

旋转滑动弧涡流器点火探索试验

彭畅新, 杨 浩, 刘逸博, 姜世界, 李元星, 李 炜

(中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 基于中小发燃烧室常用的斜切孔+径向叶片式涡流器, 结合滑动弧的产生位置, 开展了 4 种方案的旋转滑动弧涡流器设计及加工, 并完成了冷态放电试验及点火试验验证。放电试验结果表明: 4 种方案的涡流器均能在预设位置产生稳定的旋转滑动弧。三头部点火试验结果表明: 方案 4 的点火效果最好, 其最小点火油气比低于常规点火方法。方案 2 次之, 方案 3 仅能在较低的参考速度下实现燃烧室的点火, 方案 1 的点火效果最差。滑动弧当地的气流速度及油气分布对点火效果影响显著, 建议滑动弧处的气流速度不超过 20 m/s。

关 键 词: 燃烧室; 旋转滑动弧; 涡流器; 点火; 油气比

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Exploratory test on ignition with rotating gliding arc swirlers

PENG Changxin, YANG Hao, LIU Yibo, JIANG Shijie, LI Yuanxing, LI Wei

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: According to the position of gliding arcs, four kinds of rotating gliding arc swirlers were designed and manufactured based on the beveled holes and radial vanes swirlers commonly used in medium and small aero-engine combustors. The discharge test at cold state and ignition test were performed. The results of discharge test showed that the four swirlers could produce stable rotating gliding arcs at specific position. Ignition tests were performed based on a triple combustor. The ignition tests showed that, scheme 4 had the best ignition performance and the smallest ignition fuel-air ratio was lower if compared with conventional ignition method. The ignition performance of scheme 2 was worse than that of scheme 4. The combustor could only be ignited when the reference speed was low for scheme 3, and scheme 1 showed the worst ignition performance. The air speed and distribution of fuel air at local position of gliding arcs had a significant influence on the ignition performance and the recommended air speed was not more than 20 m/s.

Keywords: combustor; rotating gliding arc; swirler; ignition; fuel-air ratio

近年来, 非平衡等离子体点火与助燃技术得到研究人员的持续关注。俄罗斯、美国等国外相关研究机构在等离子体点火、辅助燃烧、控制燃烧过程及降低污染物排放等方面开展了持续研究。国内空军工程大学、西安交通大学、哈尔滨工程

大学、哈尔滨工业大学、中国科学院等单位在非平衡等离子体放电特性、等离子体辅助燃烧等方面也开展了各具特色的探索研究^[1-8]。

产生非平衡等离子体的途径主要包括电晕放电、介质阻挡放电以及滑动弧放电等形式, 其中,

收稿日期: 2022-06-27

基金项目: 国防科技创新特区项目

作者简介: 彭畅新(1985—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事新概念航空发动机及燃烧室研究。

引用格式: 彭畅新, 杨浩, 刘逸博, 等. 旋转滑动弧涡流器点火探索试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 769-776. PENG Changxin, YANG Hao, LIU Yibo, et al. Exploratory test on ignition with rotating gliding arc swirlers[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 769-776.

滑动弧放电因其能在大气压条件下产生较大的放电能量而受到研究人员的青睐^[9]。滑动弧放电的基本原理是:在一对正负电极上施加电场激励,电极之间产生电弧,电弧在气流的吹动下沿着气流方向滑动,从而产生滑动弧^[10]。由于滑动弧在放电过程中会产生高能电子和活性粒子,因此滑动弧在点火及助燃方面具有很好的应用前景。

国内外学者针对滑动弧在强化燃烧方面的应用开展了相关研究^[11-21]。比如,美国普林斯顿大学的 Ombrello 与德雷赛尔大学的 Fridman 等人通过改变滑动弧放电参数,研究了滑动弧对预混火焰传播速度的影响,结果表明,滑动弧会影响火焰传播速度,并且能拓宽燃烧边界^[11-14]。对于航空发动机燃烧室而言,研究人员很自然地将电极与涡流器结合,将电极集成在涡流器上,利用涡流器产生的旋转气流吹动电弧,从而形成旋转滑动弧。

