

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2019.02.11

全机推力试车台推力测量和校准方法

魏海涛, 刘涛, 许思琦

(中国飞行试验研究院发动机所, 陕西 西安 710089)

摘要: 以目前国内唯一可进行发动机装机状态下推力测试的试验设备为研究对象, 介绍了其全机推力试车台的台架总体结构及飞机装机推力测量方式, 重点对推力测量系统及其校准方法进行了详细描述, 分析了全机推力测量的影响因素、测量结果修正方法及目前校准方法存在的不足, 提出了装机校准、左右平台联合校准、伺服加载校准和原位校准等多种改进措施, 提高了全机推力测量系统的校准准确度以及发动机装机推力的测量准确度, 对于其他同类设备的校准也具有重要的参考和借鉴价值。

关键词: 航空发动机; 全机推力试车台; 推力测量; 校准方法

中图分类号: TB9; V216.8

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2019)02-0051-05

Thrust Measurement and Calibration Method of Aircraft – engine Test Cell

WEI Haitao, LIU Tao, XU Siqi

(Power – Plant Institute, China Flight Test Establishment, Xi’an 710089, China)

Abstract: This paper introduces the overall structure of aircraft – engine test cell and the thrust measurement method of engine installed on aircraft. The thrust measurement system and calibration method are described in detail. It analyzes the influence factors of the aircraft – engine thrust measurement, the correction methods of the measurement results and the shortcomings of the current calibration methods. Several improvement measures such as installation calibration, left and right platform joint calibration, servo loading calibration and in situ calibration are proposed. The calibration accuracy of aircraft – engine thrust measurement system and the measurement accuracy of engine installed thrust are improved. For other similar equipment calibration also has important reference and reference value.

Key words: aero – engine; aircraft – engine test cell; thrust measurement; calibration method

0 引言

推力是航空发动机最为重要的一个性能指标, 通常通过地面台架试验直接获取。由于飞机结构的限制, 发动机在飞机上的装机状况与在地面试车台试验时的状况有一定的差异, 尤其是进气、排气和安装固定形式等均有不同, 装机后的推力往往要低于在地面台架所获取的推力, 而推力直接影响飞机的技战术指标, 是飞机及发动机设计师非常关心的问题。从有限的试验数据来看, 通常采用翼吊式安装的发动机, 其装机推力与台架试验相比, 差异较小, 而采用机腹式安装的发动机, 这种差异则较为明显, 甚至超过 20%。因此, 进行全机推力试验, 准确获取发动机装机状态下的推力指标, 就显得尤为关键^[1-4]。

在上世纪六十年代, 美国、俄罗斯等航空发达国家就开始进行发动机装机推力的试验研究, 主要通过配装发动机的飞机进行全机推力试验, 获取相应发动机的装机推力, 开展这项试验研究离不开全机推力

试车台。我国在上世纪八十年代曾建设了一座全机推力试车台, 进行了几项发动机的全机推力试验, 但限于当时的技术条件, 试验数据分散度较大, 难以准确地对发动机装机推力进行定量分析。21 世纪, 试飞院新建了一座全机推力试车台, 并开展了相关发动机装机推力测量研究工作^[5-6], 是目前国内唯一可进行发动机装机状态下推力测试的试验设备。

1 全机推力试车台

全机推力试车台的总体结构如图 1 所示。整个试车台架由前测力平台、左测力平台和右测力平台组成, 总体结构呈“品”字形, 三个测力平台可单独测力, 也可组合测力。在进行大运、伊尔 76 等大型飞机试验时, 飞机起落架放置在不同的试验平台进行安装, 如图 2 所示, 前起落架放置在前测力平台, 主起落架分别放置在左、右测力平台, 采用三个测力平台同时进行全机推力的测量; 进行歼 10、歼 11 等小型飞机试验

