

驻涡燃烧室的研究进展和应用浅析

Progress and Application of Trapped Vortex Combustor

林宏军 程明 / 中航工业沈阳发动机设计研究所

何小民 / 南京航空航天大学

摘 要: 详细介绍了驻涡燃烧室的基本特点以及国内外相关研究的发展历程和最新进展, 对其综合性能和应用前景进行了系统的评估, 提出了驻涡燃烧室的发展方向和优化方案。

关键词: 驻涡燃烧室; 高温升; 低污染; 设计方案

Keywords: trapped vortex combustor; high temperature rise; low emission; design proposal

0 引言

在现代高性能航空发动机的设计中,一方面要求通过提高主燃烧室的温升能力(高温升),提升主燃烧室的出口温度;另一方面要求通过主燃烧室内的分区、分级燃烧获得发动机较低的污染排放(低污染)。高温升、低污染燃烧室已成为现代先进航空发动机主燃烧室研究的主要方向。

高温升、低污染的主燃烧室研发的关键技术之一是燃烧组织技术。先进的燃烧组织方式是保证主燃烧室性能全面满足综合设计要求的关键。在针对未来发动机的高温升、低污染主燃烧室的众多设计方案中,驻涡燃烧室(TVC)因其结构简单、质量轻、燃烧稳定性强、燃烧效率高、 NO_x 排放低,可实施性良好等特点,成为潜在的最具发展前景的设计方案之一。

1 驻涡燃烧组织方式的基本特点

驻涡燃烧室属于径向分级的燃烧室,通常由2个插入火焰筒内的驻涡腔体构成的值班级和1个主燃级组成(如图1所示)。

在结构上驻涡燃烧室的头部是由

一组横向分流片和径向支板构成的火焰稳定结构,没有旋流器组件和支撑装置,因此较传统主燃烧室的头部结构简单、质量轻。气动方案上通过合理分配驻涡燃烧室流量、依据发动机不同的功率状态采用相应的分区、分级燃烧方案,优化驻涡燃烧室值班级、主燃级和掺混区的空气和燃油匹配方式,从而实现驻涡燃烧室的高效燃烧、低排放及良好的出口温度分布质量。

驻涡燃烧室依靠驻涡腔中形成的涡流燃烧,为主燃级的燃油-空气混合气提供连续且致密的点火源以实现稳定燃烧。这种火焰稳定方式使点火源不受主气流的影响,燃烧室在宽裕的工作范围内,具有更强的燃烧稳定性和地面/高空点火能力。

2 驻涡燃烧组织方式的研究和发展

驻涡主燃烧室的方案最早是在美国“综合高性能涡轮发动机技术计划”(IHPTET)中提出的,其目的是将驻涡燃烧技术作为高温升燃烧技术应用到推重比15~20一级的军用航空发动机核心机上。

1994年,GE公司与美国空军莱特实验室联合,参考典型的航空燃气涡轮发动机燃烧室的尺寸比例和高压燃烧室试验设备,开展第四代驻涡燃烧室扇形试验件(如图2所示)的设计和试验验证。试验件的驻涡腔体采用能够产生双对转涡流的进气结构,燃烧室的喷油杆由派克汉尼汾(Parker Hannifin)公司采用宏观分层专利技术制造,仅2P-2V结

