

# 等离子体点火与助燃技术在航空发动机上的应用

于锦禄, 黄丹青, 王思博, 于庆灏, 程行远, 蒋陆昀, 何立明  
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 等离子体点火与助燃技术是能源与动力领域的研究前沿。介绍了等离子体点火与助燃技术的研究背景和意义, 分析了其基本原理, 给出了常见的等离子体点火与助燃的类型, 阐述了等离子体通过热强化、动力学强化与输运强化 3 种强化燃烧机制, 利于点火助燃。针对国内外等离子体点火与助燃技术在航空发动机上的研究现状, 提出了预燃式等离子体射流点火和旋转滑动弧助燃 2 种新型等离子体点火助燃方案, 对等离子体点火与助燃技术在航空发动机上的实际应用进行了展望。

**关键词:** 等离子体; 点火助燃; 射流点火; 航空发动机

**中图分类号:** V233.3+9

**文献标识码:** A

**doi:** 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.03.002

## Application of Plasma Ignition and Assisted Combustion of Aeroengine

YU Jin-lu, HUANG Dan-qing, WANG Si-bo, YU Qing-hao, CHENG Xing-yuan, JIANG Lu-yun, HE Li-ming  
(Air Force Engineer University, Xi'an 710038)

**Abstract:** Plasma ignition and assisted combustion technology is the frontier of energy power research field. The research background and significance of plasma ignition and assisted combustion were introduced. The basic principle of plasma ignition and assisted combustion was analyzed. The common type of plasma ignition and assisted combustion are introduced. Then three mechanisms of plasma ignition and assisted combustion are expatiated, which are thermal enhancement, dynamic enhancement and transport enhancement. Moreover, aiming at plasma ignition and assisted combustion using on aero-engine related research at home and abroad, two kinds of new type plasma ignition and assisted combustion solution are put forward. Finally, plasma ignition and assisted combustion application in aero-engine is discussed.

**Key words:** Plasma; Ignition and assisted combustion; The jet assisted; Aero-engine

## 0 引言

“等离子体”一词是由 Langmuir 于 19 世纪 30 年代率先提出, 是指部分或完全电离的离子化气态物质。是由带电的正离子、负离子、自由基和各种活性基团组成的集体, 属物质的第 4 态。等离子体中存在的带电粒子与电场和磁场相互耦合, 因此, 等离子体与固体、液体或气体有本质的区别<sup>[1-2]</sup>。

在航空领域中等离子体除了具有隐身、增强气流流动稳定性的作用外, 还可以在燃烧室中点火助燃。等离子体点火能够拓宽点火包线, 并实现高空快速重新启动, 具有点火区域大、能量高、延迟时间短、成功率高等优点。等离子体助燃能提高燃烧效率和火焰吹

灭速度, 扩大贫熄边界, 减少污染物排放。点火系统的可靠性和稳定燃烧边界范围对航空发动机的性能有重要影响, 等离子体点火助燃技术的应用已经引起了世界各国研究人员的重视, 利用各种不同的放电形式和放电结构进行点火助燃研究。

本文总结了目前航空发动机点火所面临的问题, 对现有的等离子体点火研究进展进行了总结, 提出了预燃式等离子体射流点火方案和滑动弧等离子体助燃在燃烧室的工作方案, 对等离子体点火与助燃技术研究以及在航空发动机上的应用提供参考。

## 1 航空发动机点火面临的问题

目前, 大部分航空发动机在地面都能正常点火且

收稿日期: 2017-11-15 基金项目: 国家自然科学基金(91746112, 51776223)、陕西省自然科学研究计划(2017JM5093)资助  
作者简介: 于锦禄(1981), 男, 博士, 副教授, 研究方向为等离子体点火助燃及其在航空发动机中的应用; E-mail: yujinlu1@163.com.

引用格式: 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 Sibao, et al. Application of plasma ignition and combustion of aeroengine[J]. Aeroengine, 2018, 44(3): 12-20.

稳定燃烧,但是在高空点火面临较大问题。文献[3]指出,航空发动机点火电嘴的能量已经从 0.2 J 提高到 2 J,再到 12 J,点火成功与否,关键因素不再是点火能量的问题,而是点火设计问题。传统电火花点火,形成的点火火团离火焰筒壁面太近,无法进入油气比高、小液滴多的中心回流区附近(如图 1 所示),影响点火效果。

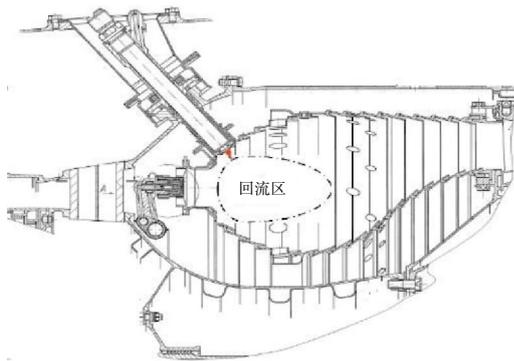


图 1 典型发动机的燃烧室结构

目前,战斗机、无人机和民用客机用发动机均面临高空点火包线需要拓宽的重大需求。

(1)战斗机的需求。战斗机高空二次点火包线的限制较低,采用补氧等措施可以使点火包线的高度限制得到提升,这也远小于战斗机的升限 20 km,若发动机在高于点火限制的高度熄火,则必须降低战斗机的飞行高度,重新点火后再次升空,此时必将贻误战机。