国内空军工程大学的研究团队针对旋转滑动弧在燃烧室上的应用开展了卓有成效的研究工作^[15-21]。何立明等人研究了气体流量和施加电压对旋转滑动弧放电的电信号与电弧运动的影响,结果表明,滑动弧放电过程中存在稳定滑动放电(A-G)和伴随击穿滑动放电(B-G)两种放电模式,两者在电信号特征和电弧运动形态上存在明显区别,并受气体流量、施加电压等因素的影响;随着气体流量的增大,滑动弧放电由 A-G 模式向 B-G 模式发展^[10,15]。他们还研究了不同射流流量和放电电压下三维旋转滑动弧等离子体助燃激励器的光谱特性规律。结果表明,流量和电压越大,等离子体的振动温度越高,即振动激发强度越强^[16]。费力等人研究了环境压力对三维旋转滑动弧放电等离子体助燃激励器特性的影响,结果表明,环境压力对电弧滑动模式影响显著,当压力小于 0.1 MPa,随着气压升高,电弧滑动模式逐渐从 B-G 模式发展为 A-G 模式。随着环境压力的增大,电弧击穿电压和峰峰值电压也随之增大^[17]。刘雄等人设计了二维滑动弧等离子体点火器,在模型燃烧室上进行了煤油/空气混合物的点火试验,研究了工作介质流量、驱动电源输出电流、点火器电极夹角和安装位置等因素对滑动弧等离子体点火器点火特性的影响^[18]。陈朝等人研究了某双级轴流式涡流器的放电特性,其放电方案采用燃油喷嘴与文氏管之间放电的形式,其中文氏管接入高压,燃油喷嘴接地^[19]。胡长淮、何立明等

人研究了旋转滑动弧助燃对燃烧室性能的影响,结果表明,旋转滑动弧助燃后,燃烧室的燃烧效率、出口温度分布及熄火性能均有一定程度的改善^[20-21]。

对于航空发动机燃烧室来说,点火性能是其关键性能指标之一。国内外学者对旋转滑动弧的研究更多集中在旋转滑动弧的本身特性,旋转滑动弧如何与燃烧室的涡流器集成以及两者集成之后的点火性能如何,国内外还鲜有研究。为了探索旋转滑动弧在真实燃烧室上的点火性能,本文在燃烧室常用的斜切孔+径向叶片式涡流器基础上,设计并加工了 4 种结构的旋转滑动弧涡流器,开展了旋转滑动弧涡流器冷态放电试验,基于某三头部燃烧室试验件,在常温常压工况下开展了基于旋转滑动弧的三头部燃烧室点火试验,研究成果可以为旋转滑动弧在燃烧室上的应用提供参考。

1 旋转滑动弧涡流器设计

基于中小发燃烧室常用的斜切孔+径向叶片式涡流器,开展旋转滑动弧涡流器设计。结合斜切孔+径向叶片式涡流器的结构特点及电源系统输出能力,根据滑动弧不同的产生位置,考虑涡流器实际加工工艺,设计了 4 种方案的旋转滑动弧涡流器,其示意图如图 1 所示。4 种方案的旋转滑动弧涡流器均由一级涡流器(斜切孔)、二级涡流器(径向叶片)、正负电极等组成,其主要区别在于电极的布置方式和位置不同。所有方案的一级涡流器均采用 8 个当量孔径为 2.3 mm 的斜切孔进气,二级涡流器采用径向叶片式,一、二级涡流器的进气流量比约为 2:3。以下对 4 种方案逐一说明。

方案 1 涡流器的文氏管喉道处采用一圈金属环固定在外围作为正极,涡流器出口套筒作为负极。金属环与对称的两个金属杆连接在一起,金属杆穿过中空陶瓷柱后固定并作为正极接线端。电弧在文氏管外围金属环与套筒之间产生。一级涡流器及文氏管采用陶瓷材料,3D 打印而成,二级涡流器采用高温合金。方案 1 涡流器与常规涡流器结构基本一致。

方案 2 文氏管出口设置一段专门的金属环作为正极,该金属环作为文氏管的末端也起到文氏管的气动作用。在文氏管内部流道设置专门的中心体,中心体与涡流器本体通过支撑肋连接。

