

# 低排放航空燃气轮机 燃烧技术\*

## Review of Low Emission Combustion Technology for Gas Turbine Aeroengine

西北工业大学动力与能源学院 张群 范玮  
中国燃气涡轮研究院 徐华胜 钟士林



张群

西北工业大学动力与能源学院副教授, 硕士生导师, 博士, 主要从事先进航空燃气轮机燃烧室技术及脉冲爆震燃烧技术研究等。

当前的空中交通正在飞速增长, 预计到 2020 年, 空中交通的运输量将达到目前的两倍, 因此必须考虑航空对环境的影响。目前, 美国和欧盟都已把航空燃气轮机作为重要的污染源, 联合国国际民航组织( ICAO )

对于干式低排放燃烧技术, 富油急冷贫油燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室、贫油直喷燃烧室是最值得关注的概念, 同时这些燃烧概念通常也需要与分级概念结合使用。本文针对当前较受关注的低排放燃烧技术, 对其能力、限制和发展做一个简要而全面的介绍。

为了控制民航中  $\text{CO}$ 、 $\text{UHC}$ 、 $\text{NO}_x$  和烟气的排放量制定了相应的法规, 特别是对于  $\text{NO}_x$  排放量的限制更为严格。下一代航空发动机燃烧室的发展主要是由未来对于  $\text{NO}_x$  排放量的限制要求来推动的。此外, 未来发动机循环要求将耗油率和  $\text{CO}_2$  排放量降到最低<sup>[1]</sup>, 这将使高度负载的核心机燃烧室进口压力和温度提高, 并显著降低空/燃比, 从而对燃烧系统的  $\text{NO}_x$  排放性能造成负担。因此, 新发动机设计需要折衷考虑提高燃料效率, 降低噪声(通过降低风扇压比)和降低  $\text{NO}_x$  排放(通过降低总压比)等多种因素。研究表明, 在获得最低  $\text{NO}_x$  排放的设计和获得最低  $\text{CO}_2$  排放的设计中, LTO 循环的  $\text{NO}_x$  排放量之间的差别可以高达 30%。当前航空发动机循环的发展趋势是要求总压

比(OPR)大于 50 和燃烧室进口温度小于 1000K 工况下的低排放燃烧技术, 这就要求当前的富油或贫油燃烧室技术必须取得革命性的发展, 无论是富油燃烧系统还是贫油燃烧系统, 燃烧室的设计方案必须确保在从慢车到起飞状态的整个工作范围内, 尽可能避免出现化学恰当比的状态, 以便降低热力型  $\text{NO}_x$  的生成量<sup>[2]</sup>。近 30 年来, 喷水、可变几何燃烧室、催化燃烧室、分级燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室、富油急冷贫油燃烧室、贫油直喷燃烧室成为最重要的低排放燃气轮机燃烧技术。然而, 如喷水、可变几何燃烧室和催化燃烧室由于自身的缺点在实际的民航发动机中已不再采用。对于干式低排放燃烧技术, 富油急冷贫油燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室、贫油直喷燃烧室是

\* 国家自然科学基金项目(51176158)、西北工业大学基础研究基金项目(JC200912)资助。

最值得关注的概念,同时这些燃烧概念通常也需要与分级概念结合使用。本文针对当前较受关注的低排放燃烧技术,对其能力、限制和发展做一个简要而全面的介绍。

## 富油燃烧

富油燃烧技术在过去的 20 多年里不断优化,已经显著降低了  $\text{NO}_x$  的排放量,这些先进的富油低排放燃烧室几乎都遵循了 RQL 燃烧室的设计原理<sup>[3-5]</sup>。在 RQL 概念中(图 1)<sup>[6]</sup>,燃油首先在良搅拌反应区的受控富油状态下燃烧,由于反应区温度较低并且氧气不足,  $\text{NO}_x$  排放量是有限的;而后受控冷空气射流形成了淬熄区,在淬熄区中,富油区燃气与进入的冷却空气快速均匀混合;最后,混合物在极贫状态下进行燃烧。在 RQL 燃烧室中,需要注意两个问题。首先,燃烧从富油向贫油的转换必须以极快的速度完成,以便跳过化学恰当区并避免在高温下较长的驻留时间,从而实现这种燃烧室的全部优点,否则将会形成大量的碳烟和 CO,导致大量热传至壁面,引起材料问题<sup>[7]</sup>;其次,在主燃区中应该避免出现回流区,以便减小驻留时间并相应减小  $\text{NO}_x$  排放量<sup>[8]</sup>。此外, RQL 燃烧室设计上的复杂性也为其用于航空发动机提出了许多困难,然而出于