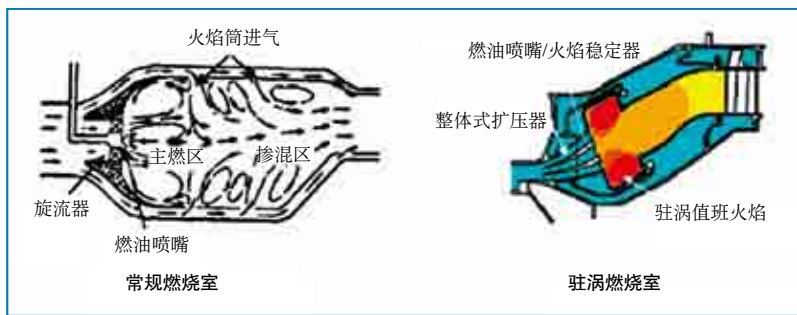


图1 驻涡燃烧室和常规燃烧室的结构比较

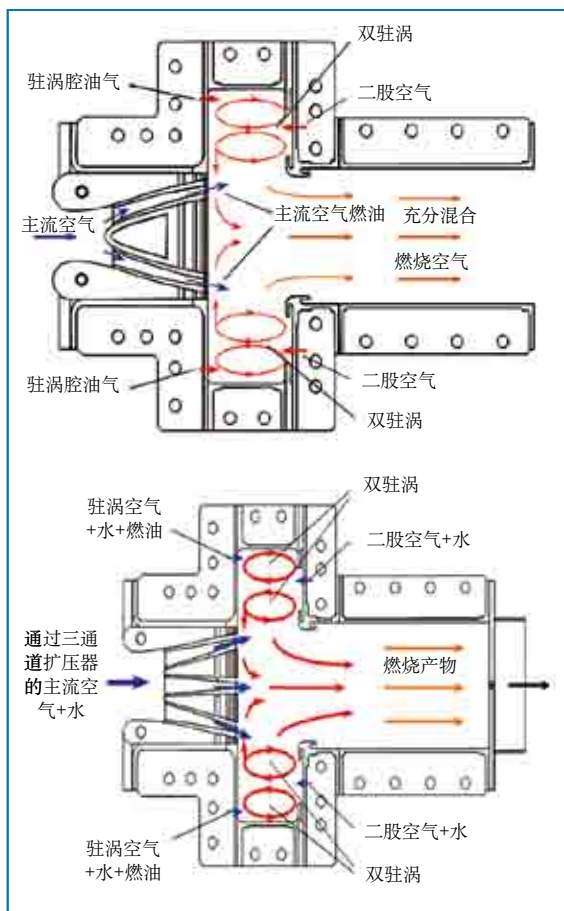


图2 第四代2P-2V和3P-2V驻涡燃烧室结构关键特征示意图

构的驻涡燃烧室扇形段试验件就有54个燃油喷嘴。采用如此之多的燃油喷嘴,使燃油和空气易于掺混,目的是形成良好的燃油分布。试验件采用由气膜冷却、冲击冷却和发汗冷却构成的复合冷却方案进行冷却。

1998年7月,GE公司在莱特-帕特森空军基地的美国空军研究实验室(AFRL)第20号厂房的高压燃烧室试验设备上,依据军用及民用航空燃气涡轮发动机的典型工作状态,使用JP-8燃油和DL-1燃油,对驻涡燃烧室扇形试验件的性能和适用性进行了模拟试验研究。在对包括地面起动机点火、贫油熄火、高空点火、排放、燃烧效率、出口燃气温度分布以及结构件温度测量等试验项目进行评定的过程中,发现驻涡燃烧室

扇形试验件的性能超过了全部初始的期望值。研究验证了其具有应用于军用航空发动机、民用航空发动机和地面燃气轮机的巨大潜力。

在“先进涡轮发动机燃气发生器(ATEGG)”研究计划中,GE公司和美国海军等机构针对驻涡燃烧室进行联合研制,使其从试验室研究阶段发展到实际工程应用阶段。在完成飞机用和舰船用发动机(F414和LM-2500)的驻涡燃烧室优化设计后,又在全尺寸环形燃烧室试验台上对其进行了试验验证。2007年4月,GE公司已经完成了第1台全环形驻涡燃烧室试验件(见图3)的验证性试验,研究结果表明,燃烧性能优异。另外按计划,

在2008财年还将完成第2个全环试验件的设计加工并开展燃烧试验,同时计划逐步将其转移到验证型发动机上进行试验验证。

在低排放方面,驻涡燃烧的RQL燃烧室相对于传统的RQL燃烧室将原来的轴向分级变成了径向分级,在节约了大量空间的同时也能获得良好的 NO_x 排放性能。美国Glenn研究中心和莱特-帕特森空军基地对应用RQL技术的驻涡燃烧室进行了低污染排放研究,在保持总油气比不变的条件下,在燃料中加入水分,获得了水分与燃料质量比变化对污染排放的影响规律。

从1995年开始,德国、

英国、意大利、荷兰及瑞典等一些欧洲国家也开始了对驻涡燃烧室的一系列研究工作。其中有代表性的是荷兰代尔夫特工业大学Marco Losurdo和Claudio Bruno提出的应用于传统燃气轮机的双凹腔驻涡燃烧室,图4为其结构示意图及温度场的模拟结果。虽然燃烧室的出口温度分布系数约为2,但是双凹腔的结构可以给驻涡带来很好的稳定性,整个燃烧室获得更高的燃烧效率和低排放性能,体现了驻涡燃烧室应用于地面燃机的潜力。

3 国内进展状况

自2000年起,我国针对驻涡燃烧室组织方式开展了理论分析和实验研究,并取得了阶段性的成果。

北京航空航天大学针对试验用的低污染驻涡燃烧室进行了研究,将分级燃烧的RQL技术和驻涡稳定燃烧技术相结合。研究表明,RQL模式的驻涡燃烧室有降低氮氧化物的能力。同时,北京航空航天大学还使用大涡模拟的计算模型对驻涡燃烧室驻涡腔内涡的演化发展做了深入的研究,并提出了一种新颖的切向驻涡燃烧室的设计概念,用以满足冲压转子发动机和未来燃气涡轮发动机的需求。

