

# 现代航空发动机温度测试技术发展综述

Development for Temperature Measurement Technology in Modern Aeroengine

中航工业燃气涡轮研究院 姚艳玲 代军 黄春峰



姚艳玲

助理工程师,2009年毕业于南京理工大学,航空发动机高空模拟航空科技重点实验室研究人员,从事航空发动机高空模拟试验研究和高空模拟试车台建设工作,发表论文多篇。

航空发动机的研制和发展是一项涉及空气动力学、工程热物理、传热传质、机械、强度、传动、密封、电子、自动控制等多学科的复杂综合性系统工程,必须依托先进的测试方法,进行大量的试验来验证性能及可靠性(见图1)。可以说,现代航空发动机测试是航空推进技术的支撑性技术,是整个发动机预研试验研究

现代航空发动机正朝着高马赫数、高推重比、高可靠性方向发展,使得发动机的服役工作环境更恶劣,给测试工作带来了新的难题和挑战。为了适应发动机研究与发展的需要,航空动力强国在完善、升级现有测试技术和手段的同时,更致力于新产品、新技术的开发应用。

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.12.103

和工程发展阶段的重要技术环节<sup>[1]</sup>。它随着第一代发动机研制而产生,随需求牵引和技术进步的推动而发展,经历了半个多世纪的发展历程,已从稳态测试、动态测试向着试验—仿真一体化方向发展。

随着航空推进技术、计算技术和电子计算机应用技术的发展,人们建立了更加复杂的设计和分析方法加速航空推进技术系统的研制进程,而这些工程设计与分析方法需要更多、更精密的试验测试数据来验证和确认,因此对

发动机测试提出了越来越高的要求。主要表现在:测试项目、内容、参数种类越来越多,测点容量、测量速度、测试精度、测试自动化程度越来越高,测量参数动态变化范围越来越



图1 F135发动机在试车台上进行性能测试

宽,发动机高温、高压、高转速、高负荷、大流量等条件使参数测量越来越困难。对航空发动机测试技术的系统化、自动化、可靠性和精细化提出了更加严峻的挑战,必须不断研发创新测试技术方法,才能满足现代发动机航空推进技术发展的要求<sup>[2]</sup>。

以航空发动机试验测试工程技术为背景,以目前国内外正在研制和使用的先进的非干涉特种测量技术为重点,探究各种高温测量技术的发展与应用。

发动机高温测量主要应用于热端部件(燃烧室、涡轮)高温燃气与壁面温度的测量。温度是确定热端部件性能的最关键参数。随着发动机推重比的不断增加,涡轮进口温度已从第3代发动机推重比8.0一级的1750K发展到第4代发动机推重比10.0一级的1977K,未来的第5代发动机推重比15.0一级甚至达到2000~2250K,这使得高温燃气与壁面测量(发动机叶片、盘等零件表面温度测量)成为发动机温度测试中难度较大的关键技术<sup>[3]</sup>。

### 金属表面温度测量技术

在国外,航空发动机金属温度测量技术日臻成熟,主要有壁温热电偶、热膜、红外辐射温度计、示温漆、荧光温度计等方法<sup>[4-5]</sup>。

#### 1.1 薄膜热电偶

壁温热电偶是测量金属表面温度的最基本方法。为克服壁温热电偶的缺点,伴随薄膜技术的发展,薄膜热电偶应运而生。它采用真空蒸镀、真空溅射、化学涂层或电镀等技术,将2种金属薄膜(热电极材料,  $2.54 \times 10^{-3} \text{cm}$ )直接镀制在金属表面形成沉积有绝缘材料层的薄膜热电偶(图2)<sup>[6]</sup>。

