

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2018.06.10

高温气流温度测量与校准技术

赵俭

(航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 高温气流温度是国防武器装备研制生产试验中需要准确测量的重要参数, 为武器装备的性能评价、状态监控等提供数据支撑。本文介绍了国内外在高温气流温度测量与校准技术方面的研究进展, 分析了各技术分支的优缺点, 希望能够为国防科技领域的高温气流温度测量提供参考, 解决高温测量的难题。

关键词: 高温; 气流; 测量; 校准

中图分类号: TB9

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2018)06-0042-06

High Gas Temperature Measurement and Calibration Technology

ZHAO Jian

(Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095 China)

Abstract: High gas temperature is an important parameter that needs to be accurately measured during developing and producing tests of defense weapons and equipment, and can provide data supports for performance evaluation and state monitoring of the weapons and equipment. In order to provide reference for high gas temperature measurement in the field of national defense science and technology, and solve problems of high temperature measurement, research progresses of high gas temperature measurement and calibration technology at home and abroad are introduced, and the advantages and disadvantages of some technology branches are analyzed.

Key words: high temperature; gas flow; measurment; calibration

0 引言

在国防科技工业领域, 高温气流温度是重要的测试参数, 主要用来评价武器装备性能, 进行状态监控等。高温气流温度的准确测量可以为武器装备的设计、生产、试验和使用等提供必要的的数据支撑, 对武器装备的技术指标验证和可靠性评价起着至关重要的作用。

高温测量是测试领域公认的难题, 对于高温气流温度而言, 除了高温, 还综合了气流的作用, 使得测量变得更加复杂, 尤其是在国防武器装备的试验、使用等过程中, 温度传感器或测温系统处于诸如高温、高压、高速、强冲击、强振动等复杂恶劣的环境中, 给温度传感器或测温系统的可靠性、准确性等都带来了严峻的挑战。多种因素综合作用会对测量结果产生影响, 需要对高温气流温度传感器或测温系统进行校准, 以保证其测量的准确度。

1 国外研究进展

早在 19 世纪初, 就有人发现用温度计测量空气流的温度时, 并不总是能得到正确的测量结果^[1]。1887

年的美国陆军首席通信官年报, 详细讨论了在使用防雨棚时, 温度计本身的误差以及空气温度的测量误差^[2], 此后, 关于气流温度测量的研究和试验问题被大量的报道。二战前的德国, 出于武器装备的研制需要, 对气流温度测量技术进行了系统的研究。二战结束后, 美国继承了德国的研究成果, 并从 20 世纪 50 年代开始, 在气流温度测量和校准方面做了大量的工作, 并发表了许多论文和技术报告。与此同时, 前苏联也在气流温度测量和校准方面开展了全面系统的研究。

美国通用汽车公司的 R. J. Moffat, 建立了用于气流温度传感器校准的 1200 K 热校准风洞, 加热装置采用燃气轮机燃室, 从参考段到试验段采用双层壁绝热洞体, 在参考段内设计了一个双重混流器和一个压入筛网的热衰减器^[3]。美国国家航空航天局 (NASA) Lewis 研究中心的 George E. Glawe 等人, 建立了 1420 K 热校准风洞、用于温度传感器恢复特性校准的常温校准风洞以及用于温度传感器动态特性校准的常温校准风洞, 针对各种不同结构尺寸的裸露式和单屏蔽式气流温度传感器, 在校准风洞上进行了大量的试验, 得

到了不同类型的气流温度传感器在不同温度、压力、马赫数条件下的辐射修正系数、恢复修正系数和时间常数等试验数据,并根据试验数据,给出气流温度传感器辐射修正系数、恢复修正系数和时间常数的经验公式^[4],为此后气流温度传感器的设计、气流温度的测量与校准等奠定了基础。英国罗·罗公司的 P. Smout 等人,针对密度对气流温度传感器性能的影响,在剑桥大学的变密度风洞上,对气流温度传感器进行了改变密度条件下的恢复特性校准,并建立了相关分析模型^[5]。

