

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.04.009

蒸发式涡轮叶间燃烧室方案及性能研究

张朋朋¹, 何小民¹, 丁国玉², 陈丕敏², 于镇潭¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要:为提高航空发动机总体性能、改善发动机热力循环模式,设计一种蒸发式涡轮叶间燃烧室方案,试验研究不同油气比下叶间燃烧性能的变化规律;利用数值计算获得燃烧室内燃油分布、组分分布等参数对燃烧性能的影响。研究表明:在导向器叶片叶间通道内利用蒸发式稳定器可有效促进燃油雾化以及稳定燃烧,涡轮叶间燃烧室在试验条件下最大温升为 694.4 K,燃烧效率为 90.3%。

关键词:叶间燃烧;试验;燃烧性能;数值计算

中图分类号:V231.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2024)04-0054-04

Study on Scheme and Performance of Evaporative Turbine Inter-blade Combustor

ZHANG Pengpeng¹, HE Xiaomin¹, DING Guoyu², CHEN Pimin², YU Zhentan¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to improve the overall performance and thermodynamic cycle mode of aero-engine, an evaporative turbine inter-blade combustion scheme was designed, and the combustion performance changes of the inter-blade combustor under different oil/gas ratios were studied experimentally. Parameters such as fuel distribution and component distribution in the combustor were obtained by numerical calculation. The results show that fuel atomization and stable combustion can be effectively promoted by using evaporative stabilizer in the inter-blade channel of the turbine guide. The maximum temperature rise of the inter-blade combustor is 694.4 K under test conditions, and the combustion efficiency is 90.3%.

Keywords: inter-blade combustion; experiment; combustion performance; numerical calculation

0 引言

航空燃气涡轮发动机已广泛应用于军事和民航领域,是目前航空器的主要动力形式^[1],其采用的热力循环为布雷顿(Brayton)循环,由等熵压缩、定压加热、等熵膨胀和定压放热 4 个过程组成^[2],但由于能源问题的愈加紧张和对航空发动机性能需求的日益提高,一种在涡轮通道内燃烧的方法逐渐成为各方研究焦点。

涡轮内燃烧通过中间再热的方法建立起一个近似等温循环,进而提高 Brayton 循环的热效率,这种补燃增推的方法逐渐成为各方研究的焦点和难点,涡轮内燃烧目前有涡轮级间燃烧(inter-stage turbine burner, ITB)^[3]和涡轮叶间燃烧(turbine inter-blade burner, TIB)^[4]两种方法。涡轮叶间燃烧是将燃烧室和低压涡轮导叶结合起来,结构紧凑,质量增加相对较少。因此涡轮叶间

燃烧是在涡轮内燃烧的一种较为理想的方式。

为了提高航空发动机性能,国内外与涡轮导向器通道内燃烧相关的各项研究工作也在不断深入。GHOREYSHI 等^[5]通过圆柱绕流在涡轮叶片通道增加涡系,并利用数值计算对其进行模拟,其工程运用有待考究;SRIVATSAVA 等^[6]设计了带有凹腔的曲型通道结构用以模拟涡轮通道内的流动,试验结果表明凹腔结构可以有效起到稳定火焰和组织燃烧的作用;美国空军研究试验室(AFRL)将驻涡燃烧技术用于涡轮叶间燃烧,设计了超紧凑燃烧室(ultra compact combustor, UCC),并对其开展了系统的探究。结果表明:UCC 火焰的长度只有常规状态下的 50%左右,贫油熄火边界相对于常规旋流稳焰方式扩大 4 倍,燃烧效率在宽广的范围内,皆在 99%以上^[7-8]。国内方面对涡轮叶间燃烧室的研究大多是基于美国空军实验室提出的 UCC 模型,进行了不同结构参数如导

基金项目:JKW 基础加强重点研究项目(2021-JCJQ-ZD-062-11)

第一作者简介:张朋朋(1997—),男,安徽阜阳人,硕士研究生,研究方向为航空发动机燃烧室,798688033@qq.com。

向器叶片凹腔^[9]、二次进气角度^[10]、燃烧环尺寸^[11]等方面的研究,进一步完善了对 UCC 性能的探究。但整体而言,UCC 结构较为复杂,开展一种相对简单的涡轮叶间燃烧组织方案的相关研究应用前景非常广泛,战略意义极其深远。

