

加力燃烧室出口超高温测头研制与试验验证<sup>\*</sup>

齐海帆

(中国飞行试验研究院 西安 710089)

**摘 要:** 针对航空发动机加力燃烧室出口高温气流参数难以测量的问题,提出采用新型耐高温 CMC-SiC 碳化硅陶瓷基复合材料为主体,钨管作为内嵌式双铂铑热电偶保护套管的形式,自主研制了加力燃烧室出口超高温测头,通过主体材料气密性试验和烧蚀试验、高温粘结胶拉伸试验、测头疲劳振动试验等前期验证试验考核,最终将超高温测头装机并通过地面台架试验检查,结果表明:超高温测头在发动机全加力状态下工作正常,测得全加力状态下的加力燃烧室出口温度测点处最高温度为 1 680℃,与相关理论计算值相当,超高温测头的成功应用提升了航空发动机超高温测量水平,为后续发动机加力燃烧室飞行试验试飞方法改进和设计改进提供了技术支持。

**关键词:** 发动机测试技术;加力燃烧室;超高温测头;陶瓷基复合材料;研制试验;地面台架试验

**中图分类号:** TN98      **文献标识码:** A      **国家标准学科分类代码:** 590.5010

Development and test verification of ultra-high temperature probe  
at the afterburner outlet

Qi Haifan

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** A new type of ultra-high temperature probe at the aero-engine afterburner outlet has been independently developed to address the problem of difficult measurement of high-temperature airflow parameters at the outlet of aircraft engine afterburner combustion chambers. The ultra-high temperature probe solution is composed of a new type of ultra-high temperature resistant CMC-SiC silicon carbide ceramic matrix composite material as the main body, with a tungsten tube as the protective sleeve of embedded platinum rhodium thermocouple. We conducted preliminary verification tests such as airtightness and ablation tests on the main material of the probe, tensile tests on high-temperature bonding adhesive, and fatigue vibration tests on the entire probe. Finally, the ultra-high temperature probe was installed and passed the ground bench test inspection. The experiment results show that the ultra-high temperature probe can work normally under the full boost state of the engine, and the highest temperature measured at the outlet measuring point of the boost combustion chamber under full boost state is 1 680℃, which is comparable to the theoretical calculation value. The successful application of ultra-high temperature probe has improved the level of ultra-high temperature measurement for aviation engines, providing technical support for the improvement of flight test methods and design improvements for subsequent aviation engine afterburner combustion chamber flight tests.

**Keywords:** engine test technique; afterburner; ultra-high temperature probe; ceramic matrix composites; development test; ground bench test simulation

## 0 引 言

从 20 世纪 40 年代末航空发动机开始采用加力燃烧室,加力燃烧室是军用喷气式航空发动机短时间内增大推力、提高飞机机动性能的重要部件<sup>[1]</sup>。针对不同型号的发动机统计可知,加力燃烧室的工作温度从 20 世纪 70 年代

1 750℃提高到目前的 1 830℃左右。

在发动机试验中,加力燃烧室燃气温度准确可靠的测量是进行航空发动机设计、改进和选材的重要依据,因此高温热电偶的研制和测试精度控制一直是高温燃气测试技术研究领域的重要方向<sup>[2-3]</sup>。

目前,国内外对发动机高温燃气流的测量主要采用接

触式测量法<sup>[4]</sup>。在加力打开条件下的发动机加力燃烧室出口气流总温高达 1 800℃ 左右,测量难度较大,目前常规高温合金材料测头的使用环境最高温度一般不大于 1 100℃,不能满足加力条件下的高温使用条件<sup>[5-6]</sup>,因此研究者通过设计不同材料及结构型式的铠装保护结构,提升铠装热电偶对高温工作环境的适应性,提高铠装热电偶高温测量的准确度<sup>[7]</sup>。

