

火焰筒先进热防护技术发展及工程应用分析

Development and Engineering Application Analysis of Advanced Thermal Protection Technology of Flame Tube

林宏军 迟雪 / 中国航发动动力所

采用分级燃烧组织模式的高温升和低污染燃烧室是航空发动机燃烧部件发展的趋势，但随之带来了火焰筒头部燃烧空气量的增加和冷却空气量的大幅减少，为此，在工程设计中采用先进的冷却结构，或探索应用具有更高耐热能力的陶瓷基复合材料，提升火焰筒的耐温特性，才能满足低冷却空气量下的火焰筒热防护设计和使用寿命的基本要求。

随着航空发动机技术的发展，主燃烧室的工程设计向着高效率、长寿命、高温升以及低污染的方向发展。目前，军用小涵道比涡扇发动机燃烧室和商用大涵道比涡扇发动机燃烧室都取得了相当惊人的发展。例如，F119、EJ200等军用小涵道比涡扇发动机燃烧室的出口温度已达到1850K，而采用高温升燃烧组织模式的新型燃烧室温升可达2100K甚至更高。GE90、GENx、LEAP等商用大涵道比涡扇发动机燃烧室则通过采用径向、轴向分级等燃烧组织技术，获得了较好的可靠性、经济性和低污染特性。

目前，主流的高温升和低污染燃烧室的工程设计中均采用了分级燃烧组织技术，随之带来了燃烧室头部燃烧区所需空气量的增加（部分民用低污染发动机的头部空气流量占整个空气流量的60%以上），而用于冷却的空气量大幅度下降（从占整个空气流量的30%下降到20%左右甚至更低）。同时，由于航空发动机综合性能的提高，燃烧室进口压力和温度逐步上升，用于火焰筒冷却的来流空气温度也日趋增加。因此，火焰筒冷却空气量减少及冷

却空气品质的降低，使高温升和低污染燃烧室火焰筒壁面热防护问题变得越来越严峻和重要。

火焰筒热防护设计的需求分析

在常规燃烧室中，火焰筒主要起到空气分配器的作用，可将进入燃烧室的空气分成若干股，并将空气分配到合适的位置来组织燃烧或冷却火焰筒壁面。而在采用分级燃烧的下一代燃烧室设计中，燃烧室内部的燃烧组织将逐步由头部的空气模块（Air Module）来承担，火焰筒工程设计的重点是在确保其结构强度的同时，通过合理的空气分配、结构设计和材料选择，在相应的气动负荷下使火焰筒壁面获得合理的工作温度并确保燃烧室的耐久性，为燃烧提供有效的热容空间。

随着高温升和低污染燃烧室火焰筒冷却空气量的减少和冷却空气品质的降低，目前采用常规冷却结构的金属材料火焰筒中空气的冷却效率已大幅减低，高温升和低污染燃烧室的火焰筒壁温已接近甚至超过现有金属材料的长期许用温度；

同时，分级分区燃烧也带来了燃烧室火焰筒温度梯度的增大，火焰筒在高温下无法保持良好的结构形面，甚至出现局部烧蚀的情况，火焰筒耐久性和燃烧室寿命大幅衰减。

解决上述问题主要通过两种技术途径：一是改进火焰筒的壁面冷却结构，提升空气的单位冷却效率，确保火焰筒的壁温满足现有材料的长期许用温度；二是在火焰筒的设计中采用更高耐温材料，提升火焰筒对燃烧温度的耐受程度。由此可知，在高温升燃烧室和低污染燃烧室火焰筒的设计中采用先进冷却结构提升火焰筒冷却效率，以及采用更高耐温能力的新型材料替代高温合金材料，增强火焰筒壁面的热防护能力，已成为先进燃烧室火焰筒工程设计的主要需求。

