

引文格式: 李玉龙, 洪智亮. 国外航空发动机火焰筒材料工艺现状与趋势 [J]. 航空制造技术, 2021, 64(14): 87-94.

LI Yulong, HONG Zhiliang. Current situation and prospect on material and manufacture process of foreign aero-engine combustion liner[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(14): 87-94.

国外航空发动机火焰筒材料工艺现状与趋势

李玉龙, 洪智亮

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

[摘要] 航空发动机燃烧室火焰筒承受高温、高压燃气, 以及较高的热应力和振动应力, 工作环境极其恶劣。随着航空发动机性能提高, 燃烧室工况温度不断升高, 对火焰筒冷却结构、基体材料、表面防护等 3 方面提出了更高要求。本文针对国外航空发动机火焰筒, 介绍国际三大航空发动机公司的火焰筒结构设计特点, 重点论述材料和制造工艺的应用现状, 涵盖火焰筒常用的高温合金牌号及其性能, 制造工艺涉及锻造、铸造、钣金、焊接、涂层、激光打孔等多种工艺, 最后展望火焰筒材料工艺未来的发展趋势, 介绍陶瓷基复合材料火焰筒的最新研究进展和应用情况。

关键词: 航空发动机; 火焰筒; 高温合金; 陶瓷基复合材料; 制造工艺; 结构设计

Current Situation and Prospect on Material and Manufacture Process of Foreign Aero-Engine Combustion Liner

LI Yulong, HONG Zhiliang

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

[ABSTRACT] Aero-engine combustion liners are subject to tough service environments, such as high temperature, high pressure, high thermal stress and vibration stress. As aero-engine performance is enhanced, combustion temperature is increased continuously, and thus it raises higher requirements on cooling structure, substrate material, and surface protection. Focused on foreign aero-engine combustion liner, this paper introduces structural design characteristics for top three manufacturers, and reviews applications of material and manufacture process. It reveals commonly used superalloys along with its properties, and processes of casting, sheet metal working, welding, coating, laser drilling. Finally, it describes prospects of combustion liner material and manufacture process, as well as latest progress and application of ceramic matrix composites.

Keywords: Aero-engine; Combustion liner; Superalloy; Ceramic matrix composite (CMC); Manufacture process; Structural design

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2021.14.087

航空发动机燃烧室火焰筒作为组织燃烧的场所, 承受高温、高压燃气的烧蚀和腐蚀作用, 燃气温度高达 2000K 以上, 压力超过 30 个大气压, 并且还要承受较高的热应力和振动应力, 工作环境极其恶劣, 因此火焰筒是航空发动机寿命最短的部件之一^[1]。

烧蚀和疲劳开裂是火焰筒主要失效形式, 在设计火焰筒时需要考虑以下 3 方面因素: 冷却结构、基体材料、表面防护。(1) 随着航空发动机性能的提高, 燃烧室温

度逐步升高, 一方面使得参与燃烧的空气量增加, 而用于冷却的空气量减少; 另一方面压气机出口温度提高, 又使得用于冷却火焰筒壁面的空气温度上升, 而导致冷却潜力下降, 从而对火焰筒壁面冷却技术提出了更高要求^[1]。火焰筒冷却结构从单层壁发展到多层壁, 从冷却环、波形板、缩腰小孔发展到扰流柱、多斜孔, 从圆形气膜孔发展到扇形孔、簸箕孔等异形气膜孔, 冷却结构越来越复杂; 冷却方式从传统的气膜冷却发展为气膜冷

却、冲击冷却、发散冷却等多种冷却相结合,冷却方式多样化,冷却效率显著提高^[1-4]。(2)火焰筒基体材料选用耐高温、抗氧化、强度和抗冷热疲劳性能优异的高温材料,传统火焰筒采用镍基和钴基高温合金,但随着燃气温度提高,已经越来越接近高温合金的极限,陶瓷基复合材料具有高熔点、低密度、耐腐蚀的优点,并且克服了陶瓷材料的本征脆性,成为新一代火焰筒材料。(3)表面防护主要依靠热障涂层实现,热障涂层不仅提高抗氧化性能,还具有隔热效果,提高火焰筒寿命。传统高温合金火焰筒表面涂覆热障涂层(TBC涂层),在此基础上还开发了抗CMAS的功能(空气中的灰尘颗粒进入燃烧室后熔化,附着在火焰筒壁面上,形成一层玻璃相物质,其主要成分为CaO、MgO、Al₂O₃、SiO₂,简称CMAS),进一步提高涂层寿命。陶瓷基复合材料表面涂覆环境障涂层(EBC涂层),在TBC涂层功能的基础上,增加了防止高温水蒸气对陶瓷材料腐蚀的作用。

