

航空发动机全机推力试车台测力方法与校准技术

丁 旭, 冯传奇, 薛文鹏, 宋江涛

(中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 为了实现航空发动机全机推力测量, 研制了一种航空发动机装机条件下的推力测量平台, 该平台采用“品”字形布局, 嵌入到地面的试验地坑以下, 实现了对不同类型飞机的推力测量。介绍了测量系统以及校准方法, 使用该测量平台, 分别对某大型运输机和战斗机进行了推力测量试验, 实现了该两型飞机的推力测量, 测量精度高, 由于进排气以及发动机安装位置的影响, 全机推力测量平台所测得的发动机装机推力与台架标准推力相比存在一定差距, 运输类飞机推力损失一般小于 3%, 战斗机损失达到了 5%~15.1% 之间。

关 键 词: 全机推力试车台; 装机推力; 推力校准; 测控系统; 测力方法

中图分类号: V216.8

文献标志码: A

Force measurement method and calibration technology of aeroengine whole thrust test bed

DING Xu, FENG Chuanqi, XUE Wenpeng, SONG Jiangtao

(Chinese Flight Test Establishment,

Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to realize the whole aircraft thrust measurement of aeroengine, a thrust measurement platform under the condition of aeroengine installation was developed. With introduction of the “pin” shape layout, this platform was embedded under the ground test pit to realize the thrust measurement of different types of aircraft. The measurement system and calibration method were mainly introduced. Using this measurement platform, the thrust measurement test of a large transport aircraft was carried out, and the thrust measurement of this type of aircraft was realized, with high measurement accuracy. Due to the influence of intake and exhaust and engine installation position, there was a certain gap between the engine installed thrust measured by the full aircraft thrust measurement platform and the bench standard thrust, and the thrust loss of transport aircraft was generally less than 3%, Fighter losses ranged from 5% to 15.1%.

Keywords: whole thrust test bed; installed thrust; thrust calibration;
measurement and control system; force measurement

在人类历史发展的过程中, 航空发动机经历了三次重大突破, 分别是燃气机、活塞式内燃机以及燃气涡轮式内燃机。从发动机的诞生之初, 广大设计工程师就开始对作为重要指标的航空发动机推力进行研究。发动机装机条件下, 飞机推进系统推力受到发动机进排气影响、引气损失、

附件提取损失以及进气唇口之后进气流道中阻力损失影响, 造成发动机安装推力损失。一般来说, 航空发动机的推力由标准台架试验测得, 但由于受到飞机进排气和安装位置的影响, 发动机在装机条件下存在推力损失, 尤其是战斗机, 由于装机而造成的损失更为明显, 因此, 测量评估航空

收稿日期: 2021-07-10

作者简介: 丁旭(1993—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机整机地面试验技术研究。

引用格式: 丁旭, 冯传奇, 薛文鹏, 等. 航空发动机全机推力试车台测力方法与校准技术[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 144-150. DING Xu, FENG Chuanqi, XUE Wenpeng, et al. Force measurement method and calibration technology of aeroengine whole thrust test bed[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 144-150.

发动机装机下的推力成为航空发动机研制中关键的技术。美国的 Burcham^[1]、Hret^[2]、Fujii^[3] 早在 20 世纪 70 年代在 F-111 以及 F-18 等多型战斗机进气道内加装各种温度、压力、流量传感器并利用发动机部件模型进行推力计算,建立了燃气发生器法,获得了发动机在飞行中的推力,并形成相关标准。随后国内相关学者^[4-5]也尝试该方法进行发动机推力模型建立,所建立的模型一般仅适用于单型发动机。相对于燃气发生器法,NASA(美国国家航空航天局)^[6]在发动机主承力销和辅助拉杆上布置应变电桥,测量计算了发动机的装机推力,国内雷晓波、张强等^[7-8],建立了安装节贴应变片测量发动机飞行推力的试验方法。国内外相关学者^[9-14]通过使用手册法、燃气发生器法等建立计算模型来衡量航空发动机装机推力,但这些方法需要大量的地面台架数据以及高空台数据支撑,工作量巨大且每一型发动机需要单独建立模型,方法不具备普遍性。所以,早在 20 世纪,国内外相关从业人员均开始致力于建立能够直接测量航空发动机装机条件推力的通用方法^[15-16]。中国飞行试验研究院建有航空发动机装机推力试验台,不同于一般的台架推力测量,实现了航空发动机装机条件下的推力测量,且能够满足国内绝大多数飞机的推力测量需求,精度较高,对于试飞过程中推力模型建立提供数据基础,以及为试飞过程中,发动机由于推力不足而造成的各自故障提供方数据分析的手段,为我国后续飞机以及航空发动机的研制鉴定提供数据支撑。