与传统的热电偶相比,可以随意安排在被测表面(如叶盆、叶背、前缘或尾缘)上,工作寿命长,具有测量端部小(测量膜厚度可小至几个 $\mu\text{m}$ )、

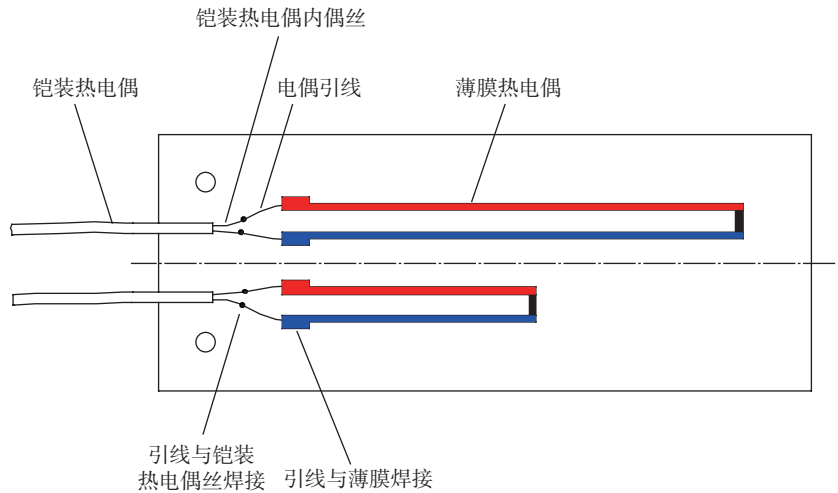


图2 完成最终连接的薄膜热电偶试件

热容量小,可用于微小面积上的温度测量;响应速度快,时间常数可达微秒级,实现动态温度测量;同时还具有金属表面换热和流场干扰影响小等特点,避免了常规热电偶测量位置不准确、蠕变滞后等弊端。

因此,在国外,传统的壁温热偶已逐渐被薄膜热电偶温度传感器所替代。如美国P&W公司研制的膜厚为2~12 $\mu\text{m}$ 、基底材料为FeCrAlY的Pt/Pt-10%Rh(S型)溅射式薄膜热电偶,能承受高达1093 $^{\circ}\text{C}$ 的高温,其热电势在S型热电偶分度误差的1.5%以内,寿命达50h,用于实际涡轮叶片经受了1093 $^{\circ}\text{C}$ 的高温炉试验和高压燃烧室气流试验,试验结果表明热电偶的偏差每小时小于0.2% $^{\circ}\text{F}$ ,已经成功应用于新型发动机燃烧室和涡轮研制。又如,英国罗·罗公司用Pt-Rh/Pt薄膜热电偶测量了薄壁导向器叶片高达1200 $^{\circ}\text{C}$ 的温度分布。现已建有生产薄膜温度传感器的室内设备,研制的薄膜热电偶已用于涡轮机,其测量不确定度为 $\pm 2\%$ 。

#### 1.2 示温漆

示温漆(Temperature Sensitive Paint, TSP)是一种非接触式测量表面温度的重要手段,可用于测定燃烧室和涡轮部件的表面温度分布<sup>[7]</sup>,颜色变化不仅与温度,更与试验时

间、压力和气体(特别是燃气)成分有关。

示温漆测温的优点是:能用在其他测温传感器或测温方法不便实施的场合,方便地显示被测表面的温度分布,而不破坏部件表面形状和不改变气流状态<sup>[8]</sup>。对测量高温高速旋转构件和复杂构件的壁面温度以及显示大面积温度分布有独到之处。主要缺点是:测量精度低,一次性使用,一般要通过构件拆卸才能做到上漆和判读其温度,不能定量测试,耐久性差,不能提供高温计所具有的多种功能,因此应用受到限制。

在国外,人们一直努力改善示温漆的使用范围、质量、涂层强度和判读精度。为了提高测量精度,示温漆必须校准,发展自动判读技术。英国罗·罗公司的校准方法:采用涂敷有示温漆的试块,按10 $^{\circ}\text{C}$ 的间隔分别进行3min、5min、10min、30min、60min校准试验。研制的示温漆分析系统来进行照象和数字化处理,并将颜色直接转换成温度输出,实现基于二维的自动判读。

#### 1.3 荧光测温计

鉴于用壁温热电偶测旋转件表面温度,存在引线困难和传输信号麻烦;用辐射高温计测温,存在着不适于反射辐射大(75%以上),被测温度低(小于600~720 $^{\circ}\text{C}$ 下限温

