

某型航空发动机整机超温试验方法初步研究

谢宗佑

海装广州局驻贵阳地区军事代表室 贵州贵阳 550016

摘要: 本文研究了国内外技术发展背景, 根据整机超温试验的特定技术要求, 分析了该项试车的试验方案、关键技术及实施途径。以某型航空发动机的整机超温试验为例, 研究了实现超温试车的方案和优缺点, 并制定出整机超温试验试验方案。试验中采用了多路逐次逼近的试验方法, 该方法工程操作容易, 能及早发现问题, 保证试验顺利进行, 避免了不必要的重复试验或不必要的损坏发动机。

关键词: 航空发动机, 超温试验, 试验方案

Preliminary study on overtemperature test method of an aero-engine

Zongyou Xie

Military Representative Office of Guangzhou Bureau in Guiyang, Guiyang, Guizhou 550016.

Abstract: This paper studies the domestic and international technological development background, analyzes the test plan, key technologies, and implementation methods of the whole-machine over-temperature test based on specific technical requirements. Taking the whole-machine over-temperature test of a certain type of aviation engine as an example, this paper studies the scheme and advantages and disadvantages of implementing the over-temperature test, and formulates the test plan for the whole-machine over-temperature test. In the experiment, a multi-channel sequential approximation test method was used, which is easy to operate in engineering, can detect problems early, ensures the smooth progress of the test, and avoids unnecessary repeated tests or damage to the engine.

Keywords: Aeroengine, overtemperature test, test scheme

引言

对新研制的航空涡喷、涡扇发动机, 在 PFRT 试验和 QT 试验的结构试验中, 要进行整机超温试验。整机超温试验是为发动机转子结构完整性提供工作储备的特种试验, 为确保发动机在控制系统失灵或其它异常情况一旦出现的非正常情况下能安全、可靠工作, 需要严格考核。“在超过最高允许稳态气体测量温度 45℃ 以上, 在不低于最高允许稳态转速下工作 5 分钟”的要求, 是发动机在上述异常情况下可能出现超温值和确保安全的经验数据。研究整机超温试验的试验程序和方法, 是根据超温试车特定的技术要求, 研究实现超温试车的可能方案及优缺点, 并分析出最佳实施方案, 保证试验的顺利进行。

一、国内外技术发展背景

1.1 国外技术发展背景

二十世纪七十年代中期, 发达国家在追求航空发动机高性能研制思想指导下, 忽视了结构强度问题, 结果在使用出现了大量的结构产生裂纹、发生断裂故障, 导致严重飞行事故, 发动机多次停用。据统计, 1963~1978 年间, 美国空军战斗机发生了 3824 起飞行事

故, 其中由于发动机原因引起的有 1664 起, 占 43.5%, 而 43.5% 中因结构强度和疲劳寿命方面问题导致的事故又占 90% 以上。美军方在总结单纯追求发动机高性能, 而忽视可靠性与耐久性的沉重教训后, 美国从 70 年代后开始加强了可靠性、耐久性试验, 严格执行《发动机结构完整性大纲》(MIL-E-1783)。该大纲有五项基本任务, 而其中有三项就与试验有关, 每项试验任务均包含着极其复杂而周密试验项目、试验目的、考核指标等。

1.2 国内技术发展背景

经过几十年的建设发展, 我国航空发动机试验内容经历了从整机性能、寿命和试飞考核, 到零部件、高空台, 进一步发展到稳定性试验评定、结构完整性试验, 已初步建立了航空发动机试验体系, 但是与发动机技术先进国家相比, 我国航空发动机试验的有效性和完备性不足。近几年相关发动机承制单位才在型号上开展了整机超温试验, 对试验内容、要求、和方法和技术研究不充分, 目前只有以美国的有关标准、规范为蓝本, 制定的 GJB241-87 和 GJB241A-2010 通用规范及其他标准、规范, 缺乏制定标准、规范的基础和经验。