由于水冷式和气冷式温度传感器的测温误差大,所以外壳无冷却的干烧式温度传感器表现出了良好的应用前景,但干烧式温度传感器的材料选择是个难题。美欧等国在干烧热电偶方面进行了深入的研究,选用耐温更高的热电偶材料以及外壳(支撑)材料制成温度传感器,可以不使用水冷或气冷,测温结果更准确。对于外壳材料,除选择耐高温的陶瓷材料、贵金属材料等,经表面改性处理的难熔金属材料也是个理想的选择。难熔金属使用温度高,但不抗氧化,如能在其表面进行防氧化保护,解决表面改性处理工艺问题,便能将其作为干烧式温度传感器的外壳长期可靠使用。美国的 Etenko A 等人采用电镀沉积法,在难熔基材表面制备出厚度为 10 μm 至几个毫米的柱状晶铱涂层^[6],工作温度达 2473 K,正常运行 17 h 没有任何被破坏的迹象。研究表明,涂层的纯度对涂层的韧性和高温强度具有显著影响^[7]。欧洲的 Maury 等人采用热壁式 CVD 在钨表面制备出多晶的、致密的、没有织构结构的铱涂层,其厚度 1~2 μm ;并制备出多层铱,有利于保护基材高温抗氧化^[8]。

NASA Lewis 研究中心的 Herbert A. Will 提出了一种脉冲式热电偶,用于测量高于普通热电偶熔点的气流温度。脉冲式热电偶是一支气冷热电偶,首先通过试验或理论计算的方式获得热电偶的动态响应特性函数(一阶指数函数)。将脉冲式热电偶安装于被测温场中,测量前,打开冷却气,使热电偶指示较低的温度。测量开始后,关闭冷却气,使热电偶感受到被测气流温度迅速上升,当温度接近热电偶的熔点时,再次打开冷却气,使热电偶指示温度降低。最后,采用一阶指数函数来预测热电偶的最终温度。利用该方法,测得了 2400 K 的高温气流温度^[9]。法国的 O. Pin 等人在高超声速飞行器研究计划 PREPHA 中,采用与此类似的方法,通过 B 型热电偶温度传感器瞬态测量结合有限元计算,测得了超燃冲压发动机氢/氧预混火焰的温

度,测量结果与光学方法相差约 5%^[10]。

NASA Glenn 研究中心的 Gustave Fralick 等人研制了基于黑体空腔的高温气流温度传感器,测温上限可达 2670 K。该传感器用 BeO 陶瓷制成管状黑体空腔,头部设计成盲端,用蓝宝石光纤将腔底的红外能量传输至多光谱测温仪。传感器总长度为 280 mm,黑体腔的外径为 8 mm,由于采用了耐高温材料,传感器无需水冷。BeO 材料的导热性能良好,黑体腔底面内外温度基本一致。根据一维枢轴导热理论,可以计算得到气流温度^[11]。

NASA Glenn 研究中心的 Peter Struk 与凯斯西储大学的 Russell Valentine 等人提出了一种细纤高温计,将直径为 25.4 μm 的 SiC 细纤置于被测高温气流中,用高分辨力 CCD 相机获取 SiC 细纤的热图,根据温度与光强的对应关系,得到 SiC 细纤沿其轴向的温度分布。建立关于 SiC 细纤的热平衡方程,根据热平衡方程求解气流温度。该方法的优点是对温场干扰小,响应快,可实现一维温场测量,但在求解热平衡方程时不确定因素较多,而且由热图解析细纤表面温度时也存在误差,对比验证试验结果表明,在 1200 K 以上时,细纤高温计与热电偶之间相差约 3.5%^[12]。

20 世纪 60 年代,GE 公司的 Williamson R C 等人发展了用燃气成分来间接推算燃气温度的方法,英国的 Bideau R J 等人在此基础上进行完善,目前燃气分析法在多种测温场合得到了应用。根据燃气成分计算燃气温度的方法有效率/余气系数法和焓值守恒法等,焓值守恒法是根据燃气成分和焓值计算燃气温度。图 1 为燃气分析和热电偶测温的结果对比,可见,燃气分析与热电偶测得的温度场趋势相同,但由于热电偶在高温段辐射误差较大,所以,在测量截面的中心高温区,热电偶的测量温度低于燃气分析的测量温度^[13]。用燃气分析法间接测量高温燃气温度,测温上限高,是常规测量方法的有力补充,但仍有一定的局限性,如测温结果受理论模型的影响大,难以测量多点温度,响应速度慢等,而且也存在校准的问题。

