

航空发动机

高温测量动态测量级间参数测量

新技术文集

张宝诚 刘孝安

中国航空发动机总公司
沈阳航空工业学院

1992 · 9

V23-53
1011

V23-53
1011-1

航空发动机

高温测量动态测量级间参数测量

新技术文集

张宝诚 刘孝安 编



本书承
特此致谢！
惠赠
南京图书馆 2002年3月20日



200207089

中国航空发动机总公司
沈阳航空工业学院

1992.9

200207089

航空发动机

量测级间动态测量参数文集

新技术文集

张宝诚 刘孝安 编



航空发动机

高温测量动态测量级间参数测量

新技术文集

张宝诚 刘孝安 编

航空航天部第606所印刷厂印刷

内部发行

1992.9

820705005

前 言

航空发动机是具有复杂气动力、热力和结构的动力装置。现今，航空发动机正围绕着性能、可靠性、操纵性这方面进行稳态、非稳态的更深入、更广泛、更精确的研究和探索。航空发动机的历代发展，很大程度上取决于试验技术的先进性。发达国家在航空发动机研制中均把试验技术放在相当重要的地位。通过试验可以得到发动机结构强度、机械性能和气动性能的各种数据。

我国在航空发动机研制中，试验技术和测试设备一直处于较落后的状态。八五期间，为提高发动机的研制水平也拟定了“测试技术八五发展规划，集中的发展气动热力参数综合测试技术、高温测量、动态测量及数据处理技术、智能化测振诊断系统、压气机级间参数测量、噪声监测及降噪技术、强度测试、计算机应用技术研究、传感器技术、计量与校准等。

本文集侧重编撰高温测量、动态测量和级间参数测量新技术。诸如光学高温计、热流测量、红外技术、CARS、激光技术、薄膜技术；激光风速仪在动态测量中的应用及技术问题、三维激光测量流场、热线技术、动态试验数据处理系统、五孔探针应用于级间测量、叶尖间隙测量等。编辑汇总了国外八十年代以后这方面的主要研究成果。

本文集共编辑40篇，包括国内航空发动机测试技术的有关专家的研究论文。有的文章还综述了国内的主要研究成果，引述了大量国外在高温测量、动态测量方面的研究，进行了编译，有的进行了翻译。

本文集是在航空航天部发动机总公司直接指导下进行了选题、编辑，由沈阳航空学院具体负责。本文集的主要目的是介绍国内外高温测量、动态测量和级间参数测量方面的新研究成果、测试设备和主要技术问题。本文集在编辑过程中受到有关厂、所和院校的支持。

由于水平和时间仓促，文集中定会有许多错误，敬请同行专家、教授和本专业读者批评、指正，编者深致谢意。

编 者

1992.9

目 录

高温测量

1. 涡轮叶片研制用的高温计测量技术…………… (1)
2. 光学高温测量法…………… (15)
3. 高温测量的先进技术…………… (21)
4. 处理其它辐射源的辐射, 应用表面高温计测量涡轮叶片温度…………… (30)
5. 表面热电偶的理论和试验分析…………… (45)
6. 涡轮温度传感器…………… (55)
7. 燃烧室和涡轮中金属温度、燃气温度、热流和应变的测量问题…………… (63)
8. 高温燃烧室出口参数测量技术…………… (72)
9. 湍流反应流的激光测量和随机模拟…………… (82)
10. 涡轮叶片和燃烧室火焰筒用的热流传感器的发展…………… (105)
11. 高温高速动态测量用的一种新型热线探头…………… (116)
12. 激光风速仪在热截面的应用…………… (122)
13. 应用红外技术测量发动机加力燃烧室出口温度…………… (138)
14. 采用拉曼相干反射斯托克斯光谱仪 (CARS) 测量加力式喷气发动机排气温度和成分…………… (153)
15. 涡轮进口温度光纤测量系统…………… (167)
16. 脉冲光热激光偏转用于测量喷气发动机排气中低量级的冒烟…………… (179)
17. 高温应变测量系统的发展…………… (188)
18. 薄膜温度传感器的研制及制造工艺…………… (196)
19. 热象荧光材料在涡轮发动机温度测量中的应用…………… (202)
20. 提高示温漆测试精度的新方法…………… (210)

动态测量

21. 压气机流场动态测量新技术…………… (214)
22. 航空发动机智能测试系统试验研究…………… (221)
23. 激光多普勒风速仪在三维碰撞双喷流湍流中的测量…………… (239)
24. 激光技术的新进展—涡轮试验用的激光测速系统…………… (247)
25. 涡轮发动机部件试验用的条纹式激光风速仪的最佳化…………… (252)
26. 多级压气机失速喘振监测技术…………… (265)
27. 航空发动机试验附面层测量和端壁附面层测控处一体化系统…………… (270)
28. 扰流边界层三元激光测速系统…………… (284)

- 29. 现代光学技术在流场测试中的应用..... (293)
- 30. 航空发动机脉动压力测量新技术试验研究..... (304)
- 31. 多级燃气涡轮压气机中静子/转子相互作用的激光测速研究..... (313)
- 32. 先进的激光测速仪在风扇气流流动测量中的应用..... (326)
- 33. 热线用于测量螺旋桨风扇的下游流动..... (335)
- 34. 三传感器热线探头在不可压缩流中的应用..... (348)
- 35. 信号处理技术及其先进的发动机动态试验数据处理系统..... (358)
- 36. 用于先进的涡轮发动机结构测试的非干涉型传感技术应用概况..... (368)
- 37. 动态燃气温度测量系统..... (383)

级间参数、叶尖间隙的测量

- 38. 五孔探针和五孔锥形探针在压气机级间测量中的应用..... (391)
- 39. 运转中的燃气轮机转子叶尖间隙的测量..... (401)
- 40. 燃气轮机叶尖间隙测量新技术..... (409)

量测态态

- (312)
- (321)
- (328)
- (347)
- (352)
- (355)
- (370)
- (384)