2010 年, 我国参照美国 JSGS-87231B 修订形成了

GJB241A-2010, 通用规范在飞行前规定试验 (PFRT) 和定型试验 (QT) 中均要求进行超温试验, 规范中只提出了试验要求, 没有具体试验方法和程序。我国《航空发动机适航规定》(CCAR-33) 是参考美国联邦航空条例 FAR-33 第 11 修正案制定的, 2012 年执行修订的《航空发动机适航规定》(CCAR-33-R2) 中对超温试验也只是提出了试验要求, 没有具体试验方法和程序。

通用规范不完全是强制性标准, 一般情况, 研制部门通过与用户的协商, 对通用规范内容进行一定的裁剪, 加之超温试验技术难度大、风险大、调整困难, 国外无公开的试验资料, 目前国内整机超温试验的试验程序和方法不健全。

二、试验方案研究

2.1 满足试验要求的最优解方案

(1) 理论计算与工程经验相结合: 影响涡轮前温度的主要影响量有进气温度、转速、喷口面积、加载、引气, 利用发动机稳态性能计算程序计算和以往试车数据对比, 分析出单变量对涡轮前温度的影响关系。

(2) 方案制定: 综合考虑现有资源、试车地区大气条件、转速限制条件, 制定实现超温试验要求的多种方案。以装不可调尾喷管的双转子涡扇发动机为例如下:

方案一: 最大状态转速计划不变, 减小尾喷管出口直径;

方案二: 尾喷管出口直径不变、提高最大状态转速计划;

方案三: 减小尾喷管出口直径, 同时提高最大状态转速计划;

(3) 方案确定: 对比各方案的优缺点和可行性, 按照满足规范要求的原则确定最优方案。

2.2 确认涡轮前温度的方案

目前在台架试验试车过程中, 台架数采系统只能实时监视涡轮后燃气总温 T_5 。故试验时通过监视涡轮后燃气温度 T_{t5} 达到目标值, 来确定高涡转子进口燃气温度达到目标值 T_4 , 根据发动机稳态性能计算程序计算结果找到对应的 T_5 , 试验过程根据测量的 T_5 和其它参数反算实际的 T_4 , 验证是否达到温度要求。

三、关键技术及实施途径

3.1 对超温试验调整方案的准确评估

对双转子发动机要求涡轮前温度、高、低压转子转速同时达到试验规定的要求技术难度较大, 采取单一的调整方案通常无法达到试验要求。通过发动机数学模型专门研究实施超温试验的调整方案。建立发动机稳态、加减速和起动模拟的数学模型, 计算并给出发动机设计点性能和特性, 在数学模型中分析各种单一因素及多种因素综合调整对涡轮前温度及发动机转差的影响。

3.2 确定涡轮前计算燃气温度达到试验要求

涡轮前温度是影响发动机性能、热端部件工作可靠性和寿命的重要参数。由于测量的原因, 航空发动机广

泛采用的是测量、监控发动机涡轮排气温度。发动机数学模型理论计算的准确性很大程度影响了涡轮前温度的换算。做好试验前的分析工作, 结合理论分析尽可能准确的确定涡轮前计算的燃气温度与涡轮后实测燃气温度之间的关系。先进行单变量、不超温条件下的发动机整机验证试验, 得到可靠的实验数据, 再根据数据确定多变量调整范围, 争取超温试验一次就能满足要求。

四、某型发动机整机超温试验研究

4.1 试验要求确定

4.1.2 试验转速要求

该型发动机在最大稳态工作时低压转子物理转速限制值为 $96.5\% \pm 0.5\%$, 高压转子转速通过高低压转子气动关系决定。按 GJB 241A 第 4.4.2.6.5.2 条规定, 超温试验时发动机低压转子物理转速应不低于 $96.5\% \pm 0.5\%$, 高压转子转速由气动关系决定。