针对航空发动机 1 kHz 的动态高温气流温度测量,NASA Lewis 研究中心的 D. L. Elmore 等人提出了一种基于多偶频率补偿型的温度测量系统。该系统采用三种不同丝径的热电偶组成温度传感器,并配备高速计算机用于频率补偿计算^[14]。当偶丝直径不同时,由于偶丝与气流的对流换热系数不同,其固有频率(均视为一阶系统)也不同,丝径越小固有频率越高。热电偶采用平行对焊跨流式结构,不同丝径的偶丝伸出长度略有

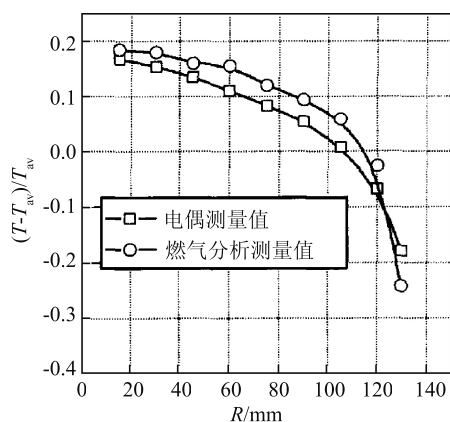


图1 燃气分析与热电偶测温结果对比

不同。分别对三个不同丝径的热电偶建立热平衡方程,结合有限元计算,经傅立叶变换和反变换后,可求解得到真实的动态高温气流温度。日本宇宙航空研究开发机构的 Takeshi Hoshino 将双偶补偿技术用于斯特林发动机的动态高温测量,试验结果表明,用双偶补偿技术测量的结果,优于此前所使用的最细的热电偶^[15]。

Buttsworth 和 Jones 研制了一种自加热双基温度传感器,可以测量高达 180 kHz 的动态高温气流温度。该传感器包括两个用石英制成的半圆柱,在两个半圆柱的滞止点分别装有一支薄膜式的铂电阻温度计,通过电加热的方式使两个半圆柱表面达到不同的温度。忽略粘性耗散效应,气流总温等于有效温度,则气流总温为半圆柱 1 的表面温度和热流以及半圆柱 2 的表面温度和热流的函数。半圆柱 1 和半圆柱 2 的表面温度可由其表面的铂电阻温度计测得,而半圆柱 1 和半圆柱 2 的热流则可根据半无限大平板模型求得。温度传感器安装在弹射机构上,测量时,将传感器快速移入被测环境中,整个测量过程持续约 100 ~ 200 ms,测量过程结束后,再将传感器快速移出。采集系统将记录的数据传入计算机,计算得到待测气流总温^[16]。Passaro A 等人在此基础上进行改进,采用石英和堇青石两种不同材料的半圆柱作基体,并增加了两支热电偶,用于热流计算。该温度传感器在塞斯特的真实尺寸燃烧室上得到了实际应用,并取得了满意的结果^[17]。

当热电偶用于发动机近壁气流温度测量时,由于导热误差大,难以得到满意的测量准确度。针对该问题,日本埼玉工业大学的 Atsushi Ishihara 提出了嵌入式“倒 U 型”热电偶^[18](如图 2 所示),并对不同偶丝直径情况下的最佳热电极夹角进行了研究,如对于丝径

50 μm 的热电偶,热电极夹角应大于 120° ,采用该型热电偶,大大提高了近壁气流温度测量的准确度。此外,美国 Edwards 空军基地的 D. A. Alspach 等人也采用嵌入式细丝热电偶(丝径 25 μm)测量了固体推进剂的火焰温度^[19]。



图2 嵌入式“倒 U 型”热电偶

对于连续工作于高温大热流环境中的燃烧诊断用高温气流温度传感器,结构设计和制造受到了严峻的考验,目前所广泛采用的方法是对传感器壳体进行冷却,而传统的传感器制造技术,限制了冷却通道的几何形状与尺寸,导致冷却效果下降,同时也使传感器本身的尺寸受到限制。美国阿诺德空军基地的 Gregg R. Beitel 等人,将电铸技术引入到高温气流温度传感器的制造中,从而设计出形状复杂的冷却通道,提高冷却效果,并有效节约了空间。将镍等金属材料电沉积到铝芯体上,成型后再将铝芯体去除,即可得到空心的传感器外壳结构^[20]。

