

民用发动机短舱火警探测器温度特性 地面试验研究

Ground Experimental Study on Fire Detector Temperature Performance of Engine Nacelle

李丽 / 中国飞行试验研究院

摘要: 基于某飞机发动机舱火警探测系统温度测量的机上地面试验, 分析了外界大气温度、发动机状态、发动机滑油量、发动机引气和发电等功能对火警探测器环境温度的影响, 提出发动机舱火警探测器温度测量试验方法, 为民用飞机防火系统的适航取证试验提供了试验方法和参考依据。

关键词: 发动机舱; 火警探测器; 地面试验

Keywords: engine nacelle; fire detector; ground test

0 引言

某飞机安装了两台涡轮风扇发动机, 发动机风扇舱和核心舱的特定位置被指定为火区, 在火区内安装了热敏电阻型火警探测系统。当火警探测系统附近环境温度高于预先设定的报警温度值时, 探测系统便向发动机指示与机组告警系统发出发动机火警信息。除了作为飞机的动力系统, 发动机的主要功能还包括向飞机环控系统提供气源、向全机提供主电源等。发动机的工作状态、引气、发电等功能都对发动机短舱内各种附件的环境温度产生影响。在发动机防火系统适航取证试飞时, 民用适航条例^[1]要求必须通过机上地面试验和飞行试验的方法对发动机短舱火警探测系统的功能进行验证, 并测取其环境温度数据, 评估其最高环境温度与设计报警温度值之间的余度。迄今为止, 各种适航标准、国军标和航标中虽然对发动机短舱内安装的火警探测系统进行了规定, 但内容仅涉及探测系统的一般技术要求及装机前的功能试验^[1~4]。在各种飞机的定型试飞和适航取证试飞中, 目

前还没有通过机上地面试验和飞行试验对发动机短舱火警探测器的环境温度进行测量, 试验方法尚无标准可参考。

本文基于某民用飞机的机上地面试验, 根据发动机短舱火警探测器环境温度变化特性, 分析外界大气温度、发动机状态、发动机引气、发电等功能对火警探测器环境温度的影响, 建立发动机短舱火警探测器环境温度测量试验方法, 为火警探测系统取证及鉴定试验提供参考。

1 适航要求及试验方法

某飞机在发动机风扇舱和核心舱均安装了双余度热敏电阻型火警探测系统, 当火警探测器附近的环境温度达到设计报警温度值时, 探测系统向发动机指示与机组告警系统发出发动机火警信息。适航条例要求, 必须将指示火灾的温度极限设定得尽量低, 同时还要留有一定的余量以避免虚假报警, 火警探测器的最高环境温度值与设计报警温度值之间应保持 65~120℃ 的温度差, 该温度差称为火

警探测器的报警温度余度^[5]。试验时, 在每个火警探测器热敏元件选定的点上, 距火警探测器热敏元件 2~7cm 处加装 K 型热电偶传感器测量温度。在发动机风扇舱和核心舱火警探测器附近各加装了 6 个热电偶。

分别在不同外界大气温度条件下进行试验, 考核大气温度对火警探测器环境温度的影响。此外, 还测取了发动机不同状态、不同滑油量以及在发动机引气和发电等功率被提取条件下的火警探测器环境温度数据。通过对不同条件下测取的试验数据进行分析, 建立发动机短舱火警探测器环境温度测量试验方法。典型试验程序为: (1) 在不同外界大气温度条件下, 飞机处于正常停机状态; (2) 试验前, 给被试发动机加注不同的滑油量; (3) 正常起动发动机并使之在慢车状态工作, 接通试验发动机的引气和发电, 调整试验发动机的引气构型至最大, 并通过加装的电负载系统使试验发动机输出的电功率达到最大, 发动机慢车状态工作至火警探测器环境温度稳定; (4) 快速 (1s 内) 将油门杆推至起飞

位, 稳定工作至发动机起飞状态允许工作的最长时间; (5)快速(1s内)将发动机油门杆收至慢车位, 慢车工作5min, 发动机正常停车; (6)发动机停车后, 在不打开发动机短舱整流罩的情况下, 继续测取热浸透阶段的温度数据。

2 试验结果分析

2.1 温度变化规律

某发动机风扇舱和核心舱火警探测器环境温度时间历程曲线如图1所示。N1为发动机低压转子转速, TF为风扇舱典型位置处火警探测器环境温度, TC为核心舱典型位置处火警探测器环境温度。从试验结果可以看出, 发动机起动机并保持慢车状态工作阶段, 风扇舱和核心舱火警探测器的环境温度均呈上升趋势; 发动机慢车工作约40min后, 火警探测器环境温度达到最高值; 在快速将油门杆推至起飞位置的过程中, TF、TC急剧升高; 发动机在起飞状态工作时, TF、TC呈下降趋势; 在将油门杆从起飞位收至慢车位的过程中, TF、TC先下降而后上升; 发动机停车后, 火警探测器环境温度呈先下降后上升趋势, 出现温度峰值后逐渐下降。发动机短舱火警探测器最高温度值出现在发动机起飞状态工作阶段。该型发动机实测的