4.1.3 试验温度要求

根据发动机高度速度特性, 工作包线内稳态最高涡轮前燃气温度出现在高度 $H=0$ 、表速 $V_0=700\text{km/h}$ 、最大状态的工况下。出于拓展该型号使用包线考虑, 取高度 $H=0$ 、表速 $V_0=800\text{km/h}$ 、最大状态的工况点作为本试验温度条件的基准点。通过理论计算得到高压涡轮转子进口燃气温度为 1541K 。因此, 超温试验时发动机高压涡轮转子进口稳定工作时燃气温度应不小于 1586^{+5}K 。

4.1.5 试验时间要求

试验载荷下发动机持续运转时间按 GJB241A 要求执行, 即持续工作不低于 5min 。

4.2 试验方案确定

发动机地面台架整机超温试验要求中的温度要求是模拟发动机使用包线内可能出现的极限条件, 其需要调整发动机工作状态或采用特殊试验件才能实现。通过原理分析, 提高发动机涡轮前燃气温度的途径有收缩喷口、提高工作转速、提高进气温度等方式。首先列出与提高发动机涡轮前燃气温度相关可用的试验资源和信息, 然后在这些可用资源的基础上对温度的各种实现途径进行论证分析, 供最终制定试验方案用。

4.2.1 试验条件分析

在试验地区常温试车台 ($H \approx 1200\text{m}$) 上, 当前与提高涡轮前燃气温度有关的试验条件有:

(1) 尾喷管

该型发动机采用固定尺寸的尾喷管, 同样转速下减小喷口出口直径可提高涡轮前燃气温度。目前除了发动机设计状态的三个组别 (出口直径分别为 508mm 、 511mm 和 515mm), 还有一个出口直径为 500.5mm 的试验用工艺喷管。

(2) 大气条件

大气温度对发动机涡轮前燃气温度影响明显。根据试验地区台架数据统计, 夏季大气温度一般为 $20^\circ\text{C} \sim 25^\circ\text{C}$ 。

(3) 转速限制条件

该型发动机与某型发动机的高低压转子技术状态一致,故该型发动机整机超温试验的转速安全限制可参照某型发动机的使用转速确定。根据某型发动机技术文件,最大加力战斗状态时低压转子转速为 98.5%~99.5%、高压转子转速为 99.4%~100.4%。

(4) 引气和加载

飞机引气和附件加载可提高发动机的燃气工作温度。根据该型发动机进行地面台架性能试验时录取的性能数据,台架条件下最大加载和引气时发动机涡轮前燃气温度可提高 15℃左右。根据理论计算,加载功率每增加 40kW,高涡进口燃气温度 T_4 升高约 3K,高压转子转速下降约 0.1%。

4.2.2 试验方案分析

综合考虑尾喷管尺寸、试验地区大气条件、转速限制等条件,实现超温试验要求温度的方案有以下三种:

方案一:最大状态转速计划不变,减小尾喷管出口直径;

方案二:尾喷管出口直径不变、提高最大状态转速计划;

方案三:减小尾喷管出口直径,同时提高最大状态转速计划;

现通过理论计算对上述各方案开展分析如下。

4.2.2.1 方案一(只减小喷口)

减小尾喷管出口直径可提高发动机涡轮前燃气温度。维持发动机最大稳态工作时低压转子物理转速控制值为 $96.5\% \pm 0.5\%$ 不变,在现有尾喷管中选取直径为 508mm 和 500.5mm 的尾喷管,计算不同大气温度条件下的最大状态涡轮前燃气温度。根据计算结果可知:

相同进口空气温度下,喷口直径越小,则高涡转子进口燃气温度越高;

使用相同口径的喷口时,进口空气温度越高,则高涡转子进口燃气温度越高;

不提高最大状态转速计划,试验地区使用 500.5mm 的尾喷管,高涡转子进口温度在进气温度 25℃时仅达到 1550K,仍低于试验要求的 1586K。要达到 1586K,需进气温度提高到 40℃左右,试验地区最高大气温度为 30℃左右,较难实现。

