

GE公司低排放燃烧室发展概述

The Development of GE's Low Emission Combustion Chamber

林宏军 常峰 程明/中国航发动力所

GE公司作为商用大涵道比涡扇发动机的主要研发厂商，在低排放燃烧室技术研究和产品研制中取得了巨大的进展，尤其是双环腔燃烧室和双环预混旋流燃烧室在工程上的成功应用，为多个商用发动机的研制提供了重要的技术支撑，其技术研发思路和工程研制途径可为我国低排放燃烧室的研发提供参考。

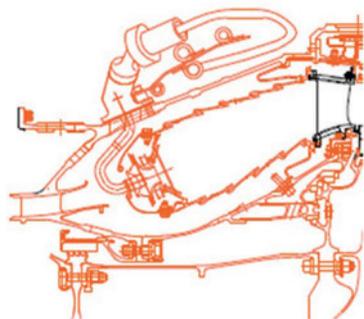
民用大涵道比涡扇发动机作为干线和支线民用飞机广泛使用的动力装置，经过几十年的发展，在其综合性能、可靠性、耐久性、经济性和环保水平等方面都有很大进步^[1, 2]。而随着近年来对民用航空发动机使用环保性的强制规定，各大航空发动机公司对污染物排放控制的相关技术，尤其是对燃烧室工作压力和温度提高带来的 NO_x 排放^[3]的控制方法研究则更加关注。为了降低民用航空的污染排放，美国从20世纪70年代开始执行了一系列国家计划支持民机低排放燃烧室的基础研究和技术验证，并以每15年 NO_x 排

放降低50%的速度发展^[4]，多个低排放燃烧室完成工程研制，发动机通过适航审定实现商业运营，在全球范围内美国的民用航空低排放燃烧室技术已处于世界领先水平。

GE公司作为美国民用大涵道比涡扇发动机的主要生产商，通过实验清洁燃烧室(ECCP)、E³、TECH56等研究计划^[5]，开展了低排放燃烧组织技术的研究，探索并形成了基于分级分区燃烧的低排放燃烧室研发的技术路线，成功地将相关技术应用于商用涡扇发动机的研制中，成为民用涡扇发动机低排放燃烧室研发的成功典范。

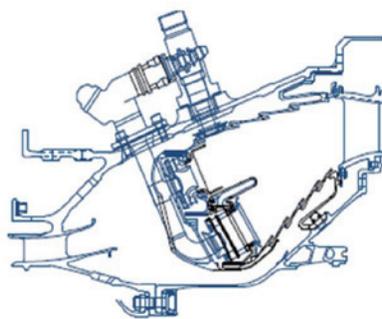
GE公司低排放燃烧室发展历程

如图1所示，GE公司的低排放燃烧室技术主要经过了三个阶段的发展：第一阶段是基于CFM56单环腔(SAC)低排放富油燃烧室(Lower Emissions Rich Burn Combustor, LEC)；第二阶段是基于径向燃油分级分区燃烧的双环腔燃烧室(DAC)；第三阶段是采用同心分级的双环预混旋流燃烧(Twin Annular Premixing Swirler, TAPS)燃烧室。同时针对不同的装机对象和更低的污染排放要求，GE公司通过修改燃烧室的部分气动设计、调整燃油控制方案、采用先进燃



