

电反推系统适航分析

Airworthiness Analysis of Electric Thrust Reverser System

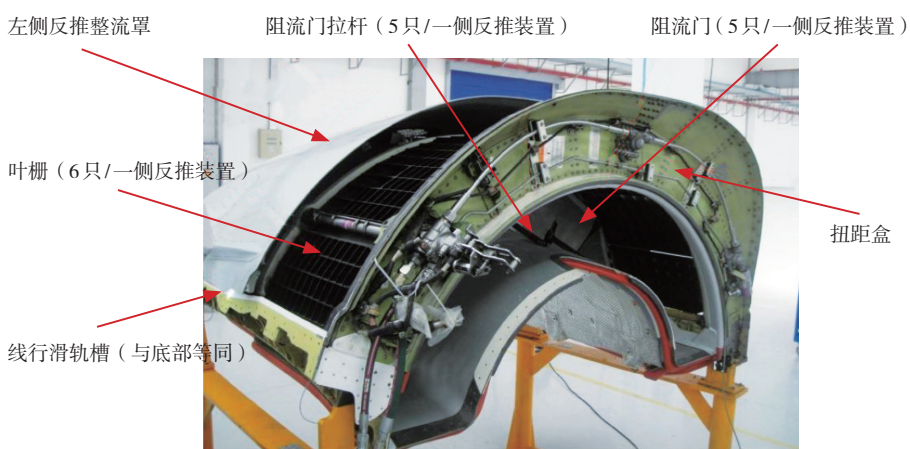
■ 付尧明 任善全 闫锋 / 中国民用航空飞行学院

相较于传统反推系统，电反推系统在低温性能、维修性、故障探测和健康监控等方面具有较大优势，而且与多电飞机架构兼容性更强，但各国适航当局尚未针对电反推系统制定出相应的适航规章。

反推系统由反推装置、反推控制系统和反推指示系统3部分组成，为飞机降落或中止起飞提供必要的反向推力，与飞机刹车系统一起可有效减少刹车距离。目前民用飞机反推系统驱动方式多为液压驱动，但其结构复杂，液压能利用率低，故障率较高，容易导致反推意外打开或无法打开，使飞机无法正常降落。相较于液压驱动的传统反推，新一代民航客机采用电机驱动的反推系统则更可靠、更安全且经济性更高，同时也顺应了多电、全电飞机的发展趋势。

液压式反推系统

根据操纵驱动机构的不同，民用飞机发动机的反推系统主要分为气动式、机械式、液压式和电动式4种，其中液压式是目前应用最广泛的反推装置类型。液压驱动的反推装置主要有挡板式、瓣式和格栅式3种。以应用最广的格栅式为例，主要由叶栅盖、阻流门拉杆、作动筒、阻流门和导流叶栅等组成，其反推力最高可达发动机最大推力的60%~70%，民用飞机中如空客A380、波音737等都是采用此类反推装置。传统的反推装置机械结构复杂，协调部件多，反推系统质量占短舱质量30%以上，使发动机经济性下降，



CFM56-7B 发动机反推系统结构

另外也容易产生故障导致事故发生。

电反推系统

相较于传统反推系统，电反推系统由电动作动器驱动，不需要过多装置配合工作，结构更为简洁，发动机整体质量轻，失效探测和健康监控能力强，而且更为可靠，同时也与多电、全电飞机的兼容性更高，顺应未来飞机发展趋势。现今使用电反推系统的有空客A350飞机的遛达XWB发动机和C919的LEAP-1C发动机等，本文主要以遛达XWB发动机为例，对电反推系统加以介绍。

电反推装置的外壳由两个滑动罩组成，每个滑动罩包括一个电动机、3个蜗杆机械作动筒和一组6

个的阻流门和拉杆。上、下作动筒包括带解锁手柄的主锁，解锁手柄附近有临近开关和作动筒位置传感器（在上、下作动筒上）。飞行员将油门杆推到反推位置同时需飞机达到符合降落条件后，主或次飞行控制计算机发出电子信号到配电系统（EPDS），EPDS给轨道锁、电磁阀通电，弹簧带动锁钩打开，发动机接口控制器(EIF)向电反推驱动控制器(ETRAC)发送打开指令信号，并给主锁供电，解开上部和下部作动筒的锁结构。ETRAC控制两台电动机，每台电动机通过挠性同步轴驱动同侧的中心作动筒，中心作动筒通过软轴驱动上、下作动筒打开滑动罩，然后带动阻流门打开到相应位置，

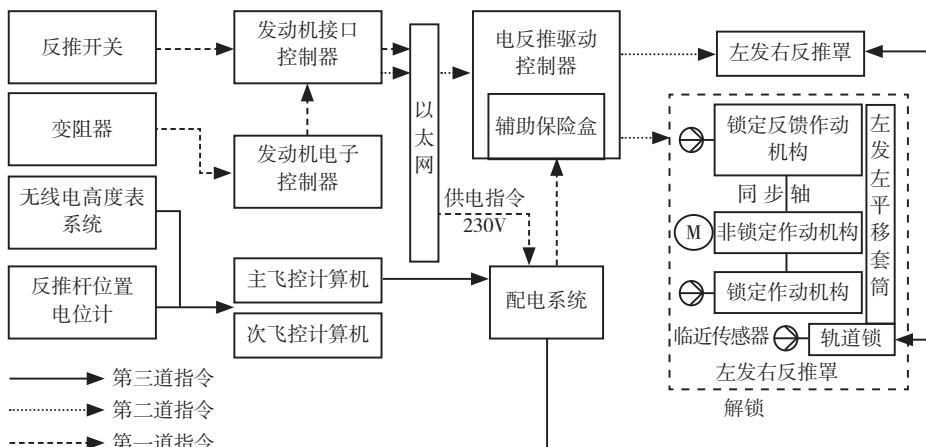
风扇排气气流经过阻流门和叶栅后反转，以一定角度向前排出，产生反推力，使飞机减速。当反推装置完全展开后，ETRAC就会断电，电机和主锁的机械装置保持解锁状态。

电反推系统适航审定分析

反推系统适航条款的制定是为了确保飞机和发动机的设计通过适航局的审定来避免反推系统的不安全隐患或其他故障。目前国内适航当局对于反推的适航条例只针对传统反推装置，因此应在对这些条款进行研究的基础上，针对电反推系统的适航审定要求及符合性验证等问题进行分析。