涡轮叶片研制用的高温计测量技术

张宝诚 编译

一、概 述

涡轮高温计的发展始于60年代末。当时主要用于诊断、研究、发动机温控和状态监测。广泛应用中遇到的主要技术问题是在高温计视场光路上偶尔有来自热粒子的干扰。

70年代，先进发动机研制中使用高温计又出现了新问题，即是在一定条件下，高温计所指示的叶片温度总是偏高。研究这种现象后发现，这是由于燃烧室火团的反射能量叠加在高温计信号上造成的。因而采用各种办法来减少这种反射叠加的影响。其中一种方法就是使高温计向涡轮后移动以避免反射能量源。在测量一级涡轮叶片受压面时，人们必须研究允许有大量反射辐射情况下进行测量叶片金属温度，因此出现了双光谱区高温计，这种技术业已应用了十余年，实践证明，如果反射能量占高温计信号整个能量的50%或更少，那么该技术是有效的，对更高的反射能量值，这种技术引起的误差过大，不宜采用。

到了70年代中期，涡轮高温计的研制主要集中于扫描式或绘图式，它能给出叶片表面的热分布图象，通过采用计算机控制、驱动一个位移机构、移动高温计探头便可以测定叶片上多个径向位置的温度数据与三维叶片几何形状相结合就能得到表面温度分布。

80年代研制的发动机使得高温计探测的信号中反射能量所占的比例远大于50%。在某些情况下，来自一级涡轮叶片的反射能量甚至高于75%。反射能量增加的主要原因为：

- (1) 燃烧室长度的缩短；
- (2) 涡轮进口导向叶片通道更加开大；
- (3) 涡轮进口压力和温度的增加；
- (4) 代用燃料产生了更强的火焰亮度；
- (5) 使用的非金属材料 and 隔热涂层，增加了反射率，即是增加了反射能量。一些陶瓷材料在高温下变成透明的或半透明的，这为辐射的测量带来了问题。

采用高温计测量静止部件还出现了几个复杂的问题。如果叶片在高温计前面转动，高温计仅需在一个方向上扫描就能获得二维热图象。但对静止部件，却需要二维扫描系统，在发动机上安装时，必须使探测器不干扰被测部件的热分布图。由于对很多静止叶片并不允许假设叶片封闭在一个黑体腔里，因此一定要精确确定部件的辐射率。对更复杂的物体，如涡轮进口导向器，其反射能量预计要高达整个高温计信号的98%。

燃气涡轮发动机正在努力去实现更高的热效率、更高的推力和高的可靠性。其中实现提高推力的主要方法就是增加涡轮进口温度。因此，在发动机中产生了一种高得多的热环境。研究涡轮部件在临界高的应力下工作，改善冷却效率，研究先进材料的抗温能力、叶片能连续地在其寿命极限温度下工作，这些都迫切需要测量涡轮部件的温度分布。对先进发动机部件深入研究、诊断、采集数据，这也是过渡到全尺发动机的关键技术。对于发动机运行中涡轮部件温度的测定要求其性能影响最小，并在试验中不产生附加的危险。光学高温计的实际使用已证明了它是一种很成功的工具。常规的埋设热电偶法限制了耐久性，产生局部应力

集中,采用滑环,叶片开槽和摇测方法都是很昂贵、复杂的。涂示温漆法给出的结果准确性受到限制,且也有耐久性问题,也不能提供高温计所具有的多种功能。

现时高温计已广泛应用于下述几方面:

- (1) 连续测定旋转部件、静止部件的温度分布;
- (2) 提供局部过热叶片的温度值;
- (3) 对发动机进行温控、限温;
- (4) 进行发动机健康监控。

二、高温计的组成

涡轮高温计由光学系统、探测器、信号调节和数据采集 4 个独立部件组成(图 1)。



图1 涡轮高温计系统框图

光学系统的作用是将被测目标靶上的能量耦合到控制器上,同时也确定了视场。通常,光学系统是一简单透镜组件,它将能量聚焦到探测器表面,因此要求探测器安装在发动机机匣上,这样就带来了热和振动问题。为了解决这一问题,采用了光导纤维电缆,它可使探测器安放在一个更稳妥的环境里。

为了增加信噪比,光学系统的透镜应尽可能地大,以便收集更多来自靶表面的能量。而从实用的观点考虑,由于发动机结构的原因,穿过发动机机匣的光学窗口应尽可能地小,因此透镜的尺寸也应相应减小。与此类似,靶点的尺寸则应尽可能地大,以便提供更多的能量,但如要求表面的温度分布有更好的分辨率,就要求靶点较小。

探测器是选硅二极管。硅二极管能快速探测每个转子叶片的温度分布;其次该管的光谱响应区不存在来自热燃气流混合成分的干扰。另外,光谱响应产生的电压输出近似于温度10次幂的函数,它降低了测量输出对表面辐射率变化的敏感性。

信号调节系统包括提供探测器输出信号的前置放大,以便将信号传输到数据采集系统,并且将信号压缩和线性化及将信号转换成工程单位。在信号调整电路中,要求使用快速响应电子线路,以便保持温度指示。有效措施之一是构成硅二极管和快速响应电子线路组合系统。

数据采集部分设有显示装置。发动机每转一周,涡轮高温计都要显示每个叶片的温度在转子上分布的剖面图。这样就产生了大量的,远远多于实际采用的数据。高温计能连续输出平均值、平均峰值和最大峰值三种信号。平均值信号表示转子温度的算术平均值,最大峰值温度代表转子上最热的叶片,而平均峰值只限于应用高温计泛测转子叶片的情况并用来表示叶片金属的温度。除了能显示温度的选择电路外,还包括能减少热碳粒子辐射或发光火焰干扰的噪声抑制电路及电源。

三、高温计的安装

高温计各部分的布局示于图 2。对于不同发动机,高温计的安装方法主要取决于所要采集的数据。通常有三种安装方法:

- (1) 单一固定角或复合固定角，见图3；
- (2) 带有可变视角的观测镜，见图4；
- (3) 多探头径向移动和转动绘图，见图5。

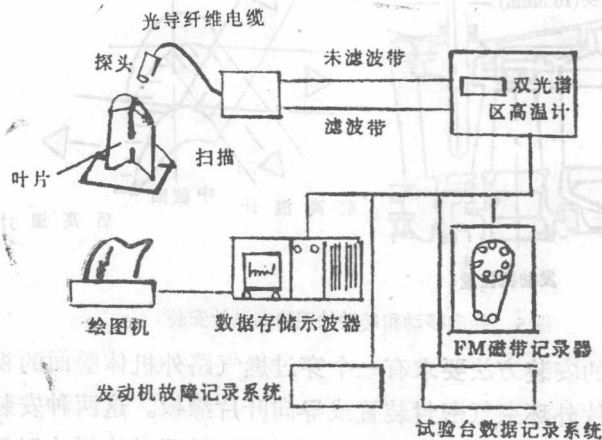


图2 高温计系统各部分简图

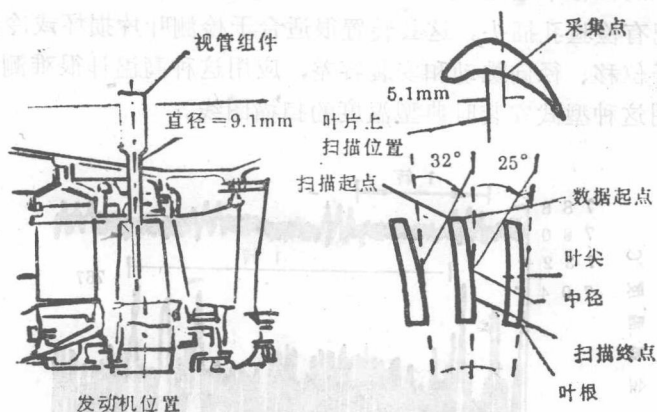


图3 高温计的单一角安装

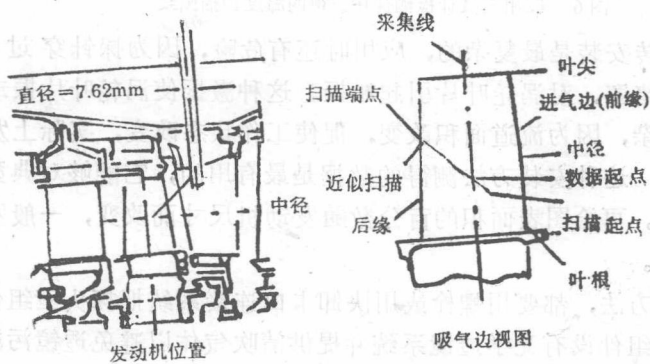


图4 非轴向视场的高温计安装

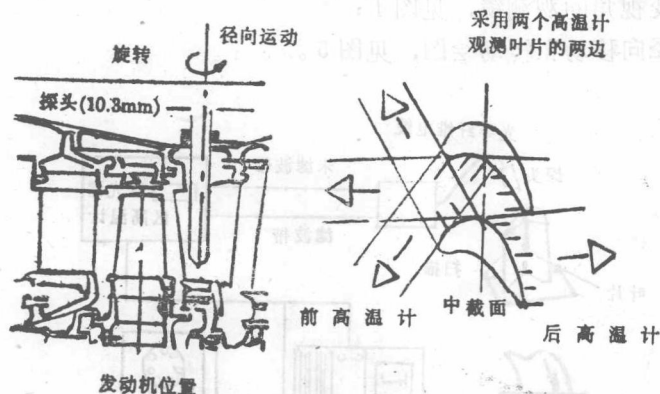


图5 径向移动和转动绘图的高温计安装

单一或复合固定角的安装方法要求有一个穿过燃气路外机体壁面的视管。一般，包括风扇函道、涡轮机匣和叶片外环空气密封装置或导向叶片缘板。这两种安装方法都应该装得很牢固。扫描形式和测量位置依安装型式而定。当机匣和转子稍有增大时还必须进行修正。在大多数情况下，转子的位移不超过 2.54mm。观测镜形式的高温计多半采用卡口式连接系统安装，这种系统还配有检验孔插头。这套装置很适合于检测叶片损坏或冷却不正常的区域。由于探头视角、转子位移、径向跳动和安装容差，应用这种高温计很难测定温度分布。图 6 示出在试验机上采用这种型式安装时典型温度的扫描图线。

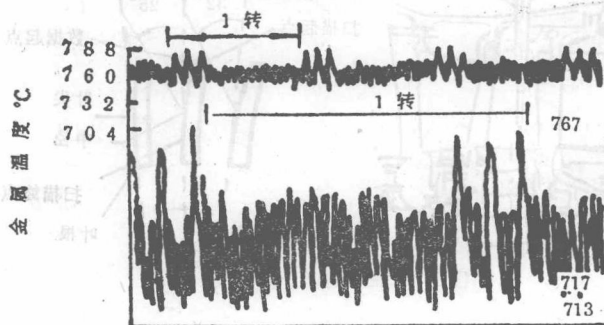


图6 应用高温计检测视场测得的温度扫描图线

径向移动和旋转安装是最复杂的，应用时还有危险，因为探针穿过流道的整个径向长度，引起燃气流路堵塞，对涡轮叶片引起激振。这种激振使涡轮叶片振动应力增加。另外，数据分析也比较复杂，因为流道面积改变，促使工作状态改变，实际上发动机经受了测量参数的再匹配。然而，这种安装方法测得的数据是最有用的，它能够对典型叶片表面积的高达 90% 区域进行绘图。可绘图表面积的百分数随发动机尺寸而改变，一般发动机越大，可绘图表面积百分数越高。

对于所有安装方法，都要用螺栓或用快卸卡口连接系统把探头室组件牢固地安装在发动机机匣上。探头室组件设有光学透镜系统并提供清吹气体以避免透镜污染和冷却控头。透镜一般是成对的，并按规定设计满足光点尺寸和聚焦长度要求。诊断测量中光点直径从 1.524 至 3.175mm 变化。这种探头室组件也称视管组件，它在透镜和光导纤维传输电缆之间设有光学接口。光导纤维电缆把测点的辐射从探头传递给检测器和装在发动机壳体顶部的前置放大