针对高温气流温度测量的参考标准问题,NASA Lewis 研究中心的 George E. Glawe 提出了一种抽气式 S 型音速热电偶温度传感器^[21]。该传感器有一个屏蔽罩,屏蔽罩内设置一个音速喷嘴,热电偶丝接点位于音速喷嘴内部,依靠后部抽气,使得喷嘴内的气流达到音速。理论上说,由于热电偶丝接点附近的气流速度高,传感器的辐射误差和导热误差都非常小,对传感器进行速度误差修正后,可达到很高的测量准确度。但后来人们发现,热电偶丝接点所在的位置,并不能保持理想的稳定音速,因此,其输出的温度值,也呈现出不稳定状态。尽管该传感器稳定性差,但仍为后人研制高准确度的参考标准温度传感器提供了可供借鉴的依据。

NASA Glenn 中心的 Suleyman A. Gokoglu 等人,提出了一种基于细纤的高温气流温度校准技术。该技术利用某些低发射率的高纯度金属氧化物纤维(纤维直径在 60 ~ 400 μm 之间),根据纤维材料的熔点提供高温

气流温度的标准值。校准时,用一台 CCD 相机和一台红外相机来观测纤维的光学特性,当纤维熔化时,其光学特性会发生突变,记录此时被校准温度传感器的指示温度,则纤维材料熔点即为同一时刻的参考标准温度。采用该方法,可校准 2000 K 以上的高温气流温度,校准不确定度可达 15 K^[22]。

近年来,国外发展了多种非接触式温度测量技术,如相干反斯托克斯拉曼散射光谱技术(CARS)、瑞利散射测温技术、可调谐二极管激光器吸收光谱技术(TDLAS)、声学法高温测量技术等。这些非接触式测温技术,测温上限高,不干扰被测流场和温场,但测量结果均为气流静温,这些技术要投入工程应用,还需要做大量的研究工作。而基于热电偶的测温技术,在新材料、新工艺、新方法的带动下,仍焕发出勃勃生机,在未来武器装备研制、生产的高温气流温度测量中,将发挥不可替代的作用。

2 国内研究进展

1976 年,航空工业计量所开始筹建动态温度校准实验室(迄今为止我国唯一的动态温度校准实验室),此后的二十余年中,动态温度校准实验室陆续建立了系列化的校准风洞群,目前该风洞群的气流温度覆盖室温至 1973 K,气流马赫数范围为 0.1~0.95,压力为常压^[23]。从 2000 年开始,动态温度校准实验室系统开展气流温度测量与校准方法研究,建立了气流温度校准技术体系和标准体系。

原航空工业 606 所及国内一些高校也在气流温度测量技术方面做了相关研究。606 所的张中亭,介绍了双屏蔽抽气式热电偶的结构与特点,并研究了抽气率对其恢复修正系数的影响规律。该型热电偶具有两层屏蔽罩,通过抽气使气流加速,从而使得辐射误差和导热误差足够小,而速度误差则可以通过风洞上的校准结果来进行修正,因此双屏蔽抽气式热电偶适合作为高温气流温度传感器校准的参考标准。与音速热电偶相比,双屏蔽抽气式热电偶对偶丝接点的位置没有过于严格的要求、更容易加工、准确度更高,已受到了国内外的广泛认可^[24]。虽然双屏蔽抽气式热电偶被用于高温气流温度的参考标准,但在特定的工况条件下,要想得到理想的设计结构,使传感器真正地达到高准确度,并不是一件容易的事。双屏蔽抽气式热电偶的精度,对传感器的结构、尺寸以及外部工况条件等因素高度敏感。

航空工业计量所的赵时安等人参照 NASA L FPL 发

表的技术报告 NASA TP1099 中所提供的有关结构尺寸,分别制作了 L 型裸露式和 L 型单屏蔽式两种典型结构的温度传感器,并在热校准风洞上,对所制作的两种温度传感器进行了辐射修正系数校准和不确定度分析,与 NASA L FPL 的有关结果进行了比较。结果表明,二者的辐射修正系数一致性良好,换算成气流有效温度,相差约 0.6%~0.8%^[25]。