(2)无人机的需求。无人机高空二次点火包线的限制较低,而高空长航时无人机的巡航高度可达 18~20 km(如美国的全球鹰无人机的巡航高度为 18.2 km),若发动机在此高度熄火,必须降低无人机的飞行高度重新点火,这就丧失了无人机的高空优势,使其极易被击落,极大地危及飞行安全。

(3)民用客机的需求。为了提高经济性,降低油耗,减少污染物排放,民用客机的大涵道比涡扇发动机均采用贫油燃烧技术,目前民用客机的理想巡航高度一般为 9~11 km,贫油燃烧技术的高空点火边界低于此高度,若发动机在此高度熄火,必须降低飞机的飞行高度重新点火,这必将危及飞行安全。

航空发动机高空点火困难的原因是由于高空空气稀薄、气压低、温度低,燃油雾化质量差,使用常规的火花塞点火,点火能量和面积小,使得燃烧室中的混合气很难被点燃。当飞行速度过大时,由于在燃烧室中点火形成的初始火核较小,容易被吹熄。此外,从

化学动力学的角度分析,低压不利于燃料与空气的化学反应,当压力降低至标准大气压以下,两相流混合气湍流燃烧的物理和化学过程发生很大变化,压力降低造成稳定器回流区缩小、回流量减少,湍流强度和雷诺应力降低,燃烧室的压力降低也会造成燃油的雾化质量下降,燃油雾化的索太尔平均直径增大,即发动机燃烧时的点火性能和火焰稳定性变差,燃烧效率下降<sup>[4]</sup>。这使得飞机的空中起动包线远远小于飞机的飞行包线<sup>[5]</sup>。典型的飞机飞行包线和空中起动包线如图 2 所示。从图中明显可见,空中起动包线远远小于飞行包线。

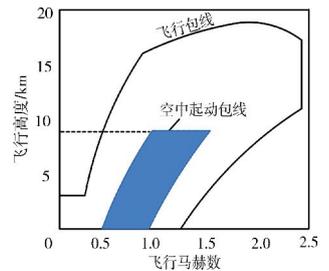


图 2 典型飞机的飞行包线和空中起动包线

## 2 等离子体点火助燃的基本原理

等离子体点火助燃是利用气体放电形成局部高温区域,并激发大量的活性粒子,实现快速的点燃可燃混合气或强化燃烧的进程<sup>[6-7]</sup>。研究表明,等离子体点火助燃的机理主要表现为 3 种效应<sup>[8-9]</sup>:热效应、化学效应和气动效应<sup>[10-11]</sup>。热效应是指在等离子体放电的过程中能够瞬间加热放电区域的介质,使其温度迅速升高,因此也称其为温升效应;化学效应是指在等离子体放电过程中,电子与空气/燃料分子发生碰撞,大分子碳氢燃料被电离成活化能很小的带电活性粒子,空气中的氧气和氮气分子被电离成氧化性更强的活性粒子,从而加速化学链锁反应;气动效应是指在等离子体放电的过程会对流场产生扰动,一方面增强燃烧室内气流的湍流脉动度,另一方面有利于等离子体在混合气中的定向迁移,而迁移扩散又有利于火焰面的扩展,扩大了火焰的焰锋面积,增大火焰的传播速度,增强燃烧的稳定性的。

等离子体点火技术根据激发形式的不同分为不同种类,包括射流电弧、直接击穿空气的电弧、滑动弧、电晕、微波等离子体点火和介质阻挡放电(Dielectric Barrier Discharge, DBD)技术等。而最常见的火花塞点火属于直接击穿空气的电弧等离子体点火;纳秒脉冲等离子体点火既能以电弧的形式放电点火也能以电晕形式放电点火;微波等离子体点火是高功率的微波将气体击穿后,产生的非平衡等离子体实现点火

与助燃。

(1)射流电弧等离子体点火。射流等离子体点火(如图 3 所示)是利用等离子体射流的高速、高温(高达 5000 K)和增加活性粒子的特性来点燃可燃混合气。射流的介质可以是氩气,也可以是空气、氮气、氧气、氢气和碳氢化合物等。其缺点是阳极出口的温度较高,容易被烧蚀,因此可靠性有待提高。

(2)直接击穿空气的电弧等离子体点火。直接击穿空气的电弧等离子体点火(如图 4 所示)是利用高压直接击穿在阴阳极之间的空气的点火形式。



图 3 射流电弧等离子体点火



图 4 直接击穿混合气电弧等离子体点火

(3)滑动弧等离子体点火。滑动弧等离子体点火(如图 5 所示)是利用在特殊的变截面结构中的最窄处气体被击穿形成电弧,电弧被流动的气体吹向更宽的截面,从而弧也被拉长。电弧可以产生在 1 对电极之间,也可以产生在多个电极之间<sup>[2]</sup>。当电弧移动到临界长度时,电弧会熄灭,此时又会从起始的最窄处形成新的电弧,并不断重复上述滑动弧的放电过程。

(4)电晕等离子体点火。电晕等离子体点火(如图 6 所示)是利用高压的纳秒脉冲电源,直接击穿在阴阳极之间的混合气的点火形式。电晕等离子体点火结构与直接击穿混合气的等离子体点火形式相类似,只是由于外部的电源形式不同,纳秒脉冲电源的放电时间极短,击穿的流注没有来得及形成电弧而是电晕<sup>[13]</sup>。