时, 仅需采用一个平台就可进行这类飞机的全机推力测量试验, 如图 3 所示, 飞机三个起落架全部放置在右测力平台。

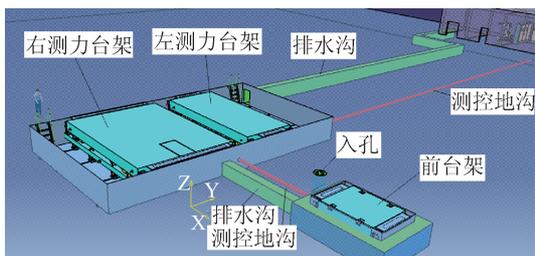


图 1 全机推力试车台台架示意图

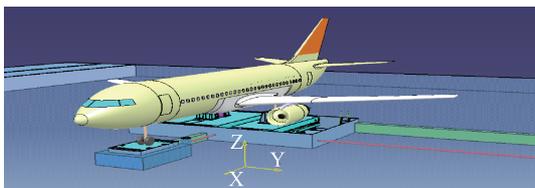


图 2 大型运输类飞机安装示意图

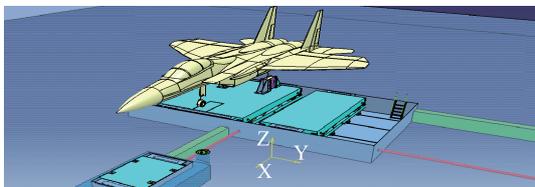


图 3 战斗机安装示意图

全机推力试车台与常规的发动机地面试车台一样, 要准确获取发动机推力, 一个结构合理、强度大、刚性好的测力平台和一套稳定可靠的数据采集与分析系统是必不可少的。同时, 还要有一套测量范围和准确度均满足试验要求的测力传感器, 并对传感器的安装位置进行科学的规划和设计。此外, 整个测力系统的校准也是准确获取发动机推力的关键技术之一。

2 推力测量系统

2.1 平台力测量系统

组成全机推力试车台的三个测力平台中, 右测力平台的结构如图 4 所示, 其主要结构部件包括弹簧片悬吊装置、机轮固定装置、定架、动架、推力测量装置、推力校准装置、动架水平顶紧装置、动架上下锁紧装置、滚动轮机构和平台锁紧保护装置等, 与目前大多数试车台台架一样, 动架和定架之间通过弹簧板连接。试验时, 将飞机机轮固定在测力台架的动架上, 发动机推力经过飞机机轮传到测力台架, 通过安装在测力平台中的两个力传感器获取, 这两个传感器位于平台

中心线左右两侧分布。考虑到反推力测量的问题, 还反向安装了两个传感器。进行歼击机全机推力试验时, 歼击机三个起落架机轮全部落在右测力平台, 后面两个机轮要在平台上安装固定, 前起落架机轮处于自由状态。试验时, 试车台测试系统采集两个传感器的信号, 结合飞机机载系统所采集的发动机其他参数信息, 就可以实时显示发动机装机状态下包括推力在内的性能参数, 两个系统的时差通过 GPS 授时模块来解决。

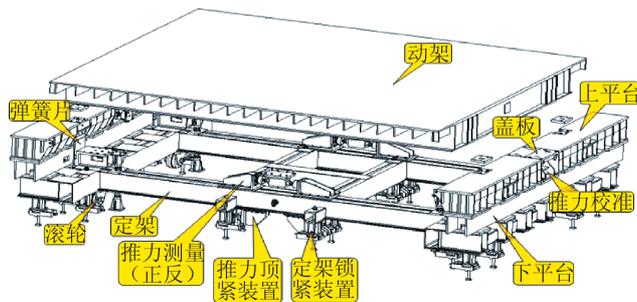


图 4 右测力台架结构示意图

左测力平台的结构和右测力平台完全一样, 但尺寸要小一些。前测力平台的结构较为特殊, 采用滚轮结合动静架结构的形式, 如图 5 所示。主要考虑到一方面要对前机轮的力进行测量, 另一方面, 还希望使这一力尽可能小。使用一个力传感器测量试验中前机轮所产生的力, 传感器安装在平台下方航向中心轴位置, 靠近机头一侧。

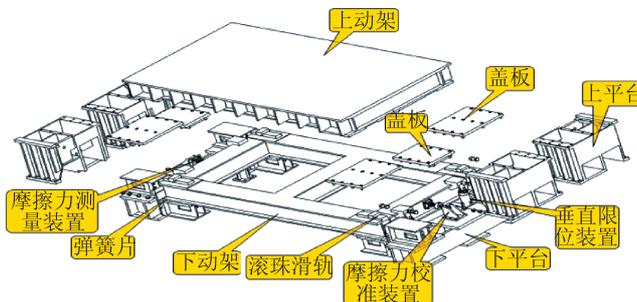


图 5 前测力平台结构示意图

2.2 力测量影响因素

进行全机推力测量时, 首先由牵引车将飞机牵引至平台上, 然后由人工将后起落架机轮用机轮挡板挡住, 并将机轮挡板固定在平台上。由于飞机在平台上一旦就位, 其位置就无法进行再调整, 因此, 试验中常常发现, 飞机的航向与平台的轴线存在一定的夹角 α , 如图 6 所示。因此, 为保证测量的准确性, 有必要对这一夹角进行测量, 并对测量结果进行修正。飞机机轮固定在试验平台上, 试验过程中, 随着发动机状

