

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2020.03.04

航空发动机室内试车台推力测量 及其溯源体系分析

黄成¹, 金炜¹, 瞿剑苏², 薛斌斌¹, 曹旻¹

(1. 中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司, 上海 201306;

2. 航空工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘要: 航空发动机推力测量相关影响参数的准确获取是保障台架推力测试准确性的前提。本文通过梳理室内试车台架推力附加阻力气动修正方法中所用到的关键试验参数、航空发动机试验与推力测量相关的常见控制参数、测量工具以及溯源标准及要求, 最终形成相对完整的溯源体系, 为实际试车工况下发动机推力测量校准技术的研究提供了一定的借鉴意义。

关键词: 发动机推力; 气动参数; 附加阻力; 溯源体系

中图分类号: TB931

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2020)03-0016-05

Measurement of Thrust of Aero Engine's Indoor Test Bench and its Traceability System

HUANG Cheng¹, JIN Wei¹, QU Jiansu², XUE Binbin¹, CAO Yang¹

(1. AECC COMMERCIAL AIRCRAFT ENGINE CO., LTD, Shanghai 201306, China;

2. Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: Accurate acquisition of thrust parameters related to aero-engine thrust measurement is the premise to ensure the accuracy of bench thrust measurement data. Added resistance in this paper, by analyzing the indoor test bench thrust pneumatic correction method used in the key experiment parameters, the aircraft engine common control parameters of the thrust measurement, measurement tools, and traceability standards and requirements, eventually form a relatively complete traceability system, engine thrust measurement calibration technology for actual test condition of research provided a certain reference significance.

Key words: engine thrust; aerodynamic parameters; additional drag; traceability system

0 引言

航空发动机推力是评判发动机动力性能的主要技术指标^[1]。航空发动机室内试验过程中, 台架结构位移的变化以及相关气动参数的干扰是影响发动机推力测量准确性的最主要因素^[2]。早在上世纪 60 年代, 欧美发达国家就已开展对台架附加阻力气动修正方法的研究。英国某公司早在 80 年代就进行详细的试车间进气流场测试和发动机推力修正研究, 并在本世纪初申请了两项关于推力修正的专利。这两项专利主要测量试车间的流场状况, 利用测得的流场数据, 通过空气动力学的相关原理分析计算各项修正量的大小。另外, 英国 Cranfield 大学与某公司合作开展了室内试车台的数值模拟和实物模拟, 利用仿真模型实现对室内试车台推力测量相关影响

量进行修正, 得到更准确的推力测量趋势。我国对台架附加阻力气动修正方法的研究起步较晚, 一些主机场所在 90 年代末才开始试车间进气流场的测试工作, 而且该研究比较分散, 缺乏系统性。直到 2007 年, 航空工业计量所对黎明厂四个室内试车台进行了进气流场测试和推力修正工作, 随后系统性地开展了航空发动机试车台推力综合校准与修正技术研究工作, 才对发动机试车台架附加阻力的气动修正方法有了相对深刻的认识。

目前, 国内对航空发动机台架推力测量校准方法和溯源体系结构仍在不断研究和完善, 本文对室内台架推力测量影响参数结构与产生机理、溯源体系现状以及溯源技术问题进行阐述和分析, 对进一步研究和完善推力测量校准溯源体系、解决关键参数校准技术问题提供引导。

1 试车台架推力测量的原理和影响力

发动机推力测量台架是用来固定发动机, 实现发动机推力、空气流量等参数测量的装置。将发动机安装固定于特定的试车台架中, 有助于更加准确地测量其推力^[3]。以涡扇发动机推力测量的试车台架为例, 其结构如图1所示。