图 5 滑动弧等离子体点火

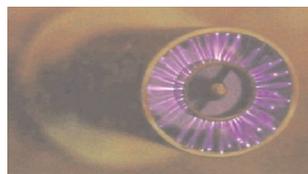


图 6 电晕等离子体点火

(5)微波等离子体点火。微波等离子体点火是利用微波辐射的能量来点燃混合气<sup>[14]</sup>。研究表明,在其点火过程中,着火点会均匀分布在燃烧室内,与传统的火花塞点火方式相比,混合气的燃烧更迅速更充分。

(6)介质阻挡放电(DBD)。介质阻挡放电是指在

放电空间中插入绝缘介质的 1 种气体放电。相比于其他产生等离子体的方式,DBD 可以在大气压或高于大气压的条件下产生等离子体,不需要真空设备就能在较低的温度下获得化学反应所需的活性粒子,产生特殊的光、热、声、电等物理过程及化学过程<sup>[14]</sup>。

介质在电极空间的放置位置和方式也有多种,典型的介质阻挡放电原理结构如图 7 所示,放电效果如图 8 所示。

从目前的研究结果来看<sup>[16-17]</sup>,等离子体点火助燃带来的优势有:拓宽点火边界、缩短点火延迟时间、提高点火可靠性、稳定火焰、加速燃烧、提高燃烧效率、降低燃油消耗等。因此等离子体点火助燃是扩大点火边界,提高稳定燃烧范围的有效技术途径之一。

### 3 等离子体点火助燃技术发展现状

#### 3.1 国外发展现状

20 世纪 80 年代初期,等离子体点火助燃技术的应用方向逐渐由地面大型燃烧装置转向航空航天动力装置,特别是随着等离子体动力学、燃烧动力学和流体动力学等学科的发展,等离子体点火助燃技术受到航空航天动力界的高度关注和重视。

1988 年,英国 RR 燃料加注公司燃烧研究室和利兹大学机械工程系合作<sup>[18]</sup>,利用高空试验台在发动机环管形燃烧室上使用等离子体点火器点火成功,验证了该技术在航空发动机上应用的可行性和优越的高空二次点火能力。

1989 年,前苏联中央航空发动机制造研究院在前苏联航空技术展览会上推出了 1 种能够应用于航空发动机上的等离子体点火系统<sup>[18]</sup>,并在米格战斗机

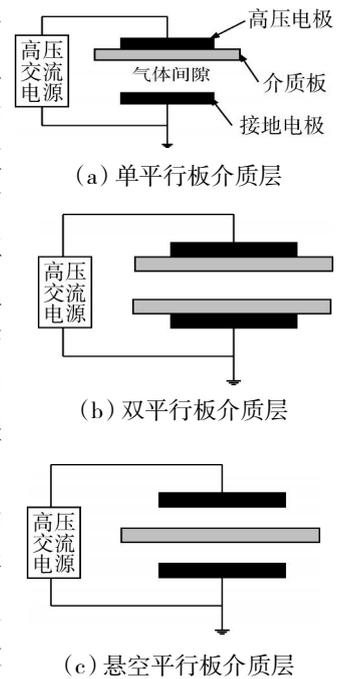


图 7 DBD 的典型电极结构

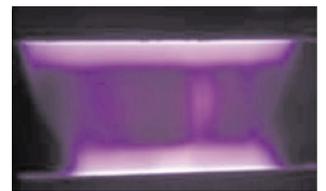


图 8 DBD 放电效果

上进行了高海拔点火试验。

1992年,美国GE公司、西门子发动机精密系统公司、航空等离子技术公司以航空发动机主燃烧室和加力燃烧室为应用对象申请了等离子流点火系统的专利。美国GE公司公开的可用于航空发动机上的连续式等离子流点火器,增加了保护电极和喷射孔的冷却流路,其工作温度更高,并将喷射孔道制成收/扩形,关键部位采用耐高温合金材料,而且与飞机上常规火花点火器配合使用的电压基本能满足这种点火器产生等离子体的要求。

在美国“综合高性能涡轮发动机技术计划(IH-PTET)”中,用于发动机燃烧室的等离子体点火系统是该计划第2发展阶段的重点研制项目之一。美国空军推进系统研究实验室将等离子体强化燃烧技术列为未来先进发动机技术之一。

美国国防部支持的跨学科研究计划MURI(Multidisciplinary University Research Initiative)、美国国家科学基金等机构资助了很多等离子体强化燃烧领域的研究项目。美国从事等离子体强化燃烧研究的单位主要有:普林斯顿大学<sup>[19]</sup>、南加州大学<sup>[20]</sup>、俄亥俄州立大学<sup>[21]</sup>、斯坦福大学<sup>[22]</sup>、海军研究生院<sup>[23]</sup>、空军实验室<sup>[24]</sup>、辛辛那提大学<sup>[25]</sup>、密歇根州立大学、佐治亚理工学院、伊利诺伊大学香槟分校、美国应用等离子体技术(Applied Plasma Technologies, APT)公司等。普林斯顿大学的研究重点是等离子体助燃技术的应用及助燃机理,试验证实等离子体可以有效拓宽燃烧室的熄火极限,提高火焰传播速度,实现更宽气压、更低气流温度、极贫条件下燃料/空气混合气的点火与稳定燃烧<sup>[19]</sup>;南加利福尼亚州立大学的研究重点是高性能纳秒脉冲等离子体电源的研制和瞬态等离子体点火技术<sup>[20]</sup>;俄亥俄州立大学主要研究高频高压纳秒脉冲等离子体助燃技术<sup>[21]</sup>;斯坦福大学重点研究非平衡等离子体强化冲压发动机燃烧室的燃烧性能技术,试验结果表明非平衡等离子体可以增强火焰稳定性,大幅提高预混火焰的吹熄速度,等离子体中的活性粒子具有缩短点火延迟时间、提高火焰传播速度的能力<sup>[22]</sup>;美国海军研究生院重点研究脉冲爆震发动机等离子体点火技术,试验表明瞬态等离子体点火可缩短燃料/氧化剂的起爆时间以及缓燃到爆震的转换(DDT)距离<sup>[23]</sup>;美国空军实验室重点研究超声速等离子体点火与助燃技术<sup>[24]</sup>;辛辛那提大学重点研究燃气轮机燃烧室瞬态

