高超声速范围内的导弹,并且该导弹的动力为使用液体碳氢燃料的双模态冲压发动机。

目前,各国的研究者总体上认为,双模态超燃冲压发动机的工作过程是一个从伴有拟正激波的高速亚燃烧模态—混合燃烧模态—伴有斜激波串的超燃烧模态的动态变化过程。

双模态超声速燃烧冲压发动机的燃烧室内的燃烧分为超声速燃烧和亚音速燃烧,这 2 种燃烧过程在燃烧特性、燃烧模式及扰动波在燃烧室的传播机制等方面存在本质的差异,因此,迟滞、突变等非线性特性常伴随在燃烧模式的转换过程中。Ueda 等人<sup>[19]</sup>用试验的方法,捕捉到了双模态超燃冲压发动机工作过程中,从亚燃烧模态转换到超燃烧模态是内推力突然上升的现象。Rockwell 和 Goynes 等人<sup>[20]</sup>则在 Ueda 的基础上,通过试验捕捉到了双模态超燃发动机在模态转换过程中的迟滞现象。另外,其在试验的过程中还发现了发动机的燃烧模态不仅跟燃料当量比有关,还和燃料的流量变化过程有关。

越来越多的研究者开始关注双模态超燃冲压发动机工作过程中模态转换的机理以及非线性特征。目前,关于模态转换的实现问题,已经存在大量的研究。但是,如何识别双模态超燃发动机工作过程中的燃烧模态,并且实现发动机不同模态的平稳过渡;如何选择合适的控制途径来避开由于突变、迟滞等现象引起的强冲击,实现期望的燃烧模态转换,是必需要着重考虑和研究的重要问题。

## 2.2 超燃冲压发动机进气道的状态控制

由于超燃冲压发动机工作在一个马赫数很宽的范围,这就决定了其极端的物理特性(高强度燃烧、高温、高速等)。这些特性决定了超燃冲压发动机在工作过程中不可避免地存在着各种非常规扰动的影响,这些扰动很有可能影响超燃冲压发动机进气道的正常工作,最终造成进气道的性能急速变差和超燃发动机的推力急剧下降。因此,

通过研究各种能够影响超燃冲压发动机进气道正常工作的因素,并设计合理的控制系统,对于增强发动机进气道的性能,进而提高超燃冲压发动机的性能具有重要的意义。

目前,对于高超声速进气道的控制问题已成为研究热点。Kojima 等<sup>[21]</sup>对高超声速进气道的正常工作状态(不起动/再起动)的控制问题进行了试验研究,其着重分析了高超声速进气道正常工作的控制逻辑以及控制策略对控制系统的影响。常军涛等人<sup>[22]</sup>通过对高超声速进气道工作特性(不起动/起动机)进行的研究,指出了高超声速发动机的进气道还存在着滞环特性。Soreide 和 Bogue 等<sup>[23]</sup>重点研究了混压式高超声速进气道不起动的控制问题,其研究是通过对湍流度进行控制,来避免出现进气道不启动问题,并分析了控制策略对控制系统的影响及二者的关系。

## 2.3 主动冷却超燃发动机燃油的供给控制

对于吸热型的碳氢燃料超燃发动机来说,碳氢燃料不仅是超燃发动机的推进剂,还是冷却剂。对超燃发动机进行冷却,这个因素给发动机的燃料供给系统的设计带来了非常大的困难。碳氢燃料依次流经燃料箱,燃料加压泵以及发动机冷却通道,再进入发动机燃烧室进行燃烧。与现在主流的航发燃油供给系统相比,在发动机使用的碳氢燃料进入发动机燃烧室之前,增加了换热和裂解过程,燃烧供给系统和冷却系统之间的这种紧密联系使得设计主动热防护系统时,必须考虑冷却系统与燃料供给系统的协调问题。

在碳氢燃料进入发动机的燃烧室之前,碳氢燃料一直都处于高温状态,这就给碳氢燃料的流量测量工作和碳氢燃料的分配带来了非常大的困难,也给碳氢燃料的调节装置的设计增加了新的挑战。同时,由于燃料裂解的化学反应过程很难控制,这就导致了裂解后混合气体流量的测量和控制很难进行。碳氢燃料在再生冷却过程中会吸收热量,然后这部分能量将通过燃料的燃烧变成超燃发动机的推力。这使得碳氢燃料超燃冲压发动机的推力比普通燃料超燃冲压发动机有一定程度的提升。