综合目前国内外研究现状,涡轮叶间燃烧的难点在于导向器叶片通道内空间狭小,轴向距离较短,气流在高加速状态下流动,油气无法充分蒸发、混合、燃烧。因此,本文以涡轮导向器叶片通道内燃烧为研究目标,设计了一种蒸发式涡轮叶间燃烧室方案,在导向器叶片间的通道内利用蒸发式稳定器以促进燃油雾化及稳定燃烧,并对方案模型进行了试验研究和数值计算,探究典型状态下叶间燃烧室流场和燃烧性能的变化,为涡轮叶间燃烧的设计优化提供参考。

1 蒸发式涡轮叶间燃烧室方案

本研究针对涡轮导向器叶片通道内燃烧,提出了一种蒸发式涡轮叶间燃烧室方案,图 1 为该方案的结构示意图,主要包括火焰稳定装置和供油系统。本方案中在涡轮导叶叶间通道内采用蒸发式稳定器作为火焰稳定装置,以起到稳定燃烧的作用。稳定器的曲面侧边根据涡轮导向器叶片的叶型设计,以保证稳定器两侧流道面积保持一致,防止局部堵塞和流动分离;稳定器出口槽宽为 20 mm,在稳定器前端均匀分布了矩形状的进气缝,以促进燃油雾化、蒸发和燃烧。供油系统包括值班级供油和主燃级供油。值班级供油位于蒸发式稳定器内,采用直射式喷嘴,喷油杆总长为 50 mm,在距离喷油杆两侧各 12.5 mm 处布置了直射式喷嘴,喷孔直径为 0.3 mm;主燃级供油位于导叶前缘点,同样采用直射式喷嘴,供油杆尺寸与值班级相同。值班级和主燃级供油方向均与来流垂直,燃油经过雾化、蒸发、掺混后在导向器叶片通道内发生燃烧。此外,为方便后续对试验和数值计算结果进行描述,定义了如图 1 所示的燃烧室下方壁面为叶背侧壁面,上壁面为叶盆侧壁面。

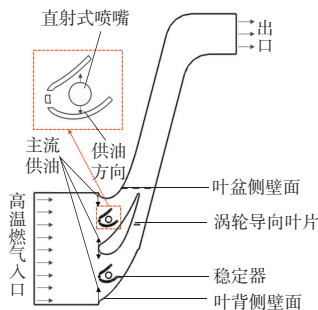


图 1 叶间燃烧室结构示意图

2 研究模型和方法

2.1 试验研究方法

1) 试验模型:图 2 为根据涡轮叶间燃烧室方案设计的叶间燃烧室试验模型,其中蒸发式稳定器、涡轮导向器叶片、值班级供油尺寸与设计方案中一致。同时为了分析燃烧室内火焰稳定及火焰分布等性能,在试验模型侧面设置了观察窗,并采用光学特性较好的石英玻璃进行密封。

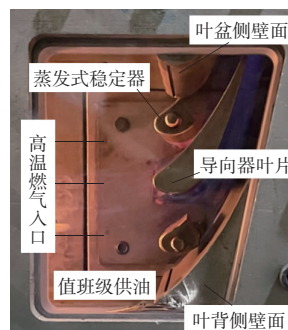


图 2 叶间燃烧室实物图

为了获得涡轮叶间燃烧室的流动和燃烧特性,在燃烧室不同位置处布置了一定数量的温度测点。图 3 是试验中温度测点具体位置的示意图,在涡轮导向器叶片的上下游皆布置了温度测点。测点 1、测点 2 在导向器叶片及稳定器入口处,测点 3、测点 4 在叶间通道出口处,并且考虑到燃烧可能会拖后,故在下游燃烧室出口处布置了温度测点 5。