对反推装置的适航审定，包括中国民航局（CAAC）、美国联邦航空局（FAA）和欧洲航空安全局（EASA）在内的民航监管部门都有严格的要求，如CAAC颁布的民航航空规章（CCAR）中对反推系统的规定（见表1），分布在25部运输类飞机和33部航空发动机等两部适航法规中。

中国民航局在2011年11月7日第四次修订的CCAR 25.933关于反推系统的条款中指出，对仅预定在地面使用的发动机反推力系统，必须设计



电反推系统工作流程

为在飞行中处于任何反推力位置时，发动机不会产生大于飞行慢车状态的推力。此外，必须通过分析或试验，或两者兼用来表明满足下列要求：反推装置能收回到推力位置；反推装置处于任何可能的位置时，飞机能继续安全飞行和着陆。对于该项条款，其他国家和地区的适航规章要求则有所不同。FAA要求必须同时满足以下两个条件：反推装置能收回到推力位置；反推装置处于任何可能的位置时，飞机能继续安全飞行和着陆。而EASA要求只需满足以下两个条件中的一个即可：反推装置处于任何可能的位置时，飞机能继续安全飞行和着陆；表明发生空中反推打开的可能性

极小，且空中反推装置打开不会由单个失效或故障导致。

对于安全性相关的要求，电反推系统较传统反推系统应更为严格。例如，电反推系统必须同时满足上述两条要求，并且还应满足：规定使用阶段是从着陆接地一直到正常着陆速度，产生反推力；在速度达到决断速度时可获得最大反推力，在此时可以中断起飞；如果按照25.933(a)条款要求设计的反推系统，发生空中意外打开时飞机系统要控制发动机推力降到飞行慢车状态。

而33部则主要是对反推装置的系统试验提出了要求。CCAR 33.97条款和FAA的FAR 33部内容一致，而EASA的适航法规在多年的条款修订和演变过程中，在具体细节方面呈现出一些不同，这也是在做相关研究时须着重注意的地方。由于电反推系统结构与传统反推差别较大，关于试验的条款也未说明对于电反推系统是否适用，所以还需进行具体的分析或试验来加以验证。

表1 CCAR中关于反推装置的条款概况

条款	要点
CCAR 25.901 (c)	失效分析
CCAR 25.903 (b)	安装隔离
CCAR 25.933	保证飞机能适应或消除反推力系统带来的不安全隐患和各种故障模式
CCAR 25.934	满足33.97条款的要求
CCAR 25.1155	有设计措施以防止飞行中误触操纵器打开反推
CCAR 25.1305 (d) (2)	指示装置能够指示反推位置信息
CCAR 33.97	反推装置的系统试验

电反推系统适航审定要点对探

目前，适航当局还没有针对电反推



飞机在降落过程中打开反推装置（摄影：魏萌）

系统制定具体规章，为满足民机电反推系统适航取证的需要，依据现有适航规章要求和电反推系统的结构特点，可以从设计、安全性、可靠性、功能检验、机电作动系统和符合性验证方法等方面，对电反推的适航审定要求及符合性验证等相关问题进行探讨。

在设计方面，电反推系统的控制过程与传统反推有所不同，电反推用电缆替代管路进行电力传输，因此在适航审定阶段要仔细审查电路布局和控制线路，保证有至少3条不同的冗余控制线路，保证反推不会因为某条线路故障而无法正常工作。对仅供地面使用的电反推系统，要有相应的控制命令抑制其在空中因人为或机械故障而意外打开，保证飞机安全。若电反推意外打开，也要有相应的控制指令控制飞机提供相应补偿，使反推意外打开的影响降到最低。

在安全性方面，反推装置的失效模式主要有空中意外打开和无法

打开，都与反推装置的机械防锁和控制系统及相关线路有关。因此，要保证发动机电反推失效发生概率小于 10^{-9} /飞行小时，通过故障树分析电反推系统来确定不能有单一故障导致反推意外打开。对于出现空中意外打开后保证飞机安全飞行和降落的措施，可通过全权限数字式电子控制系统（FADEC）控制反推推力及其他系统提供的飞行状态补偿，避免飞机失速。

在可靠性方面，审定过程中要对电反推系统进行定量和定性的系统安全性分析，分析结果应为飞机不会因为反推系统故障发生任何灾难性事故。同时要求系统中电子元器件及其他机械结构都有一定的可靠性，避免系统因可靠性过低发生故障。

在功能检验方面，在审定过程中可以对发动机进行风洞试验来验证飞机可靠性并验证反推效率和静压等气动指标。另外，对于飞机机型审定时要从操纵性方面对反推系统进行审定，避免因电反推意外打

开而影响飞机的操纵性，导致事故发生。

机电作动系统是电反推系统的关键部分，在适航审定过程中要关注机电作动系统的非指令信号（如振荡和噪声等），并关注传感器发生非指令信号故障和振荡故障等。此外，还须关注机电作动系统的传动效率、整流罩左右作动筒的同步驱动等，验证是否会因上述问题导致电反推系统失效或故障。

对于上述适航条款的符合性验证方法可以采用设计说明、安全性评估、分析计算、发动机台架试验、飞机试验、模拟器试验和设备鉴定等，可以从操纵性、可靠性、操纵性/可靠性组合和锁紧反推装置等4个方面表明其符合性，例如，可参考EASA AMC 25.933（a）用基于操纵性和可靠性的符合性验证方法。

结束语

传统反推技术相对成熟，但结构复杂，发生气流泄漏后容易使飞机性能下降，而且在空中意外打开率较高；而电反推系统结构简单，使发动机质量明显减轻，可靠性更高，可以很好地与全电飞机兼容。但电反推目前尚属于较新的技术，航线使用经验较少，技术成熟度仍较低，因而对于电反推的适航审定，除了要满足针对传统反推系统的相关适航条款要求，还应依据其自身特点对其安全性、可靠性和操作性等方面提出适航审定要求，为今后我国研制的飞机电反推系统的适航审定提供一定思路。