本文总结了国际三大航空发动机公司的火焰筒结构设计特点,论述了传统火焰筒材料和制造工艺的应用现状,并介绍了新一代陶瓷基复合材料火焰筒的最新研究进展和应用情况。

1 火焰筒结构特点

早期火焰筒采用单层壁设计,具有冷却环、波形板、缩腰小孔等结构,采用气膜冷却,冷却效率较低,随着航空发动机性能的提高,可用冷却空气量越来越少,单一的气膜冷却已不能满足需要^[1]。火焰筒结构从单层发展为双层,从单一的气膜冷却发展为气膜冷却、冲击冷却、发散冷却等多种冷却方式相结合^[1-5]。国际三大航空发动机公司普惠(Pratt-Whitney, PW)、通用电气(General Electric, GE)、罗·罗(Rolls-Royce, RR)针对火焰筒设计、材料和制造工艺,形成了各自的技术路线,应用情况见表1。

PW公司开发了浮动壁式火焰筒,具有双层壁面,冷气侧为整体环面的承力壁,承受机械载荷;接触燃气的热侧为分段排列的浮动瓦块,仅承受热负荷,并通过螺栓连接在承力壁上(图1)^[1]。浮动瓦块在受热时可产生一定的自由浮动,从而有效释放热应力,延长火焰筒寿命,并且拆卸方便,降低了维护成本^[6]。浮动瓦块具有扰流柱结构,可增加换热面积,提高冷却效率,典型代表是V2500发动机,其瓦块壁厚1.5mm,在浮动瓦块冷侧表面密布大量细小的扰流柱,扰流柱直径1.2mm,柱高2mm,为了精铸拔模,一个浮动瓦块上所有扰流柱沿同一方向^[6]。

GE公司火焰筒经历了从气膜冷却,到发散冷却+

气膜冷却,再到冲击冷却+发散冷却+气膜冷却的发展历程。CFM56系列采用传统的单层壁气膜冷却,到了GE90和GENx发展为单层壁的发散冷却+气膜冷却,最新的Leap发动机从单层壁发展为双层壁,在前者的基础上又增加了冲击冷却。

RR公司RB211发动机火焰筒采用相对传统的气膜冷却设计,单层整环式结构。

2 传统金属材料火焰筒

2.1 材料特性

火焰筒直接接触高温高压燃气,不但需要优异的耐热冲击、抗氧化性能,还要对空气中氮、硫等化合物具有抗腐蚀性能,此外火焰筒还需要较高的高温强度,尤其是抗冷热疲劳性能。根据上述火焰筒工作条件特点,传统火焰筒普遍采用高温合金材料。

变形合金有Hastelloy X、Inconel 625(IN625)、Haynes

表1 国外三大航空发动机公司火焰筒结构和材料工艺应用情况
Table 1 Structure, material and manufacture process application of combustion liner for top three foreign aero-engine companies

发动机公司	发动机型号	火焰筒结构	火焰筒材料工艺
PW	PW2000 PW4000	单层	—
	V2500 PW1000G	双层 冷侧:整环承力壁 热侧:分块浮动瓦块	承力壁:IN625,环轧、钣金 浮动瓦块: B1900+Hf,铸造
GE	CFM56	单层	Hastelloy X, 环轧
	GE90 GENx	单层	HA188, 环轧、钣金 (HA230, 钣金*)
	LEAP	双层 冷侧:整环冲击壁 热侧:整环发散壁	冲击壁:Hastelloy X, 环轧、钣金 发散壁:HA188, 环轧、钣金
RR	RB211	单层	—

注:GE90火焰筒内、外环后支撑采用HA230合金。

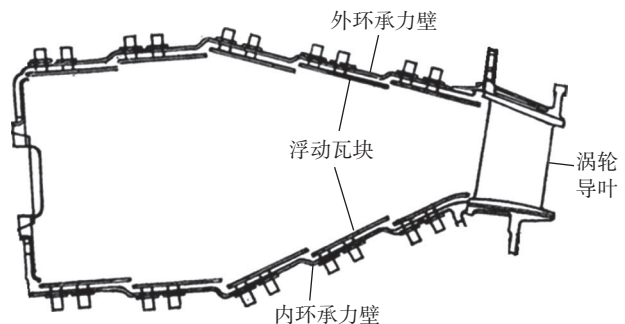


图1 V2500发动机浮动壁式火焰筒示意图

Fig.1 Schematic view of V2500 engine float-wall combustion liner

230 (HA230)、Haynes 188 (HA188),合金成分见表 2, Hastelloy X、IN625、HA230 为镍基高温合金,HA188 为钴基高温合金,4 种合金皆为固溶强化型高温合金,具有优异的塑性和加工性,抗氧化性良好,长期使用温度分别达到 900℃、950℃、1050℃、1100℃,大量应用于航空发动机热端静止件。

铸造合金有 B1900+Hf 合金,其为时效强化型镍基高温合金,高温强度优异。PW 公司在 20 世纪 60 年代开发了 B1900 合金,后来又添加 Hf 元素衍生出 B1900+Hf 合金,其特点是含有稀有元素 Ta、Hf, Ta 能同时提高合金强度和塑形,还明显改善抗热腐蚀和冷热疲劳性能, Hf 可显著改变碳化物形态和分布,提高了合金强度、持久寿命和塑性^[7]。B1900+Hf 合金组织稳定,具有良好的强度和塑性,使用温度达到 1000℃以上,主要用于涡轮叶片和浮动瓦块等零件。