Scervini 等<sup>[8]</sup>设计并制造了一种用于航空燃气轮机高温壁面温度测量的新型双层壁镍基铠装热电偶,并进行了试验验证,对双壁结构和材料进行适当的设计后,可实现在高达 1 300℃ 的温度下安全使用。针对超音速燃烧等超高温壁面测量的需要,Purwar 等<sup>[9]</sup>结合了二硼化锆和钇稳定二氧化锆两种不同的高温陶瓷的优点,提出了一种用于超高温测量的新型热电偶。张校东等<sup>[10]</sup>基于多种耐高温材料研制了 1 种无冷却高温热电偶,将其成功应用于发动机台架试验,满足 1 400℃ 的温度测量需求。

航空发动机加力燃烧室出口气流温度高,冲击大,要实现对其准确测量,不仅需要测头耐温达 1 800℃ 以上,还需要具备足够的强度。目前已有研究仍不足以支撑对加力燃烧室出口温度进行测量,需要继续对高温测头的结构及材料进行研究。

碳化硅陶瓷基复合材料(CMC-SiC)具有耐高温、低密度、高比强、高比模、抗氧化和抗烧蚀等优异性能,是研制加力燃烧室出口测头的优良材料。从 20 世纪 50 年代开始,欧美国家已经开展了陶瓷基复合材料的研究。美国从 1987 年至今针对陶瓷基复合材料在航空发动机热端部件的应用投入了大量的科研经费,相继开展了 IHPTE、UEE、EPM 等计划<sup>[11]</sup>,此外,英国开展了 AST 计划、法国开展了 ASTF 计划,日本开展了 AMG 计划等,直接促进了 CMC-SiC 在航空发动机热端部件的大量应用,包括燃烧室、火焰筒、涡轮叶片、涡轮盘以及尾喷管等<sup>[12-13]</sup>。

1977 年,法国提出了以 SiC 基体替代 C 基体,采用化学气相渗透工艺制造了首批以 SiC 为基体的陶瓷基复合材料,现如今已发展成为工程化技术,在欧美等发达国家广泛使用。CMC-SiC 在使用温度 2 800℃~3 000℃ 的瞬时寿命达数十秒至数百秒、使用温度 2 000℃~2 200℃ 的寿命为数十分钟至数十小时、使用温度 1 650℃ 的寿命达数百小时至上千小时<sup>[14-16]</sup>。国内西北工业大学超高温复合材料实验室经过多年努力,自行研制成功拥有自主知识产权的 CVI 法制备 CMC-SiC 的工艺及其设备体系,并已经工程化使用<sup>[17]</sup>。崔云先等<sup>[18]</sup>针对 C/SiC 复合材料制造的航空发动机热端部件瞬时表面温度监测困难的问题,研究了一种 C/SiC 复合材料瞬时表面温度测量方法,传感器能满足室温~600℃ 范围内瞬态温度检测的需求。

CMC-Si 虽然耐高温、低密度、高比强、高比模、抗氧化和抗烧蚀等优异性能,气密性较差,不能满足密封性要求。为了解决该问题,本研究采用新型耐高温 CMC-SiC 为测头

主体,采用钨或钼管作为内嵌式压力测量通道或高温双铂铑热电偶保护套,制作专用测头,并通过多项试验对其强度、气密性等性能进行考核。

## 1 研制方案

### 1.1 主要技术要求

加力燃烧室出口超高温测头主要技术要求如下:

- 1) 测头整体满足在环境温度: -55℃~1 800℃、气流速度: 0~500 m/s、环境压力: 0~500 kPa 的使用环境下短时间工作要求;
- 2) 测头整体满足 800℃ 以下、气流速度 0~500 m/s 环境条件下长期使用要求;
- 3) 测头主体材料具备良好的耐高温性能,保证测头在台架上全加力试验≤6 次,每次工作 3 min,试验完成后测头壁厚减少量≥0.5 mm;
- 4) 测头温度测点正对来流方向,选用双铂铑的 B 型热电偶,温度测点精度要求为不劣于±10.0℃;
- 5) 温度测点和压力测点的保护套管应满足≤1 800℃ 使用环境要求且气密性符合要求;
- 6) 按要求完成测头的疲劳振动、烧蚀、热电偶标定等性能考核试验;
- 7) 测头安装座预留关键尺寸如图 1 所示,距安装座端面 33 mm 处为波纹管,波纹管孔径为 φ10 mm,波纹管后部最高温度约为 700℃,波纹管前部最高温度可达 1 800℃。