先进冷却结构火焰筒的工程应用

目前，燃烧室火焰筒冷却结构已由纯气膜冷却发展为多孔、冲击、层板等高效冷却方式或多种冷却方式相结合的复合冷却模式。但在工程设计中，火焰筒冷却结构的选择仍

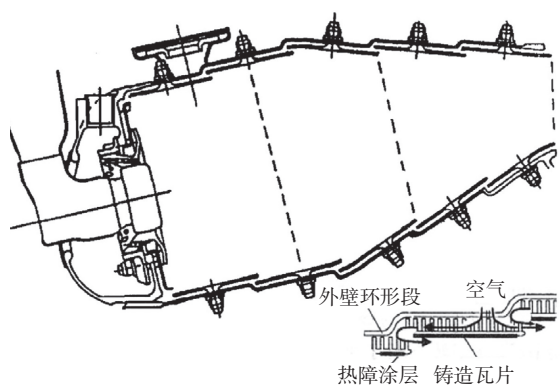


图1 V2500发动机浮壁式火焰筒和冷却方式

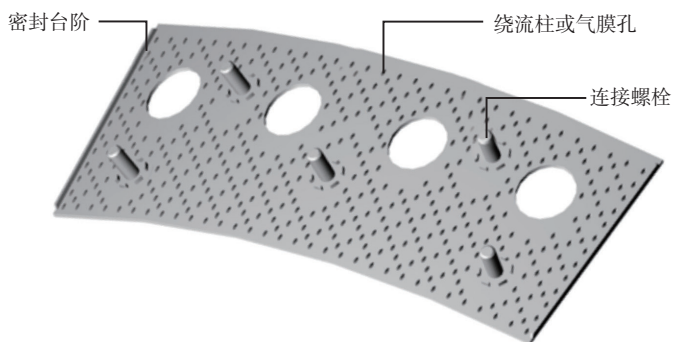


图2 “浮动瓦片”的三维结构图

需考虑制造、维修的复杂性，以及对航空发动机质量和成本产生的影响。为此，在燃烧室的设计中，通常需要针对火焰筒的工作温度选择结构简单、维修方便的冷却结构。而浮壁式冷却和多孔冷却结构是目前工程应用较为成熟的火焰筒热防护方案，同时结合新型耐温涂层，可满足高温升和低污染燃烧室火焰筒耐温设计的需要。

浮壁式冷却结构

浮壁式冷却结构首先由普惠公司应用到V2500发动机上（如图1所示），其结构通常由许多外壁环形段和隔热环组成，其中环形段背向火焰的一面有对流散热的凸环，并有能形成冷却隔热气膜的缝隙。而隔热环则由精密铸造的浮动“瓦片”（如图2所示）组成，“瓦片”上合理地设计了绕流柱和防止周向空气外泄的密封台阶结构。V2500火焰筒的内、外壁的隔热环有5排“瓦片”，每排由10块构成，并用螺栓连接在环形段上，可以更换。

从冷却方式来看：冷却空气从外壁环形段的冷却孔进入，首先冲击到每排“瓦片”后部的高温区背部，使其热区温度降低。接着冷却气流分为逆流向前和顺流向后两股，流过换

热面积增大许多的扰流柱缝槽，吸收“瓦片”基体上的热量，然后又贴着“瓦片”的热侧壁面形成冷却气膜，其冷却效率明显高于纯气膜冷却。因此浮壁式冷却结构具有节约冷却用气量、改善火焰筒壁工作条件、延长火焰筒寿命、改善燃烧室温度分布等特点。由于火焰筒采用浮动“瓦片”结构，为了保证冲击孔与气膜孔的位置不重叠，筒体冲击孔和“瓦片”装配定位孔的位置都要求非常精确，增加了火焰筒结构设计和装配的难度；同时，火焰筒“瓦片”结构的刚性差、结构

复杂，给火焰筒的加工和维修带来了很大困难；此外，浮壁式结构带来的燃烧室质量的增加，也是燃烧室设计中应尽量避免的不利影响因素。

浮壁式冷却结构作为较为成熟并具有良好冷却效果的火焰筒热防护结构，陆续应用到了F119军用发动机高温升燃烧室，及PW4084、PW6000等民用发动机上。在综合高性能涡轮发动机技术（IHPTET）计划下，普惠公司在F119发动机的全环形燃烧室上验证了涂有碳化硅纤维增强的碳化硅（SiC/SiC）陶瓷基



