

浅谈环涡头部燃烧室点熄火研究进展

赵 硕¹ 杨 浩¹ 郑家炜¹ 王梅娟¹ 姜宇涵²

1. 中国航发湖南动力机械研究所 湖南 株洲 412002

2. 北京航空航天大学 北京 100191

摘要: 燃气轮机辅助动力装置是现代航空飞机上不可或缺的重要装备。辅助动力装置燃烧室多采用环涡头部燃烧室,环涡头部燃烧室的点熄火性能对飞机的飞行安全性有重要作用。本文对国内外传统燃烧室和辅助动力装置的环涡头部燃烧室点熄火相关研究进展进行分析和总结,旨在分析环涡头部燃烧室点熄火进一步研究方向,从而拓宽辅助动力装置点熄火边界,促进辅助动力装置发展进步。

关键词: 辅助动力装置; 燃烧室; 环涡头部; 点熄火

1 引言

辅助动力装置 (APU) 是现代大中型民用飞机不可或缺的系统,其主要作用是为民用飞机提供电力和引气,用于航空发动机的地面起动机以及空中停车后再起动的核心装置,对民用飞机的飞行安全性有重要意义^[1,2]。世界几大航空大国不仅重视航空发动机发展,对辅助动力装置研制也非常重视,都有各自的APU研制单位和系列型号。现有民用飞机所采用燃气轮机辅助动力装置市场主要是由美国霍尼韦尔公司和汉胜公司占有,而国内民用飞机辅助动力装置技术还相对薄弱。

民用飞机采用辅助动力装置实质上也是一种小型发动机,要求总体结构简单,重量轻,维护方便,可靠性高。从民用航空市场来看,主流辅助动力装置环形燃烧室采用环涡头部结构而非旋流头部结构。辅助动力装置环涡头部燃烧室要求具备在12000m高空点火起动和运行能力。高空条件下的空气稀薄,含氧量低,环境温度低,燃油流量小,这些极端条件对辅助动力装置燃烧室内燃油雾化、蒸发、油气混合以及燃烧反应速率都带来不利影响,甚至导致燃烧室难以成功点火。尽管现有辅助动力装置环涡头部燃烧室已经能够满足点火要求,然而对环涡燃烧组织方式下火焰传播规律以及火焰稳定机制认知尚不明确,针对环涡头部燃烧室开展点火过程的基础研究工作对提升辅助动力装置安全性具有重要意义。

2 国内外环涡头部燃烧室点熄火研究进展

国内外学者针对燃烧室点熄火相关问题开展了丰富研究工作,研究内容包括点火的四个阶段:火焰核心生成,火焰传播,火焰稳定,火焰周向联焰;研究对象包括单个头部模型燃烧室、多个头部模型燃烧室以及全环模型燃烧室。单头部燃烧室缺乏相邻头部火焰之间耦合作用,多头部模型燃烧室点火过程能够一定程度上体现

相邻头部火焰之间耦合作用,但与航空发动机燃烧室全环点火过程还是存在差异,主要体现在全环火焰周向传播过程^[3-4]。

国内外多位学者已经以环形模型燃烧室为对象,以先进测试诊断技术,对全环模型燃烧室点火动态过程开展研究,包括剑桥大学的全环模型燃烧室,法国EM2C试验室的MICCA和MICCA-SPRAY全环燃烧室,以及浙江大学TurboCombo全环模型燃烧室。研究内容涉及燃料成分对点火影响,结构参数影响,点火成功率,点火过程火焰传播路径,火焰周向传播等。其中浙江大学王高峰等人对头部斜向喷射和竖直喷射全环燃烧室点火过程进行对比分析,研究发现两种头部布置下点火过程具有明显差异,斜向喷射结构燃烧室全环周向联焰时间更短。

然而上述研究中模型燃烧室头部多采用旋流火焰,而现代先进辅助动力装置的环形燃烧室主要采用环涡燃烧组织方式。这种类型燃烧室主燃区涡结构在外国文献中称为“single vertex”,国内燃烧室设计手册也称为“环形单涡”,而行业内研究所亦简称为“环涡”,从燃烧室主燃区内流场特征来看,环涡更有代表性,这种类型燃烧室称为环涡头部燃烧室。

与常规旋流头部燃烧室相比,环涡头部燃烧室具有以下明显差异:喷嘴安装方向与燃烧室轴线垂直;燃油喷射方向与燃烧室轴线呈复杂三维关系;喷嘴间距与燃烧室头部高度比接近2,燃烧室喷嘴间距更大;燃烧室内回流区呈“环涡”型。环涡头部燃烧室的结构特点和气动特征使得难以采用单个头部燃烧室进行点火相关研究工作。

早在1982年,Allison公司的Sullivan等人对小型发动机燃烧室主燃区研究工作中对比了三种结构,其中就包括主燃区呈环形单涡结构。研究中对比了两种旋流结构