态的变化，推力也不断的变化，飞机的姿态也有轻微的变化，如图7所示。尤其进入加力状态时，飞机的中心线与静止状态相比，出现了一个夹角 β ，这种变化同样会引起测量误差，因此，还应该据此对测量结果进行修正。

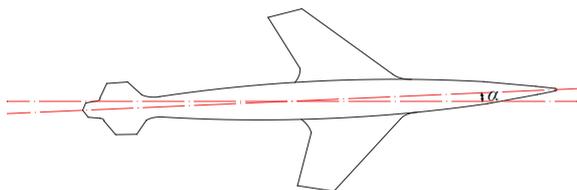


图6 飞机在平台上摆放示意图

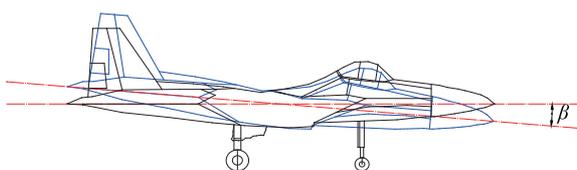


图7 试验过程中飞机姿态变化示意图

3 推力测量系统校准

3.1 平台测力系统校准

全机推力试车台推力测量系统校准方法和目前发动机地面试车台所采用的方法相同^[7-10]，即采用标准力传感器校准工作力传感器，如图8所示。具体的方法是：先在法定计量机构对力传感器进行校准，然后将此传感器作为标准力传感器安装到测力平台上，试验前，通过加载器对标准力传感器进行加载，加载力通过测力平台的动架传递给工作传感器，对比标准力传感器和工作力传感器的示值，就可以获取测力平台力测量系统的校准曲线。从图8中可以看出，加载器和标准力传感器均位于航向中心轴，加载器直接对标准力传感器加载，再由标准力传感器将力传递给测力动架。当进行歼击机全机试验时，只对右测力平台进行校准，标准加载力从标准力传感器直接获取，测量力则为两个测力传感器的代数叠加；进行大飞机全机试验时，由于飞机的起落架分别落在三个测力平台上，因此，需对全部三个测力平台进行校准，目前采用的方法是分别对三个测力平台进行校准，校准方法和对单一右测力平台的校准方法一致，左、右平台采用液压加载的方式，前平台采用机械加载的方式。

3.2 承载状态校准

全机推力试车台测力系统校准属于现场校准，主要用于系统校准，校准时测力系统的工作状态力求与

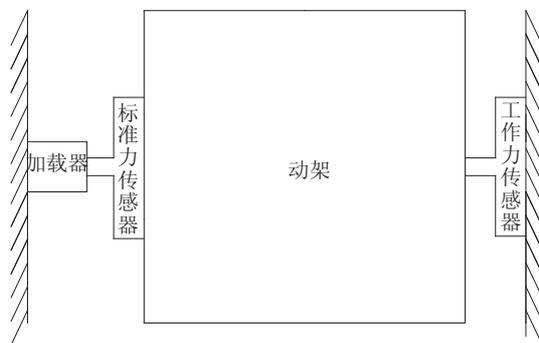


图8 测力平台推力校准示意图

试验状态一致。测力平台为钢结构件，虽然在设计中已考虑结构的强度和刚性，但当安装飞机后，平台承受飞机自重后其结构依然会产生部分形变，当左、右平台分别承载82 t，台架垂向保护装置的上表面距离动架的下表面的距离最大变化量为0.75 mm，而这部分形变会对测量系统的准确性构成一定的影响。因此，平台校准必须是在安装飞机后进行，而空载状态的校准只能作为试验前设备检查内容的一部分，不能以此数据作为测力平台的校准数据。当然，在日常的设备维护检查中可以采取该方法进行测力系统的检查。

3.3 左右平台联合校准

进行大飞机全机推力试验时，飞机起落架机轮同时落在三个测力平台上，对此，应对三个测力平台在负载飞机的状态下同时进行校准。从表1试验数据可以看出，前平台的力很小，在测量总推力的占比仅为0.5%。因此，在以后的全机推力试验中对前平台无须专门进行校准，其测量值也可以忽略。而左右平台测力成为发动机装机推力的绝对主力，这两个平台测力系统的准确性将会对测量结果产生很大的影响，直接影响到测量结果的准确性，因此，应对左右平台测力系统校准进行专门分析。