器组件。该装置是水冷的以减少电干扰和漂移。检测器的主要功能是把辐射能转换成状态电信号，该信号又在没有信号衰减情况下在相当长的电缆长度被传递。

高温计系统的信号处理器装在试验台控制室中，该装置包括必要的电子器件以处理未滤波的和滤波的信号并实时输出修正后的叶片温度。处理器采用模/数转换，数字转换对 95% 的阶梯输入，其响应时间 2.4 微秒，而模数转换响应时间 8 微秒。

图 2 还示出了发动机故障运行时和诊断系统所必须的数据采集和辅助设备。高温计测得的全部数据都连续地记录在磁带系统上。这些数据还直接地输送给主数据记录中心，该中心在发动机产生故障时能连续地保存最后一分钟的数据。

数字存储示波器实时扫描整个转子温度，并以足够的分辨率区别单个叶片温度分布。在高火焰辐射下应用高温计时，必须进行数据分类。这种方法必须同时采用小型计算机系统以处理数据并显示温度分布或把平均温度信号近似实时地输送给台式故障系统。在故障回路，预先测定金属峰值温度以控制耐久性 or 性能极限。这种极限不一定是关于涡轮方面的限制。如果达到或超过预定的极限，便可以执行发动机调整或标准控制以减少燃料流量，从而使所测金属温度低于该极限或进入慢车调整。图 7 示出不同冷却结构、不同冷却空气量下涡轮转子的温度扫描图线。

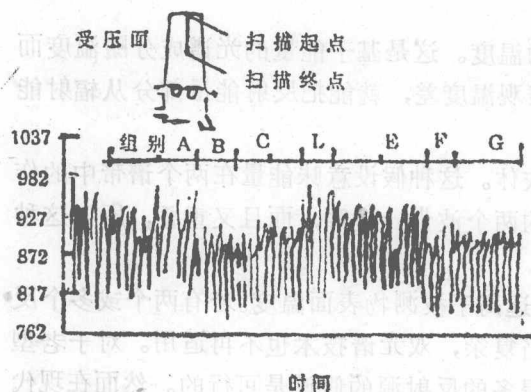


图 7 不同冷却设计下装有叶片的转子的温度扫描图线

转子的空气动力特性对叶片都是相同的，转子上所有叶片的外形都是一样的。对于给定工作点，最有意义的是局部温度的绝对值。大多数涡轮转子倾向于确定最高的冷却效率或最经济有效的冷却结构。这些转子快速地提供大量数据以估计冷却空气量、钻孔工艺、芯子几何形状以及表面粗糙度诸因素的影响。研究图 7 中的扫描图线可以清楚地看出，不仅仅峰值温度相差 93℃，而是曲线分布型式也有所区别。在跟踪扫描时，按结构把叶片分成若干组。

四、工作原理及反射辐射问题

光学高温计提供了一种表面温度测量方法，既不干扰表面也不干扰周围介质。高温计通过收集某一表面的热辐射，然后通过光学方法传递给探测器以产生正比于辐射强度的电信号。运用斯蒂芬—波尔兹曼公式并对表面的辐射率加以修正便建立起该信号与表面温度之间的关系。

斯蒂兹—波尔兹曼公式表示为：

$$E = \epsilon \sigma T^4 \quad (1)$$

式中，E 为辐射的总能量； σ 为斯蒂芬—波尔兹曼常数，其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ w} / (\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ ； ϵ 为半球表面总辐射率（亦称黑度系数）；T 为表面温度，K。

高温计所使用的探测器仅能测量整个能量的一部分。涡轮高温计的探测器一般为硅二极管，它所收集的谱带从 $0.4 \mu\text{m}$ 至 $1.1 \mu\text{m}$ ，此区域所探测的能量近似于与温度的 10 次幂成正比。精确的关系式表示为：

$$E = \int_0^{\infty} T(\lambda) \varepsilon(\lambda) S(\lambda) P(t_s) d\lambda \quad (2)$$

式中, E 为所探测的能量; λ 为波长, μm ; t_s 为表面绝对温度; $T(\lambda)$ 为在波长 λ 处的高温计光学传输函数; $\varepsilon(\lambda)$ 为波长处的表面辐射率; $s(\lambda)$ 为波长 λ 处的探测器灵敏度; $P(t_s)$ 为黑体在温度 t_s 下单色辐射功率的普朗克函数。

在许多实际状态下, 探测器所探测的能量不仅包括被测表面所辐射的能量, 也包括被该表面反射的来自其它能量波的能量。在大多数涡轮发动机下, 周围部件的温度很接近于被测物的温度, 来自这些周围部件的反射, 其效果相当于将被测物封闭在一黑体腔里, 即是假设 $\varepsilon(\lambda) \approx 1$ 。然而, 若反射能量源的温度高于被测物表面的温度, 则反射能量将引起指示温度偏高。对于涡轮发动机部件的环境, 燃烧室火团便是一个高温辐射源。在这种情况下, 进行有效的温度测量时, 指示的表面温度必须按计算的反射辐射值进行修正。

为了解决涡轮叶片上测温问题, 发展了双光谱区高温计技术, 以便在一定量反射辐射存在的情况下采用高温计进行测量。这种技术是在两个不同的光谱区测量来自涡轮叶片的能量。利用双光谱区高温计测定温度时做如下假设:

(1) 反射能量源的温度远远高于被测表面的温度。这是基于能量的光谱成分随温度而变的原理。因此, 通过在两个不同的光谱区测定表观温度差, 就能把反射能量部分从辐射能量中分离出来。

(2) 认为反射辐射源和所有反射表面均为灰体。这种假设意味能量在两个谱带中的作用是一样的。在大多数涡轮发动机中, 由于采用的两个波带比较窄, 而且又重叠, 所以这种假设是成立的。

(3) 仅有一种反射能量源, 它的表观温度远远高于被测物表面温度。若有两个或多个反射能量源, 各有不同的表观温度, 那么问题就相当复杂, 双光谱技术也不再适用。对于老型号发动机, 认为燃烧室火团是唯一比被测表面热得多的反射源的假设是可行的。然而在现代发动机中, 采用了陶瓷外层的空气密封件和类似的部件, 都使得热反射源有上升的趋势, 这样在设计高温计安装时必须予以注意。