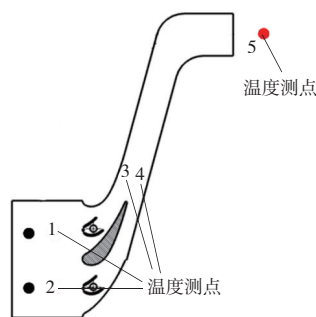


图 3 温度测点位置示意图

2) 试验内容和参数:在进口温度 1 200 K、不同油气比条件下对涡轮叶间燃烧室进行试验研究,研究中需探究火焰稳定方式的可行性以及温度分布等问题。

试验中具体工况如表 1 所示,通过控制燃油流量来改变燃烧室的油气比。试验中通过开在燃烧室侧面的观察窗以及测点温度变化来反映燃烧情况。

表 1 试验参数

工况	进口温度/K	进口马赫数	油气比	供油方式
Case 1	1 200	0.1	0.008	值班级供油
Case 2			0.011	方向与来流垂直

2.2 数值计算方法研究

1) 数值计算模型: 湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 模型, 壁面函数选用标准壁面函数, 采用 DPM 模型进行油雾场的模拟。热态计算下采用涡耗散概念燃烧模型, 煤油采用 Kunder 反应机理, 该机理包含 12 组分及 14 步基元反应。进口条件为速度入口 69.4 m/s , 出口设定为压力出口, 离散相边界条件均设为 wall-jet, 所有壁面均设置为无滑移壁面条件。

采用 ICEM 对燃烧室模型进行非结构化网格划分。为消除网格数量对计算结果的影响, 分别取网格数量为 143 万、186 万和 245 万进行计算, 取导向器叶片下游 30 mm 处速度径向分布进行对比, 结果如图 4 所示。当网格数量为 186 万和 245 万时, 速度分布接近一致, 而当网格数量为 143 万时, 速度分布与网格数量 186 万差异较大, 因此网格数量最终为 186 万。

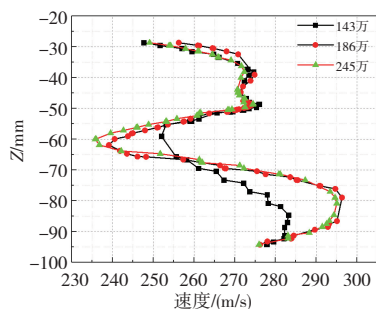


图 4 不同网格数量速度分布对比

2) 计算方法验证: 为了验证数值计算方法的准确性, 取数值计算结果的中心截面的温度云图与试验条件下的火焰结构进行对比, 其中试验下的火焰结构利用 MATLAB 进行二值化处理并获取其边界。对比结果如图 5 所示, 数值计算和试验结果都表明, 燃油在稳定器下游发生燃烧, 并且此处温度较高, 两者具有较好的一致性, 从而验证了数值计算中选择的方法是准确的。

3 研究结果与分析

图 6 是试验研究中获得的蒸发式涡轮叶间燃烧室火焰分布, 燃油经稳定器供出后, 在高温来流

的作用下稳定燃烧。从图中可以看出: 燃烧始于稳定器出口, 并向下游逐渐传播; 稳定器出口处为淡蓝色火焰, 这是因为燃油在该位置处蒸发较少, 燃烧处于贫油状态; 在火焰向下游传播过程中, 燃油也随之进行蒸发、掺混。此外, 受导向器叶片和燃烧室壁面的影响, 燃烧主要发生在导向器叶片的叶盆侧区域以及燃烧室下壁面附近。总体来说, 试验工况下涡轮叶间燃烧室内均成功实现点火, 并且稳定燃烧。

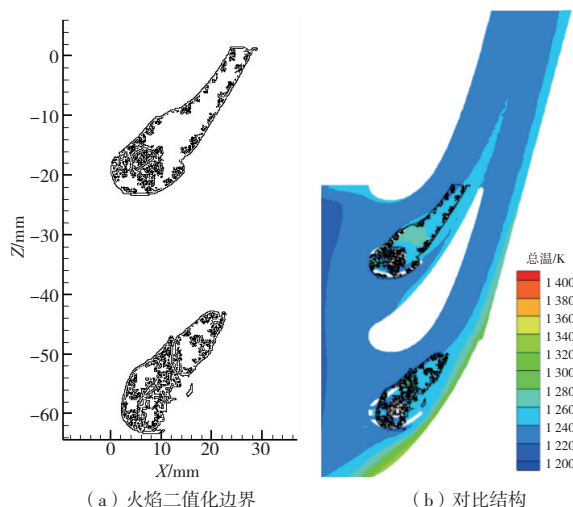


图 5 试验和数值计算结果火焰结构对比

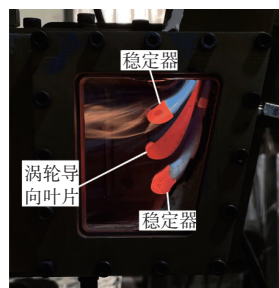
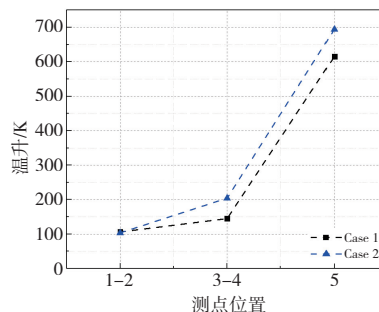