表1 发动机不同状态下各平台测力值占比

发动机状态	前平台测力值占比/%
状态1	0.03
状态2	0.27
状态3	0.36
状态4	0.50
状态5	0.35
状态6	0.03

注：①发动机状态基本涵盖发动机工作范围；

②前平台测力值占比 =

$$\frac{\text{前平台测力值}}{\text{左平台测力值} + \text{右平台测力值} + \text{前平台测力值}} \times 100\%$$

由于客观条件限制，目前采用负载状态下左、右平台分别校准的方法，这种方法存在一定的缺陷——进行左平台校准时，无法评估飞机及右平台所带来的影响；进行右平台校准时，也无法评估飞机及左平台所带来的影响。若将左右平台和飞机三者视为一个整体，对其进行校准，则可以避免这种影响的产生。具体的做法是对原有液压站进行改造，增加一路液压输出管，使液压站可以同时为左右平台的加载器进行加载。同时，应保证左右平台加载器的活塞面积一致，这样将左右平台的标准力传感器的输出叠加，作为总的标准力。而将四个工作力传感器的总和作为工作推力，从而可以建立整个平台推力的校准曲线。

3.4 伺服加载

限于原有客观条件，平台测力系统校准没有采用伺服加载系统，每次试验校准时，需要人工进行压力和流量的调节，工作繁琐、效率低下、所需人员多。为解决这个问题，可对原有设备系统进行升级，如图 9 所示（圆圈中为增补设备），在原液压站和加载器之间增加伺服控制阀，将控制阀分出的液压管路分成两路，分别连接到左右平台的液压加载器上，而这两个加载器的回油管路合并为一回路，又连接到伺服控制阀上。同时，增加一个伺服控制器，用以接受计算机信号，并对伺服控制阀发出控制指令。修改测试计算机中原有校准系统软件，增加相应的对比计算和校准界面和功能。

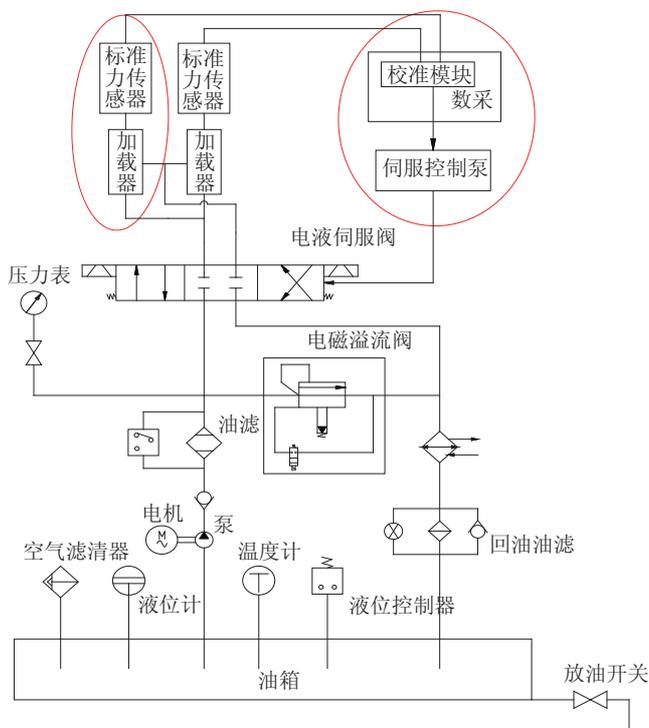


图 9 伺服加载系统

升级后的校准系统中，计算机主要完成加载数据的输入、工作推力传感器数据的自动录入以及校线的自动生成和保存。伺服控制器主要完成对液压站和加载器的伺服控制，液压站为根据加载指令为加载器提供相应的压力，加载器实现对试车台动架的加载。目前，伺服控制器通常采用 PID（比例 - 积分 - 微分控制）控制技术，通过积分控制可以消除系统的静差，通过微分控制可以改善系统的动态响应速度，比例、积分、微分三者有效结合可以满足不同的控制要求。采用这种方法进行加载校准时，试验人员向计算机输入需要的推力，计算机输出信号到伺服控制器，控制器将该信号与标准推力秤反馈的信号进行比较，并据此控制电液伺服阀的开度，从而控制液压油缸的加载力到需要值。