非平衡等离子体提高火焰稳定性的关键技术<sup>[25]</sup>。

Applied Plasma Technologies (APT)公司是等离子体点火与助燃领域非常著名的公司,每隔2年会组织等离子体放点应用的专题研讨会。该公司研发了大量的等离子体点火与助燃试验设备,重点研制等离子体点火器、等离子体燃料喷嘴、等离子体助燃燃烧器,向美国国家能源技术实验室、布鲁克海文国家实验室、洛斯阿拉莫斯国家实验室、PW公司等提供技术支持。

美国的APT公司开发的等离子体点火系统的高海拔测试,再次证明了即使与带补氧的先进火花塞系统相比,航空航天应用的等离子体点火技术也有明显优势,如图9所示<sup>[26]</sup>。

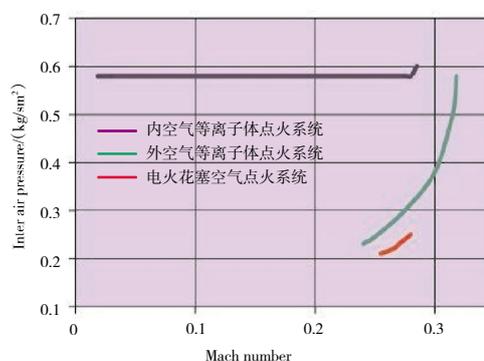


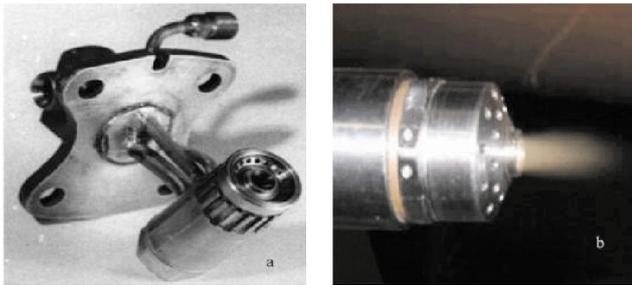
图9 航空发动机燃烧室点火边界

2003年,APT公司使用基于电弧放电的等离子体射流点火技术来提高发动机的高空二次点火可靠性,并在Su30/33/37飞机上成功进行了12 km高空的等离子体点火试验<sup>[27]</sup>,展示了良好、可靠的高空点火性能。

2006年,俄罗斯的Korolev与美国APT公司的Igor Matveev等<sup>[27]</sup>合作,在传统的等离子体射流点火的基础上研制出等离子体燃料喷嘴,可以用于燃料雾化、点火和火焰稳定。其研究表明,等离子体燃料喷嘴能够提高点火可靠性、具有更宽广的点火范围、降低燃烧室壁温、减小燃烧室的核心区域、增加燃烧。2015年美国APT公司提出将等离子体燃料喷嘴应用到第5代发动机上<sup>[28]</sup>,但并没指明具体的发动机型号以及如何应用。APT公司研制的等离子体燃料喷嘴如图10所示,研制的等离子体点火器如图11所示。

2005年,维吉尼亚工业州立大学的Billingsley等<sup>[29]</sup>改进传统等离子体点火技术,将航空煤油以一定的角度喷向等离子体流,使航空煤油被雾化并且点燃,研

制的点火器出口结构如图 12 所示。研究表明,该结构的点火器具有良好的点火和火焰稳定性能。



(a) 液体燃料喷嘴

(b) 气体燃料喷嘴

图 10 APT 公司研制的等离子体燃料喷嘴

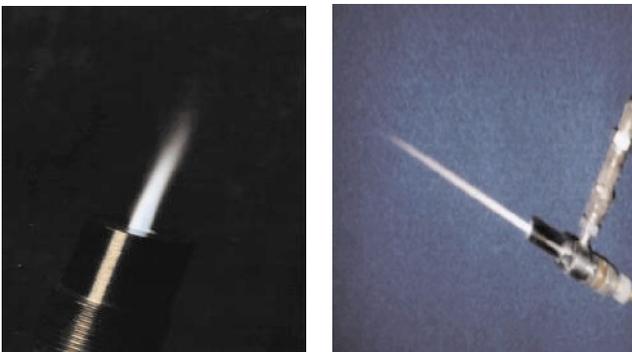


图 11 APT 公司研制的系列等离子体点火器

### 3.2 国内发展现状

国内对燃烧室等离子体点火与助燃的研究起步较晚,当前仍然处于原理验证与关键技术攻关阶段,从事此项研究的单位较少,与国外相比有一定差距。

2006 年,哈尔滨工程大学动力与能源工程学院的冀光等<sup>[30]</sup>在不同的进口压力工况条件下,试验研究了某型燃气轮机的等离子点火系统。分析了火焰的刚性,得到了等离子点火系统的可靠点火范围。