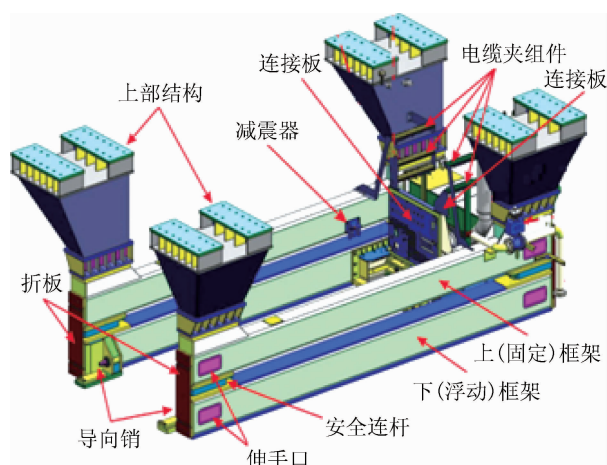


图1 涡扇发动机测量的典型试车台架全貌

1.1 航空发动机试车台架推力测量原理

试车台架由动架、静架及其它一系列附件组成。发动机安装在动架中, 静架支撑动架, 两者通过弹性元件连接, 动架可根据发动机推力大小自由做出响应并传递至测量系统, 最后再传递至固定静架的地面或墙壁^[4]。

在试车台架上, 发动机通过挂架和动架经由前后弹簧片挂装在静架上, 在静架和动架之间安装有推力传感器。发动机本身的重量主要由前后弹簧片承担。发动机工作时产生的推力造成使弹簧片微小的形变, 并经推力传感器由动架传递到静架上, 可通过推力传感器测得发动机的推力值。通常发动机试车台架上会配备液压加载装置, 主要用于试车前推力传感器的现场校准, 如图2所示^[5]。

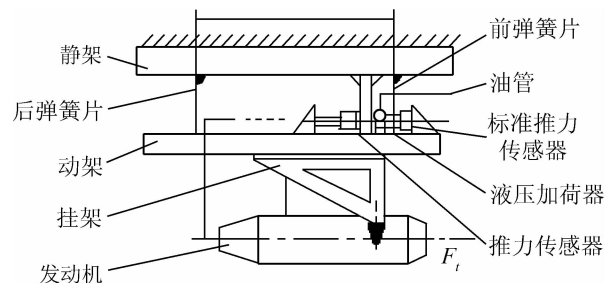


图2 试车台架结构示意图

1.2 试车台架推力测量影响因素和产生机理

发动机推力是一个复杂的参数, 测力台架是一个复杂的测力系统, 影响试车台推力测量准确度的因素有很多, 主要包括: 动架悬挂结构(中心加载与台架测力的差别、动架位移等)、作用在台架和发动机上的气动参数(进气冲量、迎风阻力、喷口负压、动架前后静压差、空气摩擦阻力、进气安全网损失、喷口面积变化等)和试车环境的温湿度变化三个因素^[6]。

当推力传感器与发动机的推力作用线不在同一直线上时, 中心加载才可以准确模拟发动机的工作状态。发动机试车过程中, 弹簧片位移量随着加载力的增大而变大。当弹簧片的位置偏离垂直状态时, 由于动架自身的重力、发动机中心造成的翻转力矩以及弹簧片本身形变造成的影响, 会使推力测量产生系统误差。系统误差的大小与弹簧片的位移量密切相关, 所以在液压加载、中心加载和试车时, 均应监测各个弹簧片的位移量, 以便在必要时对系统误差进行修正^[7]。

如图3所示, 发动机在室内试车台试车时, 因气流流动会产生气动附加阻力(包括动架和管道的迎风阻力、进气冲量及排气扩压器引射气流在喷管周围产生的喷管附加阻力等)。此外, 在试车时弹簧片和动架的形变会产生阻力, 温度变化和管路变形等因素也会产生阻力, 直接影响发动机推力测量的准确性^[8]。