(4) 反射源的温度与时间无关。到目前为止, 反射源温度测量范围为 $2100-2760^\circ\text{C}$ 。作为一个例子, 若反射源的温度为 2482°C 时, 对于典型涡轮叶片, 辐射源温度有 $\pm 278^\circ\text{C}$ 的变化, 将使所计算的真正表面温度产生 $\pm 11^\circ\text{C}$ 的变化。

对于非滤波带 (0.35 至 $1.15\mu\text{m}$), 总输出信号为叶片辐射分量和反射分量和反射分量的总和, 即

$$E_u = E_{ub} + E_{ur} \quad (3)$$

式中, 对未滤波带, E_u 为总叶片辐射; E_{ub} 为叶片辐射出辐射; E_{ur} 为叶片反射的辐射。

类似的, 对滤波带 (0.35 至 $0.85\mu\text{m}$), 总输出信号表示为:

$$E_f = E_{fb} + E_{fr} \quad (4)$$

式中, 对滤波带, E_f 为总叶片辐射; E_{fb} 为叶片辐射出的辐射; E_{fr} 为叶片反射的辐射。

由下式定义 E_s :

$$E_s = E_u - (E_{ur}/E_{fr}) E_f \quad (5)$$

括弧中表示的是未滤波叶片反射辐射与滤波叶片反射辐射之比, 它是一个常值。展开式

(5) 的右边得出:

$$E_s = (E_{ur} + E_{ub}) - (E_{ur}/E_{fr}) (\bar{E}_{fb} + \bar{E}_{fr}) \quad (6)$$

代入式 (5) 并重新整理得出:

$$E_u - \left(\frac{E_{ur}}{E_{fr}}\right) E_f = E_{ub} - \left(\frac{E_{ur}}{E_{fr}}\right) E_{fb} \quad (7)$$

式 (7) 左边表示高温计输入的辐射, 包括反射的和叶片辐射的辐射两者之和。右边只确定了叶片辐射。运用方程 (7), 依据叶片辐射表示输入信号, 因此是修正反射的叶片温度。图 8 示出修正叶片温度和 E_s 之间的关系。 E_s 是修正了反射的辐射功率, 亦称归一化修正辐射功率。实际上, 尽管对于 $-E_s$ 值有两个温度值, 但 E_u 和 E_f 受到电子元件动态范围的限制, 这也就限制了 E_s 的范围, 因此修正反射的叶片温度仅与一定范围的修正反射的归一化功率 E_s 构成对应关系, 这如图 9 所示。由于 E_s 是修正叶片温度的一种表示参数, 因此该参数的最大平均值能够用于发动机控制。

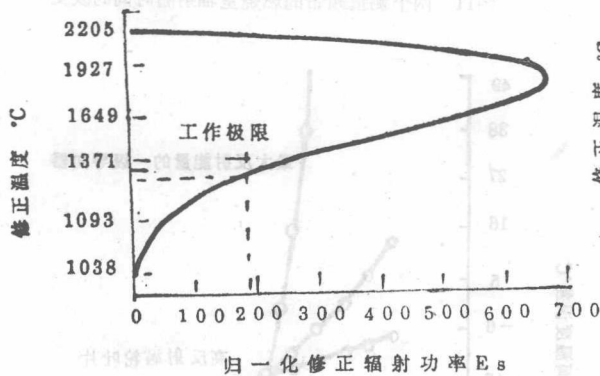


图 8 修正反射的叶片温度与修正反射的功率之间的关系

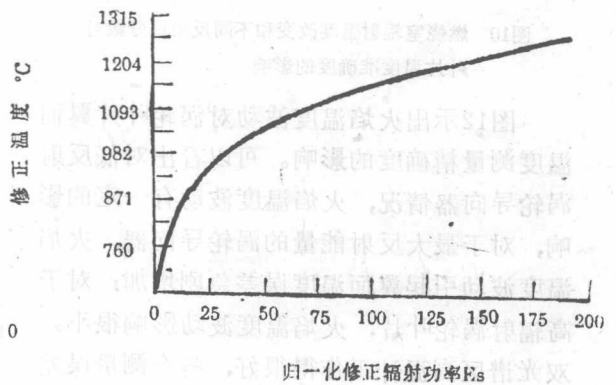


图 9 双光谱区高温计的实际工作范围

五、燃烧室反射的影响

双光谱区修正技术的准确性高度地依赖于有关反射源的特性。与光谱比值的不准确性有关的高级反射在修正反射时造成误差。图10示出该误差随燃烧室辐射温度和未滤波带中反射所占百分数的变化。该图是对叶片表面温度为1038℃、假设燃烧室辐射温度为常值-2093℃且修正了所有反射辐射下做出的。这种修正误差对应于实际叶片温度1038℃与由双光谱区高温计测定方法计算出的温度之差。该误差随反射所占分数和实际温度偏离所假定的燃烧室辐射温度两者的增加而增大。

可以直接在燃烧室火团处装设高温计测定燃烧室辐射的光谱特性。在减少射辐射功率, 给出的工作范围从1760℃至2427℃时标定高温计。在两个光谱带范围记录燃烧室辐射, 每5微秒采集一个数据点, 对每个数据点计算带宽的比。依据标定的高温计测定每个比值下的当量黑体温度。假设辐射换热中所包括的所有表面均是灰体, 即是在由燃烧室辐射出的辐射与由叶片反射的辐射之间没有明显的光谱差别下应用有效燃烧室辐射温度来修正反射的影响。而只改变辐射强度。图11示出两个光谱带的燃烧室辐射随时间改变的典型曲线。在F-100发动机上, 当其运行在全功率状态下测得的发动机数据表明, 平均辐射温度约2104℃, 介于最高温度为2216℃至最低温度为1993℃范围内变化。曲线中的这种波动造成修正误差在70%反射