安全性以及整个任务循环内的总体性能考虑,相对于贫油预混燃烧室而言,在航空发动机中更倾向于使用 RQL 燃烧室。自 20 世纪 80 年代以来, NASA、P·W 公司以及 R·R 公司都对 RQL 燃烧室进行了研究。R·R 公司已经将 RQL 燃烧室用于 RR Trent 发动机和 RRD BR700 发动机燃烧室上,这就是所谓的第 5 阶段燃烧室概念。所做的一些技术改进包括冷却燃烧室头部和位于主燃区的火焰筒壁面,为了节省冷却空气量、精确控制当量比以及延长燃烧室寿命,火焰筒壁面采用了浮动壁结构。

20 世纪 90 年代中期,在 NASA 的资助下, P·W 公司开始为 TALON 系列(先进低  $\text{NO}_x$  排放技术)研制 RQL 燃烧室。TALON I 被安装到 PW4098 发动机中,  $\text{NO}_x$  排放量比 ICAO CAEP2 规定的标准低 50%。此后为了满足 ICAO CAEP4 规定的排放标准,发展研制了 TALON II 燃烧室,在该燃烧室中,采用了如气动雾化喷嘴、优化的稀释孔以及浮动壁火焰筒等常规方法。在 21 世纪初, PW6000 TALON II 燃烧室由于具有结构简单、总成本降低约 1/3 等优点,因而实际工作情况很理想,满足民用客机对于可靠性和安全性的需求。RQL 原理可以推进到其极限情况,即使得燃烧室内的驻留时间极短,并

采用先进的淬熄技术,如 PW TALON X 燃烧室。TALON III 燃烧室于 2003 年 9 月在 JTDP02 燃烧室上进行了试验验证<sup>[9]</sup>,满足了 ICAO CAEP6 制定的排放标准, CO/UHC 排放量分别比 ICAO CAEP6 标准低 60% 和 95%。图 2 显示了 TALON 系列燃烧室及其与常规燃烧室比较  $\text{NO}_x$  排放量的大小<sup>[10]</sup>。目前,正在开发 TALON IV 燃烧室将实现更低的排放和更高的性能。与常规燃烧室相比, RQL 燃烧室具有更宽的燃烧稳定范围,也即具有良好的点火和贫油吹熄性能。

另一种富油燃烧室概念采用了燃油分级的方式,即富油分级燃烧系统。富油分级燃烧系统中燃油被分流流向两倍数量的喷嘴,以便窄空燃比控制的工作范围。在慢车状态只有部分燃油喷嘴工作以便在低功率状态下高效燃烧。当燃油流量增大时,喷嘴数量逐渐增多,在全功率状态,全部喷嘴开启。这就使得每个喷嘴的空燃比都保持在很窄的范围内。其缺点是在低功率和部分载荷状态下,只有一部分喷嘴工作时,横向温度分布曲线不均匀,这将对高压或者低压涡轮级产生不利的影 响。富油分级燃烧系统可以做成双环腔燃烧室,如 CFM56 发动机双环腔燃烧室<sup>[11]</sup>;也可以做成轴向分级燃烧室,如 IAE V2500 发动机燃烧室<sup>[12]</sup>。所有这些燃烧室都具有两个独立的燃烧区,即值班级和主燃级。值班级必须保证实现燃烧稳定性,防止贫油熄火和高空再点火。它的设计目的在于实现低功率状态下的良好工作,并获得足够高的燃烧效率,因而其燃烧室容积比主燃级大。主燃级是为了在高功率状态下缩短燃烧室的驻留时间,从而降低污染排放( $\text{NO}_x$ , 冒烟)。轴向分级燃烧室结构能够改善值班级和主燃级之间的混合。分级燃烧室使得喷嘴数量加倍,壁面面积增加并因而增加了冷却空气量,这都将增大设计的复杂性。

