

民用航空发动机冷却系统合格审定试飞探讨

Research on Flight Test of Engine Cooling System Certification of Commercial Airplane

李丽 / 中国飞行试验研究院

摘要: 针对民用航空涡轮发动机冷却系统的型号合格审定试飞工作, 介绍了适航标准中的验证条款和内容, 对民用航空发动机冷却系统的试飞方法和验证技术进行了较全面的总结和探讨。

关键词: 民用发动机; 冷却系统; 合格审定; 试飞方法

Keywords: commercial aeroengine; cooling system; certification; flight test

0 引言

发动机在工作状态时, 其内部热空气、高温油液以及通电的电气设备等对发动机及其部附件都会产生恶劣的影响, 直接影响发动机相关系统的工作可靠性, 并危及飞行安全。因此, 发动机通风冷却系统试飞是适航合格审定试飞必须考核的科目之一。

在过去, 我国从事过多种军用发动机冷却系统的试飞任务。但在民机方面还从未探讨过。

现在, ARJ21-700飞机即将开始申请型号合格审定。因此, 如何按照CCAR25部要求对发动机冷却系统进行符合性验证试验, 是该型号合格审定试飞的关键之一。本文结合ARJ21-700飞机动力装置系统, 探讨了发动机冷却系统合格审定试飞方法, 为民机动力装置冷却系统合格审定试飞提供参考。

1 条款要求

1.1 相关CCAR条款要求

CCAR25.1041、25.1043和25.1045中详细规定了发动机冷却系统合格审定试验^[1]。25.1041为总则, 规定了冷却

试验的一般要求, 要求在地面、水面和空中运行条件下以及在发动机正常停车后, 动力装置的冷却设施必须能使动力装置部件和发动机所用的液体均保持在对这些部件和液体所规定的温度限制内; 25.1043为冷却试验, 规定了进行发动机冷却试验的环境温度条件, 制定了理想的最高外界大气温度变化曲线, 并提出了偏离理想试验条件的数据修正方法; 25.1045为冷却试验程序, 规定了具体程序要求。

1.2 试验目的

发动机冷却系统符合性试验主要是通过地面试验和飞行试验, 鉴定适用的动力装置及其附件的冷却特性, 以证实冷却系统能提供足够的冷却, 使动力装置及其附件的工作温度限制在制造商规定的范围之内。

1.3 条款理解

为了确定发动机冷却系统的试验方法, 首先要明确适航当局对发动机冷却系统试验提出的要求。发动机冷却系统试验验证是要寻求一种热源温度最高、冷却条件最为恶劣的极限组合。地面试验应在热天、发动机在起飞功率下以发动机制造商规定的最长

允许时间工作下进行。飞行试验包括在起飞和爬高过程中延长大功率状态工作时间下模拟热天、最大总重量和其中一台发动机不工作的情况进行爬高。试验过程中, 被试验发动机应处于最低安全滑油量, 而且发电机和空调组件应以100%功率工作模拟发动机及其附件最临界的工作环境。

2 影响因素分析

通过对以往其他型号发动机的试验数据分析, 认为影响发动机冷却系统性能的主要因素有以下几方面。

1) 外界大气温度

为了评估外界大气温度对发动机冷却性能的影响, 分别在不同大气温度条件下对WJ9发动机进行了地面试验^[2]。结果表明, 试验时的大气温度越低, 测试点的温度修正量越大。为了获得发动机在临界运行条件下冷却系统准确的测试结果, 建议发动机冷却试验应在高温天气下进行。大量试验数据表明, 大气温度在35℃以上获得的结果比较合理。

2) 发动机状态

某型涡喷发动机的试飞数据表

明^[3],工作状态对发动机壁面温度具有决定性的影响。发动机状态不同,壁面温度值不同,加力状态时发动机及其附件散热量最大,壁温最高。

3) 飞行高度

为了研究飞行高度对发动机冷却系统性能的影响,分析了WJ9发动机在相同工作状态和相同飞行速度,不同飞行高度上的飞行试验数据。试验结果表明,发动机典型部位测点的壁面温度和发动机舱内的气流温度随飞行高度增加而下降。这主要是因为飞行高度增大,外界大气温度降低,进入发动机舱的冷却气流温度下降,使发动机短舱及其附件冷却效果有所改善。