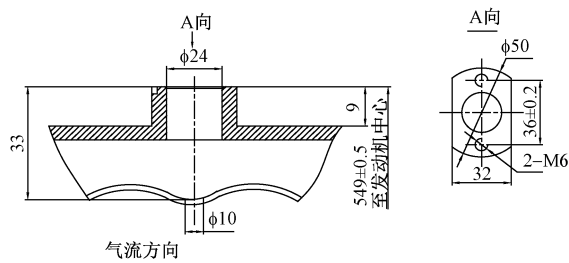


图 1 受感部安装座预留尺寸图

Fig. 1 Reserved dimensions for the installation seat of the sensing part

### 1.2 方案设计

专用高温测头采用新型耐高温 CMC-SiC 进行测头主体设计加工,测头主体内部预留超高温测量热电偶安装通道,利用耐高温钨管套接方式将双铂铑热电偶测点进行定位并固定在主体测量通道内,在测头骨架支杆相应位置开孔布置裸露的热电偶测点,通过感受流过测量通道内加力燃烧出口燃气温度来进行温度测量。单支测量装置设计的总长为 95 mm,伸入进气道的测量段的长度为 90 mm,安装座厚度为 5 mm,总重约为 0.08 kg,其结构如图 2 所示。

测头主体由新型耐高温 CMC-SiC 制成,根据预留的安装座进行主体设计,利用陶瓷基复合材料进行测头主体烧制与沉积,在主体测头支杆相应位置开设导流孔并布置温度测

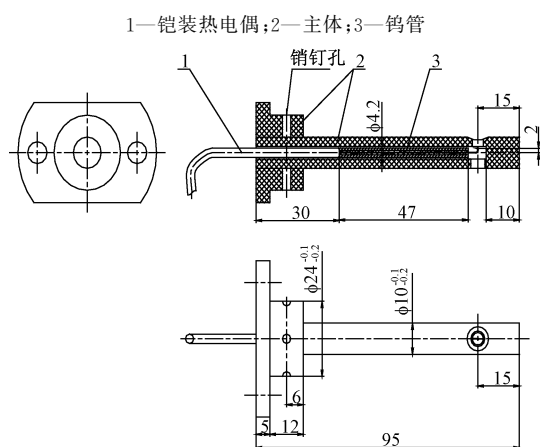


图2 测量装置结构图

Fig. 2 Structure diagram of measuring device

点,将内嵌式高温双铂铑热电偶延伸至温度测点处,主体由两体分别成形后用销钉组合,根据预留安装座尺寸要求制作 $\phi 10$  mm圆管成形时端部封死,内壁孔为 $\phi 4.2$  mm,管壁垂直方向孔由钼丝切割完成,并对测头主体进行表面高温涂层处理。

铠装双铂铑热电偶位于波纹管前部即47 mm长度部分为不带铠装的热电偶丝,采用钨管作为内嵌式双铂铑热电偶的保护套管,热电偶丝布置在钨管内,受感部分位于通气孔的中心,钨管与热电偶导线之间填充高温绝缘胶,防止热电偶两极导通。钨管、热电偶与主体之间的间隙采用耐高温胶填充,并严格按照胶结工艺进行,保证组合后热电偶不因拖拽而松动。超高温测头实物示意如图3所示。