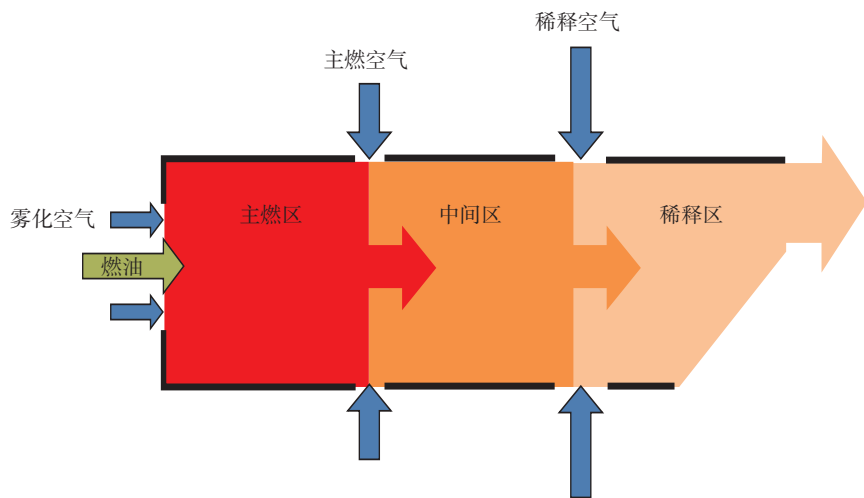


图1 RQL燃烧室工作原理图

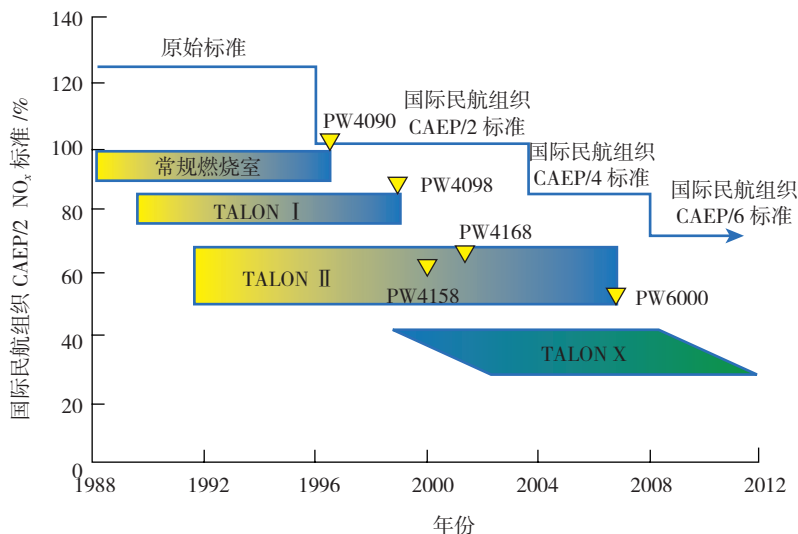


图2 TALON系列燃烧室NO<sub>x</sub>排放量与常规燃烧室的比较

同时,所有这些问题都将增加燃烧室的成本和重量。需要指出的是,分级燃烧室结构也可与贫油工作主燃级结合使用。

### 贫油燃烧

贫油燃烧系统工作在有过量空气供入的主燃区,以便显著降低局部火焰温度并因而减少NO<sub>x</sub>的生成量,混合均匀的燃油/空气混合物是实现较低火焰温度的关键因素。先进贫油燃烧室在起飞状态燃油喷射器的空燃比在21~25之间,总空燃比目前已降到30,未预混的空气流量用作壁面冷却及出口温度分布的进一步控制,由于油气混合得更加均匀,因此其出口温度分布通常要优于相应的富油燃烧室。贫油燃烧室要求效率极高的冷却方案以便实现对空燃比的控制,并通常采用燃油分级方式来克服混合物均匀性引起的对于燃烧稳定性的不利影响。在高功率状态下,相对富油状态的贫油喷射器空燃比已经接近了熄火极限;当向慢车状态变化时,空燃比增加,燃烧区将会熄灭。为了实现贫油燃烧系统的全部工作性能,必须进行燃油分级,其中在低功率和部分功率状态只开启值班级。值班级燃烧区在发动