中国纺织大学的曹家枬提出了一种四热电偶法,用于小空间条件下的高温透明气流温度测量。这种方法采用四种不同丝径的热电偶测量同一位置的气流温度,热电偶的丝径越小,对流换热系数越大,传热误差越小,针对四支热电偶列出一组热平衡方程并求解,可得到真实的气流有效温度,再进行速度误差修正,即可得到气流总温。四热电偶法是在三热电偶法的基础上发展起来的,主要是为了解决三热电偶法的计算式对实测温度过于敏感的问题。结果表明:四热电偶法高温气流温度测量结果与 Hill 的零值外推法测量结果非常吻合,据此,对零值外推法做了扩展,使得其适用的偶丝直径从 0.5~1.0 mm 扩展到 0.5~1.5 mm^[26]。四热电偶法为高温气流温度的准确测量提供了一种新的方向,可望作为高温气流温度传感器校准的参考标准。

西安交通大学的朱建宁等人提出了一种双热偶加热补偿式高温气流温度测量方法。该方法采用两支特征尺寸不同的裸露式热电偶测量同一位置的温度,对热电偶进行适当的加热,以补偿辐射热损失。通过调节两加热器的功率,使得两支热电偶输出的电势差为零。分别列出两支热电偶的热平衡方程,对方程求解,即可得到真实的气流有效温度,经速度误差修正后,可得到气流总温^[27]。这种方法与三热电偶法相比,具有更高的准确度。

清华大学的朱德忠与航空工业计量所的廖理等人,通过高温热像仪测量碳化硅支杆表面的温度,同时以装在碳化硅支杆中的两支热电偶作为温度分布测量的基础,并辅之以相关传热计算模型,测量了热校准风洞的高温气流温度场,为高温气流温度场的测量提供了一种现实可行的方法^[28]。兵器 204 所的王宏等人利用红外热像仪,采用宽带红外辐射测温方法,测量了双基及改性双基等金属含量小的固体推进剂发动机流场辐射温度,并在热校准风洞的高温气流环境中对测温系统进行了标定^[29]。

中北大学的王楠楠、李仰军等人研制了以蓝宝石光纤为敏感元件的气流总温传感器,对传感器屏蔽罩

内部的温场、流场进行数值仿真,并对传感器进行了优化设计与误差分析^[30]。中北大学的郝晓剑等人提出了一种利用蓝宝石光纤黑体腔温度传感器外推测量高温的新方法,建立了测量瞬态高温的黑体腔外推模型,利用分离变量法对其求解,拓展了蓝宝石光纤传感器的测温上限^[31]。海军某部的高政民等人,采用基于蓝宝石黑体腔光纤传感器的瞬态温度测量系统,测量了导弹实弹发射时 2013 K 的燃气流温度,为导弹研制过程中的试验数据综合分析提供了可靠依据^[32]。基于蓝宝石光纤的总温传感器具有响应快,抗电磁干扰,高温稳定等优点,适用于某些特殊场合的温度测量,但蓝宝石光纤相对较脆,在制作与使用过程中容易发生断裂,而且由于蓝宝石光纤不易弯折,难以制成多点式温度传感器。

中国空气动力研究与发展中心的伍军等人采用单铱铑热电偶作敏感元件,设计成单屏蔽式温度传感器,测量了超燃冲压发动机模型燃烧室的 2500 K 气流温度,但热电偶丝在使用一段时间后会熔断^[33]。航空工业 304 所采用表面改性的钨铼热电偶作敏感元件,设计成半屏蔽式温度传感器,测量了超燃冲压发动机燃烧室出口的 2600 K 气流温度,每支传感器装有三支热电偶,其中一支用于测量气流温度,另外两支分别用于测量屏蔽罩后壁和侧壁的表面温度,以进行辐射误差修正,修正后的气流总温与理论计算结果非常接近。

针对原有单铱铑热电偶负极脆断的问题,航空工业计量所发明了负极合金化的增韧型双铱铑热电偶,并成功应用于发动机试验的 2300 K 气流温度测量。另外,航空工业计量所通过精细化结构设计,结合新型耐高温材料,研制了多种高精度、高可靠性的实用型高温气流温度传感器,常压条件下的校准结果表明,温度传感器的测量误差均不超过 2%,而高压使用时测量误差最大不超过 1%。