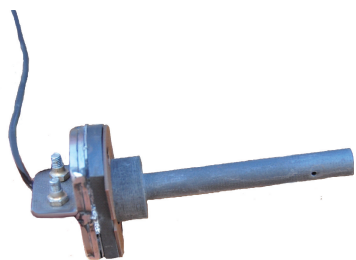


图3 超高温测头实物示意图

Fig. 3 Schematic diagram of high temperature probe

## 2 装机前性能验证试验

为了验证超高温测头方案可行性和装机试验的工作可靠性,开展十余项验证及考核性试验,包括主体材料气密性试验、烧蚀试验,高温粘接胶拉伸试验,热电偶性能标定、温度时间常数标定试验,测头整体疲劳振动试验和无损探伤检查等。

### 2.1 主体材料气密性试验

选取新型耐高温CMC-SiC制成试棒,一端配制堵头,另一端通入0.6 MPa的气压,将试棒放置在水中,观察材料表面漏气情况如图4所示,验证材料气密性。

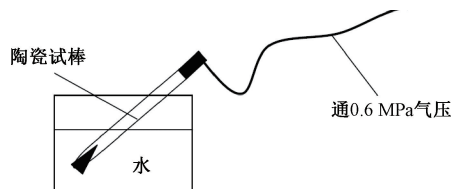


图4 气密性试验示意图

Fig. 4 Schematic diagram of airtightness test

结果表明:新型耐高温CMC-SiC的气密性较差,不能作为测量密封通道,需采用耐高温钨管作为内嵌式压力测量通道,以解决密封问题。

### 2.2 主体材料烧蚀试验

参考测头使用环境,采用气焊火焰方式设置主体材料试棒测点试验区温度,分别将试棒在高温条件( $700^{\circ}\text{C} \sim 800^{\circ}\text{C}$ )连续静置 $< 60$  min和超高温条件( $1700^{\circ}\text{C} \sim 1800^{\circ}\text{C}$ )间隔3次单次静置 $< 5$  min,对试棒进行烧蚀试验,并补充表面加涂高温涂层(试棒外径因高温涂层增加0.3%)试棒在超高温条件烧蚀试验,烧蚀率 $a\%$ 的计算公式为:

$$\text{烧蚀率 } a\% = \frac{\text{试验前外径尺寸} - \text{试验后外径尺寸}}{\text{试验前外径尺寸}} \times 100\%$$

(1)

结果表明: $700^{\circ}\text{C} \sim 800^{\circ}\text{C}$ 高温条件下,材料无明显烧蚀,可满足长期使用条件; $1700^{\circ}\text{C} \sim 1800^{\circ}\text{C}$ 超高温条件下,未加高温涂层的试棒烧蚀率为0.4%,其主体材料烧蚀率降为0.1%(烧蚀损耗主要为表面高温涂层),证实主体材料可满足短时间内超高温使用,加涂高温涂层可延长超高温使用时间。

### 2.3 高温粘接胶拉伸试验

保护套管与热电偶、保护套管与测量装置主体采用高温粘接胶连接,为验证粘结强度满足要求,对高温粘接胶连接处进行拉伸试验如图5所示,通过高温粘接胶将板料1(CMC-SiC)与板料2(钨)连接,采用3.0 MPa承压条件对其进行拉伸试验,验证粘接胶连接处强度。

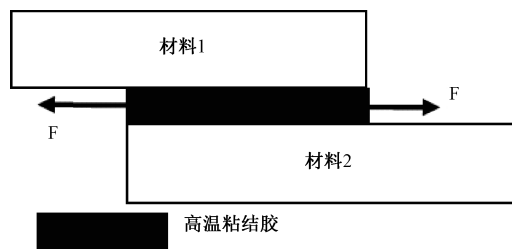


图5 拉伸试验示意图

Fig. 5 Schematic diagram of tensile test

结果表明:结构粘结牢靠,高温粘接胶的粘结强度满足要求。

### 2.4 热电偶性能标定和时间常数标定试验

将超高温测头采用的双铂铑热电偶送检校核,并

进行温度时间常数标定试验。结果表明:超高温测头热电偶动态响应良好,测量误差满足 $\geq \pm 10.0^{\circ}\text{C}$ 精度要求。

2.5 试验前无损探伤和热电偶通电检查

在零部件完成组装进行测头整体疲劳振动试验前,采用 X 光对测头整体进行无损探伤,对热电偶进行接线通电试验。结果表明:测头各部位无裂纹,热电偶导通性良好。

2.6 测头疲劳振动试验和试验后检查

按照 GJB150.16A—2009 的相关要求对测头整体进行疲劳振动试验,安装方式与装机保持一致,并对试验后的测头进行无损探伤、热电偶通电检查。结果表明:疲劳振动试验后测头产品外形结构完好,无损探伤无裂纹等缺陷,热电偶导通性良好。