在主动再生冷却碳氢燃料超燃冲压发动机的研制中,美国一些公司的研究在该领域处于世界领先水平。P&W 先后进行了 GDE-1(见图 1)以及 GDE-2(见图 2)发动机的技术研究,其中 GDE-1 的供油系统和主动冷却系统采用燃烧用燃

料与冷却发动机用燃料分别独立供给的开环控制模式,也就是说供给和冷却这两个过程是彼此相互独立的。P&W 这个试验的成功,验证了超燃冲压发动机燃料供给系统和发动机冷却系统使用开环控制系统的可行性。相反地,后续的 GDE-2 在这方面则采用了闭环控制模式。即在燃烧室燃烧的燃料全部来自于发动机冷却系统。实验过程中碳氢燃料先进入冷却系统冷却,然后从冷却系统出来的高温碳氢燃料直接喷入燃烧室进行燃烧,试验中做到了燃烧用燃料 100% 来自冷却系统用的燃料。GDE-2 超燃冲压发动机试验的成功,验证了碳氢燃料超燃冲压发动机使用闭环冷却控制系统的可行性。

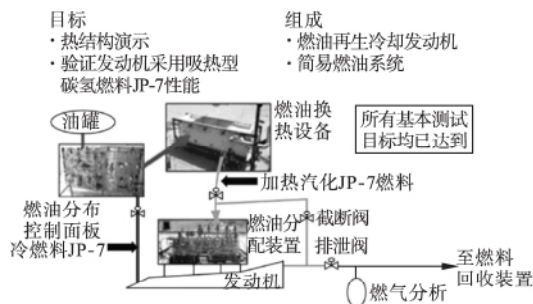


图1 P&W 的 GDE-1 发动机的地面试验原理

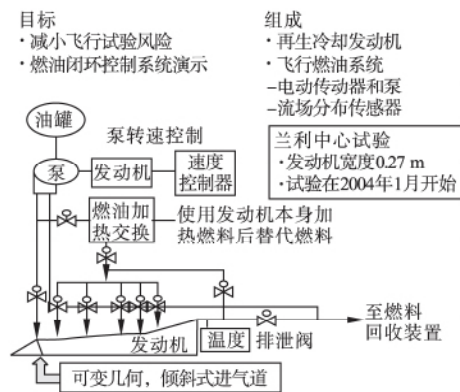


图2 P&W 的 GDE-2 发动机的控制系统原理

### 3 结 论

关于超声速燃烧冲压发动机的相关研究是一项十分复杂的系统工程,其重要一环就是超声速燃烧冲压发动机控制系统的研究和设计。由于超声速燃烧冲压发动机是在高强度燃烧、高温、高速等极端环境下进行工作,使得其控制系统不仅要能够满足超燃冲压发动机响应速度快、减少突变、迟滞非线性特性等问题的要求,而且其控制系统还直接面对着超燃冲压发动机工作时的热冲击、

动力学冲击等复杂环境。

目前超燃冲压发动机控制理论体系正处于飞行试验和验证阶段,距离实际的工程应用还有一段距离。在这样的要求和环境下,如何设计控制系统是一个很大的挑战,也是一个很有前景的研究方向。另外,如何保证超声速燃烧发动机的控制系统软硬件能够在极端环境下保持高可靠性同样需要深入研究。