2006~2009年,北京航空航天大学对驻涡燃烧室技术应用于级间燃烧进行了研究,确定了级间驻涡燃烧室的基本结构和燃烧组织形式,并加工了试验



图3 全环TVC试验件

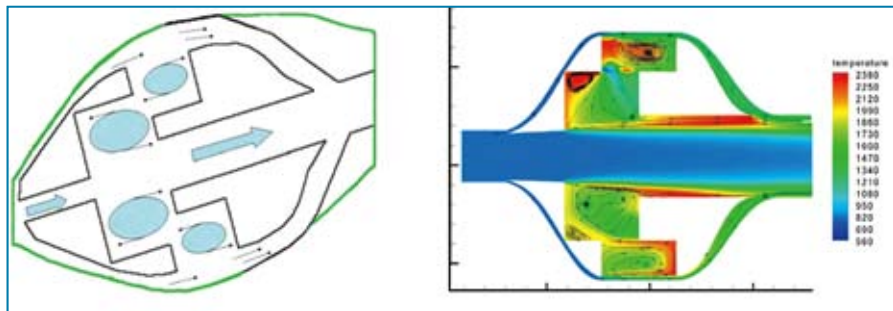


图4 双凹腔结构驻涡燃烧室示意图及其温度场数值模拟结果

件对其进行了详细的研究,试验初步获得了凹腔油气匹配和凹腔几何结构对级间驻涡燃烧室的点火性能、贫油熄火性能以及出口温度分布的影响规律。

而南京航空航天大学主要针对驻涡燃烧室不同头部进气方案及驻涡腔后体掺混空气入口位置的变化对燃烧室性能的影响进行研究和试验验证,得到了与驻涡燃烧室的点火性能、贫油熄火性能、燃烧效率以及出口温度分布等相关的试验结果和设计规律。

2005~2007年,南京航空航天大学以驻涡燃烧室的火焰筒为对象研究了不同进口热力参数下驻涡燃烧室的燃烧性能,并获得了各进口气动参数优化匹配的初步方案。基于研究的结果设计了三头部驻涡燃烧室模型,通过燃烧性能试验在国内首次获得了多头部驻涡燃烧室试验件的总压损失、燃烧效率、点火极限、贫油极限和出口温度场等综合性能参数。

2010年,南京航空航天大学针对结构更为紧凑的驻涡燃烧室试验件,对驻涡燃烧室主流的进气和供油方式开展了进一步的研究,对燃烧室点火熄火性能随主流速度变化的规律,以及燃烧室的温升能力进行了深入的探索。

除了这些高校外,包括沈阳发动机设计研究所在内的一些科研院所也针对驻涡燃烧室进行了初步的理论研究和模型试验件的试验验证。沈阳发动机

设计研究所在国内较早地开展了驻涡燃烧室技术的基础研究,近年来又与南京航空航天大学等单位合作,开展了驻涡燃烧室的试验研究,初步摸清了驻涡燃烧的机理;特别针对高高空低压、低温的苛刻工作条件下驻涡燃烧室的综合性能,进行了相应的理论分析和试验研究。初步的研究结果表明,驻涡燃烧室试验件具有良好的燃烧性能,下一步计划把驻涡燃烧室的燃油供给、空气分配和油气掺混等技术作为研究的重点。因此,根据目前的研究成果可以预测,驻涡燃烧室作为高温升、低污染主燃烧室的主要设计方案拥有巨大的技术潜力。

4 总结

美国和欧洲等国通过实施“HPTET”计划和“VAATE”计划的研究,以及驻涡燃烧组织方式的相关研究,依靠数值模拟、元件试验等研究手段逐步开展驻涡燃烧室在军用航空发动机、低污染燃烧室、超紧凑燃烧室(UCC)等领域上的应用研究;尤其是GE公司、美国海军和ESTCP制订的联合计划,开展了驻涡燃烧室应用于下一代战机的工程化研究,预计通过两个全环驻涡燃烧室的设计和燃烧试验,美国的驻涡燃烧室设计技术的技术成熟度将达到甚至超过TRL6一级。而我国在驻涡燃烧组织方式的研究处于起步阶

段,与国外真实的全环形试验件的试验研究仍有较大的差距。我国的高温升、低污染主燃烧室设计能力的提升,必须加强驻涡燃烧等先进燃烧组织方式的理论研究和试验验证。

AST

参考文献

- [1] 尚守堂,程明,李峰. 低排放长寿命燃烧室关键技术分析[J]. 航空制造技术,2009(2).
- [2] K.Barlow, D.Burrus, E.Stevens. Trapped Vortex Combustor Development for Military Aircraft[R]. US Navy Contract, N00421-02-C-3202.
- [3] Brankovic A., Ryder R.C., Hendricks Jr, R.C., and et al. Emissions Prediction and Measurement for Liquid-Fueled TVC Combustor With and Without Water Injection[C]. AIAA-2005-0215.
- [4] Roquemore W. M., Shouse D., Burrus D., et al. Trapped Vortex Combustor Concept for Gas Turbine Engines[C]. Reno: 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2001-0483, 2001.
- [5] 张弛. 切向驻涡燃烧室基础研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
- [6] 何小民,许金生,苏俊卿. 驻涡区进口结构参数影响TVC燃烧性能的试验[J]. 航空动力学报,2007, 22(11): 1798-1802.
- [7] 邢菲,樊未军,孔昭健,杨茂林. 凹腔油气匹配对驻涡燃烧室点火及熄火性能影响的试验[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 412-416.

作者简介

林宏军,工程师,主要从事主燃烧室设计和先进燃烧室预先研究工作。