航空动力

（付尧明，中国民用航空飞行学院，教授，主要从事民机适航维修与可靠性工程研究）

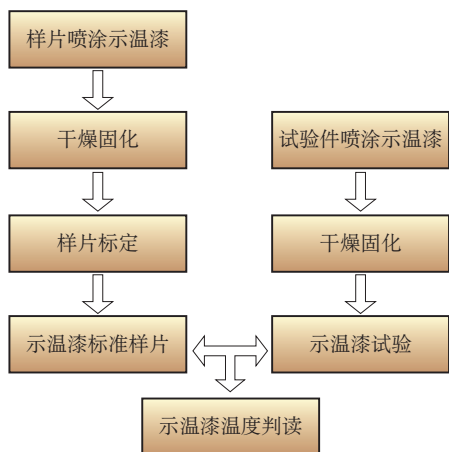


图1 示温漆测温流程

显示最高温度。示温漆测温流程如图1所示，在利用示温漆进行温度测量时，首先根据测试温度范围，选取示温漆相应的类型，并制作标准样片；然后对被测零部件表面进行吹砂、清洁等工艺处理，将示温漆喷涂于待测表面，经常温下一天或放入烘箱数小时烘烤的干燥固化后再进行示温漆试验；试验后，将被测件变色结果与标准样片进行比对，从而获得被测表面的温度分布。

在20世纪50年代，英国罗罗公司就已经广泛采用示温漆测量涡轮叶片的表面温度分布情况，测温范围为240 ~ 1600℃，判读精度达±20℃。美国热漆温度技术(TPTT)公司生产的示温漆等温线测量精度达±17℃。国内相关的试验团队已经完全掌握了示温漆试验的整个流程，且积累了一定的测试经验。

晶体测温

美国、德国以及俄罗斯等国家在晶体测温技术这一领域都有较深入的研究，并将其应用于燃气轮机涡轮叶片的温度测量。晶体测温原理是原始晶体在高温作用下其内部晶体结构会产生变化，从而出现晶体缺陷，而高温环境对该晶体缺陷

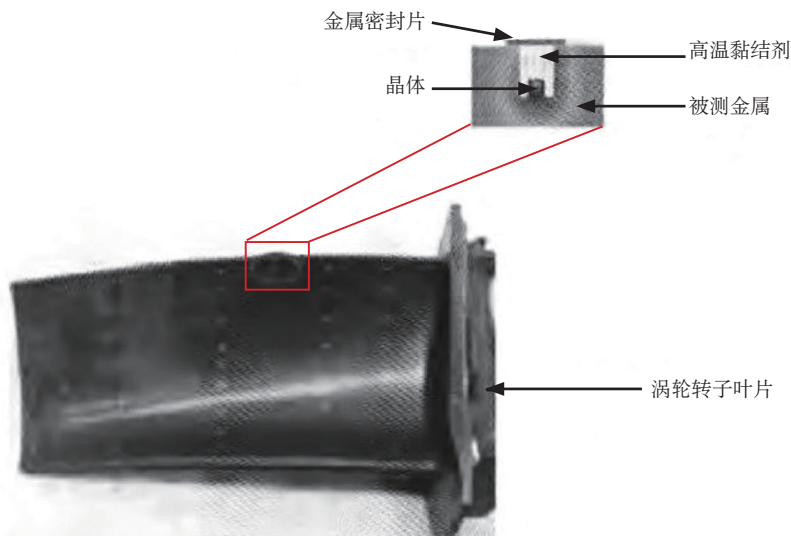


图2 晶体安装图^[1]

可以复原，所以通过检测晶体晶格的缺陷程度，并查找其与所测温度之间的关系曲线，即可得到对应的高温环境温度。

晶体安装示意图如图2所示，在被测叶片表面打好小孔，将辐射过的晶体埋入，用高温黏结剂封装，待黏结剂干燥后，在其表面焊接薄金属压片进行封口。晶体测温技术的优点有尺寸小、质量轻、无引线、精度高等，缺点在于只能测试变化过程中的最高温度且不能实现在线测试，特别是在被测物表面开孔埋设晶体时需要对被测件进行强度评

估。晶体测温范围为300 ~ 1450℃，测温精度达±5℃。

西门子公司在SGT-800燃气轮机研发过程中，通过在其第一级静子叶片和转子叶片叶身上安装90个晶体传感器，测得了精确的叶片温度分布。图3给出了第一级静子叶片和转子叶片晶体测点位置和经过晶体校准后的温度分布云图。

光学高温计测温

光学高温计主要应用于燃气轮机涡轮转子叶片的温度测量，可以实时提供叶片表面连续的温度数据。但其主要缺点是需要提前获知叶片

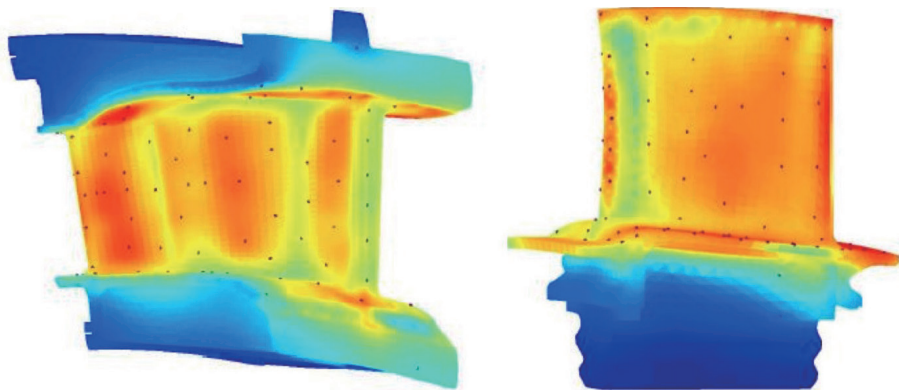


图3 经过晶体校准后的第一级静子叶片和转子叶片温度分布^[2]

表面发射率，用来计算叶片表面温度，同时其精度受到叶片周围其他部件表面反射的影响。

光学高温计原理是利用光的辐射强度来测量叶片表面的温度，通过光电探测器将辐射强度转为电信号，根据辐射水平推导出叶片表面温度。高温计探针结构如图4所示，主要包括光学系统、传输系统和探测系统。光学系统通过反光镜及其到测量叶片表面的距离来确定测量区域，传输系统将光学信号传输到外面的探测器中，探测系统主要部件为一个光电二极管，可以将辐射信号转换成电信号。