下为 $\pm 10^{\circ}\text{C}$ ，在50%反射下为 $\pm 7^{\circ}\text{C}$ 。为了在70%反射下达到修正精确度为 $\pm 4^{\circ}\text{C}$ ，烧燃室火团温度必须在 $\pm 15^{\circ}\text{C}$ 范围内。频率分析表明，燃烧室辐射在性质上属于宽频带。

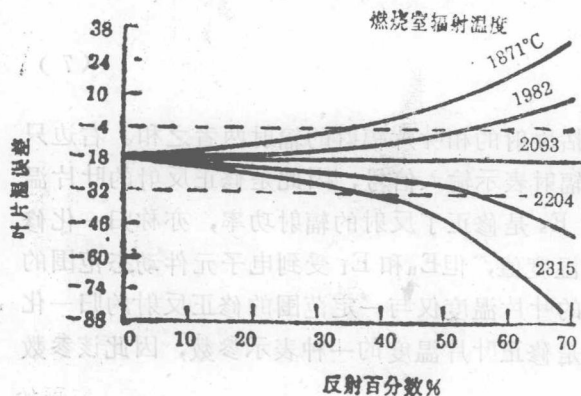


图10 燃烧室辐射温度改变和不同反射百分数对叶片温度准确度的影响

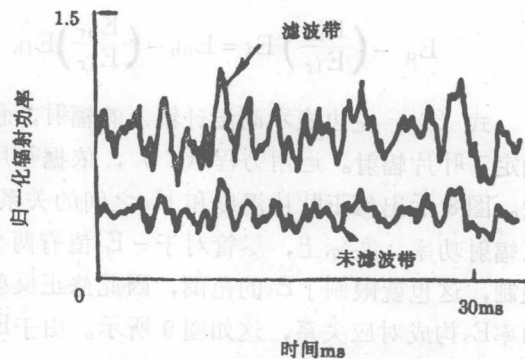


图11 两个测量频带的燃烧室辐射随时间的改变

图12示出火焰温度波动对涡轮叶片翼面温度测量精确度的影响。可以看出对低反射涡轮导向器情况，火焰温度波动有一定的影响，对于最大反射能量的涡轮导向器，火焰温度波动引起翼面温度误差急剧增加；对于高辐射涡轮叶片，火焰温度波动影响很小。双光谱区高温计工作得很好，整个测量误差在 11°C 。

六、信号饱和和处理

信号饱和是在大量辐射存在于高温计视场中时产生的。当反射分量超过了叶片辐射时也产生信号饱和。在信号饱和情况下，指示出的金属温度误差很大。舍弃受影响的数据，保留剩下的数据可以修正这种误差。由于相对涡轮视场位置饱和的产生是随机的，因此，对某一测定位置舍弃的数据可以由下一次运行试验测得的可靠数据代替。

这种方法可以用于叶片翼面温度的测定及涡轮过热的防护。由于不同使用中温度适时修正的准确性和频率可能变化很大，因此应利用不同的信号处理方法。由于被处理的转速取决于信号饱和和频率，而饱和频率对各类发动机之间变化又很明显，因此首先要测定叶片温度值的收敛随转数的变化。

对于涡轮超温保护，应确定轮盘中所有叶片各个最高温度的平均值。最重要的是尽可能快地适时修正测量结果，因此，处理时间必须保持最短。在最高叶片温度邻域，只要把数据分类，就能极大地减少计算时间。为了进一步提高处理速度，所有数据必须先修正反射，

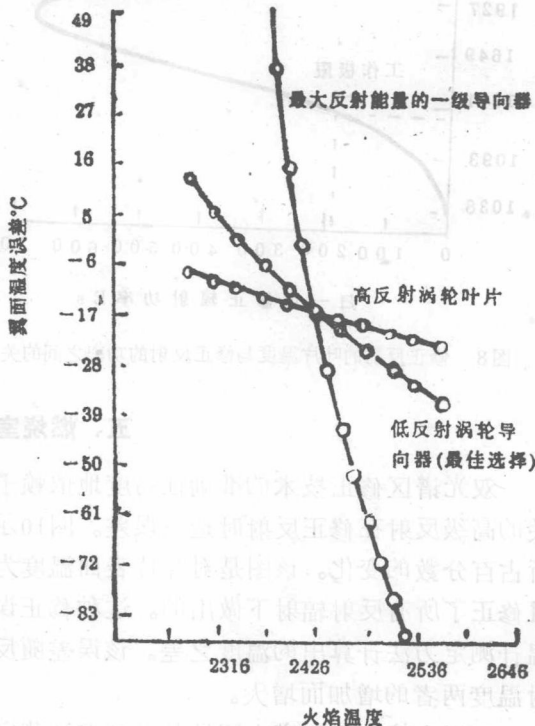


图12 火焰温度波动对翼面温度测量精确度的影响

后进行分类 典型研制机的结果表明,对平均最高叶片温度,至少每秒钟适时修正两次。所有数据和信号的处理是通过试验台上的小型计算机进行的。尽管这种方法适用于涡轮平均最高温度的测定,如果要测定叶片翼面温度,这种方法并不能给出最佳的结果。叶片翼面温度是通过把未滤波带的数据分类,然后修正反射测得的。对未滤波带分类,也就是分出数据中存在的反射分量,这样就能减少反射修正的误差。每个保留的未滤波带数据点伴有一个同时采集的相关的滤波带数据点。然后利用这两个值去修正反射。对每个涡轮叶片,利用所采集的数据点每两微秒进行一次这种处理过程。通过换算数据分类过程中所有转速来修正涡轮转速的变化。

七、高温计在发动机上的测量数据

高温计系统,无论是用作测量热端部件温度分布的高级装置,或是用作高效涡轮冷却的研究工具都能提供最需要的大量数据,并且还能防止一系列发动机问题。经验表明,涡轮叶片温度与叶型的冷却空气流量关系很大。在无冷却叶型情况下,可以获得高温计和热电偶所测量的温度间一种良好关系。