空军工程大学从 2007 年开始,在国内率先开展了等离子体点火技术在航空发动机、脉冲爆震发动机上的应用研究,在等离子体点火与助燃的机理、数值模拟及其原理与基础性试验方面进行了大量研究工作。设计制造出了多种等离子体点火驱动电源,并设计了多种等离子体点火器,如图 13 所示,搭建了环形燃烧室等离子体助燃的地面验证试验平台,如图 14 所示。



图 12 航空煤油被点火器的射流雾化(冷态)



图 13 系列等离子体点火器

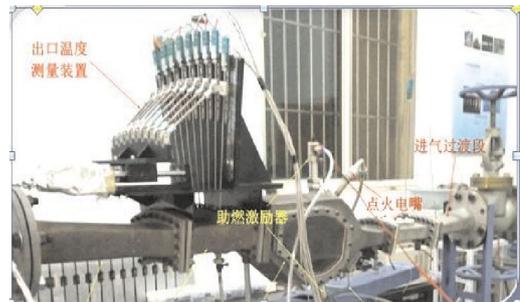


图 14 航空发动机扇形燃烧室试验段等离子体点火助燃试验平台

近年来,该团队先后与航空发动机研究所合作,在国内首次开展了在航空发动机上的地面和模拟高空等离子体点火与助燃试验,实现了拓宽发动机燃烧室的点火边界的效果,显示出基于电弧放电的等离子体射流点火和基于介质阻挡放电助燃的优良性能,验证了等离子体射流点火和基于介质阻挡放电助燃在航空发动机中应用的可行性。团队研制的等离子体点火器喷出的火舌(炬)如图 15 所示。



图 15 等离子体点火器喷出的火舌(炬)

自 2012 年开始,中科院国家高温气体动力学重点实验室的 Li Fei 和 Yu Xi-long 等<sup>[31]</sup>进行了等离子体火炬点火技术在超燃冲压发动机中的应用研究,对以航空煤油为燃料的  $Ma=1.8$  的超声速气流点火成功。

从整体上看,国内在等离子体点火助燃研究方面与国外存在较大差异。主要表现在以下几方面:等离子体点火助燃测试诊断;等离子体点火助燃的基础研究;等离子体点火与助燃技术在航空发动机上的应用。

## 4 新型点火助燃结构

### 4.1 预燃式等离子体点火器

基于传统等离子体射流点火在航空领域中的研究成果,为了提高射流点火的射流刚度,增大点火能

量,降低能耗,提出 1 种新型预燃式等离子体射流点火技术。其工作原理是:在常规等离子体射流点火器的出口处喷入燃料,与高温空气等离子体射流进行掺混,经过电离、加热、部分预燃后喷出喷嘴,在喷嘴外部形成强大的高温等离子体点火射流火炬,等离子体射流火炬加热并卷吸混合气,迅速可靠地点燃燃烧室中的可燃混合气,尤其是在高空 / 高速等极端条件下燃烧室内的混合气,从而大幅拓宽点火包线。电火花点火和等离子体点火的点火边界对比如图 16 所示,预燃式等离子体射流点火结构如图 17 所示。

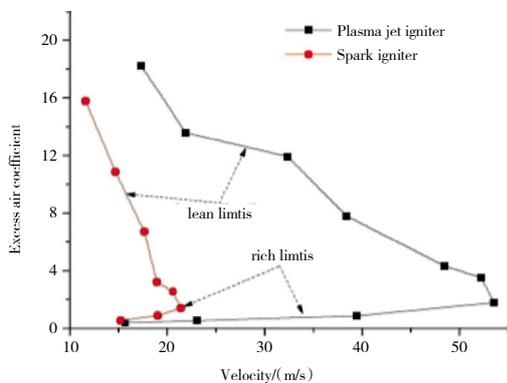


图 16 电火花点火和等离子体点火边界

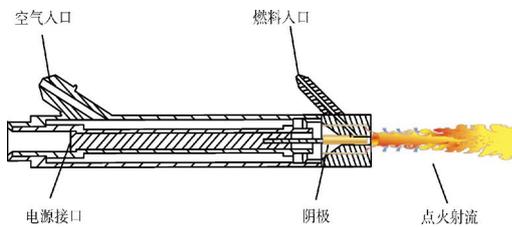


图 17 预燃式等离子体射流点火器结构

预燃式等离子体射流点火器以空气为介质甲烷为预燃燃料,在不同的预燃燃料条件下点火火焰如图 18 所示。从图中可见,在驱动电流为 20 A、空气流量为 25.80 g/min 时,随着甲烷空气混合气中甲烷含量的提升,射流长度大大增加,更有利于极端条件下的点火。

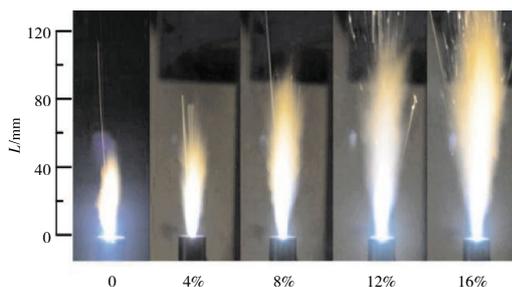


图 18 驱动电流为 20 A、空气流量为 25.80 g/min 时的火炬射流对比

在驱动电流分别为 20、25、30 A 的条件下,甲烷 / 空气流量比  $R$  对射流长度的影响如图 19 所示。从图中可见,加入甲烷后能够显著增加射流长度,而驱动电流  $I$  对射流长度的影响一般较小,现有试验表明在一定的驱动电流下,射流长度的增加主要是因为  $R$  的增大而非混合气总流量的增大。