光学高温计已经广泛应用于燃气轮机涡轮转子叶片的温度测量中。西门子公司在V84.3A的研发过程中使用光学高温计对第一级转子叶片表面温度进行了测量，并研究了不同波长对温度测量结果的影响，如图5所示。高温计在使用时需要考虑的主要问题是高温计在真实状态下的标定、安装和操作空间是否足够等问题。

传热组合量的测量

传热学常用的一些宏观量都是组合物理量，其测量方法和原理往往比较复杂。但这种测量可以为叶片的设计和验证提供更为有用和详细的信息。

热流密度测量

对于一些外换热系数试验或者内换热系数试验，还需要测量热流密度。目前热流密度主要使用金属或者合金的薄膜热通量计来测量，国际上常用的薄膜热通量计已经较多，如日本京都电子(KEM)公司的TM1、TR2、TR6等型号，法国坎普泰克(Captec)公司的HS-9010、HS-30等型号，适用于低温叶片试

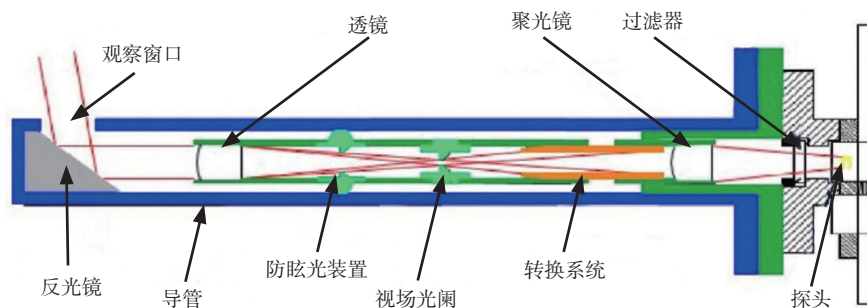


图4 高温计探针结构示意图

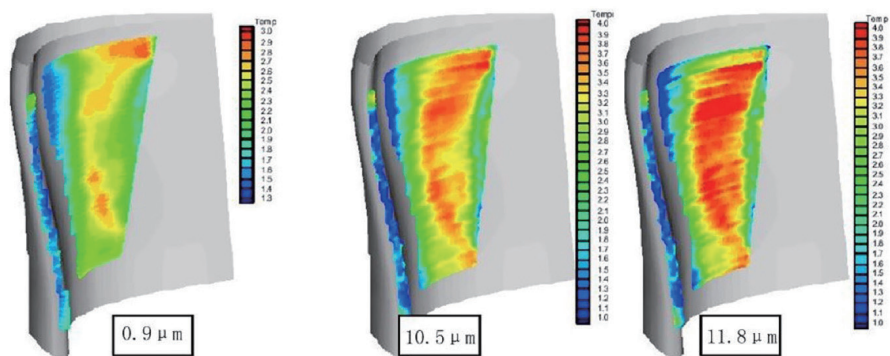


图5 不同波长的光学高温计下温度测量值^[3]

验；美国国际热仪器(iTi)公司的HT-50、C-3500等型号，可适用于高温的叶片试验，具体如表2所示。国内也在不断开发各种热流量计，但大多局限于小规模应用，实现商用的不多。热流密度的测量可以大大简化换热系数的测量，但由于引线 and 信号导出困难等原因，在叶片内表面的使用很少。

气膜有效度测量

气膜有效度是叶片冷却设计的关键参数之一，虽然有大量文献可供参考，但对于新设计的叶片，气膜有

效度仍需通过试验确定。早期的气膜有效度试验需要将主流燃气加热到一定温度，供入冷气，测量壁面的绝热温度，再计算气膜有效度。这种测量方法需要一定的高温或者中温条件，测试系统比较复杂，测量真实叶型难度较大。20世纪90年代，压力敏感漆(PSP)技术开始用于测量叶片的气膜有效度^[4]，该技术使气膜有效度的测量在常温下即可实现，测量系统更为简单，且测量精度高、可重复性好。经过30年的发展，压力敏感漆技术已经成为气膜冷却试验研究的主

表2 热通量计性能参数

生产厂商	型号	量程 / (W/m ²)	精度	使用温度范围 / °C
日本京都电子公司	TM1	11600 ~ 3500	—	-40 ~ 150
法国坎普泰克公司	HS-9010	± 200000	优于3%	-200 ~ 200
美国国际热仪器公司	HT-50	± 3140000	优于5%	-250 ~ 980

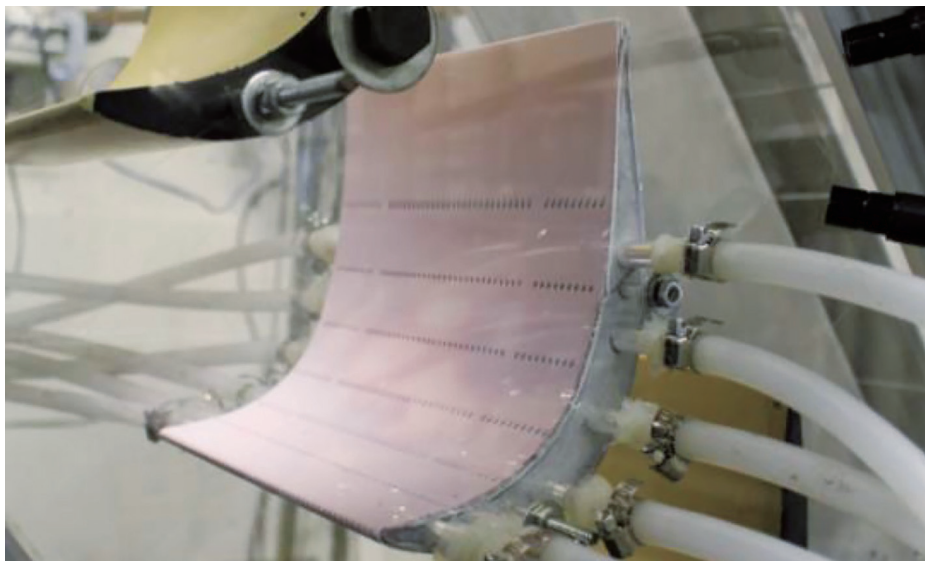


图6 压力敏感漆测试气膜试验件^[5]