机的整个工作范围内都开启,只是在值班级和主燃级之间燃油流量的分配在变化。只有值班级开始工作之后,所有的或者部分主燃级喷射器才能接通。在全功率状态下,全部的主燃级和值班级燃烧区都工作。燃油喷射器模块的燃油分级需要对喷射器中的滞止燃油区进行热管理。当主燃级燃油在进口温度比常规发动机从慢车状态关闭的情况要高的时候,主燃级喷射器燃油通道中的滞止燃油就会发生结焦和分解,这将会堵塞主燃级燃油通道,为了防止主燃级燃油的结焦,必须采用值班级燃油进行冷却,因此值班级燃油在功率高于慢车状态的时候一直是流动的。或者主燃级中的滞止燃油由主燃级燃油通道前后的压差清除掉。热管理是贫油燃烧技术成功实现的一个主要研究问题。

#### 1 贫油预混预蒸发(LPP)

贫油预混预蒸发燃烧室(LPP)和贫油预混部分预蒸发燃烧室(LP(P))是最有前途的液体燃料低排放燃烧概念之一<sup>[13-16]</sup>。在LPP概念中,燃油首先向上游喷入位于燃油喷射装置中的预混预蒸发管中,从而建立了完全混合的油气混合物。然后燃油蒸汽和空气进入燃烧区,在贫油状

态以较低的火焰温度进行燃烧。LPP燃烧室的关键特点是在燃烧之前实现燃油的完全蒸发及燃油与空气的完全混合。通过避免液滴燃烧,以及在主燃区进行贫油燃烧,NO<sub>x</sub>排放量急剧降低,这是由于火焰温度相对较低并且消除了局部热点而造成的。LPP表现出了降低NO<sub>x</sub>排放量的最大潜力,但该技术的实施面临着很大的技术挑战。首先,燃料/空气混合物是均匀的,这是降低NO<sub>x</sub>排放量所需要的,但同时也对于燃烧的贫油稳定性产生了十分不利的影响,极大地缩窄了燃烧室的工作和稳定范围;而且,LPP系统易于引起热-声不稳定性,这种不稳定性源自于压力和放热之间的反馈<sup>[17]</sup>。第二,由于较低的火焰温度和接近贫燃极限的极贫的油气比,设计者需要解决燃烧室的再点火问题。第三,进入燃烧区之前,燃油蒸发所需要的驻留时间导致了起飞时由于较高的进口温度引起自动点火和回火问题,这也将取决于燃料的浓度和流动的速度;与此同时,高功率下用于建立贫油燃烧所要求的气流量也会导致在低功率状态下出现火焰吹熄的倾向。最后,NO<sub>x</sub>/CO排放之间的平衡也是一个重要的方面,较低的火焰温度导致了较长的CO转变特征时间,为了获得NO<sub>x</sub>/CO排放之间的平衡,驻留时间应该足够长以确保CO和UHC的转变;同时,火焰温度应该保持在较低的值以便NO<sub>x</sub>排放量不随驻留时间的增加而增大。上述工作限制对于LPP技术在航空发动机上的推广使用造成了较大的阻碍,然而为了克服喷雾燃烧所产生的高NO<sub>x</sub>水平,燃气轮机设计者仍然希望能够采用LPP燃烧室。为了实现贫油燃烧的目标,LPP技术已经在几个主要的欧洲研究与技术创新计划资助下进行研究。在这些计划中所包含的LPP系统涵盖了宽广的总压比范围,从小发动机的15到大发动机的40,在这些计划中