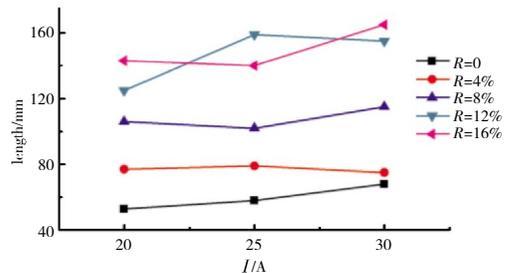


图 19 射流长度随甲烷含量和驱动电流  $I$  的变化规律

与常规等离子体射流点火技术相比,预燃式等离子体射流点火的优点主要表现在:

- (1) 燃料的预先燃烧可以释放更多热量,使射流的点火能量和点火面积更大,大幅拓宽点火边界;
- (2) 是提高射流刚度的有效途径。预先燃烧释放的热量可以使射流流量更大,从而获得更高刚度的射流,提高点火可靠性;
- (3) 降低基于电弧放电的等离子体射流点火能耗。结合预先燃烧释放的热量提高射流点火能量、降低输入的电压电流,使高能耗的放电转变为低能耗的放电,减小等离子体电源的体积。

在传统等离子体射流点火技术的基础上,为了提高等离子体射流点火的可靠性,对传统等离子体射流点火技术加以改进,发展出一些新型等离子体射流点火结构。

#### 4.2 滑动弧等离子体助燃

滑动弧放电等离子体属于非平衡低温等离子体。利用在特殊的变截面结构中的最窄处气体被击穿形成电弧,电弧被流动的气体吹向更宽的截面,从而弧也被拉长。当电弧移动到临界长度时会熄灭,此时从起始的最窄处形成新的电弧,并不断重复上述滑动弧的放电过程。电弧可以产生在 1 对电极之间,也可以产生在多个电极之间。传统滑动弧放电结构尺寸较大,制约了其在动力装置中使用。在传统 2 维滑动弧等离子体强化燃烧激励器的基础上,创新性的发明了新型 3 维旋转滑动弧等离子体强化燃烧激励器,其放电效果如图 20 所示,其结构如图 21 所示<sup>[3]</sup>。3 维旋转

滑动弧的特点是电极可以很小,旋转滑动弧可以在整个腔体范围内工作。

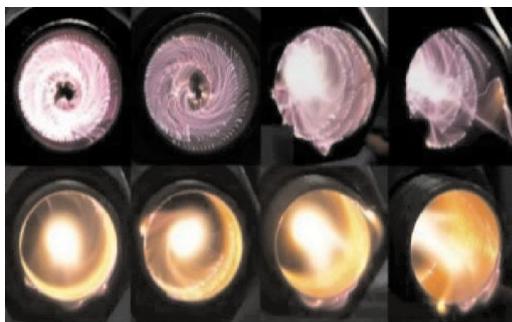


图 20 3 维旋转滑动弧等离子体强化燃烧激励器的放电效果

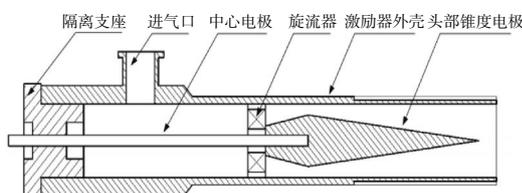


图 21 3 维旋转滑动弧等离子体强化燃烧激励器结构

基于 3 维旋转滑动弧的宽范围旋流燃烧的工作原理是:在航空发动机常用的多旋流器燃烧室头部的基础上,利用预燃级燃料喷嘴作为旋转滑动弧的内电极,利用第 1、2 级内外旋流器之间的文氏管内壁面作为旋转滑动弧的外电极,内、外电极组成滑动弧强化燃烧激励器。当滑动弧强化燃烧激励器通电工作时,通过第 1 级旋流器对气流的旋流作用,产生 3 维旋转滑动弧,其与燃油混合气充分耦合,可燃混合气被滑动弧加热、电离、裂解成更有利于燃烧的小分子或活性粒子,在燃烧区提前燃烧、高效燃烧,扩大燃烧区域,提高燃烧效率,可以实现贫油点火、贫油燃烧,最终实现宽范围点火和燃烧,达到强化燃烧的目的。基于 3 维旋转滑动弧的宽范围旋流燃烧的工作原理如图 22 所示。图中所示的第 2 级旋流器也可作为径向旋流器。

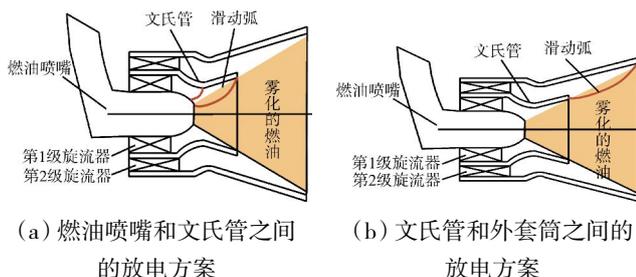


图 22 3 维旋转滑动弧的宽范围旋流燃烧工作原理

与常规多旋流器燃烧室头部相比,基于 3 维旋转滑动弧的宽范围燃烧室头部的优点主要表现在:

(1)可燃混合气被滑动弧加热、电离、裂解成更有利于燃烧的小分子或活性粒子,提高燃烧效率;