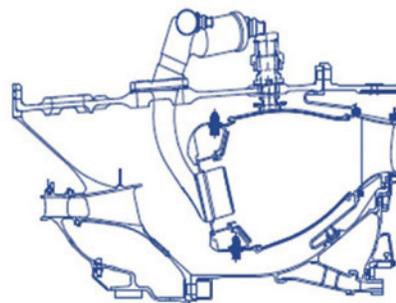
(a) 单环腔燃烧室

- 富油燃烧
- 通过验证的综合燃烧性能
- 较低的 NO_x 排放



(b) 双环腔燃烧室

- 贫油燃烧(主燃级低燃烧温度)
- 降低30%的 NO_x 排放
- 径向和周向分区分级燃烧



(c) 双环预混旋流燃烧室

- 贫油燃烧
- 降低30%的 NO_x 排放
- 同心旋流分级分区燃烧

图1 GE公司低排放燃烧室技术发展路线和技术特征

烧室材料和制造工艺,优化燃烧室的综合性能和制造工艺性,进一步降低了发动机的污染排放,提升了燃烧室的使用性能和维修性,从而满足不同商用发动机的研制需求。

单环腔低排放燃烧室

如图1(a)所示,单环腔低排放燃烧室仍是GE公司广泛使用的低排放燃烧室,采用富油燃烧低排放方案^[6,7]。从燃烧组织模式来看,该燃烧室属于富油-淬熄-贫油(Rich Quench Lean, RQL)燃烧模式。燃烧室的主燃区为富油燃烧,从而确保燃烧室获得较低的CO和HC排放,及良好的点火性能;同时,在富油燃烧状态下,主燃区的燃烧温度相对较低,燃烧区内几乎没有用于生成NO_x的自由氧,NO_x的生成量也相对较少。当燃气流出主燃区后,迅速被掺混空气稀释(淬熄)成均匀的贫油混合状态,并进行燃烧。在淬熄过程中燃气与掺混空气的快速、均匀混合是该燃烧组织的技术关键,通过快速的混合可以有效地减少燃气掺混和燃烧时间,避免燃气在近化学当量比的状态下燃烧,从而减少近化学当量比下高温燃烧生成大量的NO_x。LEC燃烧室较CFM56发动机的第一代燃烧室NO_x排放降低了25%~50%。

燃烧室仍采用CFM56燃烧室的典型结构,包含单通道扩压器、双级旋流器、气膜冷却火焰筒。火焰筒壁上开有主燃孔和掺混孔,为了让掺混空气加速混合,将后排的掺混孔前移到主燃孔后,同时在原来的掺混孔段增加了局部冷却直孔,对火焰筒壁的冷却进行了优化。

双环腔燃烧室

为了进一步减小发动机的NO_x

排放,GE公司基于ECCP计划和E³计划的研究成果,开展了双环腔燃烧室的研制,并在CFM56-5B上完成试验验证。所谓双环腔燃烧室是指火焰筒头部沿径向有两个并行燃烧区,外侧的为预燃级,内侧的为主燃级,如图1(b)所示。从燃烧组织模式来看,主要采用径向分级供油、分区贫油燃烧的模式。在低工况下,仅由外环腔值班级供油,在中间工况以上,两环腔同时供油。低工况下的外环腔燃烧区具有较高的点火性能且燃烧效率高,CO和UHC排放量很低。同时,整个火焰筒处于低状态贫油燃烧,NO_x排放量也非常有限。而在中间工况及大工况时,两环腔中均供油,燃油混气的停留时间较短,因而可减少大工况下的NO_x排放物。由试验得出:与原单环腔燃烧室相比可有效降低NO_x排放达40%左右。

配套DAC燃烧室的CFM56-5B2发动机于1995年交付商业运营。而

真正对DAC技术发展和工程应用起到促进作用的则是GE90发动机的研发。GE90发动机是GE公司的超大推力涡扇发动机,主要用于波音777。GE90的燃烧室为双环腔结构,其燃烧室结构包括双通道的分流式扩压器、双环腔火焰筒;而各环腔头部仍采用GE公司典型的双级旋流器结构;火焰筒采用GTD222材料铸造而成,保留主燃孔和掺混孔;冷却则采用复合角度的多斜孔冷却结构,如图3所示。两股空气通过这些斜孔流入火焰筒时,对火焰筒提供有效的冷却,在大幅减少火焰筒冷却空气量(较气膜冷却减少40%)的同时,有效地调节了燃烧室出口温度的均匀性。由于采用双环腔结构,火焰筒的燃烧容腔增大,其长度也有所缩短,GE90在与其推力相当的发动机中,燃烧室最短^[8,9]。此外,由于采用内、外环喷嘴一体化设计,连续流动的预燃级燃油可在全状态下冷却喷嘴柄,从而防止和减少主燃级喷嘴结焦、积炭,而燃油调节控制