国内的高温气流温度测量技术,经数十年的发展,已逐渐形成体系,基于新原理的高温气流温度测量技术,也在各领域不同程度的展开,而推行传统测量方法的规范化、标准化,同时致力于先进测量方法的研究,将是我国未来一段时间内高温气流温度测量技术的发展重点。

3 结论与展望

高温气流温度测量与校准技术,多年来不断发展进步。世界各国的科技工作者,在测温材料与工艺研究、传感器建模与仿真、结构优化设计、传感器性能

校准试验研究以及新原理测温方法探索等方面都做了大量的工作,使得高温气流温度测量与校准技术进入了一个崭新的阶段。

总体来说,国外发达国家在高温气流温度测量与校准技术方面所做工作有如下特点:①用于装备研制生产试验或使用的高温气流温度传感器结构类型相对较少,便于对每一种温度传感器的性能做系统深入的研究;②相关专业机构对高温气流温度传感器性能的影响规律展开大量的研究,形成了完备的数据库以及完善的数学模型;③针对一些特殊场合高温气流温度测量与校准的需要,利用新材料、新工艺等,发展了多种新型测量与校准方法;④对基于光学、声学等新原理的测温方法,进行广泛深入的研究,为未来更高的测温需求提供了技术储备。

对比国外技术发展趋势,针对我国技术现状,今后应在以下几方面持续投入技术关注:①基于复杂现场环境的测温模型建立;②高测温上限、高精度、高可靠性的高温气流温度测量;③高温气流温度传感器与测温系统极限条件下的校准;④高温气流温度测量规范化、标准化;⑤基于光学、声学等新原理的高温气流温度测量技术研究。

参 考 文 献

- [1] Erell E, Leal V, Maldonado E. Measurement of Air Temperature in the Presence of a Large Radiant Flux: an Assessment of Passively Ventilated Thermometer Screens [J]. *Boundary-Layer Meteorology*, 2005, 114(1): 205–231.
- [2] Daniels G E. Measurement of Gas Temperature and the Radiation Compensating Thermocouple [J]. *Journal of Applied Meteorology*, 1968, 7(6): 1026–1035.
- [3] Glawe G E, Simmons F S, Stickney T M. Stickney. Radiation and Recovery Corrections and Time Constants of Several Chromel-Alumel Thermocouple Probes in High-temperature, High-Velocity Gas Streams [R]. Cleveland, 1978.
- [4] Glawe G E, Holanda R, Krause L N. Recovery and Radiation Corrections and Time Constants of Several Sizes of Shielded and Unshielded Thermocouple Probes for Measuring Gas Temperature [R]. Cleveland, 1978.
- [5] Smout P, Cook S. The Dependence of Thermocouple Probe Calibration on Stagnation Density Changes [C]// AIAA, SAE, ASME, and ASEE, 27th Joint Propulsion Conference, 1991.
- [6] Etenko A, McKechnie T, Shchetkovskiy A, et al. Oxidation-Protective Iridium and Iridium-rhodium Coatings Produced by Electrodeposition from Molten Salts [J]. *ECS Transactions*, 2007, 3 (14): 151–157.
- [7] Bao Z B, Murakami H, Yamabe-Mitarai Y. Surface Geometry