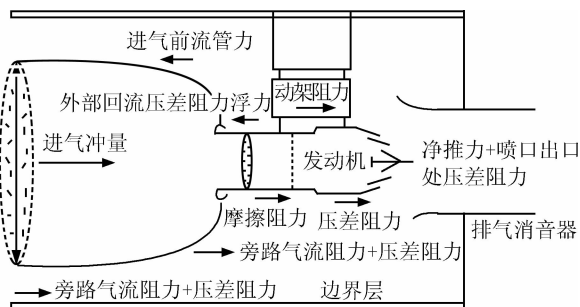


图3 室内试车台气动参数影响机理

2 推力及相关参数溯源路径的统计与分析

2.1 室内台推力测量相关的影响参数分解

室内试车台推力测量可直接影响到发动机真实推力的测量, 其影响因素分析如图4所示。

2.2 参数溯源路径

室内试车台推力测量相关参数溯源途径见表1。

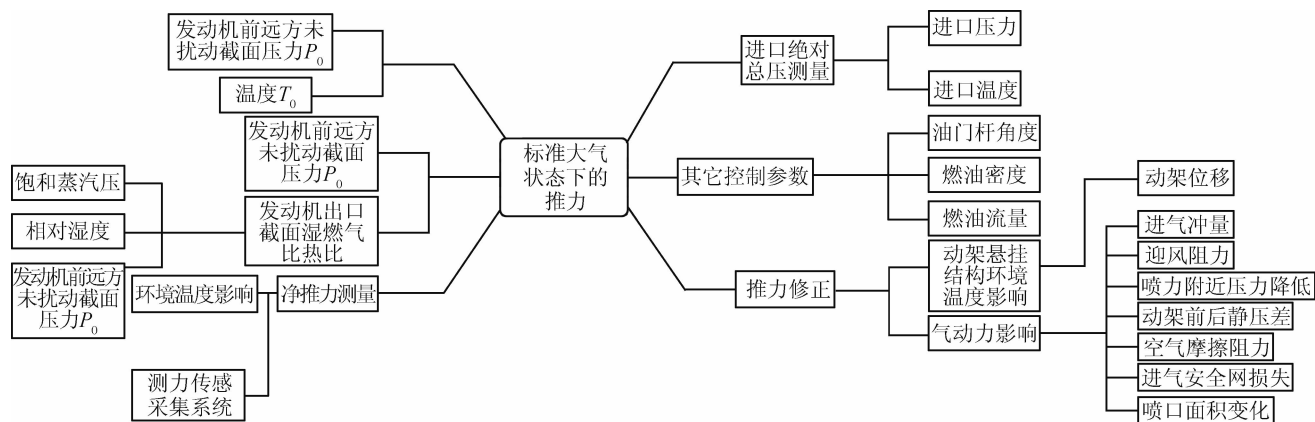


图4 室内试车台推力测量影响因素

3 推力测量相关参数的溯源体系现状结果分析

通过对航空发动机推力测量相关影响参数溯源途径进行分析可知，目前仍有部分参数的溯源链存在不足，不仅管理体系有待完善，而且校准技术需要进一步研究。

3.1 可计量性设计有待完善

在航空发动机的型号设计阶段，测量设备的选型问题普遍存在。由于在传统的研发体系下，设计单元、工程试验单元、计量单元相互独立，在型号设计阶段就缺乏可测量性或可计量性评估，没有评价设计参数验证的可实现性，造成试验验证阶段测量设备选型困难，或者选型的测量设备能力过剩，引起测量设备计量追溯困难的问题。如本文中大气压力和燃油流量参数的测量，就反映了因测量设备能力不足造成溯源体系不完善的情况。因此在产品阶段，需要更多地使工程试验人员和计量人员介入，对设计指标匹配后续试验手段、测量设备选型以及计量追溯在源头进行有效的评价^[9]，避免后期溯源链上出现一系列问题。

3.2 航空发动机推力测量溯源有效性问题

航空发动机推力主要通过在线推力传感器进行测量，目前国内推力传感器的校准主要是在实验的规定标准环境下对静态力进行测量和评价。而在实际试车现场，发动机推力测量是在温度、压力、气流等综合气动参数及其它一些影响参数不断变化的动态工况条件下进行的，现场流场对发动机推力测量造成很大的干扰，直接影响测量结果的准确性。

航空发动机推力台架动架结构在流场、推力和重力的作用下会产生一定的位移量，造成挂架偏离垂直状态，使推力传感器与被测发动机的推力作用线不在同一直线上，引起发动机推力测量结果衰减。如何将

推力传感器的校准数据结合各类影响参数进行修正，评价各试车工况下推力测量的数据，是航空发动机推力测量校准技术研究的重点和难点。

当前国内已有研究机构针对民用航空涡扇发动机详细开展了推力附加阻力气动修正方法研究、台架测力系统校准方法研究等工作，未来将会出台航空发动机试车台推力测量气动参数修正校准方法与行业规范，进一步完善航空发动机台架推力测量和校准技术。