对比 4 种合金的拉伸强度、抗冷热疲劳和抗氧化性能, B1900+Hf 合金作为时效强化合金,其拉伸强度和抗冷热疲劳性能明显优于其他 4 种固溶强化的变形合金,高温下 HA188 和 HA230 拉伸强度相当,略高于 IN625 和 Hastelloy X (图 2 和表 3)^[8]; 4 种变形合金都含有高达 22% 的 Cr 元素(表 2),因此抗氧化性较好, B1900+Hf、HA230、HA188 的抗氧化性相当,优于 Hastelloy X (表 4)^[8], IN625 与 Hastelloy X 成分相似,只是部分 Ni 代替了 Fe (表 2),因此 IN625 的抗氧化性应优于 Hastelloy X,4 种合金在其工作温度范围内都具有优异的抗氧化性。

2.2 制造工艺

2.2.1 钣金工艺

火焰筒整环结构的发散壁和承力壁如图 3 所示,沿发动机轴向方向(即水平方向)前后各有一个法兰用于

表 2 火焰筒常用高温合金成分(质量分数)
Table 2 Compositions of combustion liner commonly used superalloys (mass fraction) %

元素	Ni	Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Nb	Ta	Fe	Hf	C	B	Zr	La
Hastelloy X	49	22	—	9	0.6	—	—	—	—	18.5	—	0.1	—	—	—
IN625	61	22	—	9	—	—	—	4	—	4	—	—	—	—	—
HA230	60	22	—	2	14	0.3	—	—	—	1	—	0.1	0.004	—	0.02
HA188	22	22	39	—	14	—	—	—	—	3	—	0.1	0.01	—	0.07
B1900+Hf	65	8	10	6	—	6	1	—	4	—	1	0.1	0.015	0.1	—

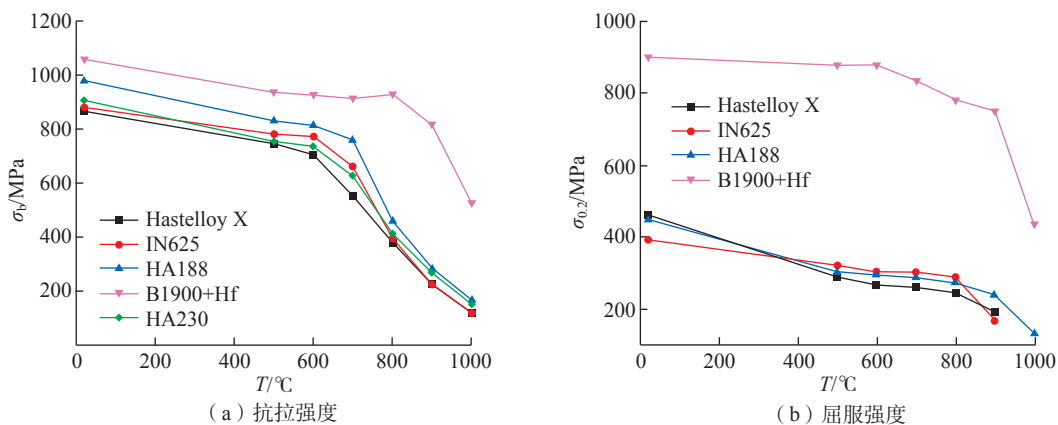


图 2 火焰筒常用高温合金拉伸强度随温度变化曲线
Fig.2 Tensile property curve varied with temperature

表 3 火焰筒常用高温合金抗冷热疲劳性能
Table 3 Thermal fatigue resistance of combustion liner commonly used superalloys

性能	Hastelloy X	IN625	HA230	HA188	B1900+Hf
900℃~20℃冷热循环至产生 0.5mm 裂纹所需周次	58	95	118	72	(300 次未发现裂纹)

表 4 火焰筒常用高温合金抗氧化性能

Table 4 Oxidation resistance of combustion liner commonly used superalloys

温度 / °C	100h 氧化速率 / (g · m ⁻² · h ⁻¹)			
	Hastelloy X	HA230	HA188	B1900+Hf
900	0.117	0.034	0.021~0.034	0.03
1000	0.200	0.061	0.081~0.098	0.04
1100	0.611	0.162	0.125~0.128	0.26*