度)的场合应用。为满足宽量程、高精度、非干涉测温的要求,美国 Los Alamos 国家试验室和 Oak Ridge 国家试验室已研究出一项用温度自动记录荧光体(Thermographic Phosphor)技术,遥测涡轮叶片的表面温度。美国 P&W 公司在其发动机试验台上用 PW2037 发动机对这项技术进行了验证。这项技术的原理是:在被测部件表面用电子束方法涂覆一层荧光物质(即热象荧光粉剂,如从低限  $-200\text{ }^{\circ}\text{C}$  用的  $\text{La}_2\text{O}_2\text{S:EU}$  到高限至少  $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$  用的  $\text{Y}_2\text{O}_3\text{:EU}$  粉剂及荧光物),称为 TP 涂层,TP 涂层在受到由激光器发出的  $U_v$ (紫外线)光照射后发出与温度变化成单值函数关系的荧光,称为激光激发荧光(LIF)。利用 LIF 荧光衰减时间特性,通过仪器检测,分析来测定表面温度<sup>[9]</sup>。

在国外,此技术目前处于迅速发展之中,近几年相继报道了若干基于荧光特征衰减期的测温系统,在燃烧室、涡轮盘、喷口试验中得到了应用。目前,英国罗·罗公司正在研制一套用于精密测量涡轮叶片表面温度的测温系统,该系统采用  $266\text{nm}$  ( $U_v$ ) 工作的 Nd:YAG 脉冲激光器,将它产生的激励脉冲通过光纤传送到探头,经探头投射到涂敷有荧光物的旋转涡轮叶片上。同时探头还接收荧光物受激后发出的可视荧光信号,通过光纤传到检测器、数据采集与分析设备。

荧光测温具有测温范围宽、测量精度高、重复性好的特点,据报道已在  $1600\text{ }^{\circ}\text{C}$  的实验室条件和  $1100\text{ }^{\circ}\text{C}$  的燃气涡轮环境下进行过荧光衰变测量,可达  $\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$  的测温精度。虽然基于这种技术研制的精确测温系统在低温的应用已经得到验证。但若要在高温和燃气涡轮发动机环境使用荧光测温技术,必须解决材料和耦合问题。当前所进行的工作就是致力于扩展这种技术<sup>[10]</sup>。

#### 1.4 超声波

对超声波温度测量技术是通过发动机旋转件周围燃气温度的测量,从而间接地得到转子的表面温度。其主要优点是:非接触式测量方式对流场不产生干扰;所测的是超声波历程的平均温度;精度高、响应快,适于测量动态温度。美国空军航空推进器实验室就曾采用这种方法来测量涡轮进口的燃气温度,取得了令人瞩目的成果。

超声测温的过程实质上是对平均温度变化的采样,根据采样定理可知超声波测温系统的频率响应完全取决于超声传感器发射-接收速率;发射-接收速率越高,即采样速度越高,该系统就可测出快速变化的温度。超声技术应用于航空发动机测量,超声传感器是首要问题。国外早已在振动式空气超声波传感器的基础上,研制发展最新一代声阻抗匹配式空气超声传感器<sup>[11]</sup>。

英国曼彻斯特大学理工学院研制了一种新型超声波传感器测温装置,它采用的是双程超声法,即 2 个传感器同时发射并兼作接收器。由于采用了先进的计算机处理技术,可使超声测温系统智能化,提高了系统的性能。在  $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$  的范围内,其误差为  $(\pm 3\sim 5)\%$ 。

#### 1.5 液晶测温

近年来,美、英 2 个研究团体各自在试验中发现,在用薄膜热电偶对旋转体表面进行测温时,由于薄膜热电偶的材料与旋转体表面材料不同会引起温度分布局部扰动,会造成测量值不准,且误差随转速的增加而增大。但用液晶来测温时就没有这种现象发生。这一发现将促进液晶在旋转体表面温度测量中的应用。液晶技术是一种非接触式测试方法。在实验中使用的液晶技术有暂态液晶技术和稳态液晶技术。

在使用液晶测温前,都要对将要使用的液晶层进行校准。校准在模

拟真实环境的实验室环境中进行。用精确的热电偶测量每种颜色对应的温度,同时用高质量的照像机记录下与这一温度对应的颜色。液晶显示的对温度最敏感的颜色将被选作参考颜色。其颜色的所有可能的色调不显示超过  $0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$  的温度变化<sup>[12]</sup>。