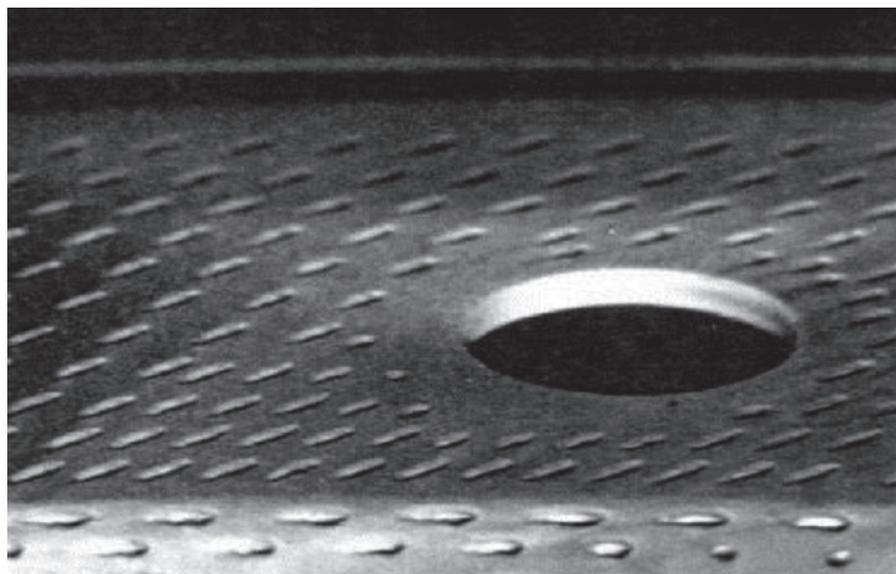


图2 GE90采用多斜孔冷却的铸造火焰筒壁

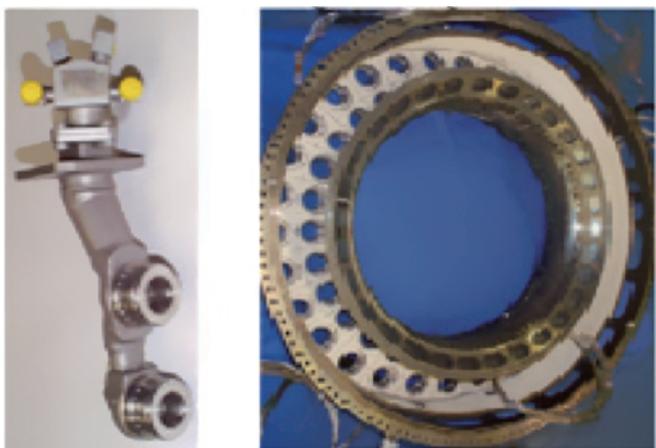


图3 GE90(DAC构型)的TAPS燃烧室验证部件

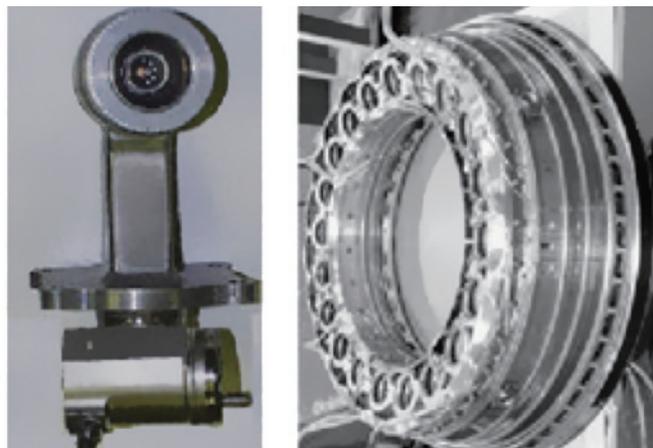


图4 CFM56-7B(SAC构型)的TAPS燃烧室

机构则设计在一体化喷嘴杆中。

GE90发动机的燃烧室的工程设计经验为后续GE公司低排放燃烧室的研发奠定了良好的基础,尤其是分级供油分区燃烧概念、多孔冷却的火焰筒壁和一体化燃油喷嘴,为后续TAPS燃烧室的研制提供了重要的技术参考。

双环预混旋流燃烧室

双环预混旋流燃烧(TAPS)是一项富有创新性的技术,其概念源自GE公司同美国国家航空航天局(NASA)共同资助的“先进亚声速技术”(AST)和“超高效发动机技术”(UEET)项目。