3 装机地面台架试验验证

在通过上述验证试验,初步验证了超高温测头可用性和工作可靠性后,将超高温测头装机在试飞院的地面露天试车台上开展地面台架试验,进行装机试验条件下的专项检查验证。超高温测头安装于某型航空发动机的加力燃烧室出口截面,其安装位置示意如图 6 所示。

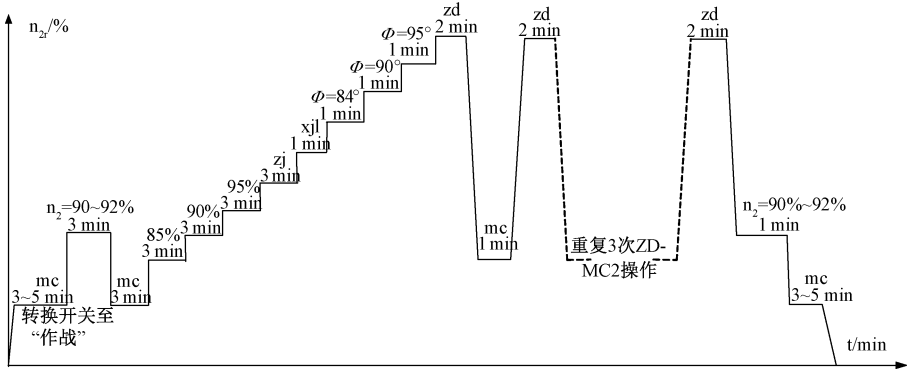


图 7 某型发动机的检查试验试车程序  
Fig. 7 Test procedure of a certain type of engine

超高温测头分别在两台航空发动机上进行了 6 次开车地面试验,共计发动机工作时间 3 h 20 min,其中在发动机加力状态工作时间 19 min,“全加力”状态工作时间 11 min(接通 6 次)。超高温测头测量的“全加力”状态下加力燃烧室出口处气流最高温度为 1 680℃,平均温度为 1 600℃,典型测量数据如图 8(a)和(b)所示。

按照图 9 所示的加力燃烧室出口总温计算方法<sup>[19]</sup>根据相关测量参数间接计算的全加力状态下加力燃烧室出口总温理论计算值为 1 640℃,地面台架试验中超高温测头直接测量值为 1 600℃(平均值)。超高温测头直接测量值与理论计算值偏小 2.4%,两者相当,分析认为超高温测头测量值偏小原因为:其温度测点未处在发动机加力燃烧室气流核心区,因而测点直测值低于加力燃烧室核心区气流总温,测量值略小。进一步验证了超高温测头直接测量

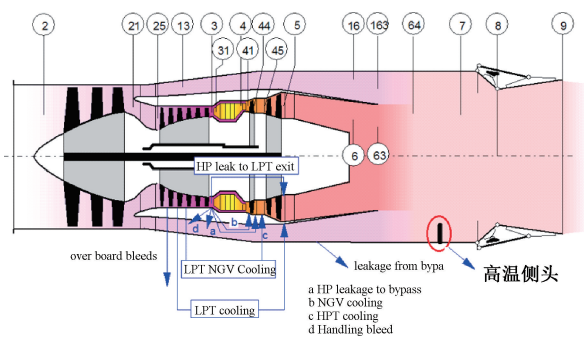
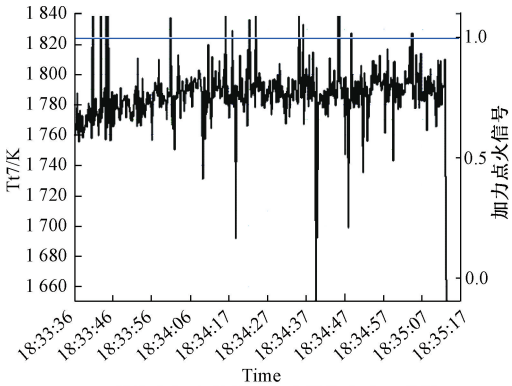