也发展了轴向分级和径向分级的概念(小发动机除外)。根据这些计划的研究结果, LPP 技术更易于用作低总压比发动机;而在压比较大的大发动机工况中,较高的总压比不仅增加了自动点火的风险,也容易出现良好混合系统中的不稳定性。为了克服回火和自动点火的风险,在预混器和燃烧室设计中已经做了一些尝试,从而在燃料自点火之前实现快速的混合与燃烧<sup>[18-19]</sup>。由于点火延迟时间几乎是随着压力的增加而线性减小的,因而随着压力的增加,在预混管中驻留时间必须被缩短。为了防止出现较大不稳定性的风险,气流速度不能增大,因此实际的趋势是缩短预混管的长度。在大部分研究中,燃油被直接喷入预混器,使得燃油液滴在贫油状态下蒸发并与空气进行混合<sup>[20]</sup>。由于预混器长度的减小,预蒸发度降低,这降低了自动点火的风险(部分预蒸发, LP(P))。此外,振荡源的各种特征以及发展抑制不稳定性的控制技术也是当前研究主要关注的工作。未来 LPP 技术在发动机燃烧室中的应用必须考虑燃烧效率、寿命、可维护性以及安全性等方面的性能。目前, LP(P) 燃烧室已成功用于地面发电。但是,由于在飞行条件下会存在自动点火、回火以及气动不稳定性等内在缺陷,以及预混管所需要的额外的部件,因此 LPP 燃烧技术在飞机推进应用上受到限制。当前拟投入使用的贫油燃烧系

统主要是贫油直接喷射(LDI)技术。

### 2 贫油直接喷射(LDI)

由于 LPP 燃烧室存在自动点火和回火等缺点,因此发展了 LDI 燃烧室(图 3)来代替 LPP 燃烧室用于航空燃气轮机。在 LDI 燃烧室中,液态燃料直接喷入燃烧室中,并在燃烧室中以尽可能短的距离瞬间蒸发并与进入的燃烧空气进行混合。贫油的燃料/空气混合物以较低的火焰温度进行燃烧,因而降低了 NO<sub>x</sub> 的排放。在 LDI 燃烧室中最大的挑战是在燃烧开始之前实现良好的雾化及燃料/空气的迅速混合,以避免能够导致大量 NO<sub>x</sub> 生成的局部高温区。由于 LDI 燃烧室具有尺寸小、结构简单、燃烧效率高、无自动点火和回火现象等诸多优点,因而在航空发动机中应用具有极大的前景。目前,针对 LDI 燃烧室已经开展了大量的研究工作<sup>[21-23]</sup>, NASA 格伦研究中心已经发展了几种用于航空燃气轮机燃烧室的 LDI 概念。罗·罗公司在 ANTLE 计划(先进近期低排放计划)中也发展了一种单环 LDI(或 DLI)概念<sup>[24]</sup>。在这种燃烧室中,高达 70% 的空气流量通过气动雾化喷嘴进入以使用作燃料准备和点火。在燃油喷射器下游没有任何额外的掺混口,所有的燃油/空气混合都由喷射器模块独立完成,因而,燃油喷射器的气动和流体力学设计对于燃烧室的性能是极为重要的。由于成本、重量和复杂性等原因的限制,该贫油燃烧系统采

用了相对简单的单环燃烧室结构以便于在航空发动机应用,而且,单环燃烧室也提供了较好的面积/体积比。该燃烧室采用燃油分级来实现全部的燃烧室工作性能和典型的发动机调节比,在相同的燃烧空间内建立了两个独立的区域,这就可以实现高功率和低功率下的燃油分级以便优化燃烧过程。中心副油路喷嘴在燃烧室中心线附近建立了相对富油的区域,从而为低功率工作提供了较好的稳定性。高功率状态所要求的另一部分燃油通过外侧的直径较大的主喷嘴喷入,主喷嘴与副油路喷嘴是同心的。燃烧室火焰筒采用了冲击发散式冷却的瓦片结构,其特点是能够减少壁面冷却空气的用量,以便能够将空气用于贫油的燃油准备及燃油喷射器内的化学配比控制。对于两个燃烧区相互作用的理解是优化整个燃烧室性能的关键技术问题,但由于其内部存在放热与气动的相互作用与耦合,因而分析两种因素各自的独立影响是相当困难的。