图 6 试验火焰结构

图 7 是进口温度 1200 K 及叶间燃烧室供油状态下各测点的相对温升, 横坐标 1-2 是指测点 1 和测点 2 的平均温度, 其余横坐标表示方法相同。

图 7 进口温度 1200 K 及供油条件下各测点温升

从试验结果可以看出,当燃烧室内供油之后,不同区域的相对温升起伏较大,但在不同工况下温升变化趋势近似一致:从燃烧室进口向下游传播过程中,温升逐渐增大。测点 1、测点 2 温升较低,这是因为测点 1、测点 2 布置于燃烧室进口处、在稳定器上游,此处并无发生燃烧,但受到下游燃烧热辐射的影响,因此存在一定温升;测点 3、测点 4 的温升同样较低,从试验光学图像可以看出,稳定器出口处为贫油燃烧,并且燃油在此处蒸发同样降低了环境温度,因此该测点处温升较低;测点 5 的温升有明显增高,这说明燃油在上游未充分燃烧,在燃烧室下游继续发生燃烧,试验工况下燃烧室内的最大相对温升为 694.4 K。这验证了本研究设计的利用蒸发式稳定器在涡轮叶间组织燃烧是一种可行的方案。

图 8 是燃烧室冷态条件下的燃油颗粒分布。从图中可以看出燃烧室内各区域燃油分布不均匀,油滴大多分布于燃烧室叶背侧壁面和导向器叶片叶盆侧附近,其余区域分布较少。同时可以看出,稳定器出口处燃油颗粒仍然较多,说明燃油蒸发较少,因此导致了此处发生贫油燃烧。

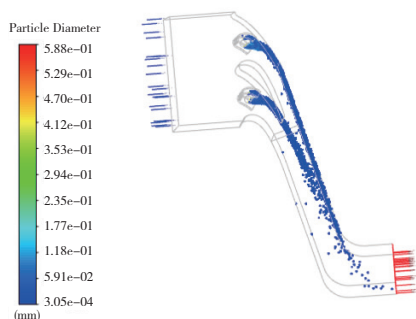


图 8 冷态流场燃油颗粒分布

由此可见,燃油分布不均匀导致燃烧室内各区域燃烧不均匀;燃油经稳定器供出后,在燃烧室叶背侧壁面和导向器叶片叶盆侧区域内分布较多,因此燃烧也主要发生在这些区域内;燃油在稳定器出口蒸发较少,燃烧处于贫油状态,并且燃油的蒸发降低了该区域的温度,导致试验测得的测点 3、测点 4 温升较低;燃油在燃烧室出口处蒸发较为彻底,且分布均匀,因此测点 5 温升较高。

根据燃烧室出口燃气的质量分数,采用燃气分析法计算燃烧效率。对于航空煤油燃烧,其表达式如式(1)所示。式中 UHC 是燃烧产物中除 CH_4 的未燃碳氢化合物,各成分之值为容积百分比,计算得到燃烧室在进口温度 1 200 K、油气比 0.011 条件下燃烧效率为 90.3%。

$$\eta = \frac{\text{CO}_2 + 0.531\text{CO} - 0.319\text{CH}_4 - 0.397\text{H}_2}{\text{CO}_2 + \text{CO} + \text{UHC}} \quad (1)$$

4 结语

本文针对叶间燃烧设计了一种蒸发式涡轮叶间燃烧室方案,并采用试验研究和数值计算的方法,对燃烧室在 1 200 K 进口温度及不同油气比下流动和燃烧性能进行研究,获得了如下结论:

1) 蒸发式涡轮叶间燃烧室是实现涡轮通道内燃烧的一种可行的方案;在导向器叶片叶间通道内布置蒸发式稳定器可有效促进燃油雾化以及稳定燃烧,在本研究工况以及不同油气比条件下,涡轮叶间燃烧室均实现稳定燃烧;

2) 燃油分布不均匀导致各区域燃烧不均匀,燃烧主要集中在导叶叶盆侧和燃烧室叶背侧壁面附近,并且燃油在稳定器出口处蒸发较少,在燃烧室出口再次发生燃烧。燃烧效率为 90.3%,试验条件下燃烧室内最大温升为 694.4 K。