图3 F119发动机燃烧室浮壁式火焰筒

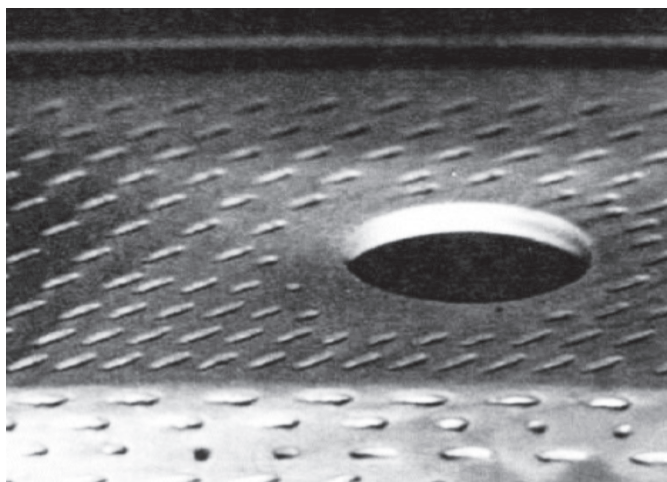


图4 GE90采用多斜孔冷却的火焰筒壁

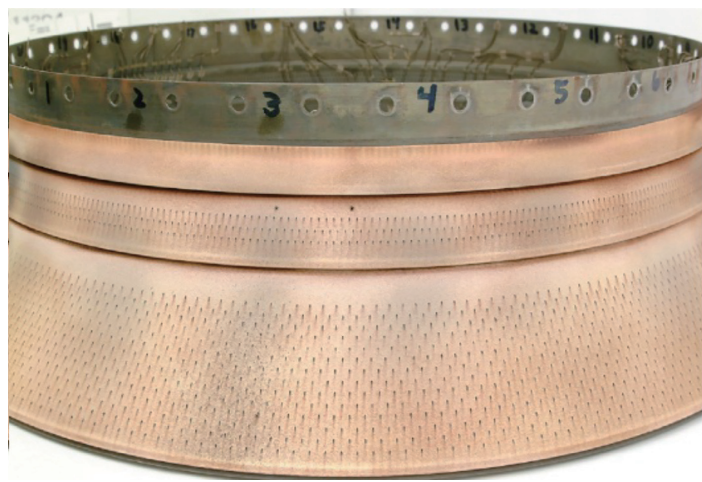


图5 GEnx采用多斜孔冷却的火焰筒内壁

复合材料（CMC）涂层的浮动“瓦片”和冲击气膜冷却技术（如图3所示）。而GE航空集团则开发了采用SiC/SiC陶瓷基复合材料的浮壁燃烧室火焰筒，并将其应用到高温升燃烧室设计中，在试验中，火焰筒壁在1480℃的壁温下仍具有较好的耐热特性，表明采用复合材料的浮壁式冷却结构的火焰筒具有更高的耐热性能和工程应用的潜力。

多斜孔冷却结构

最初，多斜孔冷却结构常作为消除火焰筒局部壁温过热的优化措施，如CFM56-5B发动机火焰筒在掺混孔后的火焰筒壁上设置的局部多孔冷却结构，用于调节掺混孔后的局部热区。通过多年的工程应用，多斜孔冷却结构也作为成熟的冷却方式被应用到航空发动机燃烧室的冷却设计中。例如，GE90的火焰筒设计中采用了复合角发散小孔冷却结构（如图4所示），GEnx和LEAP发动机则采用了改进开孔的多斜孔冷却方式（如图5所示）。此外，多斜孔冷却结构也广泛应用于先进燃烧室的预研过程中，在GE9X和F136发动机的主燃烧室研发过程中

作为冷却方案使用。

多斜孔冷却结构是在火焰筒壁上采用电火花或电子束数控打孔（现在为了提高加工效率，已采用高能激光打孔）的工艺方法在火焰筒壁上开出大量密集、离散的倾斜小孔（小孔直径一般为0.5~1.0mm，孔径均小于壁厚），以形成较强的内部冷却能力。从冷却方式来看：冷却空气通过火焰筒上密布的倾斜小孔，以强制对流换热的方式对孔壁进行冷却，随后气流喷射进入火焰筒，并在火焰筒热侧壁面形成气膜，将壁面与热燃气隔离。因此，多斜孔冷却具有结构简单、冷却效率高、冷却空气用量少（较常规气膜冷却单位面积的冷却空气量减少40%）的优点；同时，因采用了大量倾斜小孔，火焰筒的冷却面积大幅增加，而孔后气流的射流穿透深度却很小，使冷却气流进入火焰筒后随密布小孔形成非常贴壁的全气膜防护，避免了一般气膜冷却结构后段冷却效果降低的弊端，火焰筒壁面温度梯度小，且冷却空气不会干扰火焰筒的内部燃烧，易于保证燃烧性能。但多斜孔冷却结构火焰筒上的致密

小孔的孔径较小，如有积炭和吸入物堵塞，火焰筒则存在局部超温，甚至烧蚀的风险，因此，现在被更多地应用在民用低污染燃烧室的设计中，而在复杂环境下工作的高温升燃烧室的工程应用仍需开展更加深入的验证。

多斜孔冷却因其结构简单、冷却效率高，在民用航空发动机燃烧室工程设计中得到广泛的应用，后续结合热障涂层技术，将进一步提升火焰筒的耐温能力。从冷却效果、制造成本、加工和维修难度来看，该冷却方式是未来高温升和低污染燃烧室设计和加工中较为理想的冷却方式之一。