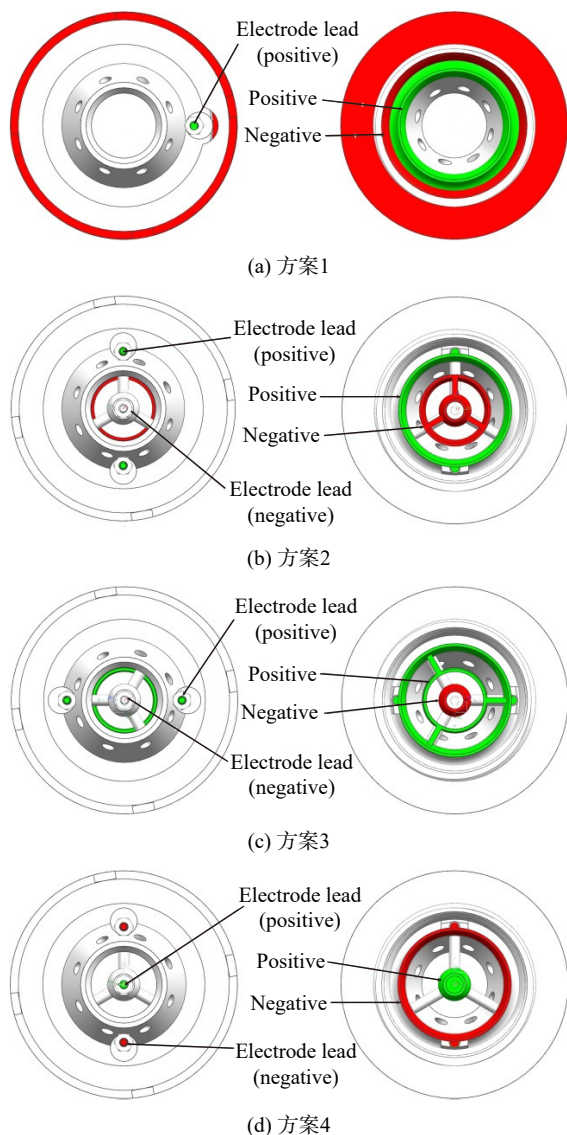


图1 旋转滑动弧涡流器方案示意图

Fig. 1 Schematic diagram of rotating gliding arc swirlers

在中心体外围布置一圈金属环, 金属环与中心体之间也通过支撑肋连接。中心体前段采用陶瓷材料, 中心体后段及与其连接的金属环采用高温合金且作为负极。中心体为中空结构, 便于固定电极负极和引线, 电弧在上述两个金属环之间产生。两个金属环的径向最小间距约为 3.3 mm。方案 2 涡流器本体采用陶瓷材料以用于绝缘, 采用 3D 打印而成。

方案 3 与方案 2 类似, 文氏管出口设置一段专门的金属环作为正极, 该金属环作为文氏管的末端也起到文氏管的气动作用。在文氏管内部设置一圈金属环, 文氏管末端与金属环通过支撑肋连接, 通过上述设计将电极正极内缩至文氏管内部流道。同时, 在文氏管内部流道中心设置专门的中心体, 中心体与涡流器本体也通过支撑肋连

接。中心体前段采用陶瓷材料, 中心体后段采用高温合金且作为负极。中心体仍为中空结构, 便于固定电极负极和引线。电弧在金属环和中心体之间产生。两个金属环的径向最小间距与方案 2 一致。方案 3 涡流器本体采用陶瓷材料, 采用 3D 打印而成。

方案 4 在方案 2 和方案 3 的基础上, 取消文氏管内部的金属环, 仅保留文氏管末端的正极和中心体末端的负极, 电弧在中心体和文氏管之间产生。方案 4 涡流器本体采用陶瓷材料, 采用 3D 打印而成。相比方案 2 和方案 3, 方案 4 正负电极之间的最小间距增加至约 5 mm。

此外, 在设计上述方案 2、方案 3 及方案 4 旋转滑动弧涡流器时, 尽量减小中心体、金属环及支撑肋的尺寸, 以减小电极对涡流器内部气流的影响, 电极材料均采用高温合金, 同时保证一级涡流器的节流位置仍位于斜切孔处。4 种方案文氏管出口段尺寸也保证一致。

加工后的旋转滑动弧涡流器实物如图 2 所示。

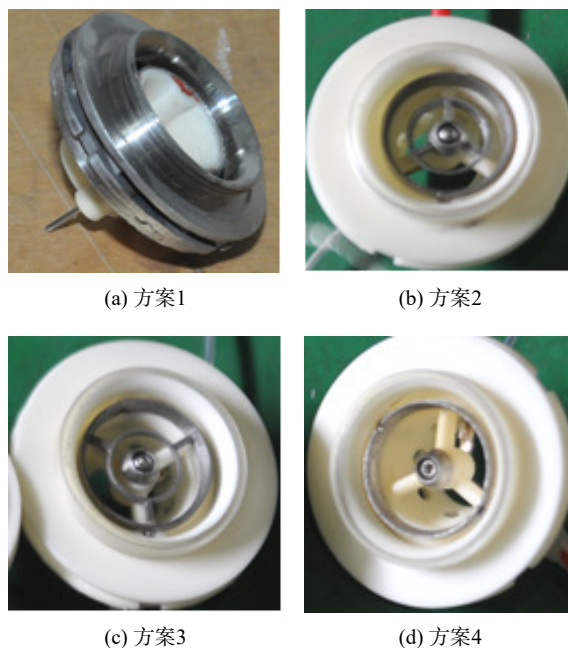


图2 旋转滑动弧涡流器实物照片

Fig. 2 Photo of rotating gliding arc swirlers

2 旋转滑动弧涡流器放电试验

2.1 电源系统

根据旋转滑动弧在涡流器内部流道的生成要求以及涡流器结构参数及工作参数, 采用南京苏曼等离子科技有限公司研制的等离子体电源系统开展涡流器放电试验。电源系统由主机及调压器