要手段。西北工业大学、清华大学、西安交通大学等科研机构已具备PSP的试验能力。PSP原材料早期依赖于国外进口，价格昂贵，最近十几年来，我国已经研制出了国产化的压力敏感漆涂料，并用于试验。图6为美国得克萨斯州农工大学的气膜试验件，其表面已喷涂了压力敏感漆，该试验对0.8的气膜有效度测量不确定度为1%，对0.07的气膜有效度测量不确定度为10.3%。

笔者所在团队正在开发的燃气轮机的气膜有效度测量使用了PSP技术，测量结果显示，试验值和预测值较为接近。该试验是叶片冷却设计最重要的试验之一，为冷却叶片的开发提供了宝贵的数据库。

换热系数测量

一些种类的液晶材料在不同温度下将显示出不同的颜色，因此可以用来测量温度。但其可测的温度值一般较低，大部分液晶的测温范围在-20 ~ 120℃，美国豪尔科斯特（Hallcrest）公司研制的SPN/R30C20W型液晶，其有效测温范围为30 ~

60℃。研究人员将稳态液晶用于气膜有效度和换热系数的测量，但依然存在热损失估计不准、标定严格、试验周期长的问题。使用瞬态液晶（TLC）技术则可以避免这些问题。目前瞬态液晶已经被广泛用于测量换热系数，其优点是可以方便地测量真实叶片的内表面换热系数，并能够在较低的温度下完成试验，试验难度大大降低。目前，西北工业大学、清华大学等具备该试验能力，在高换热系数工况下，西北工业大学的叶片内换热系数测量不确定度在10%以下。

笔者所在研发团队也使用了TLC技术测量真实叶片的内换热系数。测量结果显示，公开文献的关联式计算值和试验值量级接近，但实际数值还有一定偏差。这对叶片的冷却设计提出了一定的不确定度的要求。

结束语

燃气轮机涡轮叶片冷却设计需要经过多项试验进行验证，而常用的测试手段是这些试验的基础，为燃气

轮机涡轮叶片的设计和开发提供了保障。基于笔者所在研发团队的经验，使用热线风速仪、压力敏感漆、瞬态液晶等技术可以测量并获得想要的数数据，且精度较好。使用晶体、示温漆、光学高温计等，还没有完整的试验结果，但从已有的试验结果和研究文献来看，其准确度也比较高。简言之，目前的传感器和测量技术能满足叶片研发中的试验任务，但旋转状态下的测试技术、燃气轮机整机环境下的测试、高温高压下的连续在线监测、基于真实环境的更加精确的标定技术等，还有待于进一步发展。

航空动力

（王博，杭州汽轮动力集团有限公司，工程师，主要从事燃气轮机涡轮叶片冷却设计及试验研究）

参考文献

- [1] 王超, 苟学科, 段英, 等. 航空发动机涡轮叶片温度测量综述[J]. 红外与毫米波学报, 2018, 37(4):501-512.
- [2] 王列科, Lorstad D, Axelsson S, 等. 50MW级SGT-800型西门子燃气轮机的性能验证[J]. 燃气轮机技术, 2014, 27(4):1-6.
- [3] Markham J R. Simultaneous short and long wavelength infrared pyrometer measurements in a heavy duty gas turbine[C]. ASME paper, GT2001-0026.
- [4] 刘波, 周强, 靳军, 等. 压力敏感涂料技术及其应用[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2):225-233.
- [5] Nikparto A, Rice T, Schobeiri M T. Experimental and numerical investigation of heat transfer and film cooling effectiveness of a highly loaded turbine blade under steady and unsteady wake flow condition [C]. ASME paper No. GT2017-65012, 2017.

涡轮进口热斑迁移特性研究

An Investigation of Hot Streak Characteristic at Turbine Inlet

■ 马慧文 朱江楠 苗辉 / 中国航发研究院

航空发动机燃烧室的出口气流不均匀会造成涡轮入口处存在明显的局部高温现象。针对高温热斑开展精细化研究，明确其影响因素、迁移路径以及在后方各级叶栅中的具体作用，提出降低热斑消极影响的解决方案，可以从细节上进一步提升涡轮的总体效率。

在发动机中，因燃烧室自身结构、燃烧组织及冷却机制的综合作用，实际出口流场与温度场往往存在明显的周向和径向温度梯度，燃气核心区温度明显高于周围流体，局部的最高温度可以达到最低温度的两倍左右，接近甚至超过了金属材料的热屈服值，这种局部的高温气流被称为热斑，如图 1 所示。热斑在进入高压涡轮级后，冷热气流在流道中按不同的路径发生迁移。同时，动静叶排之间相对运动使高低温流在叶排间产生迁移，给涡轮叶片带来明显的热负荷分布不均匀现象。这种现象造成叶片表面局部过热甚至烧蚀失效，极大地影响了叶片的可靠性和寿命，在转子叶片压力面上尤为显著。