注：“*”为 50h 氧化速率，随着氧化时间延长，氧化速率降低。

安装固定，中间为均匀壁厚、带有一定曲率的薄壁结构，壁厚通常小于 2mm。如果采用传统的锻件 + 机加工的工艺路线，不仅成本高、加工周期长，而且随着壁厚减薄，零件刚度下降，加工变形问题越来越突出。国外航空发动机公司普遍采用钣金 / 锻件 + 焊接的工艺路线，中间均匀壁厚部分采用钣金成形，前后法兰采用锻件 + 机加工制备，然后把前、中、后 3 段采用电子束焊或氩弧焊工艺焊接成组件，成本和加工周期显著降低。钣金工艺分为两步。第 1 步将板材制成圆筒形，有两种方法：(1) 把板材在模具中冲压拉伸成圆筒形；(2) 把板材弯成圆筒形，沿轴向焊一条纵向焊缝，由于后者板材利用率高、成本低，国外多采用此成形工艺。第 2 步胀形，在模具中将第 1 步制备的圆筒形零件沿径向往外撑，制备成最终零件，由于各个位置的变形量不同，最终零件的壁厚会有显微差异。钣金 / 锻件 + 焊接的工艺存在两方面问题：(1) 尺寸精度相对较低；(2) 当有纵向焊缝时，冷却孔会打在焊缝上，有成为裂纹源的风险。

2.2.2 铸造工艺

浮动瓦块采用铸造工艺制备，由于减重和提高冷却效率的需要，浮动瓦块壁厚较薄(1~2mm)，并且具有扰流柱、掺混孔等复杂结构，增加了铸造工艺的难度，容

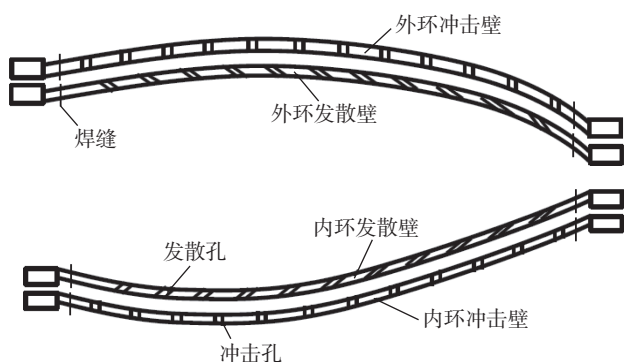


图 3 火焰筒冲击壁和发散壁结构示意图

Fig.3 Schematic view of impingement wall and effusion wall for combustion liner

易引起疏松等缺陷。美国 Hitchiner 公司利用反重力低压真空(Countergravity low-pressure vacuum, CLPV)铸造工艺制备了 V2500 发动机的浮动瓦块。反重力低压真空铸造如图 4 所示，熔融金属液在下方，模壳在上方并处于单独的腔室，中间通过升液管连接，对模壳所在腔室抽真空，金属液在压力作用下自下而上平稳充入模壳，保温一段时间，待铸件和内浇道(横浇道)冷却后，释放真空，模壳中心主浇道(直浇道)中的金属液回流到熔池中，铸件仅残存一小段内浇道(横浇道)，容易去除。

与普通重力铸造相比，反重力低压铸造具有以下优点：减少铸件中夹杂物的含量，获得更清洁的铸件；减少冲型时金属液的紊流，获得均匀的流场、温度场；降低金属液加热温度和模壳保温温度，铸件晶粒细化，力学性能提高；主浇道的金属液回流，节约材料，材料利用率从普通重力铸造的 15%~50% 提高到 60%~94%；不需要预留切割空间，每个模组可排列更多的零件，生产效率高^[9]。

2.2.3 涂层工艺

火焰筒在高温氧化和高温热腐蚀的气氛下工作，需要表面防护涂层提高其抗氧化、抗腐蚀性能。V2500 发动机的浮动瓦块采用包埋渗铝化物涂层提高其抗氧化、抗硫化性能。CFM56、GE90、Trent 系列发动机的火焰筒靠近热侧的表面都具有热障涂层，面层为 8YSZ (8% Y₂O₃ 稳定 ZrO₂) 陶瓷，底层为 NiCrAlY 或 NiCoCrAlY 合金，不仅提高抗氧化性能，还具有隔热效果，涂层工艺采用大气等离子喷涂。

随着航空发动机温度的提高，热障涂层出现了新的失效形式，当涂层服役温度超过 1200 °C 时，CMAS 会溶解在热障涂层表面，渗入热障涂层内部，由于应变容限的降低和热膨胀系数不匹配，造成热障涂层的剥落^[10-12]。GENx、LEAP 发动机采用了抗 CMAS 涂层，在传统 8YSZ 陶瓷层的表面又增加了一层陶瓷层，形成