TAPS技术曾在GE90(DAC构型,如图3所示)和CFM56-7B(SAC构型,如图4所示)发动机上进行过阶段性验证^[10-12],通过相关试验确定了TAPS燃烧室的同心径向分级结构和分级供油分区燃烧的燃烧组织模式。

TAPS燃烧室工作的关键在于与值班级一体化设计的燃油喷嘴可以实现两级供油——值班级和主燃级供油(如图5所示)。值班级在发动机工作的全周期提供燃油实现燃烧,值班火焰通过两级嵌套旋流器和压力雾化的燃油喷嘴的匹配获得,在低工况下值班火焰将为燃烧室获得良好的点火特

性,在中间状态下则降低燃油流量进行燃烧,为主燃级提供稳定点火源。而主燃级燃油则由多个独立的射流喷嘴提供,在中间工况以上与来自主燃级旋流器的空气进行均匀的混合,从而实现燃油的预混燃烧,这时值班级火焰将被主燃级火焰包裹,整个火焰筒处于贫油燃烧状态,从而获得较低的NO_x排放。

TAPS燃烧室可以利用两个独立的燃烧区获得优异的燃烧稳定性和较低的污染排放(如图6所示)。值班级在低工况采用富油燃烧,如图6中黄色火焰所示,在这个模式下工

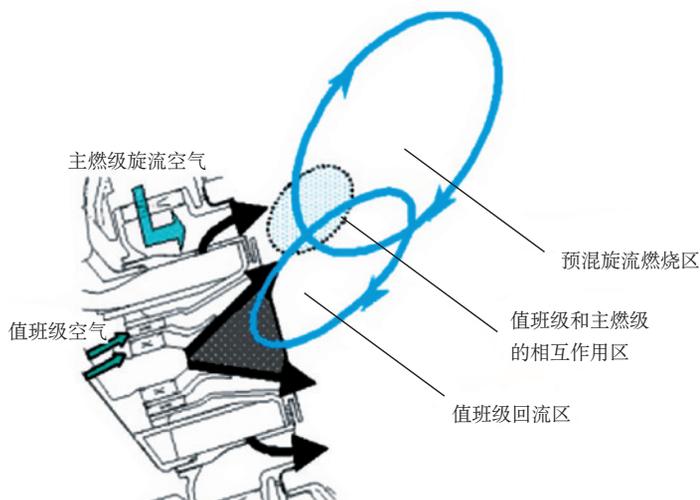


图5 TAPS燃烧室的分级供油燃烧组织模式

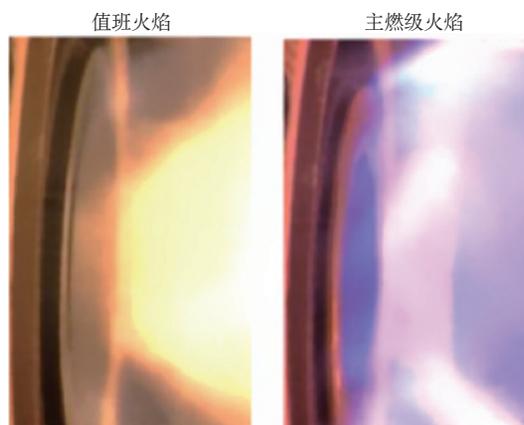


图6 TAPS燃烧室值班火焰与主燃级火焰形态



图7 GENx的多斜孔火焰筒

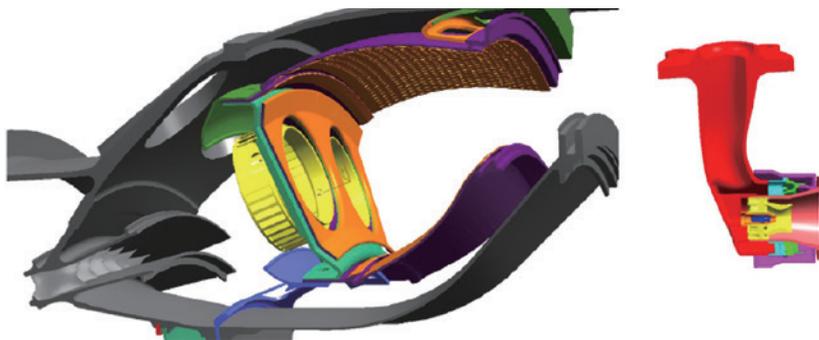


图8 TAPS II 燃烧室和与旋流器一体化的燃油喷嘴

作可以提供优异的燃烧稳定性，避免发动机出现推力的迅速衰退，以及保证在发动机恶劣气候条件下可以在低状态下的稳定工作。而明亮的蓝色火焰则意味着主燃级在贫油模式燃烧，燃烧室可以获得非常低的污染物排放^[13, 14]。因此，针对不同的工况，燃烧室通过值班级和主燃级的燃油分级供给和匹配，将获得良好的燃烧特性和较低的污染排放。