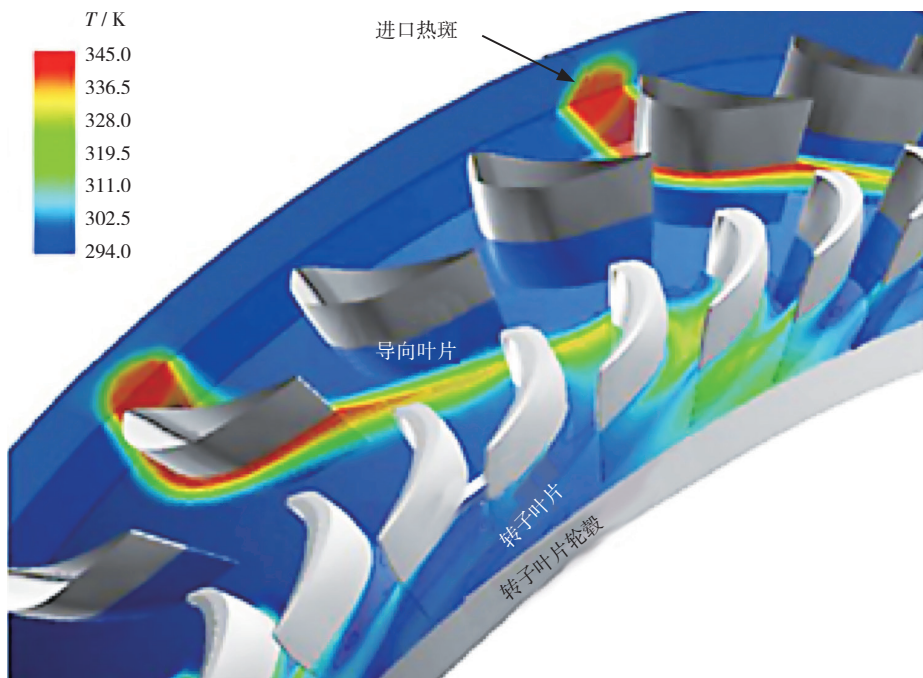


图 1 涡轮入口处温度场热斑

热斑的迁移特性

早在 20 世纪 40 年代，美国海军军械实验室 (US Navy Ordnance Laboratory) 的蒙克等人就注意到涡轮进口附近存在局部高温并进行了理论推导，认为由燃烧室出口温度不均匀现象产生的热斑不会对涡轮第一级静子叶片流场造成影响，但对转子叶片流场与温度场的改变较为明显。涡轮进口总压分布的不均匀性会使静子叶片栅流道中的流动形态发生一定的变化，并由压力梯度产生二次流。此后，美国国家

标准协会 (American National Standard Institution) 的蒂尔斯和国家航空航天局 (NASA) 的埃尔默等人分别通过对燃烧室内部温度场与第一级涡轮叶栅通道温度场进行测量，证实涡轮入口处温度存在不均匀现象。在转子叶片通道中，热斑的迁移特性有冷热气流分离、时序效应、浮力以及二次流等 4 个主要诱因。

冷热气流分离

热斑的存在以及涡轮级中冷却

气流混合作用在主流中 (在完全掺混前可视为独立流动的多股冷热气流) 有不同的迁移流动路径。因而温度相对较高的热斑流在旋转坐标系中的速度高于主流和其他低温流体，且在流动过程中向着压力面偏移，同时低温流体倾向于在转子叶片吸力面汇集，由此发生冷热气流分离。在冷热气流分离效应下，动力压力面的热负荷急剧增大，时均压力面最高温度可高于前缘最高温

度35%，冷热流分离在燃气轮机和火箭发动机涡轮泵转子叶片中会导致高达100~240K的温差。另一方面，在有导向叶片尾缝冷气和涡轮入口热斑同时作用的转子叶片表面，这两股气流会汇集在不同位置上，不能用来彼此中和。

时序效应

时序效应的影响是出自于涡轮级中动静交界面处，热斑的周向位置在动静叶排间的非定常干涉环境中会随着转子叶片旋转频率而呈现不断地摆动（见图2），在1个转动周期内的摆动幅度可以达到20%叶栅节距。在有热斑存在的情况下，即使很小的转静干涉也会造成很可观的温度变化，普惠公司的研究人员利用简单径向平衡方程数值模拟的方法对热斑在涡轮转子叶片上的热负荷进行了定性与定量研究，发现在导向叶片出流角 $\pm 3^\circ$ 内波动时，转子叶片排入口周向时均温度变化甚至会达到100K，可想而知，更大的转静干涉会引发更强烈的温度变化。

一方面，从涡轮叶片几何布置来看，转子叶片温度场会随转子叶片和静子叶片数量比变化，为了降低热斑时序效应的影响，选取最优转子叶片和静子叶片数量比十分必要，可以最大程度地降低热斑对涡轮转子叶片造成的热负荷。如图3所示，导向叶片与转子叶片数量之比为3:5时转子叶片表面有最低程度的温度不均匀性，是最优的转子叶片和静子叶片数量比。在多个热斑作用的情况下，英国杜伦大学的研究人员用多叶片排三维黏性非定常数值计算程序研究了一个跨声速涡轮中的热斑通道数比（进口热斑数

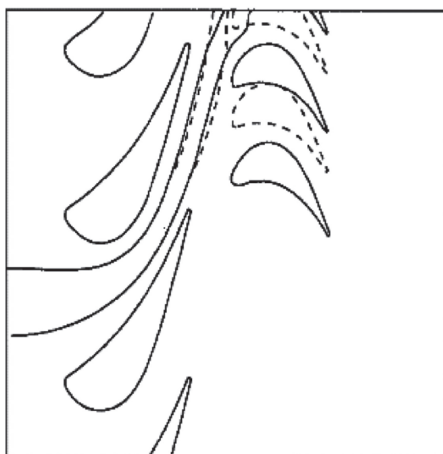


图2 转静干扰导致静子叶片出流角波动与转子叶片通道流场变化

目与涡轮导向叶片数目之比)效应，并发现不同通道数比下，转子叶片热负荷对热斑时序位置变化的敏感程度不同，其中当通道数比为1:1时，转子叶片热负荷对热斑时序位置的变化较敏感，但当通道数比为1:4时，转子叶片热负荷几乎不因热斑时序位置的变化而变化。

另一方面，热斑引入的周向径向位置差异也会造成时序效应的不同表现。从周向位置看，热斑对静子叶片完全无冲击时，转子叶片压力面上有明显的热流聚集，热流的径向迁移也十分明显；而热斑对静子叶片完全直接冲击时，在大部分叶高上的转子叶片压力面与吸力面的温度分布高度一致且较为均匀。更为重要的是，热流很少由压力面叶尖泄漏到吸力面区域，有效降低了局部高温烧蚀的风险。总之，进口热斑在正对第一级导向叶片前缘时可以有效地降低转子叶片和第二级导向叶片的热负荷，但也付出了第一级导向叶片热负荷增加的代价，在热斑完全冲击第一级静子叶片时，热斑热流与静子叶片尾迹混合后作用在转子叶片上的热负荷明显更小。第二级导向叶片上温度场与第一级转子叶片表现基本有相同趋势，但由于热流已与主流对流掺混，温度