### 3 双环预混旋流燃烧室(TAPS)

与罗·罗公司相比较, GE 公司发展了一种十分类似的双环预混旋流器技术(TAPS)。TAPS 技术的原理十分简单<sup>[25]</sup>,它是一个内部分级的燃油喷射器,其中心是一个值班旋流杯混合器,其外侧是一个主旋流预混器,通过这种结构燃料和空气进行预混,因而称为双环预混旋流器。该旋流器形成了十分均匀的燃料/空气混合物,能够在较低温度下燃烧,从而显著降低 NO<sub>x</sub> 的排放。TAPS 能够分别形成值班回流区和预混旋流燃烧区(主旋流燃烧区)来控制下游的低功率和高功率工作,在两个燃烧区之间形成了一个合并的相互作用的流动区域来优化燃烧性能。燃烧区工作及相应的燃烧性能受许多设计特征影响,如旋流器的数量和方向、喷油嘴以及燃油/空气的预混程度等。TAPS 是一种很有发展前

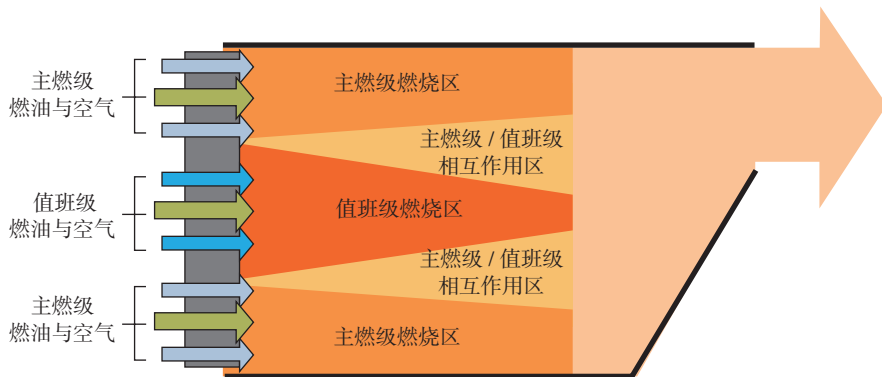


图3 LDI (DLI) 燃烧室工作原理图

途的低排放燃气轮机燃烧技术,由于所有的燃烧空气都从头部及旋流器进入,在火焰筒上不再需要稀释孔,这将会降低恶劣工况下火焰筒损伤,从而延长火焰筒寿命并降低维护费用。TAPS技术的发动机试验验证表明 $\text{NO}_x$ 的排放出现了实质性的降低,而未燃烃的排放并未增加。CFM TAPS<sup>[25]</sup>的 $\text{NO}_x$ 排放量在总压比(OPR)为33时比CAEP/4标准规定的排放量低50%,但却比CAEP/6排放标准高50%;与之相比,在总压比高达45时,DAC TAPS<sup>[25]</sup>排放量比CAEP/6排放标准低50%,但后者的造价明显比前者要高,因而更希望针对SAC TAPS发展降低 $\text{NO}_x$ 排放的技术。GENX发动机已发展了一种先进的SAC TAPS燃烧室<sup>[26]</sup>,它将成为同一级别内燃烧最洁净的发动机,该燃烧室将严格遵守现有和即将实行的 $\text{NO}_x$ 排放法规。然而,TAPS燃烧系统仍然面临着很多挑战,如在可靠性、成本、寿命、重量和复杂性、在主副油路之间的燃油分级、响应和可控性、喷嘴清洁等。TAPS燃烧系统已经通过了实现“新产品推广”准备状态(TG6S)所要求的各个技术发展阶段,但是仍然需要进行大量的研发工作来深入理解TAPS技术以及新燃料对其排放的潜在影响。

## 可变几何

可变几何实际上是将局部空燃比保持在低排放范围内的另一种方法<sup>[27-28]</sup>。与燃油分级不同,可变几何是将空气分级,因而从慢车状态提高到起飞状态时,燃烧区的空气需要进行分流。在常规燃烧室中,由于主燃区和稀释区之间空气流量的分配是固定的,因此工作状态的油气比是不能够调节的。因而可变几何燃烧室概念被提出,以便当工作状态变化时,局部燃气比可以保持在低排放范围。当功率提高时,气流逐渐从混合孔转移到燃油喷嘴,这确保了在慢车