3.3 其它相关参数的溯源技术问题

1) 动架位移实时测量问题

航空发动机台架推力的测量一般在启动、起飞、启航三种状态下开展，但目前面临的一项技术难点是：在试验过程中，人员无法到试车现场开展动架位移测量工作（应用激光跟踪仪等常规的非接触空间测量手段不能实现）。随着无线通信技术的发展，近年来无线位移传感器、角位移传感器等也陆续被研制开发，但复杂的现场试车环境对无线测量和数据传输可靠性的影响仍需要不断地研究和论证，期望通过后续无线测试技术的研究，来解决封闭环境内参数的测量和评价。

2) 空气大流量校准与测量问题

空气大流量的测量和校准一直是航空发动机研制过程中的一项关键技术。目前，国内正在研制的商用航空发动机的进气流量已达到每秒数百千克。但调研国内部分流量校准能力较强的机构后，发现这些机构均未开展 20 kg/s 以上的空气流量校准能力建设。空气大流量校准技术在国内发展很不成熟，远未达到空气大流量可评价的 10% 校准量程阈值，空气大流量测量准确性判别存在一定的风险。

国内空气大流量校准量程及实施手段，都与国外存在一定的差距。德国、美国等流量研究机构及生产商，

表 1 参数溯源路径一览表

影响因素	试验/检测参数	测量范围	试验/检测设备	溯源设备	参数溯源体系现状
温度修正	发动机前远方未扰动截面压力	80 ~ 120 kPa	大气压力传感器	气体活塞式压力计	完善
	温度 T_0	- 20 ~ 55 ℃	温湿度传感器	精密露点仪 标准铂电阻温度计	完善 完善
湿度修正	相对湿度	0% RH ~ 100 % RH	温湿度传感器	精密露点仪 标准铂电阻温度计	完善 完善
进口绝对总压测量	进口压力	90 ~ 110 kPa	压力扫描阀	标准压力校验仪	完善
	进口温度	- 20 ~ 80℃	PT100 铂电阻 数采系统	标准铂电阻温度计 过程校验仪	完善 完善
净推力测量	环境温度	- 20 ~ 55℃	温湿度传感器	精密露点仪 标准铂电阻温度计	完善 完善
	推力测量	0 ~ 400 kN	推力传感器	叠加式力标准装置	待研究改进
推力修正/动架悬挂结构环境温度影响	动架位移测量	0 ~ 1 m	激光跟踪仪	激光干涉仪标准装置	完善
	动架力臂测量	0 ~ 20 m		波长(副)基准装置	完善
	动架应力测量	0 ~ 5000 $\mu\epsilon$	应变测量系统	应变标准装置	完善
	空气流量	0 ~ 650 kg/s	大气体流量管	大气体流量校准装置	待研究改进
推力修正/气动力影响	风速测量	2 ~ 20 m/s	热膜风速传感器	补偿式微压计 数字式微压计	完善
			叶轮风速传感器	皮托管 风洞	完善
			皮托管	标准皮托管 数字式微压计 风洞	完善
			数采系统	过程校验仪	完善
			风向传感器	温湿度传感器 标准度盘 数据采集仪	完善 完善 完善
	风向测量	0° ~ 360°	数采系统	过程校验仪	完善
	喷口附近压力测量	1 ~ 70 kPa	压力扫描阀	标准压力校验仪	完善
	喷口气流温度测量	400 ~ 1200 ℃	K 型热电偶 数采系统	S 型标准铂铑 10-铂热电偶 过程校验仪	完善 完善
	动架前后静压差	$\pm (50 \sim 500)$ Pa	差压传感器	标准压力校验仪	完善
	喷口面积测量	0 ~ 24 mA	数采系统	过程校验仪	完善
		0 ~ 5 m ²	激光跟踪仪	激光干涉仪标准装置 波长(副)基准装置	待研究改进
	油门杆角度	- 30° ~ 90°	角度传感器	角度标准装置	完善
			数据采集系统	过程校验仪	完善
其它控制参数影响	燃油密度	750 ~ 850 kg/m ³	在线燃油密度计	在线振动式液体密度计 计检定装置	完善
			数采系统	过程校验仪	完善
	燃油流量	60 ~ 25000 kg/h	涡轮流量计 数采系统	燃油流量标准装置 过程校验仪	完善 完善

在 PVTt 法校准研究上相对成熟，空气大流量校准范围已达到 50 ~ 80 kg/s，满足评价的 10% 校准量程阈值，同时也满足全量程仿真实施研究的条件，可进一步开