目前，TAPS燃烧室已发展了三代。第一代TAPS I 燃烧室以满足宽体客机发动机GENx的研制为目标，并已成功应用于GENx-1B、GENx-2B和GE90-94B发动机燃烧室的设计中，其NO_x排放经试验验证比CFM56第一代燃烧室降低了50%，而燃烧室的燃烧效率、出口温度分布、慢车贫油熄火和耐久性等与常规燃烧室相当^[15]。在结构上，GENx的TAPS I 燃烧室与传统燃烧室基本相同，主要采用末级导流叶片的一体化的单通道扩压器和多斜孔的火焰筒^[16]（如图7所示）、分体焊接的一体化燃油喷嘴、采用双总管结构实现值班级和主燃级燃油供给的调节。

第二代的TAPS II 燃烧室主要是

针对窄体客机的LEAP系列而发展的新一代低排放燃烧室，GE公司基于第一代TAPS燃烧室所取得的成功技术，借助于计算流体力学（CFD）手段，主要是先进的大涡模拟（LES）数值模拟方法，对燃烧室的燃油喷嘴和油气的掺混特性进行优化。优化的燃油与空气掺混特性，可有效避免燃烧室内部热点和局部富油燃烧可能造成NO_x排放的增加，因此TAPS II 燃烧室的NO_x排放量比CAEP/6标准低50%^[17]。同时，优化的组织模式将燃油与空气混合在一个更大的燃烧容腔内，使燃烧室获得了更好的出口温度分布特性。如图8所示，TAPS II 燃烧室结构上依然延续采用末级导流叶片的一体化扩压器和多孔冷却火焰筒，主要针对燃油喷嘴和总管结构进行了优化，将燃油分配器（调节阀）集成到带有旋流器的一体化喷嘴当中，喷嘴内部采用两个压力阀对提供给值班级和主燃级的燃油流量进行分配，每个喷嘴的入口处放置一个止逆阀，当发动机停车后可及时关闭燃油供给，避免喷嘴内的燃油泄漏到高温的燃烧室内部。同时喷嘴设计中包含隔热结构和一体化的吹扫结构，将有效地避免喷嘴内部出现燃油的

结焦^[19]。

第三代TAPS III 燃烧室主要是应用于波音777X飞机的GE9X发动机上。该燃烧室采用了重新设计的头部雾化装置，针对低排放燃烧可能出现的自燃情况，修改了防自燃装置的设计。与传统燃烧系统相比，该模式下空气和燃油在燃烧前充分混合，可实现贫油燃烧及更少的NO_x排放。由于采用了新的技术和材料，TAPS III 燃烧室在减少冷却空气的同时，让更多空气进入混合器，由于混合器中的额外空气有助于支持贫油燃烧、降低排放，这使GE9X发动机的NO_x排放量比CAEP/8标准要