除了上述冷却结构外，层板冷却以及复合冷却（如对流/气膜冷却、冲击/气膜冷却，以及冲击/对流/气膜冷却等）结构，也可有效提高火焰筒壁面的冷却效率，是潜在的火焰筒热防护设计方案。但因相关冷却结构的复杂性带来了制造成本、加工和维修难度的增加，部分方案出现燃烧室部件质量的增加，或影响主流燃烧性能的情况。为此，在未来更高温升或更依靠空气模组

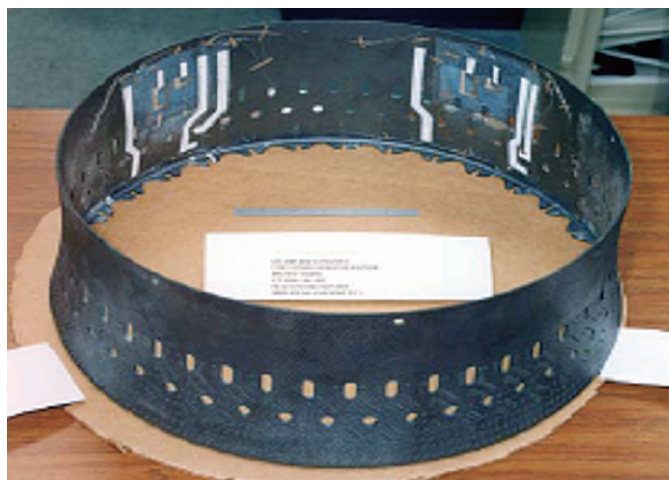


图6 碳化硅陶瓷基复合材料火焰筒内衬

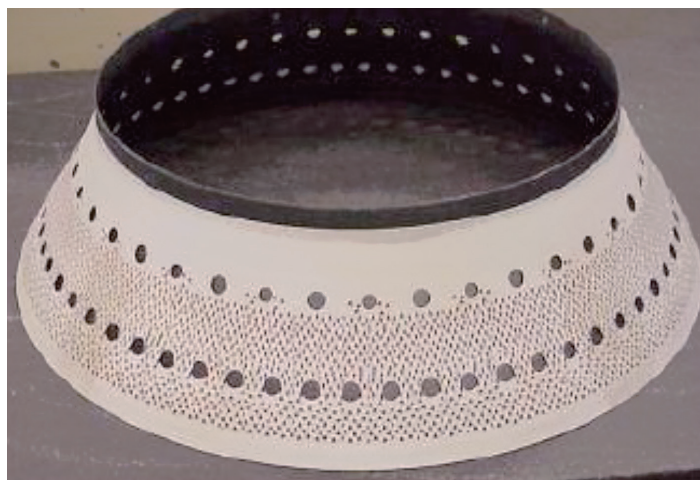


图7 GE公司低污染燃烧室SiC/SiC火焰筒内衬

织燃烧的低污染燃烧室工程设计中，仍需引入更加有效的火焰筒热防护方案，提升火焰筒的耐高温能力。

复合材料火焰筒的工程应用

采用更高耐高温能力的新型材料替代高温合金材料，是解决未来燃烧室低冷却空气量下火焰筒热防护设计的有效技术途径，甚至可实现无冷却结构下火焰筒的高耐高温能力。

目前，陶瓷是唯一可在1370℃条件下不需要冷却的耐高温材料，通过采取纤维增韧措施制备的纤维，如碳碳(C/C)或SiC/SiC纤维增强的陶瓷材料具有优异的高温力学性能、抗氧化、耐高温、低密度等特性，是最有潜力的高温合金替代材料，可以应用于高温升或低污染主燃烧室火焰筒的设计和制造。如在CMC火焰筒设计中结合其他空气冷却方式(如多斜孔冷却)将进一步改善火焰筒的壁面温度，提升火焰筒的耐久性，改善燃烧室的综合性能。

从20世纪90年代开始，欧美以推力质量比8~10:1的航空发动机为演示验证平台，对CMC构件进行了大量应用验证，表明陶瓷基复合

材料可使中等载荷静止件显著减轻质量，并提高工作温度和疲劳寿命。

在陶瓷基复合材料的研究探索和验证方面，美国已通过多个发动机专项计划开展了陶瓷基复合材料火焰筒的试制和工程应用研究。在IHPTET研究计划第2阶段的先进涡轮发动机燃气发生器(ATEGG)验证机XTC 76/3上，GE航空集团和艾利逊先进技术公司(AADC)使用从美国国家航空航天局(NASA)使能推进材料(EPM)研究计划获得的材料，开发并验证了Hi-Nicalo纤维增强(纤维占40%)的碳化硅陶瓷基复合材料燃烧室火焰筒内衬(如图6所示)。该火焰筒采用二维编织技术，多孔冷却，质量减轻了30%，并在1200℃完成全生命周期工作5000h、高温工作500h的试验验证研究。试验结果表明，火焰筒可以承受1316℃的最高温度，并大幅提升燃烧室的综合性能。GE航空集团通过TECH56计划，在低污染燃烧室上验证了采用多斜孔冷却的SiC/SiC火焰筒内衬(如图7所示)并进行了燃烧室的性能考核，采用该火焰筒节约冷却空气50%，质量减轻了50%，减少NO_x排放约为20%。