(2)实现航空发动机燃烧室的贫油点火、低温点火和贫油燃烧,扩大燃烧室的稳定燃烧范围,实现宽范围的点火和燃烧。

预燃式等离子体射流点火通过燃料燃烧,增加射流能量,能够降低所需电源的驱动功率,并显著增加射流长度,3 维旋转滑动弧助燃方式与燃烧室更加匹配,简化助燃结构。若未来能将二者结合使用,与发动机状态进行匹配控制,能够提高燃烧室燃烧效率,扩展点火边界,提高发动机性能。

## 5 总结

等离子体点火能克服传统电火花放电的不足,拓宽点火包线,缩短点火延迟时间,提高点火可靠性,实现高空快速重新启动。通过对预燃式等离子体点火器进行点火试验特性研究,发现该点火器能够迅速可靠地点燃燃烧室中的可燃混合气,特别适合燃烧室在高空/高速等极端条件下点火。等离子体助燃改变燃料的燃烧状态,能提高燃烧效率,增大火焰传播速度,扩大稳定燃烧范围。3 维旋转滑动弧强化燃烧激励器结构简单,与燃烧室结构相适应,能够组织高效的稳定燃烧,实现燃烧室在贫油或低温工况下成功点火与稳定燃烧,保证出口温度均匀。

## 6 展望

燃烧室作为发动机的 3 大核心部件之一,点火可靠性与稳定燃烧范围是影响发动机性能的重要因素,等离子体点火助燃技术将在发动机领域有较好的应用前景,但该技术还不够成熟,仍需在以下领域开展更加深入的研究工作:

(1)等离子体点火助燃的能量要求较高,需要的能量大、能耗高、电源功率大,导致电源体积过大,影响其在飞机上使用,需要探索更合理的点火结构来更高效地利用能量;

(2)国内外现有的研究成果已经证明了等离子体点火与助燃技术的诸多优势,国外的部分设备已经接近实用,但是对于等离子体点火和助燃的详细机理还不够清楚,需要加大对点火助燃基础理论方面的研究;

(3)目前的等离子体点火器电极加工较为困难,

阳极烧蚀较为严重,需要在点火器整体设计以及电极材料的选取加工上多加探索。

#### 参考文献:

- [1] 陈佳洱. 等离子体物理学[M].北京:科学出版社,1994:1-10.  
CHEN Jiaer. Plasma physics [M]. Beijing: Science Press, 1994:1-10. (in Chinese)
- [2] 郑春开. 等离子体物理[M].北京:北京大学出版社, 2009:20-21.  
ZHENG Chunkai. Plasma physics[M]. Beijing: Beijing University Press, 2009:20-21. (in Chinese)
- [3] 金如山,索建秦.先进燃气轮机燃烧室[M].北京:航空工业出版社, 2016:256-257.  
JIN Rushan, SUO Jianqing. Advanced gas turbine combustion chamber [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016:256-257. (in Chinese)
- [4] 章晓梅,徐甫青. 低压对加力燃烧室压力脉动和放热脉动的影响[J]. 航空动力学报, 1996, 11(2):195-198.  
ZHANG Xiaomei, XU Fuqing. Influence of low pressure on pressure pulsation and exothermic pulsation of the afterburner [J]. Aerodynamic Journal, 1996, 11(2): 195-198. (in Chinese)
- [5] Philip P Walsh, Paul Fletcher. Gas turbine performance [M]. New York: Second edition, 2004:48-50. Blackwell Publishing Company. Bristol, 2001.
- [6] 于锦禄,何立明,丁未,等. 丝电弧等离子体强化超声速点火和燃烧[J]. 燃烧科学与技术, 2015(6):511-515.  
YU Jinlu, HE Liming, DING Wei, et al. Thread arc plasma assisted supersonic ignition and combustion[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2015(6):511-515. (in Chinese)
- [7] 杜宏亮,何立明,兰宇丹,等. 约化场强对氮-氧混合气放电等离子体演化特性的影响[J]. 物理学报, 2011, 60(11):449-454.  
DU Hongliang, HE Liming, LAN Yudan, et al. Influence of reduced electric field on the evolution characteristics of plasma under conditions of  $N_2/O_2$  discharge [J]. Acta Physica Sinica, 2011, 60(11): 449-454. (in Chinese)
- [8] 杜宏亮,何立明,兰宇丹,等. 非平衡等离子体对CH<sub>4</sub>/空气混合物燃烧的影响[J]. 空军工程大学学报, 2011, 12(3):11-14.  
DU Hongliang, HE Liming, LAN Yudan, et al. Influence of non-thermal equilibrium plasma on combustion characteristics of methane/air [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2011, 12(3):11-14. (in Chinese)
- [9] 郭向阳,何立明,兰宇丹,等. 非平衡等离子体对甲烷燃烧影响的研究[J]. 火箭与制导学报, 2004, 30(6):307-310.  
GUO Xiangyang, HE Liming, LAN Yudan, et al. Effect study of non-thermal equilibrium plasma on methane combustion [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2004, 30(6):307-310. (in Chinese)
- [10] 何立明,祁文涛,赵兵兵. 空气等离子体射流动态过程分析 [J]. 高压技术, 2015, 41(6):2030-2036.  
HE Liming, QI Wentao, ZHAO Bingbing. Analysis of the dynamic process of air plasma jet [J]. High Voltage Engineering, 2015, 41(6): 2030-2036. (in Chinese)
- [11] 兰宇丹,何立明,丁伟. 高频高压下介质阻挡放电的实验研究[J]. 高压电器, 2010, 46(8):35-38.  
LAN Yudan, HE Liming, DING Wei. Investigation and simulation of dielectric barrier discharge under high frequency and high voltage[J]. High Voltage Apparatus, 2010, 46(8):35-38. (in Chinese)
- [12] 倪明江,余量,李晓东,等. 大气压直流滑动弧等离子体工作特性研究[J]. 物理学报, 2011, 60(1):389-396.  
NI Mingjiang, YU Liang, LI Xiaodong, et al. Characterization of atmospheric pressure DC gliding arc plasma [J]. Acta Physica Sinica, 2011, 60(1):389-396. (in Chinese)
- [13] 于锦禄,何立明,肖阳,等. 等离子体点火器设计及其放电特性研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(3):396-401.  
YU Jinlu, HE Liming, XIAO Yang, et al. Design of plasma igniter and research on discharge characteristics [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics, 2016, 48(3):396-401. (in Chinese)
- [14] 兰光,王志. 内燃机微波点火研究进展综述[J]. 车用发动机, 2012(3):1-6.  
LAN Guang, WANG Zhi. Research progress of ICE microwave ignition[J]. Vehicle Engine, 2012(3): 1-6. (in Chinese)
- [15] 丁伟,何立明,宋振兴. 常压空气介质阻挡放电的能量传递过程[J]. 高压技术, 2010, 36(3):745-751.  
DING Wei, HE Liming, SONG Zhenxing. Energy transfer processes in atmospheric dielectric barrier discharge in air[J]. High Voltage Engineer, 2010, 36(3):745-751. (in Chinese)
- [16] Yiguang Ju, Joseph K Lefkowitz, Tomoya Wada, et al. Plasma assisted combustion: new combustion technology and kinetic studies [C]// 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 5-9 January 2015, Kissimmee, Florida. AIAA 0156.
- [17] Igor V Adamovich, Walter R Lempert. Challenges in understanding and predictive modeling of plasma assisted combustion [R]. AIAA-2015-0155.
- [18] 靳宝林,郑永成. 航空发动机等离子流点火技术探讨[J]. 航空发动机, 2002, 36(4):51-55.  
JIN Baolin, ZHENG Yongcheng. Investigation of plasma Jet ignition in aircraft engine[J]. Aeroengine, 2002, 36(4):51-55. (in Chinese)
- [19] Mruthunjaya Uddi, Huijun Guo, Wenting Sun, et al. Studies of C2H<sub>6</sub>/air and C3H<sub>8</sub>/air plasma assisted combustion kinetics in a nanosecond discharge[R]. AIAA-2011-970.
- [20] JianBang Liu, Paul D Ronney, Fei Wang, et al. Transient plasma ignition for lean burn applications[R]. AIAA-2003-877.
- [21] Dutta A, Yin Z, Adamovich I V. Cavity ignition and flameholding of ethylene-air and hydrogen-air flows by a repetitively pulsed nanosecond discharge[R]. AIAA-2010-0266.