Carnegie Mellon 大学的 Y·Yu 和 M·K·Chyu 就利用暂态液晶技术来记录燃气涡轮部件中整个试验区域的当地表面温度瞬态变化<sup>[13]</sup>。在目前的研究中,通过在试验表面喷一薄层密封的热变色液晶(TLC)作为温度显示器。用于该实验中的 TLC 的温度显示重复性在  $\pm 0.15\text{ }^{\circ}\text{C}$  之内。自动数采系统采用一个彩色的 CCD 照像机和一个在 Sun 工作站上的基于 Unix 的图像处理系统。使用暂态液晶显形系统,能提供相当高空间分辨率的测试结果。

#### 1.6 热辐射高温计

按仪表选定的波长,辐射高温计有红外辐射高温计和光学高温计在内的多种热辐射式高温计。热辐射式光学高温计提供了一种既不干扰表面又不干扰周围介质的表面温度测量方法。其中,红外辐射测温是非接触测温技术的典型代表,具有灵敏度高、分辨率高、可靠性强、响应时间短、不干扰热流等优点,如能解决发射率精确测量这一关键技术,能够在发动机热端部件尤其是旋转叶片的表面温度测量中发挥重要作用,为设计提供有效有用的试验数据支持<sup>[14]</sup>。可广泛用于测量及监控燃烧室壁面温度和涡轮叶片等旋转部件的表面温度:(1)连续测定旋转件、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)发动机健康监控。

最广泛采用的热辐射高温计是红外辐射高温计。目前国外最具代表性的成熟产品有英国 ROTADATA 公司生产的 ROTAMAP2 型涡轮叶

片温度测量装置。它基于黑体辐射红外测温原理,由红外光学探头、移位机构、数据采集与控制设备、微型计算机和输出显示、打印设备等组成。使用时将探针和移位机构安装在发动机机匣,能够在发动机最大工作状态下,可编程扫描涡轮转子叶片表面,获得每转每叶片在不同周向与径向位置的采集数据,以此来测量高温涡轮叶片表面温度,并通过计算机做成像分析处理,得到高质量高分辨率的叶片温度分布彩色图像输出。

美国艾利逊公司研制的涡轮进口温度光纤测量系统(FOTITMS)中的无源光纤温度传感器(FOTS)能够在高达2000℃的环境下工作,可以直接测量现有任何技术水平乃至未来10~15年研制的发动机的平均涡轮进口(燃气)温度,满足了先进航空发动机热端部件的高温测量要求<sup>[15]</sup>。

## 燃气高温测量技术

当前,先进燃烧室部件设计正向着高热容、高温升、高效率的方向发展,工作流场温度越来越高,对燃烧试验测试技术提出了更高要求,不但要对试验过程中的温度、压力、气流速度、燃油流量和空气流量等宏观性能参数进行测量,还要对燃烧室火焰区内流场进行实时测量,包括对温度场、速度场、压力场、两相浓度场等微观参数的测量。因此,不同于传统热电偶测温技术的新方法应运而生。

### 2.1 燃气分析

燃气分析法是一种间接测温方法,即通过燃气分析技术(Temperature By Gas Analysis, TGBA)分析燃气中各种组分的含量来间接推算燃气温度的方法,具有工程实用性强、测温范围宽、测温精度高,在1800K以上优于热电偶等优点,尤其适合在燃烧室部件试验中测

取出口温度场分布<sup>[16]</sup>。

用燃气分析测量燃烧室排气温度的算法技术得到了迅速发展,将严密的热力学、数值解技术和程序设计等科学技术紧密结合起来,工作的重点是要研制一种能够应用在实际燃烧试验的新方法,其目的是用来测量燃烧室出口的温度分布。

TBGA方法在国外已得到广泛的研究与应用。20世纪70年代初,GE公司就开始探索用燃气分析方法测量燃烧室出口燃气温度,并指出在测温范围大于1750K时,宜采用燃气分析方法来测量。20世纪80年代,NASA刘易斯研究中心对燃气分析方法进行了深入研究,建立了分析计算程序,使燃气分析成为超出热电偶测温范围的一种燃气高温常规测量技术。20世纪90年代,英国研究了采用全成份推算燃气温度的方法,考虑了燃气成份在高温下的裂解问题,分析了各种因素对测量误差的影响,编制了相应的实用计算程序,提高了燃气分析测温精度<sup>[17]</sup>。