4) 飞行速度

飞行速度的变化主要影响发动机外部冷却条件。目前的发动机短舱主要通过冲压空气进气口从机外引空气进行通风冷却。在中低空(0km~12km)飞行时,同一飞行高度上,飞机速度越大,进入发动机短舱内的空气流量越大,发动机冷却效果越好;在高空(12km~15km)飞行时,飞行速度对冷却空气的流量基本没有影响^[3]。

5) 发电机功率

飞机上的主交流发电系统通常由发动机驱动的组合驱动发电机(IDG)提供交流电源。发电机电功率的大小直接影响发动机的输出功率,影响发动机及附件的散热量。因此,评估发动机冷却系统需在发电机以最大电功率工作条件下进行。通常,飞机上的用电系统在正常使用过程中的用电量小于发动机的最大电功率,因此,需在飞机上改装电负载,使被试验发动机的IDG达到最大功率。

6) 空调组件功率

正常情况下,驾驶舱、客舱、货舱、

电子设备舱等压力调节、空调和通风引气均来自发动机,空调组件的功率直接影响发动机及其附件的散热量。在考核发动机及其附件的冷却性能时,必须使飞机上的空调组件以100%功率工作。

3 试验程序

对于运输类飞机,完整的发动机冷却系统试验状态应包括地面静止、起飞、爬升和巡航等试验状态。这些试验中使用的发动机功率状态包括慢车、最大连续推力和起飞推力状态。

试验前,申请者必须确定所有关键部件和有温度限制的构件的温度限制值。这些温度限制值一般根据部件的功能试验确定。每个温度限制值都可以用表面温度和环境温度来描述,而且与其工作时间有关。

试验前在管道的规定位置安装电阻温度计测量液流温度,在发动机壁面焊接、发动机附件处压接热电偶测量壁面温度和环境温度,发动机舱的气流温度在离壁面12.7mm处安装热电偶进行测量^[4]。

3.1 地面试验

地面试验必须选择在高温天气,飞机在水泥坪阳光暴晒至日气温最高时试验。在进行地面试验前,试验发动机必须是冷态的,并且侧风不应超过5.1m/s。

发动机不同角度侧风摆放,多发飞机应将被试验发动机置于下风位置,先启动上风发动机,试验发动机启动后在慢车状态工作至温度稳定,接着使发动机以起飞状态工作到发动机制造商规定的最长允许时间,再在慢车状态工作5~10min^[5],然后停车。发动机停车后,继续记录发动机舱、发动机部件的温度,直到出现最高温度。试

验过程中,被试发动机的发电机和空调组件等附件要以100%的功率工作,以便向发动机舱和附件散发最多的热量。

3.2 飞行试验

飞行试验条件包括:

1) 试验发动机IDG达到最大电负载。

2) 试验发动机为飞机引气系统提供引气。

3) 试验发动机短舱防冰引气处于打开状态。

4) 根据需要打开试验发动机环控引气和机翼防冰引气。

5) 试验发动机处于最小允许滑油量。

飞行试验程序为:

1) 飞行试验前,正常启动发动机,调整使试验发动机的发电机和空调组件等附件以100%的功率工作。

2) 试验发动机先在慢车状态工作,直至部件温度稳定。

3) 调整试验发动机保持起飞推力状态进行起飞和爬高,其他发动机状态按模拟最大飞机总重量和其中一台发动机不工作的条件进行调整,当爬升率减小为大约1m/s左右时,改平飞至温度稳定。