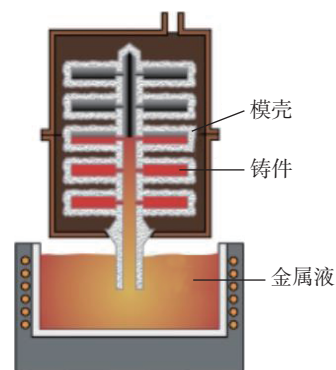


图 4 反重力低压真空铸造的结构示意图

Fig.4 Schematic view of countergravity low pressure vacuum casting

双陶瓷层结构,阻止 CMAS 的渗入,从而提高涂层寿命,此外双陶瓷层结构导致总的陶瓷层厚度增加,进一步提高了隔热效果。

2.2.4 激光打孔工艺

国外先进航空发动机火焰筒采用发散冷却结构,整个火焰筒分布上万个冷却孔,冷却孔直径小于 1mm,与壁面的夹角为 $20^{\circ}\sim 30^{\circ}$ (角度越小,冷却效果越好,但孔深度相应增加,打孔难度显著提高),出口为簸箕形,从而进一步提高冷却效率,火焰筒表面先喷涂热障涂层,再采用激光打孔制备冷却孔。从陶瓷侧向金属侧打孔,过程大致分为 4 步,第 1 步去除陶瓷层,第 2 步将金属层打穿,第 3 步制出簸箕孔的孔型,第 4 步精修金属层孔壁表面的重熔层,并保证孔径尺寸。由于陶瓷层和金属层具有不同的热膨胀系数,以及打孔过程中气流冲击和熔渣溅射,在打孔后形成的陶瓷层尖角处,出现陶瓷层和金属黏结层的断裂分层,冷却孔深度越大,分层越严重(图 5)^[13-15]。激光打孔存在两方面问题:(1)打孔过程导致涂层出现分层,降低涂层寿命;(2)由于先涂层再打孔的工艺,导致火焰筒可维修性较差,当涂层出现严重剥落或烧蚀时,只能报废处理。

3 陶瓷基复合材料火焰筒

3.1 材料特性

随着航空发动机性能不断提高,燃烧室火焰筒温度越来越高,并且可用冷却气量越来越少,火焰筒的工作温度已经接近高温合金的使用极限,迫切需要开发承受能力更高的火焰筒材料。

传统的陶瓷材料具有高熔点、低密度、耐腐蚀的优点,但是其脆性大的缺点限制了工程应用。陶瓷基复合材料通过连续陶瓷纤维增韧陶瓷基体,在裂纹扩展过程

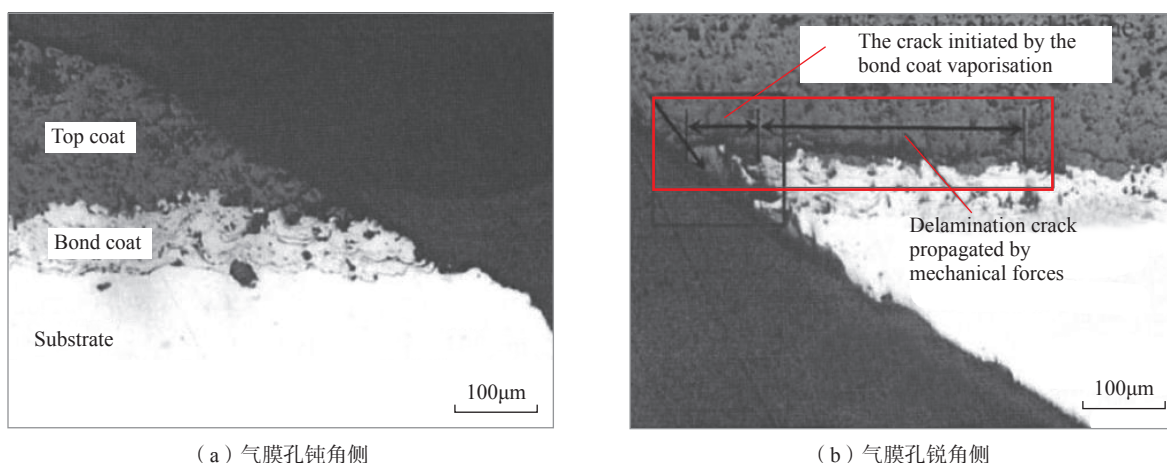
中,通过界面分离、纤维断裂和纤维拔出等机制阻碍裂纹扩展,从而克服了陶瓷材料的本征脆性^[16]。与高温合金相比,陶瓷基复合材料的工作温度可提高 200°C 以上,减重 $2/3$,大幅度降低冷却气体用量,提高发动机效率,减少温室气体排放,是更省油、更环保的先进商用航空发动机的理想材料,陶瓷基复合材料火焰筒研制情况如表 5 所示^[17-22]。

陶瓷基复合材料包括两类: SiC/SiC 复合材料和氧化物/氧化物复合材料。国外火焰筒用 SiC/SiC 复合材料多采用 Hi-Nicalon 和 Tyranno 系列 SiC 纤维;氧化物/氧化物复合材料主要采用 Nextel 系列 Al_2O_3 纤维(含少量 SiO_2 成分),基体材料主要采用氧化铝(Al_2O_3)^[16]。两类陶瓷基复合材料在性能上有以下差异:(1) Al_2O_3 陶瓷的高温抗蠕变性差,氧化物/氧化物复合材料的强度也低于 SiC/SiC 复合材料,但前者应变容限高,有利于释放局部应力集中,加工和安装连接的公差容限更大,制造和使用自由度更高;(2)氧化物/氧化物复合材料的抗氧化性,尤其是高温抗水蒸气腐蚀性能,优于 SiC/SiC 复合材料;(3)氧化物/氧化物复合材料的导热率($<2.5\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$)低于 SiC/SiC 复合材料($>10\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$),前者制备的火焰筒需要更少的冷气流,有利于提高发动机效率^[23]。