3) 研究中发现涡轮叶间燃烧室燃烧主要发生在出口附近,同样火焰后延,温度分布不均。因此后续工作将针对叶间燃烧室内燃烧速率提升和温度分布开展进一步研究。

参考文献:

- [1] 方昌德. 航空发动机的发展历程[M]. 北京:航空工业出版社,2007:14-15.
- [2] 沈维道,蒋智敏,童钧耕. 工程热力学[M]. 北京:高等教育出版社,2000:281-292.
- [3] CHIU Y T, KING P, O'BRIEN W. A performance study of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine[C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [4] ISVORANU D D, CIZMAS P G A. Numerical simulation of combustion and rotor-stator interaction in a turbine combustor[J]. The International Journal of Rotating Machinery, 2003, 9(5): 363-374.
- [5] GHOREYSHI S M, SCHOBREIRI M T. The ultra-high efficiency gas turbine engine, UHEGT, Part II: a numerical study on reducing the stator blade surface temperature by indexing fuel injectors and using film cooling[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part a: Journal of Power and Energy, 2021, 235(5): 991-1004.
- [6] SRIVATSAVA V P, JONATHAN A, NICOLA S A, et al. Turbulent combustion in a curving, contracting channel with a cavity stabilized flame[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2973-2981.

(下转第 86 页)



图 11 工艺信息管理模块

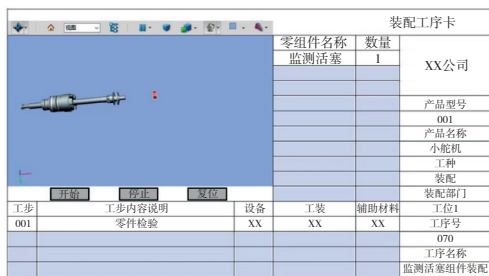


图 12 三维装配工艺规程输出

3 结语

针对航空液压产品的装配特点,研究并实现了三维装配工艺设计的相关技术及设计流程,实现了装配序列的快速生成,使工艺设计人员能够在三维仿真环境中构思和校验工艺,并能够输出带有装配动画的可交互式三维装配工艺规程,提高了装配工艺设计的效率和质量,减少了工艺设计返工率与设计成本,提高了装配工艺可视化水平,便于操作人员理解工艺内容。

参考文献:

- [1] 简引霞. 航空液压与气动技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [2] 燕瑾瑾, 杨志贤, 顾寄南. BOM 多视图的结构映射方法研究[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2020(2): 22-25.
- [3] 冯斐. BOM 在航空计算机制造领域的构建分析[J]. 航空精密制造技术, 2021, 57(5): 59-62.
- [4] LI X Y, QIN K, ZENG B, et al. Assembly sequence planning based on an improved harmony search algorithm[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 84 (9/10/11/12): 2367-2380.
- [5] YUAN W B, CHANG L, ZHU M L, et al. Assembly sequence planning based on hybrid artificial bee colony algorithm[M]//Intelligent Information Processing VIII. Cham: Springer International Publishing, 2016: 59-71.
- [6] 赵罡, 李瑾岳, 徐茂程, 等. 航空发动机关键装配技术综述与展望[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 475-507.
- [7] 徐张恒, 许瑛, 张悦, 等. 基于 DELMIA 的航空发动机虚拟装配技术研究[J]. 制造技术与机床, 2022(2): 94-98.
- [8] 周星晶. 航空发动机零件机加工工艺信息管理及三维工艺规程发布[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- [9] 董可静, 陈伟, 万渝, 等. 基于 Windchill 的三维装配大纲编辑及流程控制技术研究[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(4): 152-156.

收稿日期: 2023 - 02 - 13

(上接第 57 页)

- [7] ZELINA J, EHRET J, HANCOCK R, et al. Ultra - compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indianapolis, Indiana. Reston, Virginia: AIAA, 2002.
- [8] ZELINA J, STURGESS G, SHOUSE D L. The behavior of an ultra - compact combustor (UCC) based on centrifugally - enhanced turbulent burning rates [C]// 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion

Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2004.

- [9] 李明. 不同结构导向器对涡轮叶间补燃室性能影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [10] 莫姐. 燃烧环对涡轮叶间燃烧室性能影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [11] 徐兴亚. 带涡轮叶间燃烧室的大涵道比发动机性能与特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

收稿日期: 2023 - 02 - 10