两部分组成。主机的输出端分别与旋转滑动弧涡流器的正负极连接,通过调压器调节电压,输出电压可在0~220 V之间调节,以便于获得较优的放电效果。

2.2 放电试验

如图3所示,采用一套简易的放电装置开展涡流器放电试验。放电试验在常温常压下进行,放电装置采用内部中空的绝缘材料,外部设有正负极引线孔用于连接涡流器正负极,放电装置一端与气源管道连接,另一端安装涡流器。试验时封闭涡流器上的喷嘴安装孔,通过流量计调控进入涡流器的气体流量,放电试验时涡流器的进气量与点火工况下涡流器的进气量相当。

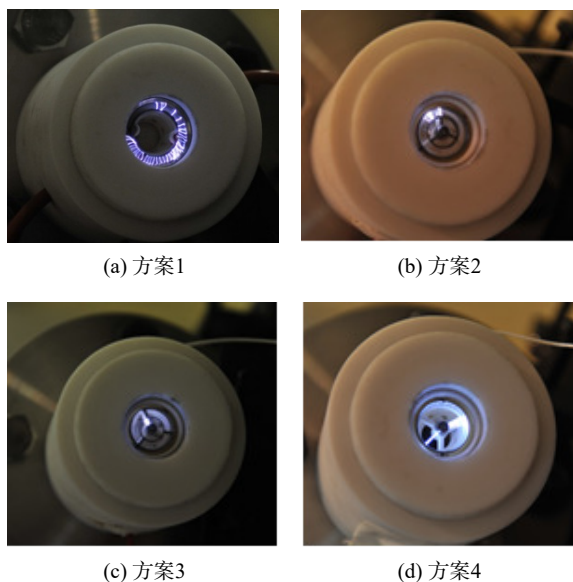


图3 旋转滑动弧涡流器放电照片

Fig. 3 Discharge photo of rotating gliding arc swirlers

图3给出了4种旋转滑动弧涡流器的放电照片,放电试验时调压器的输出电压为100 V。试验结果表明,4种方案的涡流器均在设定区域产生了稳定的旋转滑动弧。试验结果表明,正负电极径向间距在整个环面的均匀性对于电弧产生的均匀性和稳定性非常重要,正负两极良好的同心度有利于涡流器在设定区域产生连续均匀的旋转滑动弧。正负电极同心度较好时,滑动弧在正负电极间形成的环形通道均匀分布,呈现数量较多的多条电弧同时存在的形态。正负电极同心度较差时,滑动弧主要集中在正负电极径向间距较小的部分区域,呈现单条电弧或少量电弧同时存在的形态。通过观测涡流器冷态放电试验时的电弧形态和放电参数并与热态点火试验的情形对比,

可以为热态点火试验时判断涡流器是否正常放电提供依据。

3 旋转滑动弧涡流器点火试验

3.1 三头部燃烧室试验件

本文在三头部燃烧室试验件上开展点火试验。三头部燃烧室试验件示意图如图4所示,主要包括燃烧室机匣、三头部火焰筒、涡流器、燃油总管、燃油喷嘴及进出口转接段等。三头部火焰筒实物如图5所示,火焰筒为矩形回流形式。常规的涡流器及旋转滑动弧涡流器与火焰筒的接口尺寸相同,可实现互换。燃烧室机匣上设有常规点火电嘴安装座,同时,为满足绝缘及密封要求,在燃烧室机匣上设计了专门的引线座,以便正负极引线从机匣穿出。因此,该试验件可开展基于常规点火电嘴的点火试验及基于旋转滑动弧的点火试验。开展基于旋转滑动弧的点火试验时,在三头部火焰筒的中间头部,用旋转滑动弧涡流器替换常规涡流器。采用南京苏曼等离子科技有限公司研制的等离子体电源系统开展滑动弧点火试验。

试验件进出口安装温度及压力探针,用于监测点火状态燃烧室进出口参数。试验件进口压力采用总压管及壁面静压孔测量,出口压力采用梳状总压探针(共2支,展向均布)测量,每支探针布