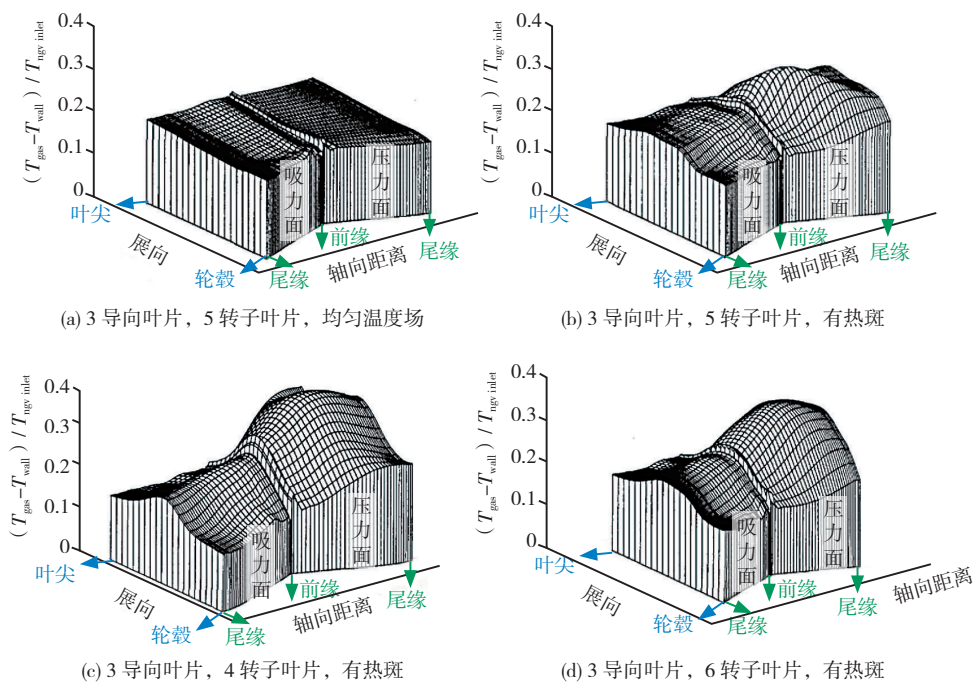
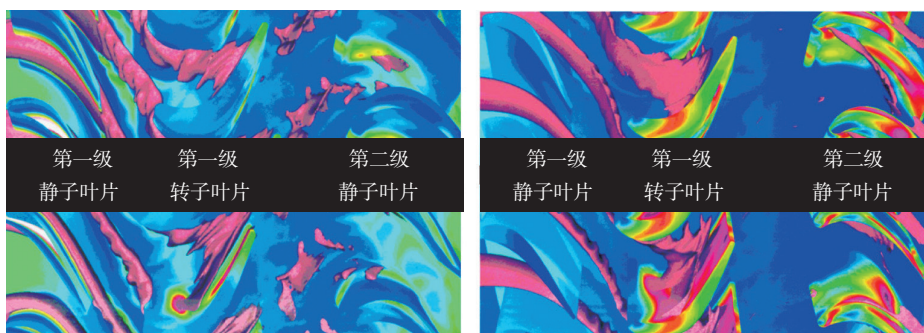


图3 转子叶片温度场随转子叶片和静子叶片数量比变化^[1]



(a) 最优情况：热斑在 40% 叶高正对冲击第一级静子叶片前缘
(b) 最差情况：热斑在 60% 叶高从第一级静子叶片通道中间通过

图 4 最优和最差热斑位置方案下的瞬时温度场对比^[2]

变化更小。从径向位置看，随着热斑径向位置的升高，转子叶片区域里轮毂的热负荷逐渐降低，机匣的热负荷逐渐升高。热斑在完全正对冲击第一级静子叶片下半部分（偏叶根方向）区域时有相对较轻的负面影响，如图 4 可见最优和最差热斑冲击方案下的瞬时温度场对比。

浮力影响

热斑在转子叶片流道中受到浮力影响会产生向轮毂方向的迁移。从局部来看，热斑的迁移特性受浮力影响很明显，浮力推动高温流体向轮毂位置偏移，使温度局部不均匀地升高，这种偏移的程度与热斑温度线性正相关，与流动系数的平方负相关。

二次流影响

热斑会改变转子叶片进口处温度压力以及速度场的分布，并由此产生相应的附加二次流，如图 5 所示。附加二次流会增强转子叶片压力面侧高温流体的径向迁移，使得迁移至转子叶片压力面附近的高温流体逐渐向上下端壁扩散，而在吸力面上附加二次流对高温流体径向迁移的影响相对较小。

热斑流动参数的影响

由于热斑源于燃烧室运行工况以及变化，所引起的热斑形状、旋流、温比、个数等特性参数的变化对热斑非定常迁移以及涡轮热负荷分布有一定影响。目前，大多数的热斑研究都以单个圆形热斑为对象，而实际燃烧室出口的热斑形态、大小、个数等特性往往是不尽相同的。

椭圆形的热斑由于与周围气流接触面积更大，导致其热斑径向掺混比周向掺混强烈。另外，热斑截面积较小时，转子叶片平均温度受热斑温比和形状的影响较小。热斑截面积较大时，因转子叶片轮毂二次流的影响，会产生额外的高温区。

热斑的温比在不同工况下差异很大，对下游涡轮部件的温度载荷分布造成直接影响，转子叶片压力面附近会产生间歇性的流动分离，致使热斑与转子叶片壁面之间出现一薄层低温流体，温比增加，则流动分离的产生频率增加。在采用强旋流燃烧器时，带热斑的旋流会引起叶片表面热负荷的显著增加，高压静子叶片局部甚至会增达 200% 之高。

叶栅结构对热斑迁移的影响

叶栅弯扭、非轴对称端壁和叶顶间隙等叶栅结构对热斑迁移的影响已经成为关注重点。通过控制静子叶片出口流场来调整热斑在转子叶片中的迁移是削弱热斑产生高热负荷区域的有效方法，叶栅弯扭等结构能够显著改变静子叶片出口流场分布，降低叶栅气动损失。图 6 所示的正弯叶型可以显著削弱热斑向转子叶片压力面的径向迁移，使转子叶片压力面和叶顶热负荷显著降低。叶顶间隙泄漏流动也对热斑的径向迁移有很大影响，叶顶间隙会增强热斑向转子叶片壁面的迁移，使转子叶片壁面时均温度增加。使用非轴对称端壁产生的附加二次流可以