图13示出低压涡轮无冷却叶片热电偶和高温计测量温度的比较。这些数据的偏差都处在所允许的两个传感器系统误差带和有关的位置容差范围内。

图14示出5000轴马力(3677.5kw)发动机高压转子涡轮叶片受压面的扫描图线。该图线区别出一种在多路后通道中心区由剩余陶瓷芯引起的过热叶片。缺乏冷却而导致全功率下过热。其它一些比典型叶片热的叶片经受了供气通道中由仪器引线造成的局部通道堵塞。图中标注“标记叶片”的叶片涂复一层火焰喷涂氧化铝条带在叶片表面上。这种标记起了一种定位和指示的作用。它很准确地确定了扫描图线同叶片上辐射位置的关系

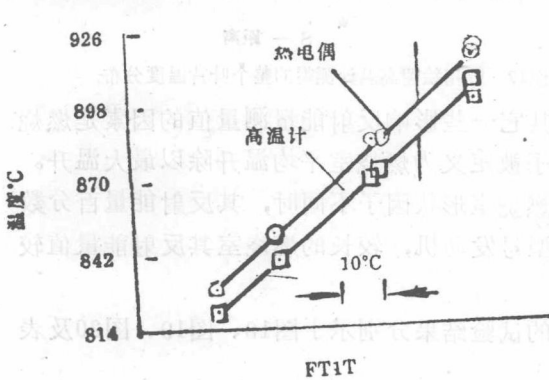


图13 高温计和热电偶指示温度的比较

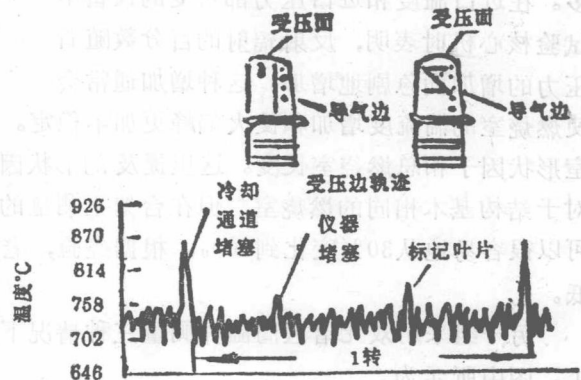


图13 具有过热叶片和“标记叶片”的高压涡轮温度扫描图线

图15示出一种比典型叶片冷的叶片。这种情况对发动机没有危险。分解时发现,型芯座焊接破坏,因此由于叶尖孔过大增加了冷却空气流量。

前面图6 示出发动机部分功率下在试车台检测时应用高温计采集的第二级涡轮叶片的扫描图线。测量时高温计装在后涡轮检验口向前观测高压涡轮第二级叶片的吸气边。扫描图清楚地表明很低温度下三排叶片的冷却问题。

图16示出部分功率下应用高温计采集的温度扫描线。这种图线示出了叶尖过热,并且在叶外环空气密封之间产生磨损后出现的。

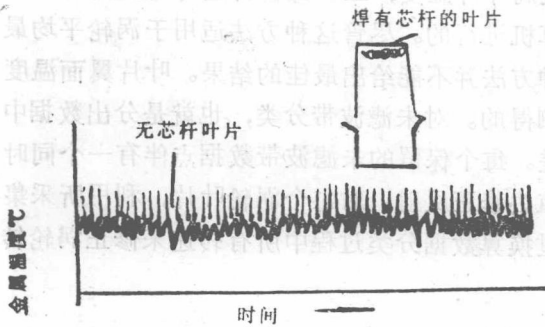


图15 具有过冷却叶片的高压涡轮温度扫描图线

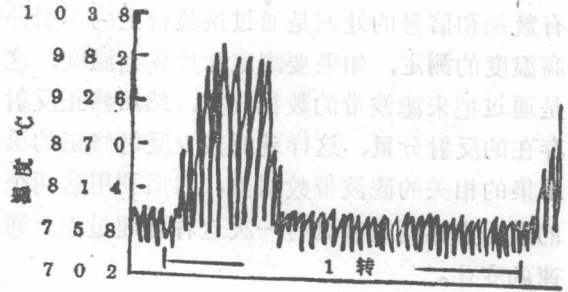


图15 叶尖磨损产生的温度扫描图线

整理一系列单个的温度测量值可以绘制每个叶片的等温曲线图。图5给出的安装方法在整个绘图中采集了不同的叶片温度视图。这种定角透镜系统能够用于叶片缘板的整个绘图。图17示出采用纺锤形转子进行绘图试验的结果。

反射辐射不断地限制了高温计的应用。试验经验表明，反射辐射的百分数强烈地依赖于发动机工作温度。因此，在海平面起飞状态下测得的辐射能量，其反射能量所占百分数比在部分功率下运行的发动机测得的反射能量值高。入射到高温计视场中的炽热碳粒和火焰峰，在较高功率下出现次数多得多。在进口温度和进口压力都可变的设备中试验核心机时表明，反射辐射的百分数随着压力的增加而急剧地增加。这种增加通常会使得燃烧室的湍流速度增加和使火焰峰更加不稳定。其它一些影响反射能量测量值的因素是燃烧室形状因子和总燃烧室长度。这里提及的形状因子被定义为燃烧室平均温升除以最大温升。对于结构基本相同的燃烧室，但在台架上测量的燃烧室形状因子不同时，其反射能量百分数可以很容易地从30%变化到60%。根据经验，老型号发动机，较长的燃烧室其反射能量值较低。

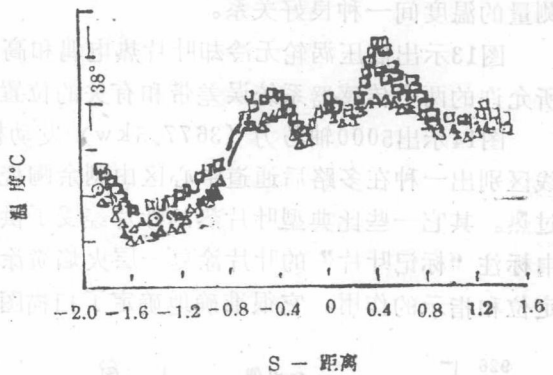


图17 应用绘图高温计测得的整个叶片温度分布

另一组采用双光谱区高温计测量三种情况下的试验结果分别示于图18、图19、图20及表1。图中所示为

- 情况1：代表典型涡轮进口导向器状态，即具有最大反射能量情况；
- 情况2：代表涡轮进口导向器处于最小反射能量的状态（导向器辐射最大和火焰辐射最小）；
- 情况3：代表涡轮叶片处于比较高的反射能量值的状态。