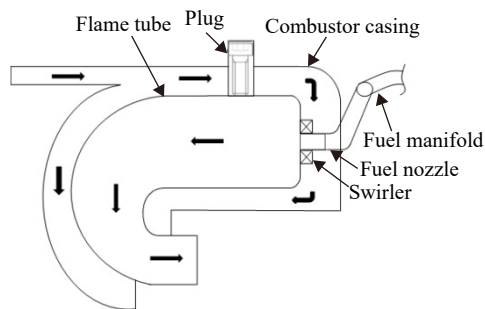


图4 燃烧室试验件示意图

Fig. 4 Schematic diagram of combustor test piece

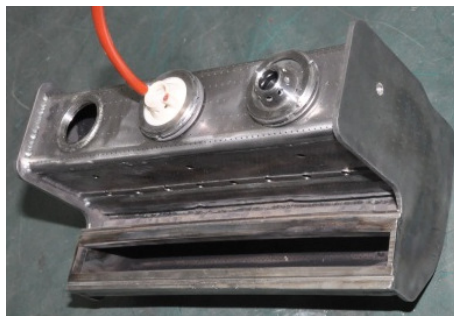


图5 三头部火焰筒照片

Fig. 5 Photo of triple flame tube

置4个测点(3点总压,1点静压),3个总压测点的径向分布按等距离布置。燃烧室进口空气流量采用标准流量喷嘴测量,测量精度为 $\pm 1.0\%$;燃油流量采用质量流量计测量,测量精度为 $\pm 0.5\%$ 。燃烧室进口空气及进口燃油温度采用K分度热电偶测量,测量精度为 $\pm 1\text{ K}$,燃烧室出口温度采用B分度热电偶测量,测量精度为 $\pm 5\text{ K}$ 。燃烧室出口燃气总温用梳状热电偶(B分度、共3支,展向均布)测量,每支梳状热电偶布置5个测点,5个测点的径向分布按等距离布置。3只梳状热电偶均正对燃烧室头部,总压探针与温度探针在展向错开布置。所有压力、温度、流量等测量参数均进入数据采集计算机采集并处理。

3.2 试验内容及试验方法

在常温常压下开展三头部点火试验,分别开展基于常规电嘴的点火试验及4种方案旋转滑动弧涡流器的点火试验,以比较不同方案的点火性能。试验时,调节燃烧室进口参数至对应的点火状态,保证燃烧室进口空气参数不变,设定调压器的输出电压,启动点火系统,并开始采集燃烧室进出口参数。为保证试验安全,点火系统启动3 s后给燃烧室供油,供油的同时开始计时,每次试验的点火时间保持一致。如果点火成功,则保持燃烧室进口空气参数不变,逐步减小燃油流量,继续进行点火试验,直到点火不成功为止。考虑到点火过程具有一定的随机性,在点火边界点处,同样的状态重复不少于3次,以获得更准确的点火边界。

3.3 点火试验结果及分析

在开展旋转滑动弧涡流器点火试验前,需要设定调压器的输出电压。分别选取方案2和方案3,开展了不同输出电压下燃烧室的点火性能对比试验。试验结果表明,适当提高输出电压能够有效提升燃烧室的点火性能,但输出电压达到一定值时,随着输出电压的提高,燃烧室的点火性能变化较小,最终调压器的输出电压均设为100 V。

图6比较了采用常规电嘴点火及方案2、方案3、方案4旋转滑动弧涡流器点火时燃烧室的点火油气比,将某试验点测量得到的试验件进口燃油流量除以进口空气流量即得到该状态的点火油气比。本文所述的点火油气比为燃烧室在某个状态能够点火成功的最小点火油气比,即点火成功时上文所述的每支热电偶平均温度都大于

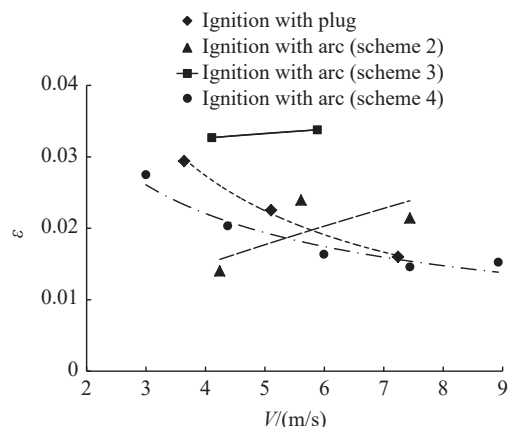


图6 点火油气比对比

Fig. 6 Compare of ignition fuel-air ratio

773.15 K。点火油气比的试验误差来源于测量误差和参数调节误差,其中燃油质量流量计测量误差为 $\pm 0.5\%$,变频电动机的油量调节误差为 $\pm 0.5\%$,进气流量的测量误差为 $\pm 1.0\%$,电磁阀空气流量的调节误差为 $\pm 0.5\%$,流量标定和读数的误差均为 $\pm 0.1\%$ 。根据误差传递理论,计算得到点火油气比的测量误差为2.2%。

图6中纵坐标为最小点火油气比 ϵ ,横坐标 V 为参考速度,计算公式如下:

$$V = V_r \theta \delta \quad (1)$$

$$V_r = \frac{\dot{m}_a}{\rho A_r} \quad (2)$$

$$\theta = \frac{p_{t3}}{101\,325} \quad (3)$$

$$\delta = \frac{T_{t3}}{288.15} \quad (4)$$

式中 V_r 为火焰筒参考截面的平均气流速度(m/s); θ 为无量纲压力; δ 为无量纲温度; $\dot{m}_a$ 为燃烧室进口空气流量(kg/s); ρ 为燃烧室进口空气密度(kg/m^3); A_r 为火焰筒参考截面面积(m^2); p_{t3} 为燃烧室进口总压(Pa); T_{t3} 为燃烧室进口总温(K)。应该说明的是,由于方案1点火油气比很高,接近燃烧室化学恰当比,无实际应用价值,因此图中未给出。另外,图中方案2和方案3只给出了部分参考速度下的点火油气比,这是因为在本试验选取的其他参考速度下,燃烧室点火不成功。