图 6 超高温测头安装位置示意图  
Fig. 6 Schematic diagram of installation position of high temperature probe

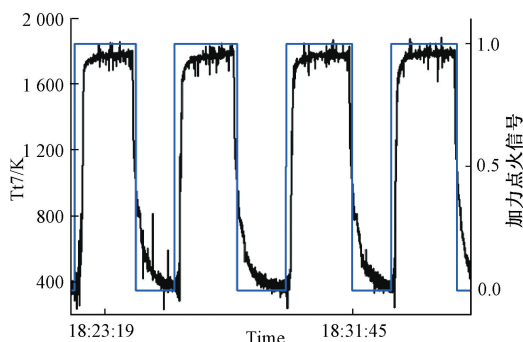
结合航空发动机典型应用场景,重点考核超高温测头在发动机加力燃烧室不工作条件下长期使用、加力燃烧室工作的超高温条件下使用情况、发动机大小状态变化引起的冷热交替情况下使用可靠性等,制定的发动机地面台架试验试车程序如图 7 所示,发动机起动并暖机,分别在相应状态稳定工作,保持总试验时长 $\leq 3$  h,加力试验时长 $\leq 18$  min,“全加力-慢车”循环试验 6 次。

值的准确性和课题组采用的理论分析方法的可靠性。



(a) 单次全加力条件下加力燃烧室出口总温  
(a) Afterburner exit total temperature at single full afterburner





(b) “全加力-慢车”循环下加力燃烧室出口总温  
(b) Afterburner exit total temp. (full afterburner - idle cycle)

图8 地面台架试验测量结果示意图

Fig. 8 Schematic diagram of ground bench test measurement results

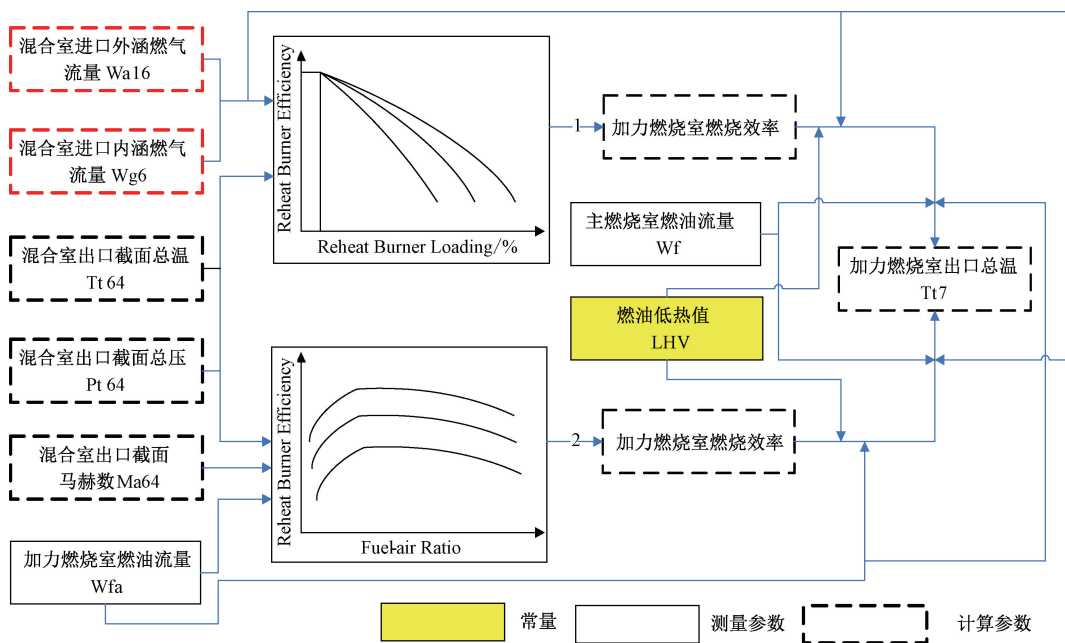


图9 加力燃烧室出口总温计算原理图

Fig. 9 Schematic diagram for calculating the total temperature at the outlet of the booster combustion chamber