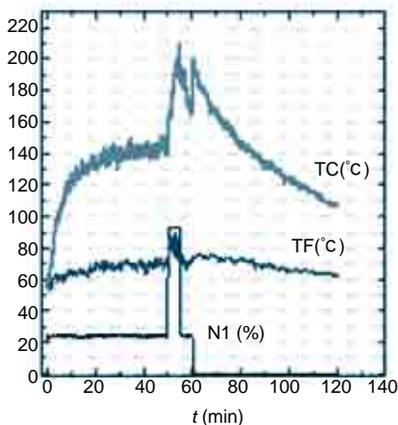


图1 探测系统时间历程曲线

火警探测器环境温度最高值, 风扇舱为94.5℃, 核心舱为283.4℃。设计的火警探测器报警温度值分别为风扇舱266℃, 核心舱455℃。地面试验过程中测取的火警探测系统环境温度最高值和设计值之间的余度分别为风扇舱171.5℃, 核心舱171.6℃。

发动机短舱火警探测器环境温度测量试验的主要目的是评估火警探测器的报警温度余度。适航指南要求^[5], 发动机短舱火警探测器的报警温度余度应保持在65~120℃之间。从试验结果可以看出, 该型发动机短舱火警探测器的报警温度余度明显高于适航指令的要求。建议设计单位根据实测试验数据, 适当降低探测系统的报警温度值, 既能消除由于比预期的正常温度及热天环境要高的温度而引起的假报警, 以及由于来自动力装置安装的热燃气或热空气的非危险状态微量泄漏造成的假报警, 又能满足探测系统探测到真实火情的需要。

从火警探测器环境温度时间历程曲线可以看出, 发动机的状态对其环境温度有很大影响。为全面测取火警探测器的环境温度, 建议在发动机慢车和允许的最大状态下进行试验, 发动机在最大状态稳定工作的时间取决于该型发动机型号规范中规定的最长时间。此外, 发动机停车后, 火警探测器环境温度呈先上升后下降趋势, 某些位置处测取的温度峰值可能高于发动机工作阶段的温度峰值。这是因为发动机金属部件具有很高的热容量, 发动机停车后, 发动机及其附件继续向发动机短舱内散热, 而此时冷

却气流已经中断, 散发出来的热量使火警探测器环境温度值比发动机工作阶段的温度高。因此发动机停车后热浸透阶段的数据也必须记录。

2.2 滑油量的影响

在同一外界大气温度条件下进行试验, 研究发动机滑油量对发动机短舱火警探测器环境温度的影响。试验分两次进行, 每次试验前, 给被试发动机加注不同的滑油量, 第一次为正常使用滑油量, 第二次为最小允许使用滑油量, 结果见表1。从表1中可以看出, 试验前, 被试发动机加注的滑油量减少, 发动机风扇舱和核心舱火警探测器的环境温度均有不同程度地升高。发动机滑油系统的主要功能之一是带走发动机各转动件摩擦所产生的热量和高温零件传给滑油的热量。滑油量减少, 利用滑油带走的热量也随之减少, 导致发动机风扇舱和核心舱火警探测器环境温度升高。

2.3 大气温度的影响

地面外界大气温度(TS)是影响发动机短舱环境温度特性的重要因素之一。国军标^[6]指出, 发动机短舱冷却系统地面试验需在接近40℃的条件下进行, 王淑叶^[7]对WJ9型发动机的冷却试验进行了研究, 指出地面试验时大气温度在35℃以上获得的结果比较合理。CCAR 25部E分部动力装置冷却条款中也对发动机冷却试验的试验条件进行了明确规定。目前, 尚未有相关标准、规范对进行火警探测器环境温度测量试验时的大气温度条件进行规定。某飞机在进行试验时, 采用了适航条例中规定的“热天”条件进行试

表1 不同滑油量下的试验数据

参数(°C)	TF1	TF2	TF3	TF4	TF5	TF6	TC1	TC2	TC3	TC4	TC5	TC6
第1次	72.3	61.9	70.3	73.4	76.9	69.1	204.8	242.9	144.9	168.8	149.2	184.6
第2次	74.9	63.4	73.9	74.4	77.7	70.7	210.5	248.9	151.4	174.2	157.3	188.8

表2 不同大气温度下的试验数据

参数(°C) 状态	TS	TF1	TF2	TF3	TF4	TF5	TF6	TC1	TC2	TC3	TC4	TC5	TC6
慢车	31.7	74.9	63.4	73.9	74.4	77.7	70.7	210.5	248.9	151.4	174.2	156.0	188.8
慢车	35.9	78.2	70.3	80.4	78.3	80.0	78.0	227.9	249.8	153.4	182.1	157.3	195.1
起飞	31.8	94.5	91.0	89.9	80.1	86.8	73.3	208.0	249.3	203.7	173.6	198.0	194.8
起飞	33.4	96.8	100.8	100.3	82.4	96.5	78.6	216.7	259.2	222.8	208.8	234.2	213.5