SiC/SiC 复合材料因优异的高温力学性能成为目前航空发动机火焰筒的研制热点,并首次在 GE9X 发动机上获得工程应用。氧化物/氧化物复合材料还需开发更高性能的氧化物纤维、基体,并优化制备工艺,从而提高高温力学性能。

3.2 制造工艺

SiC/SiC 复合材料常用的制备工艺包括化学气相渗透法(Chemical vapor infiltration, CVI)、反应熔体浸渗



(a) 气膜孔钝角侧

(b) 气膜孔锐角侧

图 5 激光打孔过程中陶瓷层和金属黏结层的分层裂纹(红框处)

Fig.5 Delamination crack between ceramic top coat and metal bond coat initiated during laser drilling process

法(Melt infiltration, MI)、聚合物浸渍裂解工艺(Polymer infiltration and pyrolysis, PIP),与 CVI 法和 PIP 法相比,MI 法制备的复合材料更加致密,力学性能高、成本低、制造周期短,因此 SiC/SiC 复合材料火焰筒更多采用 MI 法^[24]。SiC/SiC 复合材料在高温腐蚀环境中工作,水

蒸气和各种熔盐杂质会与 SiC 氧化生成的 SiO₂ 保护层发生反应,生成挥发性气态物质 Si(OH)_x,使其丧失保护基体的功能,加速纤维和界面的氧化,导致材料失效,因此其表面需涂覆 EBC 涂层,由硅、莫来石(Mullite)、BSAS ((1-x)BaO-xSrO-Al₂O₃-2SiO₂, 0≤x≤1) 3 层组

表 5 陶瓷基复合材料火焰筒研制情况
Table 5 Research and development of ceramic matrix composite combustion liner

复合材料	研制单位	纤维 / 基体	制备工艺	考核和应用情况
SiC/SiC 复合材料	Solar Turbines	外环: Hi-Nicalon/SiC 内环: Tyranno ZM/SiC	外环: CVI 工艺、EBC 涂层 外环: MI 工艺、EBC 涂层	在 Centaur 50S 发动机上考核验证了 SiC/SiC 复合材料火焰筒(图 6(a)),外环直径 760mm,内环直径 330mm,壁厚为 2~3mm,其考核寿命超过 15000h ^[17]
	GE/Allison	Hi-Nicalon/SiC	MI 工艺	开发并验证了 SiC/SiC 复合材料火焰筒(图 6(b)),其壁面可以承受 1589K 的高温,并与由 Lamilloy 结构材料加工的外火焰筒一起组成了先进的柔性燃烧室 ^[18]
	Snecma	—	—	对 CERASEP 系列 SiC/SiC 复合材料进行了升级并制备了火焰筒(图 6(c))等发动机组件 ^[19]
	PW	Tyranno SA/SiC	MI 工艺	研制了涡轴发动机 PW206 的 SiC/SiC 复合材料的燃烧室(图 6(d)),在慢车和最大工况间循环 250 次,燃烧室完好无损,燃烧室出口温度分布以及 NO _x 和 CO 排放相对金属材料燃烧室都有显著提升 ^[20]
	GE	—	MI 工艺	GE9X 发动机上,应用了 SiC/SiC 复合材料的火焰筒
氧化物 / 氧化物 复合材料	Solar Turbines	Nextel 720/Al ₂ O ₃	溶胶凝胶渗透工艺 FGI 涂层	在 Centaur 50S 发动机上也考核了氧化物 / 氧化物复合材料火焰筒(图 7),考核寿命超过 25000h ^[21]
	German Aerospace Center	Nextel 610/Al ₂ O ₃	溶胶凝胶渗透工艺 TBC 涂层	制备的氧化物 / 氧化物复合材料火焰筒考核 12.5h 后出现裂纹(图 8),距离工程应用尚有一定差距 ^[22]



(a) Solar Turbine公司



(b) GE/Allison公司



(c) Snecma公司



(d) PW公司

图 6 SiC/SiC 复合材料火焰筒

Fig.6 SiC/SiC ceramic matrix composite combustion liner

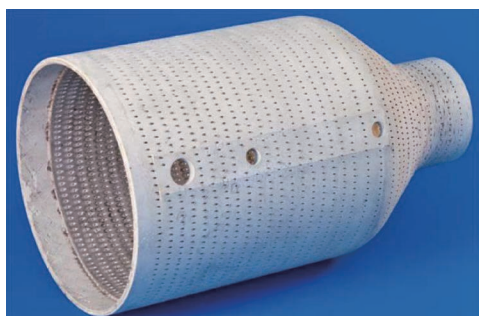
成(图9)^[17,25],不仅起到隔热的作用,还能阻碍高温下水蒸气对硅化物的腐蚀。EBC涂层采用大气等离子喷涂工艺制备。