- of Pure Iridium Oxidized at 1373 K in Air[J]. Applied Surface Science, 2011, 258(4): 1514 – 1518.
- [8] Maury F, Senocq F. Iridium Coatings Grown by Metal-Organic Chemical Vapor Deposition in a Hot-Wall CVD Reactor[J]. Surface and Coatings Technology, 2003, 163 – 164: 208 – 213.
- [9] Will H A. Computer Program for Pulsed Thermocouples With Corrections for Radiation Effects[R]. Cleveland, 1981.
- [10] Pin O, Badie J, Olalde G, et al. Development of a Stagnation Temperature Probe for Air-hydrogen Supersonic Combustion Flows[C]//19th Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, 1996.
- [11] Fralick G, Ng D. Pyrometric Gas and Surface Temperature Measurements[C]//44th International Gas Turbine and Aerospace Technical Congress, 1999.
- [12] Struk P, Dietrich D, Valentine R, et al. Comparisons of Gas-Phase Temperature Measurements in a Flame Using Thin-Filament Pyrometry and Thermocouples[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [13] Irvin Glassman. Combustion [M]. California: Academic Press, 1996: 38 – 40.
- [14] Forney L J, Fralick G C. Multiwire Thermocouples in Reversing Flow[J]. Review of Scientific Instruments, 1995, 66(10): 5050 – 5054.
- [15] Hoshino T, Watanasirisuk P, Ibrahim M, et al. Dynamic Temperature Measurements in Stirling Cycle Machines Using Two-Thermocouple Technique[C]// 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, 2004.
- [16] Buttsworth D R, Jones T V. A Fast-Response Total Temperature Probe for Unsteady Compressible Flows[C]//ASME Paper, 1996.
- [17] Passaro A, Biagioni L, LaGraff J E, et al. Fast Acting Probe for Measurement of Turbulent Pressure and Temperature Fluctuations in a Gas Turbine Combustor[C]// 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [18] Atsushi Ishihara. Burning Surface Temperature Measured with a Thermocouple [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
- [19] Alspach D A, Hall G M. Temperature Profile Measurements in Solid Propellant Flames[C]//27th Joint Propulsion Conference, 1991.
- [20] Beitel G R, Catalano Daniel R, Edwards R. Electroformed Diagnostic Probes for High-Temperature Gas Flows[C]//24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2004.
- [21] Glawe G E. A High-Temperature Combination Sonic Aspirated Thermocouple and Total-Pressure Probe[R]. Cleveland, 1981.
- [22] Gokoglu S A, Schultz D F. A Precise Calibration Technique for Measuring High Gas Temperatures[R]. Cleveland, 1999.
- [23] 赵时安, 廖理, 陈勇. 1700℃ 热校准风洞[J]. 航空计测技术, 2000, 20(4): 3 – 6.
- [24] 张中亭. 双屏蔽抽气式热电偶[J]. 航空发动机, 1994, (2): 50 – 53.
- [25] 赵时安. 温度传感器辐射修正校准的准确性研究[J]. 计测技术, 2006, 26(5): 44 – 58.
- [26] 卢智利, 曹家枫, 丁国良. 四热电偶法温度测量精度的初步研究[J]. 东华大学学报, 2002, 28(4): 72 – 76.
- [27] 朱建宁, 周玉铭, 王妍芃, 等. 双热偶加热补偿式高温气流温度测量方法[J]. 航空学报, 1993, 14(6): 303 – 305.
- [28] 朱德忠, 廖理. 应用热成像技术测量高温气体温度场[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(6): 738 – 741.
- [29] 王宏, 符彬, 刘桂生, 等. 用热像仪测试发动机燃气流场温度[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(2): 65 – 67.
- [30] 王楠楠. 光纤总温传感器的设计与仿真[D]. 太原: 中北大学, 2012: 35 – 37.
- [31] 郝晓剑, 李科杰, 姜三平, 等. 基于分离变量法的瞬态高温外推测试研究[J]. 2010, 31(2): 150 – 155.
- [32] 高政民, 张克军, 董敬文. 导弹燃气流瞬态温度测量系统设计[J]. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(5): 559 – 576.
- [33] 伍军, 青龙, 邓和平, 等. 超燃冲压发动机燃烧室出口气流总温测量[C]//中国空气动力学会测控技术专委会第六届四次学术交流会论文集, 2013.

收稿日期: 2018 – 03 – 15

基金项目: 国家重大仪器专项(2016YFF0100600)

作者简介



赵俭, 男, 河北秦皇岛人, 研究员, 博士, 硕士生导师, 特种测温专业国防计量主考员, 国家一级注册计量师。主持国防科工局技术基础项目 4 项、发动机演示验证项目 1 项、航空基金项目 2 项、民机标准项目 1 项。长期从事高温气流温度测量与校准、动态温度测量与校准、瞬态超高温测量与校准、非接触式先进高温测量等技术

研究, 发表论文 50 余篇, 主持编写专著 1 部, 申报国家发明专利 11 项, 已获授权 7 项, 主持编写行业标准 1 部, 获省部级(含一级学会)科学技术一等奖 1 项、二等奖 2 项、三等奖 1 项。