## 4 结论

采用耐高温CMC-SiC作为测头主体,采用钨管作为内嵌式高温双铂铑热电偶保护套管的设计方案,首次自主研发了发动机加力燃烧室出口气流测量的超高温测头。

通过主体材料的气密性试验和烧蚀试验,高温粘结胶的拉伸强度试验,热电偶性能标定和温度时间常数标定试验,测头整体的疲劳振动试验和无损探伤检查等前期验证试验考核,保障了超高温测头装机试验的工作可靠性。

超高温测头装机并通过了地面台架试验检查,结果表明超高温测头在发动机全加力状态下工作正常,能够满足发动机加力燃烧室出口温度的实时测量需要,测得全加力状态下的加力燃烧室出口处温度测点的最高温度为1680℃,与理论计算值相当。

在所有试验完成后,对超高温测头进行了外观检查、烧蚀率检查、X光检查和温度测点的导通性检查。结果表明:超高温测头状态良好,表面无明显烧蚀;经发动机总开车时间3 h 20 min,全加力状态使用6次/11 min试验考核后,测头表面烧蚀率为0.3%;X光检查测头各部位无裂纹;热电偶导通性良好。

经地面台架试验验证,超高温测头能够满足航空发动机加力燃烧室出口温度的实时测量需要,为飞行试验过程中对加力燃烧室出口温度测量提供有力支撑。

超高温测头的成功应用填补了我国航空发动机超高温测试技术的空白,提升了航空发动机超高温测量水平,后续将应用于航空发动机飞行试验测试和发动机加力燃烧室部件设计中,为我国发动机加力燃烧室设计和飞行试验鉴定提供技术支持。

## 参考文献

- [1] 张孝春,孙雨超,刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30, 60.  
ZHANG X CH, SUN Y CH, LIU T. Summary of advanced afterburner design technology [J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30, 60.
- [2] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 324-329.  
ZHANG B CH. Aeroengine experiment and measurement technology [M]. Beijing: Beihang