图9 3D打印的燃油喷嘴

低30%。而与上一代TAPS燃烧室相比，GE公司在TAPS III燃烧室上实现了陶瓷基复合材料（CMC）和增材制造技术的工程应用。如图9所示，GE9X燃烧室采用了19个3D打印的燃油喷嘴组成，均由3D打印一次成形，而不是由20个单独部件焊接而成。再加上结构的优化，其质量减轻了25%，尤其是喷嘴头部的隔热结构和分层供油流道的打印成形，有效地提升了燃油喷嘴的品质。同时，燃油总管采用外置的燃油分配器设计（如图10所示），避免了燃烧室高温对燃油喷嘴流量分配器功能的影响。在火焰筒的设计中采用了CMC燃烧室衬套，并完成了试验验证^[20]，这是商用喷气发动机首次采用完整的CMC燃烧室衬套，这些衬套都经过了远超实际运营条件的动态载荷水平测试，具备了工程应用的条件。

GE公司低排放燃烧室研发特点

高度重视低排放燃烧技术预研

GE公司的低排放燃烧室计划始

于20世纪70年代中期。最初开始于NASA发起的ECCP计划和E3计划，主要是研发双环腔燃烧室，相关的技术已在CFM56-5B和CFM56-7B发动机上应用。后续GE公司通过NASA的“先进亚声速技术”和“超高效发动机技术”项目^[18]，以及TECH56、GENx和LEAP56等计划研究，基于单环腔燃烧室（SAC）和双环腔燃烧室的后续发展型，开展TAPS燃烧室设计和试验验证，提升相关技术的成熟度，为TAPS燃烧技术在工程上的应用提供了重要的技术参考。由此可见，低排放燃烧室的技术发展离不开先进技术预研项目的支撑。

基于良好技术基础促进创新发展

40余年来，GE公司将分级供油分区燃烧作为低排放燃烧室的基本燃烧组织模式，逐步开发了基于分级分区的DAC和TAPS燃烧室，目前TAPS技术作为基于该概念的优秀低排放燃烧组织模式，已经实现了工程应用。同时，GE公司重视已有技术的继承与发展，在燃烧室的气动和结构设计上延续原有的技术方案，

加快了低排放燃烧室工程研发。例如，在TAPS燃烧室值班级设计中采用了CFM56的双级旋流涡流器方案、火焰筒采用了多斜孔的冷却结构等。技术的继承、应用和发展，使GE公司的低排放燃烧室的NO_x排放进一步降低，燃烧室维修性、耐久性和燃烧性能进一步提升。由此可见低排放燃烧室的研发并不是重新设计，而应该基于某一低排放概念，借鉴和继承已有的关键设计技术，整合发展出适应商用发动机设计要求的燃烧室。而GE公司正是采用这种思路发展低排放燃烧室，并在商业发动机领域取得技术领先的。

采用先进的研发手段为设计提供技术支撑

先进的设计和试验手段一直是燃烧室研发的必要条件，在GE公司的低排放燃烧室研制中，新的设计和试验手段被不断引入，例如在TAPS II燃烧室的研发中，先进的大涡模拟数值模拟方法被引入，采用大涡模拟方法对燃烧室流量分配和燃烧组织模式的优化，使得TAPS II燃烧室在适应窄体客机发动机设计要求的同时，有效获得更低的NO_x排放。同时，在TAPS燃烧室研发中，光学测试方法的应用有效地提升了对分级分区燃烧的认知，对于优化燃烧组织模式和各工况下的燃油匹配方案提供了重要的技术参考，对于加快TAPS燃烧室的研制进度、提升其技术成熟度起到了重要的作用。

采用先进材料和加工技术提升产品的质量和竞争力

目前，GE公司航空制造中最为依赖的两大技术，是陶瓷基复合材料和增材制造技术。GE公司将陶瓷



图10 GE9X的TAPS III燃烧室结构和燃油总管

基复合材料有效地应用到燃烧室内衬上, 这种材料制成的零部件密度只有金属合金的1/3, 可以承受超过2000℃的高温, 燃烧室的冷却空气因此可以大幅降低, 从而有效减轻发动机的质量, 提高燃油效率。而采用3D打印的一体化喷嘴则已成为TAPS燃烧室的标志性部件, 其耐用性是传统的5倍, 质量却只有25%, 而且3D打印可以将数十个小部件组成的一个零部件直接打印成一个完整零部件, 可以突破制造工艺上的局限, 有效提升设计的实现能力。CMC材料和3D制造技术在燃烧室上的应用只是GE公司众多先进材料和加工技术应用在航空发动机设计和制造中的缩影, 正是这些先进技术的使用才有效地提升了GE公司燃烧室产品的品质和技术竞争能力。