- [22] Hyungrok Do, Seong-kyun Im, Mark A Cappelli, et al. Plasma assisted flame ignition of supersonic flows over a flat wall [J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157: 2298–2305.
- [23] Jose O Sinibaldi, Joel Rodriguez, Brent channel, et al. Investigation of transient plasma ignition for pulse detonation engines [R]. AIAA-2005-3774.
- [24] Kenneth Busby, Jennifer Corrigan, Sheng-Tao Yu, et al. Effects of corona, spark and surface discharges on ignition delay and deflagration-to-detonation times in pulsed detonation engines [R]. AIAA-2007-1028.
- [25] Li G, Gutmakr E J. Application of transient non-thermal plasma actuator in a swirl-stabilized gas turbine combustor [R]. AIAA-2004-4027.
- [26] Starikovskaya S M, Kukaev E N, Kuksin A Y, et al. Analysis of the spatial uniformity of the combustion of a gaseous mixture initiated by a nanosecond discharge [J]. *Combustion and Flame*, 2004, 139(3): 177–187.
- [27] Igor Matveev. Multi-mode plasma igniters and pilots for aerospace and industrial applications[R]. Applied Plasma Technologies, 2006.
- [28] Applied Plasma Technologies, Corp About us[OL]. [2018-03-01]. <http://plasmacombustion.com/about.html>.
- [29] Starikovskiy, Nickolay Aleksandrov. Plasma-assisted ignition and combustion [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2013, 39(1): 61–110.
- [30] 冀光, 张文平, 穆勇. 燃气轮机等离子点火系统实验研究[J]. *燃气轮机技术*, 2006, 19(2): 49–57.  
JI Guang, ZHANG Wenping, MU Yong. Experiment study on gas turbine plasma ignition[J]. *Gas Turbine Technology*, 2006, 19(2): 49–57. (in Chinese)
- [31] Li Fei, Xi-long Yu, Ying-gang Tong, et al. Plasma-assisted ignition for a kerosene fueled scramjet at Mach 1.8 [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28: 72–78.
- [33] 何立明, 陈一, 刘兴建, 等. 大气压交流滑动弧放电特性 [J]. *高电压技术*, 2016, 42(6): 1921–1928.  
HE Liming, CHEN Yi, LIU Xingjian, et al. Discharge characteristics of AC sliding arc in atmospheric pressure[J]. *High Voltage Engineering*, 2016, 42(6): 1921–1928. (in Chinese)

(编辑: 李华文)