氧化物/氧化物复合材料火焰筒大多采用溶胶-凝胶渗透工艺制备^[21],工艺简单、制造成本低、制备温度低、纤维损伤小、基体组分均匀性高。氧化物/氧化物复合材料表面涂覆 FGI (Friable graded insulation, FGI) 涂层或 TBC 涂层, FGI 涂层由多孔的铝硅酸盐构成(图9),厚度为 3~5mm,显著阻隔了温度^[17,21,25]。FGI 涂层

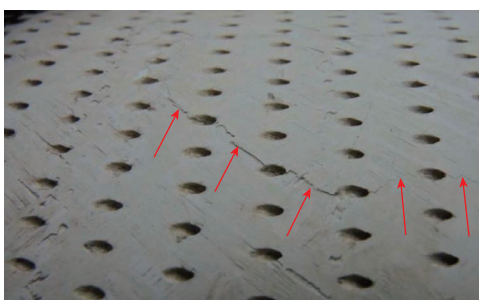


图7 氧化物/氧化物陶瓷基复合材料火焰筒

Fig.7 Oxide/oxide ceramic matrix composite combustion liner



(a) 考核前



(b) 考核后

图8 带冷却孔的氧化物/氧化物复合材料火焰筒

Fig.8 Oxide/oxide ceramic matrix composite combustion liner with cooling hole

也是采用大气等离子喷涂工艺制备。

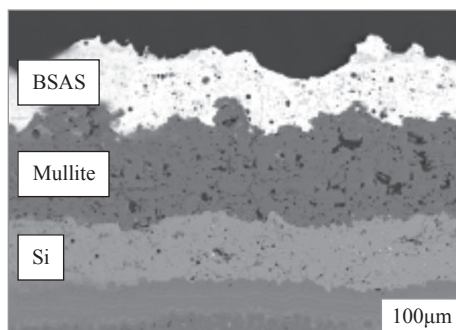
对于航空发动机高压比燃烧室,工作温度升高,冷却效率要求提高,陶瓷基复合材料火焰筒也需要采用发散冷却设计,采用激光加工大量细密气膜孔(图8)^[22]。

4 结论

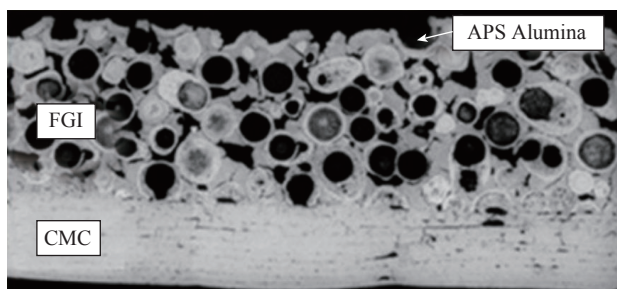
国外航空发动机火焰筒随着工作温度提高,对冷却效率要求越来越高。火焰筒结构由单层壁发展为双层壁,包括整环式和分块浮动式。

传统火焰筒材料采用高温合金,整环式火焰筒采用变形高温合金,将锻件和钣金件焊接成环形件,在发散壁热侧表面喷涂热障涂层,具有双陶瓷层结构以及抗CMAS功能,最后激光打孔制备出冷却孔。分块式火焰筒的浮动瓦块采用铸造高温合金,反重力低压铸造制备,表面涂覆铝化物抗氧化涂层。

陶瓷基复合材料包括 SiC/SiC 和氧化物/氧化物两种复合材料,前者力学性能较高,后者抗氧化和抗腐蚀性能更好,应变容限更高,热导率更低。SiC/SiC 复合材料表面喷涂 EBC 涂层,氧化物/氧化物复合材料表面喷涂 FGI 涂层或 TBC 涂层,并采用激光打孔制备发散冷却孔。美国 GE 公司在其最新的 GE9X 发动机上首次应用了 SiC/SiC 复合材料的火焰筒,氧化物/氧化物复合材料还需提高高温力学性能。



(a) EBC涂层



(b) FGI涂层

图9 陶瓷基复合材料涂层

Fig.9 Ceramic matrix composite coating

参考文献

[1] 陈光,洪杰,马艳红. 航空燃气涡轮发动机结构[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2010.

CHEN Guang, HONG Jie, MA Yanhong. Aeronautical gas turbine engine structure[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2010.

[2] 刁瑶朋,王少波. 多斜孔冷却火焰筒燃烧性能试验研究[J]. 航空发动机,2016,42(1):84-87.

DIAO Yaopeng, WANG Shaobo. Experimental study on combustion performance of multiple incline holes cooling flame tube[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 84-87.

[3] 刘红梅,张勃,吉洪湖,等. 多斜孔壁的非均匀孔排布优化设计及传热特性数值分析[J]. 航空发动机,2013,39(1):56-60,73.

LIU Hongmei, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Optimization design of non-uniform holes distribution and numerical analysis of heat transfer characteristics for effusion plate[J]. Aeroengine, 2013, 39(1): 56-61, 73.

[4] 刘常春,吉洪湖,杨芳芳,等. 孔阵排列和偏转角对多斜孔壁火焰筒冷却效果的影响研究[J]. 推进技术,2013,34(10):1369-1375.