状态下的稳定工作以及最大功率状态下的贫油燃烧。理论上,可变几何燃烧室可以和预混预蒸发技术结合使用来避免促进 $\text{NO}_x$ 生成的局部高温区和促进CO生成的局部低温区。可变几何概念提供了一种既能降低污染排放,又不牺牲燃烧室性能的很具有吸引力的方法。同时,它还有几个其他的优点,如在低功率状态能够提高燃烧效率、改善高空再点火性能、宽广的稳定性极限、燃烧室尺寸小、重量轻等。可变几何燃烧室的缺点主要是机械的复杂性和高温燃气环境中的控制问题,这又会引起成本和重量的增大及可靠性的降低。目前可变几何燃烧室技术仍然不成熟,不适合用于航空燃气轮机,因此航空发动机燃烧室的中期方案不会采用。

## 结论

迄今为止,随着低排放燃烧室技术的发展,航空燃气轮机燃烧室的污染排放已经得到了极大的降低。在过去30年里,降低 $\text{NO}_x$ 排放成为燃烧技术改进的主要驱动力。最著名的技术包括喷水、可变几何燃烧室、催化燃烧室、分级燃烧室、贫油预混预蒸发燃烧室(LPP)、富油急冷贫油燃烧室(RQL)和贫油直喷燃烧室(LDI)。由于喷水、可变几何燃烧室及催化燃烧室在航空发动机中的应用存在较大缺陷,因此在实际的民航发动机中已不再使用。与湿式低 $\text{NO}_x$ 燃烧室技术和催化方法相比,干式低 $\text{NO}_x$ 燃烧室技术具有成本低、硬件效率高等优点,因而更具有吸引力。在干式低 $\text{NO}_x$ 燃烧室技术中,RQL、LPP和LDI燃烧室是最受关注的概念。虽然以RQL为主的富油燃烧技术已经在实际中得到了应用,并表现出优越的性能和可靠性,但考虑到中长期的发展,即使优化过的富油燃烧技术也不能适应未来发动机污染排放的要求,因而,当前关注的焦点在于贫油燃烧技术。LPP贫油燃

烧技术表现出了降低 $\text{NO}_x$ 排放的最大潜力,但是由于其具有自动点火、回火、气动不稳定和燃烧稳定极限窄等缺点,因而近期在航空发动机的使用受到限制,然而为了克服喷雾燃烧所产生的高 $\text{NO}_x$ 水平,研究者仍然希望未来能够采用LPP燃烧室。当前拟投入使用的贫油燃烧概念主要集中在LDI技术以及相似的TAPS技术,由于该燃烧技术具有低 $\text{NO}_x$ 排放、低发烟、低噪声、燃烧稳定、无回火等优点,在航空发动机上的应用表现出很大潜力。双环腔燃烧室、轴向分级或者径向分级燃烧室结构很复杂,因此没有表现出很大的市场潜力;然而基于贫油燃烧技术的单环腔燃烧室则显示出极大的潜力来满足未来的市场需求并能够达到降低排放的目标。需要指出的是,上面提及的所有技术都有相应的缺点,因而最终的结果必然是污染排放和其他燃烧性能的折中。为了满足中远期的排放目标,需要发展更新的先进低排放燃烧室技术来进一步降低所有的污染排放。

## 参考文献

- [1] Wilfert G, Sieber J, Rolt A, et al. New Environmental Friendly Aero Engine Core Concepts, ISABE-2007-1120, 2007.
- [2] Sabnis J. Green engine developments for next generation aircraft. UC Davis Symposium Aviation Noise and Air Quality San Francisco, California, 2007.
- [3] Rizk N K, Mongia H C. Low  $\text{NO}_x$  rich-lean combustion concept application. AIAA Paper 91-1962, 1991.
- [4] Feitelberg A S, Lacey M A. The GE rich-quench-lean gas turbine combustor. ASME Paper 97-GT-127, 1997.
- [5] Blomeyer M, Krautkremer B, Hennecke D K, et al. Mixing zone optimization of a rich-burn/quick-mix/lean-burn combustor. J. Propul. Power 15, 1999: 288-295.

本文共有参考文献28篇,因篇幅有限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。(责编 深蓝)