结束语

GE公司通过多个研究计划和发动机型号的研发, 在商用发动机低排放燃烧室设计技术上取得了巨大的技术进步。目前, TAPS燃烧室已成为投入商业使用的最先进的低排放燃烧室之一, 具有优异的燃烧性能、较低的NO_x排放、良好的维修性和耐久性。尤其是TAPS III燃烧室在商用发动机GE9X上的应用, 将进一步提升其低排放燃烧室的工程技术水平。而我国在低排放燃烧室的研发上仍处于起步阶段, 虽然在低排放燃烧组织机理方面开展了大量的研究, 但在工程研制和验证方面的工作上仍有欠缺。因此需要针对低排放燃烧组织技术开展基础技术研究、工程验证, 同时加强燃烧室关键材料和制造工艺的研究, 从而加速低排放燃烧室的研发和发动机适航取证,

以满足我国大型客机对先进大涵道比商用航空发动机的需求。**航空动力** (林宏军, 中国航发动力所, 高级工程师, 主要从事先进主燃烧室设计和燃烧基础研究)

参考文献

- [1] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [2] 张津, 洪杰, 陈光. 现代航空发动机技术与发展[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [3] ICAO. ICAO Environmental Report 2010-Aviation and Climate Change [S]. Montreal: ICAO Environment Branch, 2010.
- [4] Lee C M, Chang C, Kramer S, et al. NASA Project Develops Next Generation Low-Emissions Combustor Technologies [C]. 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.
- [5] 尚守堂, 程明, 张军峰, 等. 低排放长寿命燃烧室关键技术分析[C]. 中国航空学会2007年学术年会动力专题5. 2007.
- [6] Mongia H C. On Continuous NO_x Reduction of Aero-Propulsion Engines [C]. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.
- [7] Mongia H C. Engineering Aspects of Complex Gas Turbine Combustion Mixers Part IV: Swirl Cup [C]. 9th Annual International Energy Conversion Engineering Conference, 2011.
- [8] 陈光. 波音777及其所用发动机一些设计特点(II)[J]. 航空发动机, 1996(3).
- [9] 陈光. 用于波音777的GE90发动机研制、设计特点[J]. 民航经济与技术, 1995(3).
- [10] Prichard B A, Dannis A M, Foust M J, et al. Multiple Annular Combustion Chamber Swirler Having Atomizing Pilot[P].

- US6381964 B1, 2002.
- [11] Foust M J, Mongia H C. Method and Apparatus for Mixing Fuel to Decrease Combustor Emissions[P]. US2002/0178732 A1, 2002.
- [12] Mongia H C. TAPS2 a 4th Generation Propulsion Combustor Technology for Low Emissions [R]. AIAA Paper 2003-2657, 2003.
- [13] Stouffer S D, Ballal D R, Mongia H C. Development and Combustion Performance of a High-Pressure WSR and TAPS Combustor [R]. AIAA Paper 2005-1416.
- [14] Mongia H C. Recent Progress in Comprehensive Modeling of Gas Turbine Combustion R. AIAA Paper 2008-1445, 2008.
- [15] GENx: Next Generation Technology, a Legacy of Excellence[M]. Engine Year Book, 2006.
- [16] Baehre E. Technical Symposium Product Overview of GENx [C]. 2005-11-3.
- [17] Foust M, Thomsen D, Stickles R, et al. Development of the GE Aviation Low Emissions TAPS Combustor for Next Generation Aircraft Engines[R]. AIAA Paper, 2011.
- [18] Shaw J, Peddie C. UEET NASA Ultra Efficient Engine Technology Project Overview, Enabling Technologies for 21st Century Turbine Engines[J]. NASA/CP. 2004-212963/VOL1, 2003.
- [19] GE. FAA Continuous Lower Energy, Emissions and Noise(CLEEN) Technologies Development: TAPS II Technology Final Report[R]. Technology Assessment Open Report, 2013.
- [20] 高铁, 洪智亮, 杨娟. 商用航空发动机陶瓷基复合材料部件的研发应用及展望[J]. 航空制造技术, 2014(6).