用TBGA技术测温,可以突破用热电偶法测温的限制,可以准确快捷地换算出燃气的温度,虽不能完全代替热电偶法(单点取样分析需花费长的取样时间),但在某些状态、某些区域实施测量,燃烧室出口温度在 $T_g=1400\sim 1600\text{K}$ 范围内,用电偶法测得燃烧效率最高可达110%的不可信程度。

另外,在航空发动机燃烧室、加力燃烧部件研究以及整机性能研究和鉴定评价过程中,用燃气分析法求算喷气推力、发动机效率、发动机空气流量以及测量高温排气发散,分析其正常和有害的气体成份是一件必不可少的重要工作。

### 2.2 激光技术

工程师已经做了许多有意义的研究工作将非接触激光基础诊断技术用于测量燃烧环境中的速度、温度和组份浓度。已研发的激光技术与

仪表有:激光多普勒测速仪(LDV)、激光诱导荧光(LIF)、自发拉曼散射(SRS)、非线性拉曼散射技术和相干反斯托克斯拉曼光谱法(CARS)。这几项技术都十分复杂,且制造、操作和维修费用高,还需配备先进的计算机。

在这些技术中,CARS是唯一的可用于多烟实际燃烧系统中的湍流火焰燃气温度和成份瞬态及空间分布非接触式激光诊断技术<sup>[18]</sup>。特别适用于检测具有光亮背景燃烧过程的温度分布。

在CARS(Coherent Anti-stokes Raman Scattering)技术中,有2束不同频率的大功率激光脉冲(伯浦Pump和斯托克斯Stokes激光束)在被测介质中聚焦在一起。在这里,通过分子中的非线性过程互相作用产生第3束类似于CARS光束的偏振光。最后,通过对测验光谱与已知其温度的理论光谱的比较,就可求得温度。通过与已配置的标准浓度的光谱的比较,可得到气体组份的浓度。要执行这些反复迭代的最小二乘法计算程序,还需要具备相当的计算能力。

美国NASA兰利研究中心建有一台先进的CARS试验装置,采用连续反斯托克斯拉曼光谱方法,测量超音速燃烧室的表面压力和温度<sup>[19]</sup>。

CARS技术已在内燃机和燃烧风洞中获得应用。在喷气发动机试验中应用CARS进行测量时仪器主要包括变送器、接受器和在试验台上装在发动机附近的测量用仪表以及装在测量间光谱仪检测器和计算机设备,这些设备用以采集和处理CARS数据。最近,美国加利福尼亚大学燃烧实验室采用CARS技术对贴壁射流筒形燃烧室(WJCC)进行了试验。单脉冲多路CARS技术在微微秒量级的单一脉冲中能获取整幅CARS谱图,可应用于燃烧的动力学过程研究。

## 结束语

现代航空发动机正朝着高马赫数、高推重比、高可靠性方向发展,使得发动机的服役工作环境更恶劣,给测试工作带来了新的难题和挑战。为了适应发动机研究发展的需要,航空动力强国在完善、升级现有测试技术和手段的同时,更致力于新产品、新技术的开发应用。现代传感器技术、激光技术、微电子技术、光电测量技术以及计算机技术的迅猛发展,为航空发动机测试提供了越来越先进的测试方法和手段。

虚拟化、数字化试验测试技术发展空间广阔,网络化、智能化测试和诊断技术,光学测试技术,发动机特种测试技术等日新月异,以X射线、中子射线、液晶、激光、光纤、微波、声波等技术为代表的非接触测试系统是现代航空发动机测试技术的发展方向,必将成为未来技术发展的重点。

## 参考文献

- [1] 侯敏杰. 加大试验研究,推动航空动力的自主创新. 中国燃气涡轮研究院,2007(8):1-8.
- [2] 张宝诚. 航空发动机试验技术和测试技术. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:391-418.
- [3] 黄春峰,蒋明夫,毛茂华. 国外航空发动机薄膜热电偶技术发展研究. 航空发动机,2011,37(6):53-57.
- [4] 王萍. 叶尖定时方法在国外航空发动机叶片振动测量中的应用综述. 航空科学技术,2013(6):5-10.
- [5] 黄春峰. 燃气涡轮发动机高温燃气温度测量技术. 2008年第九届发动机试验与测试技术学术会议,北京,2008.
- [6] 刘俊峰,黄春峰. 当前国外航空发动机旋转件信号测试的现状与发展. 航空与航天,2001(1):39-49.
- [7] 庄表南. 航空发动机振动、高温及间隙测试技术的发展研究. 南京航空航天大学学报,2006(6):18-36.
- [8] 黄春峰,侯敏杰,石小江. 航空发动机振动测量技术方法研究. 测控技术,

2009,28(S):21-33.