3.5 原位较准

对于推力试车台的计量校准，原位较准是最为理想的方式，对发动机地面试车台以中心加载方式进行的推力测量系统校准就属于原位较准。在发动机地面试车台推力测量系统校准中，国外曾出现过在发动机喷口直接进行加载的方法如图 10(a) 所示，而更多的则在校准过程中采用模拟发动机代替真实发动机如图 10(b) 所示，国内则完全采用模拟发动机代替真实发动机的形式如图 10(c) 所示。



(a) 国外发动机喷口直接加载方法的实物图



(b) 国外采用模拟发动机代替真实发动机的实物图



(c) 国内采用模拟发动机代替真实发动机的实物图

图 10 发动机地面试车台中心加载

对于全机推力试车台来讲,如果在发动机的喷口位置进行力的加载,这样校准时加载力的位置和方向、以及到测量传感器之间的传递线路和真实试验时完全一致,也就实现了原位较准。因此,可以设计一个模拟发动机,他的重量和中心位置、安装形式等与真实发动机完全相同,能够实现在飞机上的安装,这样就完全可以实现全机推力试车台推力测量系统的原位较准,提高校准精度。当然,能够像国外一样,实现在发动机喷口的直接加载更为理想。

4 结束语

本文介绍的全机推力试车台是目前国内唯一可进行发动机装机状态下推力测试的试验设备,通过对试车台推力测量系统和校准方法进行分析,提出了多种推力校准方法的改进措施,提高了校准准确度。在实际应用中,考虑校准状态和工作状态的一致性,将飞机固定后进行校准,避免试车台架承载重力的变化对推力测量系统的影响。校准时将三个平台视为一体,进行联合校准,避免各平台独立加载测试引起的误差。同时,根据试验前飞机位置和试验过程中飞机姿态的变化对测量结果进行修正,以获取较为准确的发动机装机推力。

参考文献

[1] 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.

[2] 雷晓波, 张强, 文敏, 等. 航空发动机安装节推力测量技术与试验[J]. 航空学报, 2017, 38(12): 16-23.

[3] 雷晓波, 李密, 张强, 等. 航空发动机推力直接测量飞行试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(7): 1631-1638.

[4] 张强, 邓小宝, 张永峰, 等. 航空发动机推力直接测试技术试验与研究[J]. 测控技术, 2011, 30: 60-62.

[5] 宋江涛. 通用飞机发动机一体化试验平台的设计与应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2017, 30(1): 25-28.

[6] 王欢, 宋江涛, 雷利. 航空发动机装机推力试验测试系统设计[J]. 航空科学技术, 2016, 27(01): 26-30.

[7] 王辰辰, 李新良, 李程, 等. 航空矢量发动机试车台推力校准技术综述[J]. 计测技术, 2015, 35(4): 10-14.

[8] 雷利, 叶耀祖, 马昌. 航空发动机试车台推力校准系统[J]. 工程与试验, 2015, 55(3): 89-91.

[9] 张有, 吴锋, 何培奎. 航空发动机推力测量台架原理误差分析[J]. 航空发动机, 2016, 42(4): 76-80.

[10] 朱希阁, 王小三. 基于新型液压力源的航空发动机试车台推力现场校准技术研究[J]. 宇航计测技术, 2016, 36(6): 45-49.

收稿日期: 2019-03-14

作者简介

魏海涛(1968-),男,研究员,硕士,中国航空学会发动机试验与测试专业委员会委员,研究方向为航空发动机整机台架试验和飞行试验。



1990年毕业于西北工业大学,同年到中国飞行试验研究院工作至今,主要承担了多种型号发动机的试飞鉴定工作,获省部级科技成果奖三项,发表论文十余篇。



《宇航计测技术》2019年第2期目次

转动惯量测量研究的进展及展望
 电学前沿计量技术在航天型号保障中的应用
 基于 FLUENT 动网格的正弦压力发生器仿真分析
 高温材料光谱发射率测量技术研究
 尾坐式飞行器增益调度控制器设计和比较
 小型混合翼无人机过渡过程一体化建模与控制
 高低温条件下力传感器校准装置研究
 静电电荷量传感器标定技术研究
 全相位 FFT 频率测量在调频激光测距技术中的应用

推进剂利用系统连续液位测量滤波算法研究
 超量程位置误差基准桥接测量技术研究
 δ 0.05 mm 薄钢带力学性能测试方法的研究
 动基座下自调平台对方位角测量的影响分析
 路网匹配定位方法研究
 飞行器自主保障系统海量数据存储设计与研究
 电学可视化自动校准装置
 浅谈先进检测技术支撑航天制造发展