### 参考文献(References)

- [1] CURRAN E T. Scramjet Engines: The first forty years [J]. Journal of Propulsion and Power 2001, 17(6): 1138-1148.
- [2] HAHK J M, MURPHY J S, Mutzman richard C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program [R]. AIAA 2008-2540, 2008.
- [3] RUBERT K F, LOPEZ H J. The NASA hypersonic research engine program [R]. NASA-TM-92-21521, 1992.
- [4] ANDREWS E H, MACKLEY E A. Review of NASA's hypersonic engine project [R]. AIAA 93-2323, 1993.
- [5] BAHM C, BAUMANN E, MARTIN J, BOSE D, et al. The X-43 aHyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation and control overview and flight test results [R]. AIAA 2005-3275, 2005.
- [6] DAVIDSON J, LALLMAN F, MCMINN J D, et al. Flight control laws for hyper-X [R]. AIAA 99-4124, 1999.
- [7] 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.
- [8] BOUCHEZ M, ROUDAKOV A S, KOPCHENOV V I, et al. French-russian analysis of kholod dual-mode ramjet flight experiments [R]. AIAA 2005-3320, 2005.
- [9] ROUDAKOV A S, SEMENOV V L, HICKS J W. Recent flight test results of the Joint CIAM-NASA Mach 6.5 scramjet flight program [R]. NASA/TP-1998-206548, 1998.
- [10] 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.
- [11] GREGORY IM, CHOWDHRY R S, MCMINN J D. Hypersonic vehicle control law development using H infinity and mu-synthesis [C]. // 4th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1992: 5010.
- [12] ADAMI T, ZHU J, BOLENDER M, et al. Flight control of hypersonic scramjet vehicles using a differential algebraic approach [C]. // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2006: 6559.
- [13] VOGEL J M, KELKAR A G, JINGER G, et al. Control-relevant modeling of hypersonic vehicles [C]. // American Control Conference, 2009. ACC'09. IEEE, 2009: 2519-2524.
- [14] 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(2): 259-264.
- [15] 尉建利, 于云峰, 闫杰. 高超声速飞行器鲁棒控制方法研究 [J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1526-1530.
- [16] 王鑫. 高超声速飞行器鲁棒舵回路控制器设计 [J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(5): 641-644.
- [17] 钱承山, 吴庆宪, 姜长生, 等. 空天飞行器概念设计再入数学

- 建模研究[J].宇航学报, 2008, 29 ( 2 ): 434-439.
- [18] 李惠峰,王健.基于遗传算法的高速飞行器模糊控制律设计[J].北京航空航天大学学报, 2008, 34 ( 11 ): 1250-1253.
- [19] UEDA S ,TOMIOKA S ,ONO F ,et al.Mach 6 test of a scramjet engine with multi-staged fuel injection[C].// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006: 2006-1027.
- [20] ROCKWELL R ,GOYNE C P ,HAW W ,et al.Experimental study of test-medium vitiation effects on dual-mode scramjet performance[J].Journal of Propulsion and Power, 2011, 27 ( 5 ): 1135-1142.
- [21] KOJIMA T ,SATO T ,Sawai S ,et al.Experimental study on re-start control of a supersonic air-breathing engine[J].Journal of propulsion and power, 2004, 20 ( 2 ): 273-279.
- [22] 常军涛,于达仁,鲍文.攻角引起的高超声速进气道不起动/再起特性分析[J].航空动力学报, 2008, 05: 816-821.
- [23] SOREIDE D ,BOGUE R K ,SEIDEL J ,et al.The Use of a Lidar Forward-Looking Turbulence Sensor for Mixed-Compression Inlet Unstart Avoidance and Gross Weight Reduction on a High Speed Civil Transport[M].National Aeronautics and Space Administration ,Dryden Flight Research Center ,1999.

(上接第13页)

部分组件 MTBF 准确值,在计算中采用了工程经验值。这也表明硬件架构还应在后续设计中进行完善,以达到预定安全需求。

表3 着陆系统硬件选件

组件名称	货架产品	MTBF/h
着陆系统计算机	FASTWEL CPC600	85 000
多模式接收机(MMR)	Thales TLS755	30 000
仪表着陆天线	DM N4-17	5 000
信标天线	DM N27	5 000

## 6 结 论

本文对民用客机 A-13 飞机着陆系统基于 V 模型设计流程进行了研究。从需求捕获及分析入手,然后进行系统功能性架构的设计,之后分解到软硬件架构,至此完成初步设计。之后的详细设计阶段通过软件仿真及硬件实现来实现。在各阶段均按 ARP 4754A 进行了相应的安全性评估。

目前国内民用及军用飞机设计领域在系统工

程模型应用方面尚不成熟。本文的设计流程借鉴了国外航空工业部门的系统工程流程,对国内正在推展的飞机及武器装备的系统工程开发有一定借鉴意义。

## 参考文献(References)

- [1] MOIR I ,SEABRIDGE A.Military avionics systems [M].England: John Wiley & Sons, 2006.
- [2] RTCA DO-245A.Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS) [S].2004.
- [3] RTCA DO-246D.GNSS-based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-in-Space Interface Control Document (ICD) [S].2008.
- [4] RTCA DO-253C.Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for GPS Local Area Augmentation System (LAAS) Airborne Equipment [S].2008.
- [5] COLLINSON R.P.G. Introduction to avionics systems[M].London: Springer Netherlands, 2011.
- [6] SAE ARP 4754A.Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems [S].2010.
- [7] SAE ARP 4761.Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment [S].1996.
- [8] ARINC 755-3.Multi-Mode Receiver (MMR) -Digital [S].2005.