[9] 王明端,诸惠民. 光学诊断技术在发动机研究中的应用. 航空发动机,2000(2):58-62.

[10] 黄春峰,侯敏杰. 航空发动机叶尖间隙测量技术研究. 测量技术,2009,27(S):27-33.

[11] Liu T. Rotor blade pressure measurements in a high speed axial compressor using pressure and temperature sensitive paints. AIAA 97-0162,1997:1-11.

[12] Bideau R J. The development of computer code for the estimation of combustor exhaust temperature using gas analysis measurements. ASME 98-GT-180,1998:1-11.

[13] Buttsworth D R. Unsteady total temperature measurements downstream of a high-pressure turbine. ASME 97-GT-407,1997:1-10.

[14] Hubner J P. Pressure measurements on rotating machinery using lifetime imaging of pressure sensitive paint. AIAA 96-2934,1996:1-7.

[15] Heath S, Imregun M. A review of analysis techniques for blade tip-timing measurements. ASME 97-GT-213,1997:1-8.

[16] Green S L A J. The future direction and development of engine health monitoring(EHM) within the united states airforce. ISABE 97-7064,1997:1-9.

[17] Tagashira T. Measurement of blade tip clearance using an ultrasonic sensor. AIAA 97-0165,1997:1-8.

[18] William A. Stange advanced instrumentation technology for the integrated high performance turbine engine technology and high cycle fatigue program. ASME 98-GT-458,1998:1-6.

[19] Pashayev A M. Complex identification technique of aircraft gas turbine engines' health. ASME 2003-GT-38704,2003:1-9.

(责编 亿霖)

(上接第102页)

钢等塑性较好材料,高温合金及铝合金研究较少;

(4) 缺乏针对充液成形工艺进行零件结构研发设计能力。

针对以上问题,以下几个热点将成为管材充液技术的未来研究方向:

(1) 管材力学性能研究。

管材的力学性能是决定零件成

形难度的关键因素,是管材充液成形技术的根本。管材经过弯曲、焊接、退火等工序后,其应力应变曲线不能通过普通的单拉试验获得,如何获取精确描述管材力学性能的材料模型,是未来管材充液成形技术的研究热点。

(2) 建立管材充液成形的技术规范。

现阶段所研制的航空管材充液零件,多数由传统冲压件、机加件改变加工工艺而来,很少有专为管材充液成形工艺设计的零件,其选材需求、设计理念、检测标准等照搬原冲压、机加工艺。在管材充液成形技术蓬勃发展的前提下,必须尽快建立相应的设计准则、制造规范及检测机制,将该技术推向产业化。

(3) 铝合金管材充液成形的研究。

铝合金具有密度低、强度高、耐腐蚀等优良材料特性,但在室温下较低的塑性形变能力限制了其在复杂零件充液成形上的运用。采用高温加热方式提高铝合金塑性,从而实现复杂铝合金管材充液成形的工艺方案,将是未来研究重点。

## 结论

管材充液成形技术是制造空心变截面轻量化构件、实现钣金件整体成形的主流技术之一,在航空航天、汽车制造等领域具有重要的应用和发展前景。

## 参考文献

- [1] 郎利辉,程鹏志,邵天巍,等. 航空发动机导向器叶片衬管内高压成形工艺. 第十二届全国塑性工程学术年会第四届全球华人塑性加工技术研讨会,重庆,2011.
- [2] 刘泽宇. 薄壁管的充液压弯研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007.
- [3] 苑世剑,何祝斌,刘钢,等. 内高压成形理论与技术的新进展. 中国有色金属学报,2011,21(10):2523-2532.

(责编 一帆)