4) 按规定计划保持所有发动机都工作,飞机以模拟最大总重的爬升率爬高飞行,直到爬升率不断减小到大约1m/s左右时,改平飞至温度稳定。

5) 然后调整所有发动机都在最大连续推力状态下工作,飞机以最佳爬升率从此高度连续爬高到巡航高度,平飞至温度稳定。

6) 从巡航高度慢车下滑到某个需要保持的高度,在该高度上再次进行稳定平飞,试验发动机仍以最大连续推力状态工作,交流发电机和空调

组件等附件仍以100%功率工作。在此飞行状态下,应打开发动机引气和发动机短舱防冰系统。记录数据,直到发动机舱和部件温度都稳定为止。

7) 以正常的进场和使用最大反推力进行着陆以结束试验飞行。发动机停车后继续记录数据,直至温度开始下降为止。

4 数据处理

为便于及统一考核发动机,各专业都制定了相应的标准。CCAR25部为考核动力装置冷却系统规定了相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少为 37.8°C ,在海平面以上,假设温度递减率为 $6.5^{\circ}\text{C}/1000\text{m}$,直到温度降到 -56.5°C 为止,在此高度以上认为温度是恒定的,为 -56.5°C 。CCAR25部中规定的最高外界大气温度一般称为“热天”,它是一条随高度变化的理想大气温度曲线,在考核发动机有关部件以及其所用的液体温度时,如果在偏离最高外界大气温度的条件下进行试验,则必须进行修正,而且规定按照修正后的温度进行考核。从标准制定的背景材料看,飞行试验经常是在偏离该条件下进行的,因此温度修正问题不可回避。

除非使用更合理的方法,否则要按下式把1.0的修正系数用于温度数据计算。

具体修正公式为:

修正后的温度=实际测量的温度
 $+1.0 \times (37.8 - 0.0065 \times H_p - \text{实际外界大气温度})$

算例:

实测附件温度为 148.9°C ,

实测外界大气温度为 9.5°C ,

H_p 为 3000m ,

则修正后的温度 $=148.9 + 1.0 \times$

$[37.8 - 0.0065 \times 3000 - 9.5] = 157.7^{\circ}\text{C}$

5 其他注意事项

1) 对于最大状态工作时间有限的发动机,注意不要超时。

2) 25.1041条款要求发动机的冷却系统在发动机停车后仍需提供足够的冷却。经验表明,若发动机一停车就结束正常的冷却,那么在发动机停车后,剩余的动力装置热量会导致温度比发动机运行期间所经历的温度还高^[7]。这是因为发动机金属构件具有很大的热容量,停车后继续向发动机舱内散热,而此时冷却气流中断,使热部件区域的发动机舱气流温度缓慢上升。因此,发动机舱的设计中应有足够多的口盖,停车后需及时打开散热。

3) 25.1041条款仅限于正常的发动机停车情况,对于发动机非正常情况的停车,发动机温度可能超出限制值^[7]。

4) 25.1043条款要求使用外界环境温度修正系数,如果试验在规定的最高大气温度条件下进行,则不需要对试验数据进行修正^[8]。

5) 修正案25-42考虑到美国的夏季温度特点,认为规定海平面上最高外界大气温度最低值为 37.8°C 是合适的,更低的温度不切实际。文献[6]通过对我国 $0\text{km} \sim 20\text{km}$ 大气温度数据研究,认为修正到国际标准大气温度曲线,动力装置冷却系统各项温度指标合格,还有20%风险率。最好用1%风险率的极值大气温度(50°C)进行修正计算,以保证实际使用时的安全余度。

6) 发动机及其附件温度稳定的标准为温度变化率小于 $1.1^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 。

7) 发动机冷却系统试验必须在高温季节进行。试验时不能偏离要求的温度(37.8°C)太多,以免使修正后的温度误差太大。

6 结论

飞行试验验证在民机适航审定中有着重要的作用,飞行试验验证的实践,使我们对于CCAR25部动力装置冷却适航标准有了更深刻的理解。本文按照CCAR25部探索了动力装置冷却系统符合性验证的方法和技术,希望其对今后民航发动机的研发和取证试飞工作有一定的参考意义。此外,试验过程表明,目前的试飞验证水平仍有待进一步提高。

AST

参考文献

- [1] 中国民用航空规章第25部运输类飞机适航标准 CCAR-25-R3[S]. 2001.5第三次修订
- [2] 王淑叶.WJ9发动机冷却系统试验[J].飞行试验,2000,16(3),19-22.
- [3] 管瑞贤.歼八C动力装置冷却通风系统定型试飞技术总结报告[R].中国飞行试验研究院,2001(12).
- [4] 陈占平.民用航空发动机的适航审定及验证试飞[J].飞行试验,1999,15(2),15-24.
- [5] 运输类飞机飞行试验技术手册.航空工业部民机局,1988
- [6] 程德金.发动机构件测量温度修正方法研究[J],飞行试验,1996,12(1),14-18.
- [7] Notice of Proposed Rulemaking 65-43, 31 FR 93, 1966(1).
- [8] Amendment 25-42. 43 FR 2323, 1978(1).

作者简介:

李丽,工程师,主要从事飞机燃油系统和防火系统方面的科研试飞工作。