图7给出了方案2、方案3及方案4三种旋转滑动弧涡流器在燃烧室进口空气流量为50 g/s时涡流器的内部速度仿真云图,图中每个方案的左图为过涡流器中心的纵截面速度场,右图为过

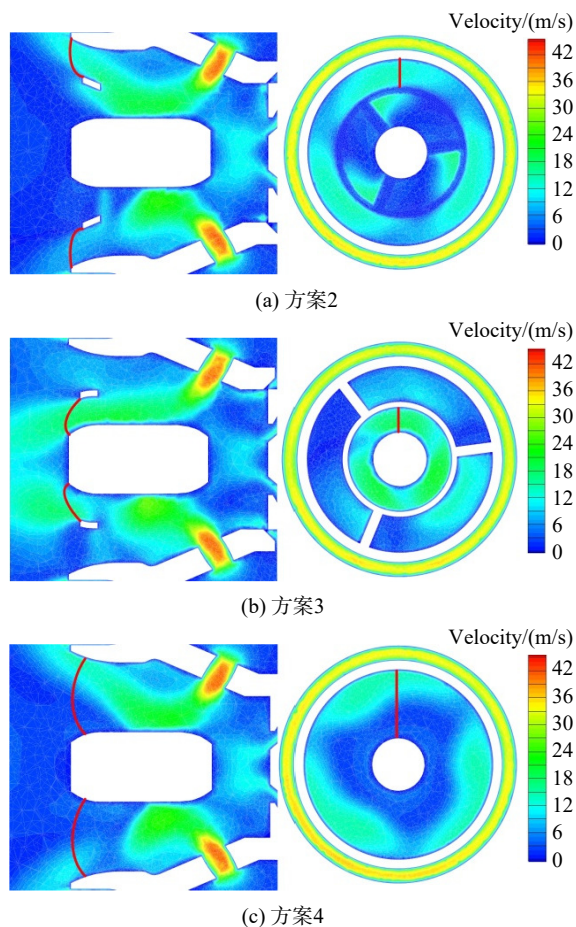


图7 涡流器内部速度云图

Fig. 7 Velocity field in swirlers

涡流器出口附近的横截面速度场。为便于分析,图中标出了滑动弧(图中实线所示)产生的大致位置。以下结合图7分析上述3种方案的点火性能。

采用方案2和方案3的旋转滑动弧涡流器时,燃烧室的点火油气比表现出与常规点火不同的变化趋势。对于方案2,随着参考速度的增大,燃烧室的点火油气比随之增加。在参考速度较低时,燃烧室的点火油气比低于常规电嘴点火方法,而参考速度较高时,燃烧室的点火油气比高于常规电嘴点火方法。对于方案3,在参考速度较高时,燃烧室无法成功点火,而参考速度较低时,随着参考速度的增大,燃烧室的点火油气比略有增加。从图7可以看到,对于方案3旋转滑动弧涡流器,其电弧产生位置的气流速度明显高于方案2,太高的气流速度不利于点火,因此方案3在参考速度较高时无法成功点火且总体点火性能不及方案2。

对于方案4,其总体点火性能最优。在试验工况范围内,其点火油气比均低于常规点火方法。一方面,结合图7可以看到,其电弧产生位置气流

整体速度最低且存在较大范围的低速区,因此方案4在较宽广的气流速度范围内均能保持优秀的点火性能,并且方案4电弧产生位置覆盖整个燃油雾锥,更有可能在较优的气流速度和燃油浓度处点燃油气混合物;另一方面,结合放电试验可以发现,由于方案4正负电极间的间距最大,在相同的放电电压下,其放电电流稍高于方案2及方案3,放电电流的增大意味着点火能量增加,放电过程中产生的活性粒子也会增加,因此方案4的点火效果更好。从图6还可以看到,随着参考速度的增大,相比常规点火,方案4点火油气比的劣势逐渐缩小。

以上速度场的分析说明,在设计滑动弧产生位置时,评估当地气流速度的大小是十分必要的。对于本文所采用的旋转滑动弧涡流器,通过分析燃烧室不同进气条件下电弧位置处的气流速度以及不同方案旋转滑动弧的点火特性,可以初步认为,要保证滑动弧良好的点火性能,滑动弧处的气流速度建议不高于20 m/s。当滑动弧产生位置气流速度高于20 m/s时,气流速度的增大将显著降低滑动弧的点火性能。一方面,气流速度的增大不利于初始火核的形成及发展;另一方面,气流速度的增大也可能导致电弧的产生及形态发生变化,同时,电弧位置处的燃油质量分数及燃油粒径也是影响点火性能的重要因素,本文后续将对此开展更进一步的研究。