- University Press, 2005:324-329.
- [3] 王燕山,董祥明,刘伟,等. 航空发动机高温测试技术的研究发展[J]. 测控技术, 2017, 36(1):1-6.  
WANG Y SH, DONG X M, LIU W, et al. Research on developments of high temperature measurement technology of aeroengine[J]. Measurement and Control Technology, 2017, 36(1):1-6.
- [4] 杨永军,蔡静,赵俭,等. 航空发动机研制高温测量技术探讨[J]. 计测技术, 2008, 28(5):46-48.  
YANG Y J, CAI J, ZHAO J, et al. High temperature measurement technology discuss for aeroengine research and development [J]. Metrology and Measurement Technology, 2008, 28 (5):46-48.
- [5] 左泽敏,刘涛,王欢. 某型航空发动机高温测头应力研究[J]. 现代机械, 2016(4):58-60.  
ZUO Z M, LIU T, WANG H. Stress analysis of the high temperature probe of an aeroengine[J]. Modern Machinery, 2016(4):58-60.
- [6] 王俊琦,丁凯峰,赵海刚,等. 复合材料进气道畸变测量靶的研制与试飞验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(4):58-62.  
WANG J Q, DING K F, ZHAO H G, et al. Development and flight verification of the inlet distortion rake using composite material of rubber and steel [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(4):58-62.
- [7] 寇志海,王清印,李广超,等. 航空发动机高温壁面热电偶测温技术应用[J]. 热能动力工程, 2023, 38(1):202-210.  
KOU ZH H, WANG Q Y, LI G CH, et al. Application of thermocouple temperature measurement technology for high-temperature surfaces in aircraft engines[J]. Thermal Energy and Power Engineering, 2023, 38(1):202-210.
- [8] SCERVINI M. Development of low-drift nickel-based thermocouples for high-temperature applications[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(8):081601.
- [9] PURWAR A, DEEP S. A novel thermocouple for ultra-high temperature applications: Design and computational analysis[C]. International Conference on Consumer Electronics-Asia, 2017.
- [10] 张校东,刘忠奎,薛秀生,等. 无冷却高温热电偶设计及应用[J]. 航空发动机, 2019, 45(1):87-91.  
ZHANG X D, LIU ZH K, XUE X SH, et al. Design and application of high-temperature thermocouples without cooling[J]. Aeroengine, 2019, 45(1):87-91.
- [11] 李龙彪. 陶瓷基复合材料在航空发动机应用与适航符合性验证研究进展[J]. 复合材料学报, 2025, 42(1), 57-87.  
LI L B. Research progress on application and airworthiness compliance validation of ceramic-matrix composites in aeroengines [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2025, 42(1), 57-87.
- [12] 陈明伟,谢巍杰,邱海鹏. 连续碳化硅纤维增强碳化硅陶瓷基复合材料研究进展[J]. 现代技术陶瓷, 2016, 37(6):393-402.  
CHEN M W, XIE W J, QIU H P. Recent progress in continuous SiC fiber reinforced SiC ceramic matrix composites [J]. Advanced Ceramics, 2016, 37 (6):393-402.
- [13] 刘巧沐,黄顺洲,刘佳,等. 高温材料研究进展及其在航空发动机上的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2014, 27(4):51-56.  
LIU Q M, HUANG SH ZH, LIU J, et al. Progress and application of high temperature structural materials on aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2014, 27(4):51-56.
- [14] 刘大响. 一代新材料,一代新型发动机:航空发动机的发展趋势及其对材料的需求[J]. 材料工程, 2017, 45(10):1-5.  
LIU D X. A generation of new materials, a of aircraft engines and their demand for materials[J]. Materials Engineering, 2017, 45(10):1-5.
- [15] 姚改成,郭双全,黄璇璇,等. 陶瓷基复合材料在欧美军民航空发动机上的发展[J]. 航空维修与工程, 2018(10):37-40.  
YAO G CH, GUO SH Q, HUANG X X, et al. Development of ceramic matrix composites in military and civilian aviation engines in europe and america [J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2018(10):37-40.
- [16] 杜昆,陈麒好,孟宪龙,等. 陶瓷基复合材料在航空发动机热端部件应用及热分析研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(2):210380.  
DU K, CHEN Q H, MENG X L, et al. Advancement in application and thermal analysis of ceramic matrix composites in aeroengine hot components[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(2):210380.
- [17] 焦健,齐哲,吕晓旭,等. 航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术[J]. 航空动力, 2019(5):17-21.  
JIAO J, QI ZH, LYU X X, et al. Ceramic matrix composites and manufacturing technology for aircraft engines[J]. Aviation Power, 2019(5):17-21.
- [18] 崔云先,杨琮,薛生俊,等. C/SiC 复合材料表面高温瞬态温度传感器的研究[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(3):163-171.  
CUI Y X, YANG C, XUE SH J, et al. Study on high temperature transient temperature sensor on C/SiC composite surface [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(3):163-171.
- [19] 肖文富,李密,刘旭东. 基于地面台架数据的加力燃烧室出口参数计算方法[J]. 中国科技信息, 2014(13):53-55.  
XIAO W F, LI M, LIU X D. Calculation method for outlet parameters of afterburner based on ground platform data [J]. China Science and Technology Information, 2014(13):53-55.

## 作者简介

齐海帆(通信作者), 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为动力与燃油系统综合实验技术。

E-mail: 865397628@qq.com