当研究非灰体翼面对翼面温度测量精确度影响时（图18），具有最大反射能量的一级导向器和低反射导向器均对 ϵ 的变化十分敏感，而高反射涡轮叶片却不敏感。

在研究非灰体燃烧室火焰对翼面温度测量精确度影响时，出现了类似于图12所示的规律。高温计读数偏差12℃时（图20），引起的翼面温度误差达84℃。

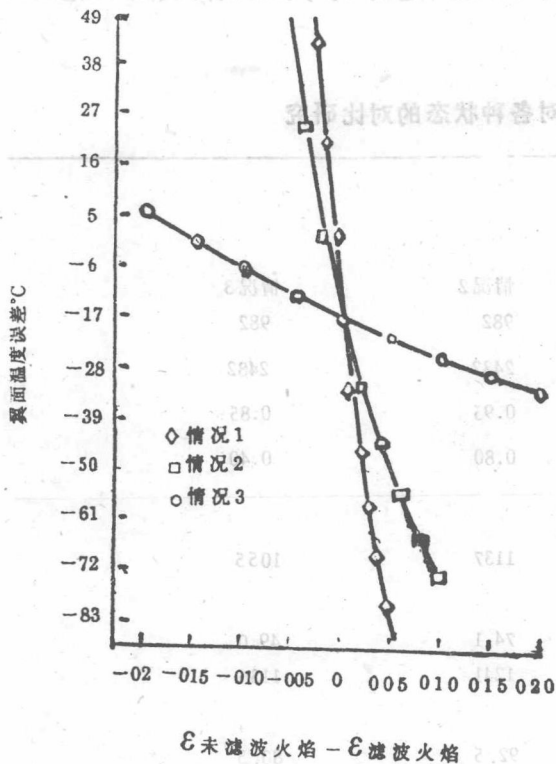


图18 非灰体翼面对翼面温度测量精度所产生的影响

表1所列结果表明,对于滤波情况,当反射能量在滤波高温计信号中所占比例为98.7%时,其测量温度达1477°C,比低反射导向器测量温度1241°C高236°C,两者温度分别比假定情况高495°C、259°C,因此对导向器叶片的测量高达几百度的误差,其典型变化结果示于表2。显然,采用高温计测量高反射的导向器叶片必须采用降低反射辐射方法或研究控制反射能量的问题。

八、几种控制反射能量的方法

改进高温计系统,提高双光谱区高温计的使用能力,关键的是使高温计能适合大量反射能量存在的场合。如果一个高温计系统仅能对70%至75%的反射能量存在情况进行准确测量,该系统仍然不能在涡轮进口导向器或燃烧室火焰筒表面进行测温。然而,若有一种有效的方法能大大减小来自导向器信号中反射能量的比例,则上述高温计系统仍

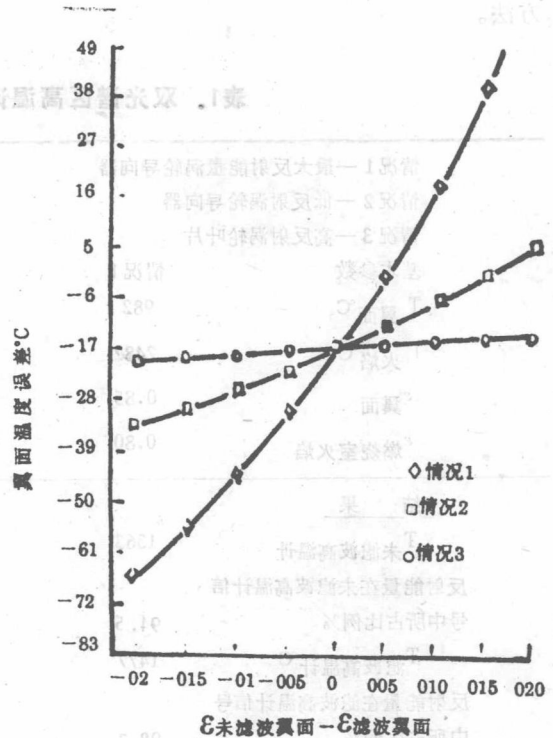


图19 非灰体燃烧室火焰对翼面温度测量精度所产生的影响

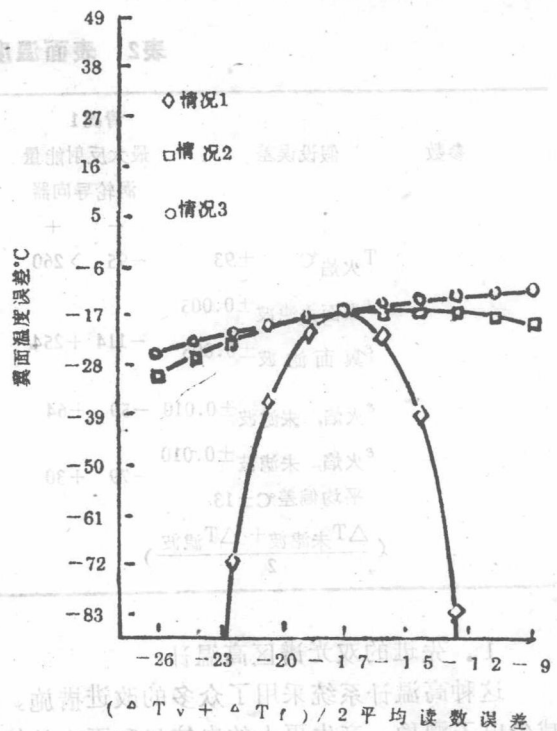


图20 高温计读数偏差对翼面温度测量精确度的影响