进一步地,为了分析方案1涡流器点火效果不好的原因,对试验中采用的燃油喷嘴开展了雾化试验,燃油喷嘴在点火状态的喷雾照片如图8所示。图9给出了燃油在涡流器内部的分布示意图,结合涡流器放电试验结果,其点火效果不好的原因可能如下:一方面,在点火状态,燃油雾锥的锥角较小,燃油主要分布于图9所示锥角内部,

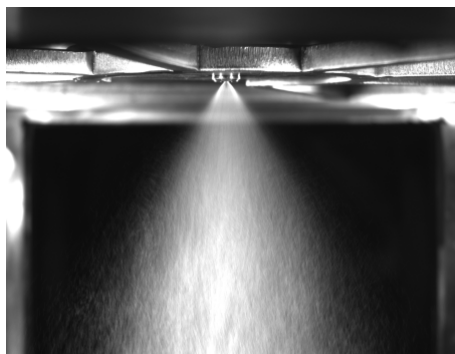


图8 燃油雾化照片

Fig. 8 Photo of fuel atomization

在锥角外围,尽管有部分燃油将随着气流进入二级涡流器出口套筒处,但燃油质量分数很小,即产生电弧位置处的燃油质量分数很小,因此电弧难以点燃燃油;另一方面,如图10所示,电弧产生位置处的气流速度远高于其他方案,太高的气流速度显然不利于点火。

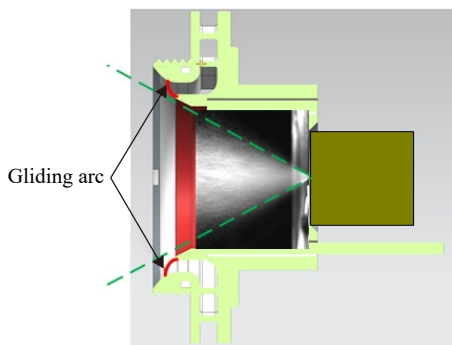


图9 燃油在涡流器内部的分布示意图

Fig. 9 Distribution of fuel in swirler

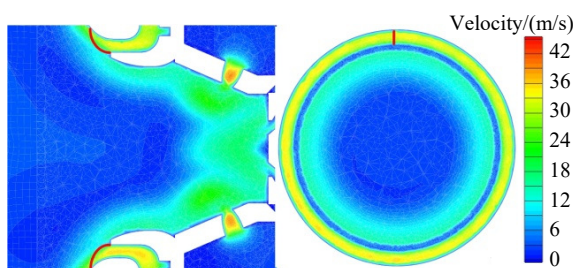


图10 方案1涡流器内部速度云图

Fig. 10 Velocity field in swirler of scheme 1

4 结 论

为了探索旋转滑动弧涡流器的点火性能,本文基于中小发燃烧室常用的斜切孔+径向叶片式涡流器,设计并加工了多方案旋转滑动弧涡流器,完成了旋转滑动弧涡流器放电试验,并在三头部燃烧室试验件上,开展了常规电嘴点火及多方案旋转滑动弧涡流器点火对比试验,得到如下结论。

1) 设计的4种涡流器均能在预定位置产生稳定的旋转滑动弧。正负电极的同心度影响滑动弧的产生位置和形态。

2) 方案4的点火效果最好,其点火油气比低于常规点火方法。方案2次之,方案3仅能在较低的参考速度下实现燃烧室的点火,方案1的点火效果最差。

3) 分析表明,滑动弧产生位置处的气流速度

对旋转滑动弧涡流器的点火效果影响显著。在设计旋转滑动弧涡流器时,应该评估点火工况下滑动弧产生位置处的气流速度及油气分布情况,建议滑动弧处的气流速度不超过20 m/s。

参考文献:

- [1] 于锦禄, 黄丹青, 王思博, 等. 等离子体点火与助燃技术在航空发动机上的应用[J]. 航空发动机, 2018, 44(3): 12-20.
YU Jinlu, HUANG Danqing, WANG Sibo, et al. Application of plasma ignition and combustion of aeroengine[J]. Aeroengine, 2018, 44(3): 12-20. (in Chinese)
- [2] 李平, 穆海宝, 喻琳, 等. 低温等离子体辅助燃烧的研究、关键问题及展望[J]. 高电压技术, 2015, 41(6): 2073-2083.
LI Ping, MU Haibao, YU Lin, et al. Progress, key problems and prospect on low temperature plasma assisted combustion[J]. High Voltage Engineering, 2015, 41(6): 2073-2083. (in Chinese)
- [3] OMBRELLO T, WON S H, JU Y G, et al. Flame propagation enhancement by plasma excitation of oxygen: Part I effects of O_3 [J]. Combustion and Flame, 2010, 157(10): 1906-1915.
- [4] KLIMOV A, BROVKIN V, BITYURIN V, et al. Plasma assisted combustion[R]. AIAA-2001-0491, 2001.
- [5] KLIMOV A, BITYURIN V, BROVKIN V, et al. Optimization of plasma generators for plasma assisted combustion[R]. AIAA-2001-2874, 2001.
- [6] KLIMOV A, BITIURIN V, MORALEV I, et al. Non-premixed plasma assisted combustion of hydrocarbon fuel in high-speed air-flow[R]. AIAA-2006-0617, 2006.
- [7] KIM W, DO H, MUNGAL M, et al. Flame stabilization enhancement and NOx production using ultra short repetitively pulsed plasma discharges reston[R]. AIAA-2006-0560, 2006.
- [8] YANG S, NAGARAJA S, SUN W, et al. A detailed comparison of thermal ignition and nanosecond pulsed plasma assisted ignition of hydrogen-air mixtures[R]. AIAA- 2015-1615, 2015.
- [9] 陈朝, 于锦禄, 张磊, 等. 基于滑动弧的新型燃烧室头部电弧运动特性研究[C]//第九届中国航空学会青年科技论坛论文集. 西安: 中航出版传媒有限责任公司, 2020: 708-713.
- [10] 何立明, 雷健平, 陈一, 等. 大气压交流旋转滑动弧的放电特性[J]. 高电压技术, 2017, 43(9): 3061-3069.
HE Liming, LEI Jianping, CHEN Yi, et al. Characteristic of atmospheric pressure AC rotating gliding arc discharge[J]. High Voltage Engineering, 2017, 43(9): 3061-3069. (in Chinese)
- [11] OMBRELLO T, QIN X, JU Y G, et al. Combustion enhancement via stabilized piecewise nonequilibrium gliding arc plasma discharge[J]. AIAA Journal, 2006, 44(1): 142-150.
- [12] FRIDMAN A, GUTSOL A, GANGOLI S, et al. Characteristics of gliding arc and its application in combustion enhancement[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(6): 1216-1228.
- [13] OMBRELLO T, JU Y G, FRIDMAN A. Kinetic ignition enhancement of diffusion flames by nonequilibrium magnetic gliding arc plasma[J]. AIAA Journal, 2008, 46(10): 2424-2433.
- [14] OMBRELLO T, JU Y G, GANGOLI S, et al. Ignition enhancement using magnetic gliding arc[R]. AIAA 2007-1025, 2007.
- [15] 雷健平, 何立明, 陈一, 等. 旋转滑动弧放电等离子体滑动放电模式的实验研究[J]. 物理学报, 2020, 69(19): 226-237.
LEI Jianping, HE Liming, CHEN Yi, et al. Experimental study on gliding discharge mode of rotating gliding arc discharge plasma[J]. Acta Physica Sinica, 2020, 69(19): 226-237. (in Chinese)

- [16] 何立明, 张达, 陈一, 等. 三维旋转滑动弧等离子体助燃激励器的光谱特性实验[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(4): 1-6.
HE Liming, ZHANG Da, CHEN Yi, et al. An experimental of spectral characteristics on plasma-assisted combustion with 3D rotating gliding arc discharge[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(4): 1-6. (in Chinese)
- [17] 费力, 张磊, 何立明, 等. 环境压力对滑动弧放电等离子体助燃激励器特性的影响研究[J]. 高压电器, 2019, 55(7): 127-134.
FEI Li, ZHANG Lei, HE Liming, et al. Investigation on the influence of environmental pressure on the gliding arc discharge plasma actuator combustion characteristics[J]. High Voltage Apparatus, 2019, 55(7): 127-134. (in Chinese)
- [18] 刘雄, 何立明, 戴文峰, 等. 直流滑动弧等离子体点火器特性的实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1550-1559.
LIU Xiong, HE Liming, DAI Wenfeng, et al. Experimental study on characteristics of DC gliding arc plasma igniter[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7): 1550-1559. (in Chinese)
- [19] 陈朝, 于锦禄, 张磊, 等. 基于等离子体的新型燃烧室头部工作特性实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2766-2773.
CHEN Zhao, YU Jinlu, ZHANG Lei, et al. Experimental study on working characteristics of new combustion chamber head based on plasma[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(12): 2766-2773. (in Chinese)
- [20] 胡长淮, 何立明, 陈一, 等. 燃烧室头部激励的等离子体强化燃烧特性实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(12): 2762-2771.
HU Changhuai, HE Liming, CHEN Yi, et al. Experimental research on the characteristics of plasma-enhanced combustion excited by the combustor dome[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(12): 2762-2771. (in Chinese)
- [21] HE Liming, CHEN Yi, DENG Jun, et al. Experimental study of rotating gliding arc discharge plasma-assisted combustion in an aero-engine combustion chamber[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(2): 333-346.

(编辑: 陈 越)