LIU Changchun, JI Honghu, YANG Fangfang, et al. Numerical study on cooling effects of hole arrangement and deflected angle of inclined multi-hole on annular flame tube[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(10): 1369-1375.

[5] 史家荣,徐华胜. 民机发动机燃烧室设计特点与关键技术[J]. 航空制造技术,2009,52(17):45-48.

SHI Jiarong, XU Huasheng. Design characteristic and key technology for aeroengine combustor of civil aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(17): 45-48.

[6] 赵清杰,李彬. 浮动瓦块冷却结构在燃烧室中的应用和发展[J]. 燃气涡轮试验与研究,2001,14(1):10-13.

ZHAO Qingjie, LI Bin. Application and development of floating panel cooling structure in combustors[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1): 10-13.

[7] 郭建亭. 高温合金材料学(下册)[M]. 北京:科学出版社,2010.

GUO Jianting. Superalloy materials (volume two)[M]. Beijing: Science Press, 2010.

[8] 中国金属学会高温材料分会. 中国高温合金手册[M]. 北京:中国标准出版社,2012.

Academic Committee of Superalloys. China superalloys handbook[M]. Beijing: China Standards Press, 2012.

[9] Hitchiner Manufacturing Gas Turbine Division. Floatwall panels for a jet engine combustor[R]. Springfield: American Foundry Society, 2001.

[10] KRAUSE A R, GRACES H F, DWIVERI G, et al. Calcium-magnesia-alumino-silicate (CMAS)-induced degradation and failure of air plasma sprayed yttria-stabilized zirconia thermal barrier coatings[J]. Acta Materialia, 2016, 105: 355-366.

[11] KRAUSE A R, LI X, PADTURE N P. Interaction between ceramic powder and molten calcium-magnesia-alumino-silicate (CMAS) glass, and its implication on CMAS-resistant thermal barrier coatings[J]. Scripta Materialia, 2016, 112: 118-122.

[12] MERCER C, FAULHABER S, EVANS A G, et al. A

delamination mechanism for thermal barrier coatings subject to calcium-magnesium-alumino-silicate (CMAS) infiltration[J]. Acta Materialia, 2005, 53(4): 1029-1039.

[13] SEZER H K, PINKERTON A J, LI L. An investigation into delamination mechanisms in inclined laser drilling of thermal barrier coated aerospace superalloys[J]. Journal of Laser Applications, 2005, 17(4): 225-234.

[14] GIRARDOT J, SCHNEIDER M, BERTHE L, et al. Investigation of delamination mechanisms during a laser drilling on a cobalt-base superalloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2013, 213(10): 1682-1691.

[15] ARRIZUBIETA I, LAMIKIZ A, MARTINEZ S, et al. Internal characterization and hole formation mechanism in the laser percussion drilling process[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2013, 75: 55-62.

[16] 张立同. 国外航空用陶瓷发展趋势[J]. 航空科学技术, 1994(6): 25-28.

ZHANG Litong. Development trend of foreign aviation ceramics[J]. Aeronautical Science & Technology, 1994(6): 25-28.

[17] ROODE M V, PRICE J R, KIMMEL J, et al. Ceramic Matrix Composite Combustor Liners: Proceedings of ASME Turbo Expo 2005[C]. New York: McGraw Hill, 2006.

[18] MISRA A K. Development of advanced engine materials in NASA's ultra efficient engine technology program[C]//15th International Symposium on Air Breathing Engines Conference, Louisiana: 2001.

[19] BERDOYES I, THEBAULT J, BOUILLON E. Improved SiC/SiC and C/C materials application parts[C]//European Congress Advanced Materials Processes. Prague, 2005.

[20] BHATIA T, JARMON D, SHI J, et al. CMC combustor liner demonstration in a small helicopter engine[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2010. Glasgow, 2010.

[21] ROODE M V, PRICE J R, OTSUKA J, et al. 25,000-hour hybrid oxide CMC field test summary[C]//ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. Berlin, 2008.

[22] BEHRENDT T, HACKEMANN S, MECHNICH P, et al. Development and test of oxide/oxide cmc combustor liner demonstrators for aero engines[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo. Seoul, 2016.

[23] LANE J E, MORRISON J A, MARINI B, et al. Hybrid oxide-based CMCs for combustion turbines: How hybrid oxide CMC mitigates the design hurdles typically seen for oxide CMC[C]//ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. Montreal, 2007.

[24] 董绍明,胡建宝,张翔宇. SiC/SiC 复合材料 MI 工艺制备技术[J]. 航空制造技术,2014,57(6):35-40.

DONG Shaoming, HU Jianbao, ZHANG Xiangyu. Melt infiltration process for SiC/SiC composites[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014, 57(6): 35-40.

[25] MORE K L, WALKER L R, WANG Y L, et al. Microstructural and mechanical characterization of a hybrid oxide cmc combustor liner after 25000-hour engine test[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2009. Orlando, 2009.

通讯作者:李玉龙,高级工程师、博士,主要研究方向为航空发动机材料工艺设计。

(责编 七七)