展空气大流量全量程测量准确性评价，国内仍需加强空气大流量校准方法的研究工作。

此外，开展流量管的测绘工作是支撑空气大流量

测量的重要步骤。确定流量外形几何量特性参数以及开展流量管附面层测量工作,主要是为确定流量管流出系数,支撑发动机台架推力测量评估工作。国内比较常用的是近景摄影测绘技术,即利用三维扫描仪来进行流量管几何外形测绘,以确定流量管几何量特性参数。摄影测量通过粘贴标志、拍摄像片、图像处理、数学计算(后交、前交、平差),最终实现流量管几何外形的3D坐标测绘。当前逆后测绘技术运用下,虽然流量管型面标准偏差(RMS)测试结果基本能够满足预期要求,但是一些边缘的形貌尺寸误差较大,产生这种现象的原因是:①由于流量管样条曲线的结构较为复杂,需要在加工前进行三维建模的优化分析和对应曲线的圆滑处理,会造成一定误差;②由于支撑结构遮挡的影响,缺少点云数据,在建立模型时采用圆滑过渡处理,一定程度上破坏了原有的曲率。目前,流量管的测绘技术上仍有很大的提升空间。

3) 尾喷管喷口面积测量问题

针对发动机尾喷管喷口面积的测量,国内目前主要是在冷态条件下,采用皮尺测量、激光跟踪仪测量或者三维扫描仪测量等传统测量手段。实际上,尾喷管喷口并不是一个很规则的圆,传统的测量结果只能估算,并不能得到准确的数值。从工况条件上来讲,发动机推力测量是在试车运转时开展的,急剧变化的高温以及较大的推力和风阻,会让尾喷管喷口产生形变,并且这种形变是动态变化的,增加了喷口面积准确测量的难度^[10]。

4 结论

航空发动机推力是衡量航空发动机性能并保证飞机飞行安全的重要指标。航空发动机室内试车台性能实验中,发动机推力作用及外部气动参数造成的动架悬挂结构变化及发动机和台架周围压力、温度分布变化直接影响推力传感器的测量准确性,需对这些影响量进行修正。

文章在分析推力测量影响参数的过程中,发现部

分参数仍存在溯源技术手段不足的问题,例如:空气大流量校准问题、流量管测绘问题、无人封闭空间内空间尺寸测量问题以及试车状态下尾喷管喷口面积准确测量等问题,均需要在后续研究工作中进一步解决并完善。目前国内民用空气大流量校准台和“新基建”无线通信测量技术正在加速建设,未来这些新技术条件可进一步支撑航空发动机室内试车台性能试验的开展。

参考文献

- [1] 吉世强. 航空发动机检验技术手册[M]. 航空工业出版社. 2008.
- [2] 杨晓, 王欢. 航空发动机试车台推力测量系统的校准[J]. 现代机械, 2012(2): 18-20.
- [3] 张强, 邓小宝. 航空发动机推力直接测试技术试验与研究[C]// 2011 航空试验测试技术学术交流会议论文集. 2010.
- [4] 王红艳, 孙宝元. 基于有限元分析的推力矢量测量平台研究[J]. 压电与声光. 2006, 28(5): 618-620.
- [5] 焦献瑞. 航空发动机试车台架推力测量误差[J]. 航空计量技术, 1995, 15(2): 20-22.
- [6] 杨福刚, 陈宇, 常诚. 航空发动机室内台架推力测量修正方法研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(6): 31-33.
- [7] 王润明, 罗毅. 航空发动机推力测量台架动架支撑方式研究[J]. 燃气轮机试验与研究, 2013, 26(1): 9-11, 46.
- [8] 杜鹤龄. 航空发动机推力的测量和确定方法[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 389-392.
- [9] 梁向东. 航空专用测试设备可计量性设计[J]. 洪都科技, 2004(2): 40-43.
- [10] 黄宏艳, 王强. 过膨胀状态下轴对称收敛-扩喷管内外流场计算及仿真[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1069-10

收稿日期: 2020-03-15

作者简介



黄成(1983-), 男, 江苏盐城人, 计量检测技术团队负责人, 主要研究方向为航空计量技术气动参数校准、智能仿真参数应用与校准等。国家一级注册计量师, 参与航空发动机参数溯源链手册的编制和民用涡扇航空发动机推力校准技术的研究课题等。