和一种单涡结构主燃区油气分布,燃烧室燃烧效率,出口温度分布以及排放数据。80%工况下对比结果发现环型单涡结构和旋流结构燃烧室性能相当,但全环燃烧室喷嘴数目从16个减少为12个。英国的Carr等人^[5]对采用扇形喷嘴的环涡头部全环燃烧室进行1882小时耐久试验研究和高空6100m点火试验研究,燃烧室结构如图1中所示。研究中对比了该环涡头部燃烧室在耐久试验前后在慢车、起飞状态下燃烧效率,污染排放以及出口温度数据。试验结果表明这种类型燃烧室具有性能优异,可靠性高,重量轻特点。

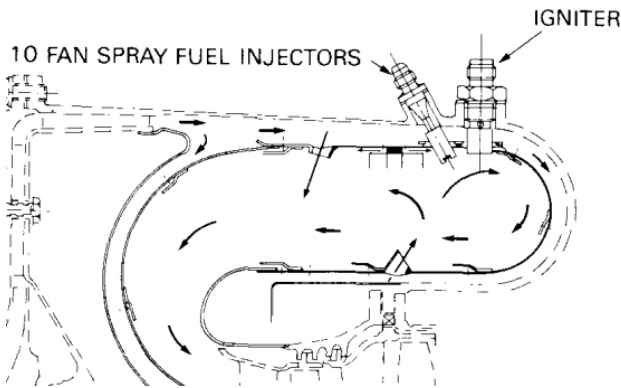


图1 采用扇形喷嘴的环涡头部燃烧室

而且在对该环涡头部燃烧室不同燃油喷射方式的研究工作中发现该燃烧室对燃油适应性优异,包括航空煤油,汽油,柴油三种燃料。并且试验中火焰筒壁温均低于700摄氏度,在使用航空煤油时点火高度达到7500m,图2中显示了不同燃油喷射方式。

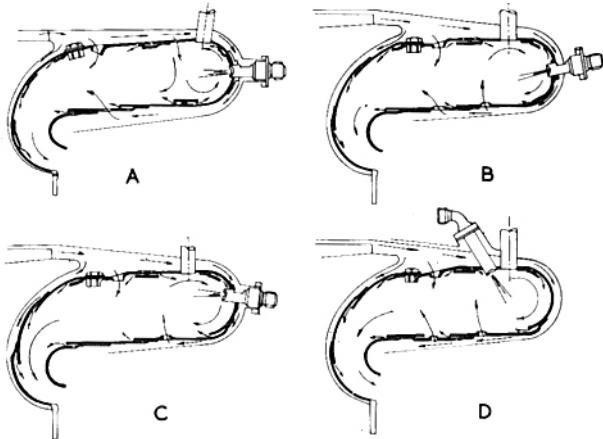


图2 不同燃油喷射方式的环涡头部燃烧室

国内对环涡头部燃烧室点火相关研究工作主要是利用数值方法对环涡头部燃烧室进行流场及出口温度等整体性能进行分析,采用半经验公式结合数值模拟方法对

环涡头部燃烧室点火进行分析^[6-7]。试验研究工作也主要集中在进口流场及进口温度对出口温度分布影响。

3 展望

常规燃烧室点火过程研究从内容上覆盖了点火的四个阶段:火焰核心生成,火焰传播,火焰稳定,火焰周向联焰,研究对象也从单个头部模型燃烧室发展到全环模型燃烧室,测试手段也从简单光学测量发展到多物理场同步高频率诊断。环涡头部燃烧室点熄火相关研究工作还停留在宏观性能参数上,针对环涡燃烧组织方式下火焰传播规律和稳焰机制尚未研究透彻。

4 结束语

从国内外环涡头部燃烧室点熄火相关研究结果来看,环涡头部燃烧室点火过程中火焰传播路径,环涡燃烧室火焰稳定机制及关键影响因素等相关研究对辅助动力装置的研制和开发是十分必要和迫切的。环涡头部燃烧室点熄火关键技术的突破有利于拓宽辅助动力装置的工作边界,这对提升我国辅助动力装置燃烧部件关键技术自主研发能力具有重要意义。

参考文献

- [1]Lanham J C, Wigmore D B. Next Generation Aircraft Auxiliary Power Systems [M]. SAE International. 1999.
- [2]李东杰.辅助动力装置的应用现状和发展趋势[J].航空科学技术,2012, (06): 7-10.
- [3]Marrero-Santiago J, Verdier A, Brunet C, et al. Experimental Study of Aeronautical Ignition in a Swirled Confined Jet-Spray Burner [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2018, 140(2): 021502.1-11.
- [4]Martinos A-D, Zarzalis N, Harth S-R. Analysis of Ignition Processes at Combustors for Aero Engines at High Altitude Conditions With and Without Effusion Cooling [C]. Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2020.
- [5]Carr E. COMBUSTION OF A RANGE OF DISTILLATE FUELS IN SMALL GAS TURBINE ENGINES [J]. 1979,
- [6]王梅娟,成胜军,宋双文.燃烧室进口流场对某回流燃烧室性能影响的数值计算[J].航空动力学报,2018,33(06): 1281-9.
- [7]陈利强,颜应文,徐榕.辅助动力装置全环燃烧室燃烧性能试验研究[J].热能动力工程,2013,28(01):7-12+105.