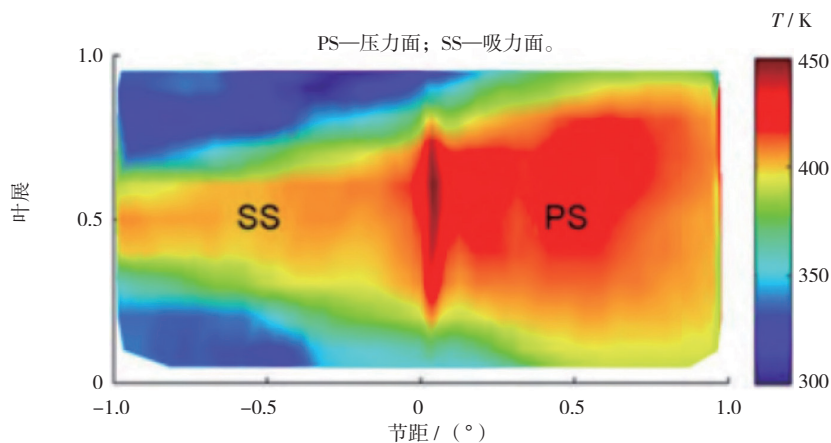


图 5 转子叶片壁面绝热温度分布^[3]

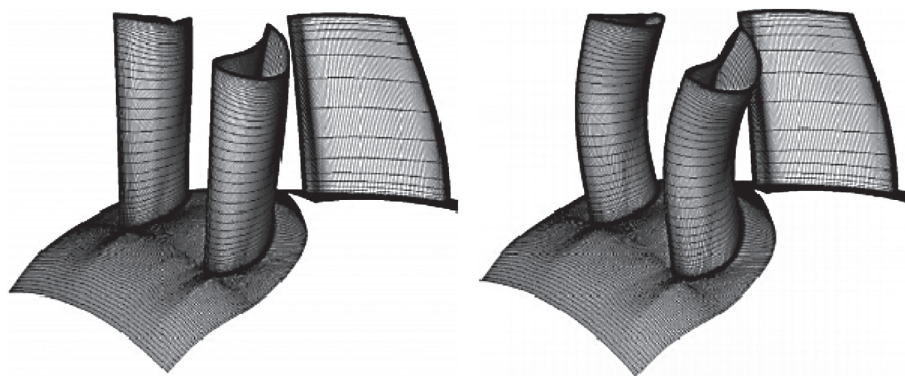


图6 涡轮静子叶片原始叶型与正弯叶型

有效削弱二次流损失，但对转子叶片壁面静温的影响很小，最大变化约为1%。另外，由时序效应影响可知，改变叶片数(或节距)对热斑迁移规律和转子叶片壁面热负荷影响很显著。导向叶片数较多时，转子叶片表面温度越低，原因是导向叶片数较多时，热斑流会被分配至各导向叶片通道，转子叶片表面温度因而降低，而转子叶片则存在能使转子叶片壁面时均热负荷最低的最优数量。

冷却气流对热斑迁移的影响

对于涡轮入口处温度场畸变的影响，热斑特性参数和叶型结构的合理选择可在一定程度上削弱热斑产生的高热负荷区域，目前可行性最高且应用较多的方法是采用先进的气膜冷却技术。对比其他冷却方法来说，气膜冷却结构效率更高，对冷却气流速度的限制更少，便于有针对性地减小热斑负面影响。

气膜冷却对热斑的削弱作用在不同位置差异很大，前缘冷却气流主要削弱了轮毂区域高温区，压力面冷却气流对热斑的影响甚微，在吸力面上的气膜几乎可以完全消除热斑影响。

热斑迁移效应影响因素及控制方法

深入研究涡轮叶栅进口热斑迁移特性及其主要影响因素，有助于制定更为合理的涡轮叶片冷却方案，从而提高涡轮的效率、可靠性及寿命，其意义对于航空发动机性能的优化不言而喻。目前针对热斑迁移效应已进行了一定的研究，主要有以下几个方面。

首先，在第一、二级涡轮中，热斑的迁移特性主要由冷热气流分离、时序效应、二次流和浮力4个现象控制，主要在导向叶片前缘和第一级转子叶片的压力面以及叶顶、轮毂附近产生较高的热负荷，热斑高温流体主要向转子叶片压力面迁移，而低温流体向转子叶片吸力面侧汇集。

其次，在燃烧室中，可对热斑特性参数(合理布置燃烧室冷气掺混)和燃烧室旋流方向(增大负攻角)进行控制。在涡轮中，调节叶型结构(正弯叶型)和气膜孔位置(动叶吸力面)能够在一定程度上削弱热斑产生的高热负荷区域。

第三，对于热斑迁移对涡轮的影响可从3个角度进行优化：一是从前侧部件，即燃烧室进行控制，减小热斑温比、数量、形状大小，减少旋流，控制其周向、径向位置；二是在

保障叶片性能的前提下对叶片结构进行调整，综合考虑转子叶片和静子叶片数量比、叶栅弯扭、非轴对称端壁和叶顶间隙；三是充分利用现有较成熟的冷却手段，直接有效地针对热斑作用显著区域增加气膜等结构，实现从前端到终端再到附加结构三位一体的考量，统一协作调整，以降低热斑对涡轮性能的影响。

结束语

目前关于热斑的研究大多还比较简单，主要通过数值模拟对少量影响因素进行定常分析，较难在真实工况中系统应用其结果。因此，关于热斑的研究还有许多值得深入探讨和挖掘的内容，在未来叶栅优化设计过程中，应该将叶栅气热性能的综合提升作为设计目标，在非定常的研究中尤其应该加大力度，研究热斑和冷却气流对于涡轮性能的综合影响。

航空动力

(马蕊文，中国航发研究院，助理工程师，主要从事先进内冷涡轮叶片流热耦合数值仿真及设计技术研究)

参考文献

- [1] Shang T H, Epstein A H. Analysis of hot streak effects on turbine rotor heat load[J]. Journal of turbomachinery—transaction of ASME, 1997, 119(3): 544-553.
- [2] Gundy-Burlet K L, Dorney D J. Effects of radial location on the migration of hot streaks in a turbine[J]. Journal of propulsion and power, 2000, 16(3): 377-387.
- [3] Qureshi I, Smith A D, Chana K S, et al. Effect of temperature nonuniformity on heat transfer in an unshrouded transonic HP turbine: an experimental and computational investigation[J]. ASME journal of turbomachinery, 2011, 134(1): 011105/1-12.