验。在30℃以上的大气温度条件下，测取了被试发动机在引气和发电功率提取下火警探测器的温度数据，见表2。通过对试验结果的整理分析可以得出，当发动机状态相同时，大气温度升高，所测火警探测器的环境温度最高值随之增大。

由于目前尚未建立发动机短舱火警探测系统的试验标准，通常的发动机短舱火警探测系统均安装在发动机短舱指定火区内，其环境温度的变化特性和发动机短舱安装的各种附件及舱内气流温度的变化特性相似，因此建议采用CCAR-25部动力装置冷却系统相关条款中规定的方法对发动机短舱火警探测器温度数据进行修正。对于偏离“热天”情况下进行的试验，建议采用50℃（1%风险率极值大气温度）^[8]或飞机温度包线右边界进行修正计算，修正后的温度指标合格，在实际使用时才能百分之百安全。

2.4 引气、发电功能影响分析

引气提取和为飞机提供主电源是发动机的重要功能。某飞机上安装的发动机可以向环境控制系统（PACK）、短舱防冰引气（NAI）和

机翼防冰引气提供气源，单台发动机的发电机可以向飞机提供最大40kV的交流电源。引气提取是直接从发动机高压压气机引出空气，这就影响了进入发动机内、外涵的空气流量，从而影响了发动机本体向发动机短舱内的散热量。发电机电功率的大小直接影响发电机的输出功率，影响发电机及其附件的散热量。表3给出了不同状态下，被试发动机分别在不同引气构型 and 不同电功率提取条件下的试验结果。当保持同一工作状态，被试发动机在引气和电功率提取条件下工作，随着发电机输出功率增大，飞机气源用户增多，测取的火警探测器环境温度值也明显增大，尤其对核心舱火警探测器环境温度的影响更大。

建议火警探测器环境温度测量试验在发动机引气和最大发电功率提取条件下进行。试验时，接通被试发动机的引气，打开飞机上尽可能多的用气系统，将被试发动机的发电机输出功率调整到最大输出状态。通常飞机上的用电系统消耗的电功率不能使发动机发电机以100%功率状态工作，可通过在飞机上加装其他负载的方式实现。

表3 引气、发电条件下的试验数据

参数(°C) 状态	电功率	引气	TF1	TF2	TF3	TF4	TF5	TF6	TC1	TC2	TC3	TC4	TC5	TC6
慢车	最大	L NAI+ L PACK	74.9	63.4	73.9	74.4	77.7	70.7	210.5	248.9	151.4	174.2	157.3	188.8
慢车	正常	L PACK	74.8	58.5	69.4	68.7	72.6	63.8	171.1	219.5	131.8	156.7	142.6	169.2
起飞	最大	L NAI+ L PACK	94.5	91.0	89.9	80.1	86.8	73.3	208.0	249.3	203.7	173.6	198.0	194.8
起飞	正常	L PACK	76.7	82.0	74.0	71.6	76.4	66.2	178.3	232.5	170.8	175.6	175.4	186.9

3 结论

发动机短舱火警探测器环境温度测量地面试验是民用飞机防火系统适航取证必须进行的试验之一。本文基于某型民用飞机发动机短舱火警探测器环境温度测量的地面试验情况，分析了不同的影响因素，提出了发动机短舱火警探测器环境温度测量机上地面试验的方法。该试验方法已在某型飞机发动机短舱火警探测器环境温度测量试验中成功进行，试验结果得到了局方的认可，可为后续民机取证试验或其他飞机的定型试验提供一定的参考依据。 **AST**

参考文献

- [1] 中国民用航空总局. CCAR-25-R3, 中国民用航空规章第25部 运输类飞机适航标准[S]. 2001-5-14.
- [2] 航空部. HB 7182-1996 民用航空器动力装置火警探测系统（热敏和火焰接触型）最低性能要求[S]. 1996.
- [3] 航空部. HB 6759-1993 飞机失火和过热探测系统通用规范[S]. 1993.
- [4] 航空部. HB 7253-1995 飞机防火灭火系统通用规范[S]. 1995.
- [5] FAA. Proposed Mega AC 25-XX Powerplant Fire Protection SUB, E-9-80. 2000.
- [6] 国防科工委. GJB243A-2004 航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求[S]. 2004.
- [7] 王淑叶. WJ9发动机冷却系统试验. 飞行试验[J]. 2000, 16(3):19-22.
- [8] 程德金. 发动机构件测量温度修正方法研究. 飞行试验[J]. 1996, 12(1):14-18.

作者简介

李丽，工程师，主要从事飞机燃油系统和防火系统的科研试飞工作。