同时，法国赛峰飞机发动机公司(原斯奈克玛公司)则首先开发了采用自愈合技术的新一代CMCEPCARBINOXR A500和CERASEPRA410复合材料。使CMC材料具有在高温/应力/氧化环境下自行生成玻璃相封填孔隙和裂纹的功能，可阻止氧化介质扩散至内部损伤复合材料，有效地提升了陶瓷基复合材料工程应用的可行性。在陶瓷基材料的工程应用方面该公司基于CFM-56发动机平台开发了SiC/SiC和C/SiC陶瓷基复合材料火焰筒(如图8所示)，并已经通过180h的发动机测试(600循环，最大状态100h)，验证了



图8 碳化硅陶瓷基复合材料火焰筒



图9 日本研制的CMC火焰筒

陶瓷基复合材料在火焰筒上工程应用的潜力。而日本则凭借SiC纤维制造和应用能力，在本国的各项研究计划的支持下，大量研究和开发了由CMC作为关键材料的燃烧室高温部件。其中火焰筒部件(如图9所示)在燃烧室出口温度1837K的工作状态下通过试验，没有发现筒体出现损伤。

而在工程应用方面，GE航空集团首先在LEAP发动机和GE9X发动机(如图10所示)上也采用了CMC的火焰筒内衬，并通过了适航取证试验。试验表明，该衬套在远超出



图10 GE9X的主燃烧室部件

实际运营条件的动态载荷水平测试下具有良好的力学性能，具备了工程应用的条件。

从前期CMC的工程应用探索来看，C/C、SiC/SiC复合材料火焰筒具有质量轻，高温性能好，可在1400 ~ 2000℃下具有更高的强度、模量和韧度，以及抗蠕变、耐热冲击的特性，是未来高温升和低污染燃烧部件制造的首选材料。但由于CMC火焰筒的制造需要条带编织预浸件，对于结构相对复杂的燃烧室火焰筒加工难度大；材料机械加工技术相对滞后，易在切削力的作用下火焰筒构件产生毛刺、分层、撕裂、崩边等损伤，将影响加工质量，甚至造成构件的报废。如何改善CMC的损伤包容特性，避免承载之后产生基体开裂和界面滑移带来的断裂破坏现象，以及如何采用涂层改善材料的性能降低C/C和SiC/SiC材料对氧化破坏的敏感度，已成为复合材料火焰筒设计和制造的技术关键；此外，燃烧室金属部件与复合材料火焰筒的连接亦成为复合材料

火焰筒工程应用推广必须解决的问题。为了在火焰筒的工程设计和应用中有效地使用CMC，仍需要针对材料特性、制备工艺、损伤修复和火焰筒的连接结构设计等开展深入的研究。

结束语

综上所述，随着高温升和低污染燃烧室的技术发展，火焰筒冷却空气量减少、空气品质降低，火焰筒的热防护设计面临着巨大的挑战。

在短期内，先进耐热材料的发展仍不成熟，火焰筒的热防护设计仍然依靠高效冷却结构。多斜孔冷却因其结构简单、冷却效率高，将成为工程应用较多的燃烧室火焰筒冷却结构设计方案；浮动壁、层板冷却等复合冷却结构因其结构复杂性，在设计中需要充分考虑采用该结构带来的加工/维修难度和质量的增加与冷却效率之间的平衡，将主要应用到工作环境恶劣的高温升燃烧室设计中。而后续随着高温涂层技术的发展，先进冷却与涂层技术的有机结合将进一步提升燃烧室的耐温能力，满足未来高温升和低污染燃烧室的设计要求。

未来，随着新型耐温材料的发展，尤其是纤维增韧的性能的改善和发展，复合材料火焰筒设计、制备、修理技术的提升，将有效地推动CMC在火焰筒设计和燃烧室部件制造中应用，实现低冷却空气(或无冷却空气)下火焰筒耐温特性的提升，确保先进燃烧室部件的耐久性。

航空动力

(林宏军，中国航发动力所，高级工程师，主要从事航空发动机燃烧室设计和先进燃烧室预先研究工作)