4.2.2.2 方案二(只提高转速)

提高最大状态转速计划可以提高涡轮前燃气温度。采用设计状态下出口直径最小的 508mm 的尾喷管进行提高最大状态转速控制的计算。根据计算结果可知:

提高最大状态转速控制计划对提高涡轮前燃气温度作用明显;

在进气温度低于 25℃的台架实际大气条件下,为达到 1586K 的高涡转子进口燃气温度,发动机最大状态低压转子物理转速计划至少要提高到 100.2%,高于 99.5% 的转速限制条件,认为此状态下发动机机械负荷较大,

不利于安全。

4.2.2.3 方案三(减小喷口直径同时提高转速)

采用出口直径为 500.5mm 的工艺尾喷管,同时提高最大状态转速控制计划,计算发动机性能。根据计算结果,采用出口直径 500.5mm 的尾喷管,为获得高涡转子进口燃气温度 1586K,当进口空气温度低于 21.8℃时,则发动机运转在很高的转速 ($n_L \geq 99.5\%$);在试验地区地面台架可达的进口温度 23℃~25℃条件,采用 500.5mm 的喷口对应的低压转子物理转速为 99.1%~99.3%,高压转子物理转速提高至 99.2%,可以满足试验要求。

4.2.3 试验时温度监控方法

根据计算数据统计,使用出口直径为 500.5mm 的喷口,在 15℃~30℃之间不同大气温度下,高涡转子进口燃气温度 $T_4=1586K$ 时,对应的涡轮后燃气总温 $T_5 \approx 795^\circ C$ 。在台架试验试车过程中,台架数采系统只能实时监视涡轮后燃气总温 T_5 。故试验时通过监视涡轮后燃气温度 T_5 达到 $795+5^\circ C$,来确定高涡转子进口燃气温度达到 1586K。

五、总结

整机超温试车时,无论是气动负荷、离心负荷以及热负荷均比发动机正常使用时的负荷高的多,对发动机的结构强度无疑是一个极大的考验,有很大的风险性,有烧坏涡轮或叶片断裂的可能;同时要保证涡轮前温度、高、低压转子转速达到试验要求,单一的调整方案很难满足试验要求,需要寻找最佳的、工程可行的综合调整方案;达到试验要求的技术途径确定后,为了减少试验风险,需要采取合理的试验程序。实际试验时还应考虑每台发动机的具体情况,如零部件加工误差,发动机内部间隙,发动机部件特性差异等都会影响发动机的转差、涡轮前温度。所以超温试验前,先进行单一调整因素的试验,根据实际试车情况,逐步确定其他调整因素的调整范围,保证试验能够一次就满足试验要求,避免重复超温试验损坏发动机。

本文以某发动机为例提出的超温试验方法只是初步研究,存在不足之处。如涡轮前计算的燃气温度与涡轮后实测燃气温度之间的关系不准确,仅用理论计算结果来判断涡轮前计算的燃气温度与涡轮后实测燃气温度之间的关系,可能会造成以下恶果:试验没有达到规定的要求,重复进行超温试验对发动机造成损坏;试验时涡轮前温度比预期的温度高的过多(本次试车实际温度比要求温度高出 20℃),对发动机造成损坏。在后续型号进行整机超温试验时,需结合理论分析和实际试验数据尽可能准确的确定涡轮前计算的燃气温度与涡轮后实测燃气温度之间的关系。

参考文献:

[1] GJB241A-2010. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2010.

[2] CCAR-33R2. 航空发动机适航规定 [S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.

[3] 朱之丽, 陈敏, 唐海龙, 张津, 陈大光. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014:53-104.

[4] 李应红. 航空涡轮风扇发动机试验技术与方法 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014:53-104.1-14.

[5] 孙万峰, 蒋一鹤, 张绍兴, 李一光. 某型涡喷发动机超温试车技术研究 [J]. 航空发动机, 1996 (2): 13-22.