中国飞行试验研究院建立的航空发动机装机推力试验测试系统(以下简称全机推力试车台),主要由台架系统以及推力测量系统组成,实现了装机条件下的航空发动机推力测量,并且测量的推力范围大,能够满足国内各种类型的战斗机以及运输机的装机推力测量,测量精度高^[17-18]。

1 平台总体介绍

1.1 平台步局

全机推力试车台为露天试车台,试车台周围空旷,以保证发动机进气无干扰,排气无阻塞,试验时选择晴天无风的条件,消除外界气流对于推力的影响。试车台分为前测力平台、右测力平台和左测力平台,由空中俯视,其呈“品”字样式分布,结构形式如图 1 所示,各平台可以相互独立测力,也可以同时组合测力,平台分为动架和定架,均

集成在地面以下,考虑到发动机安装造成的损失,试验时,将飞机水平推入到测量平台之上,通过专用的轮挡固定装置进行固定,其结构形式类似于简支梁形式,该形式结构简单,提供竖向约束,不提供转角约束,不影响测力的准确性,适合各类飞机测力。使用螺栓对轮挡和台架进行配合安装,严格保证轮挡所处的位置,若飞机摆放的轴线未与台架测力方向一致时,发动机起动后,迫使飞机移动,使其起落架紧紧贴合轮挡,以保证飞机轴线方向与测力方向一致,提高测量精度。通常情况下,战斗机使用右测力平台单独测力,如图 2 所示,大型运输类飞机,采用全平台同时组合测力,如图 3 所示。

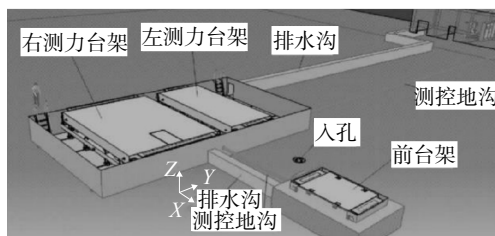


图 1 全机推力试车台台架示意图

Fig. 1 Schematic diagram of whole aircraft thrust test bench

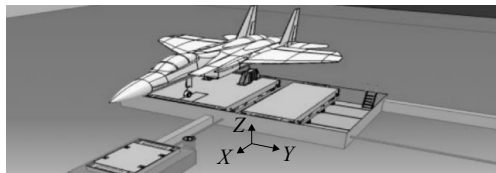


图 2 战斗机安装示意图

Fig. 2 Installation schematic diagram of fighter

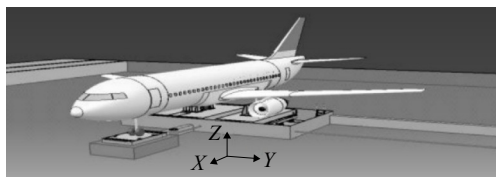


图 3 大型运输类飞机安装示意图

Fig. 3 Installation schematic diagram of large transport aircraft

1.2 平台结构设计

试验平台的类型、结构形式以及台架刚度特性均会对平台测力准确性造成影响^[12-14],传统的发动机试车台架结构简单,测量精度高,而全机推力测量平台是在发动机装机条件下进行推力测量,其垂向载质量较大,所以全机推力试车台设计时,在参考传统台架结构设计的同时,采用框架式、强刚性结构,如图 4 所示。3 个平台的主要

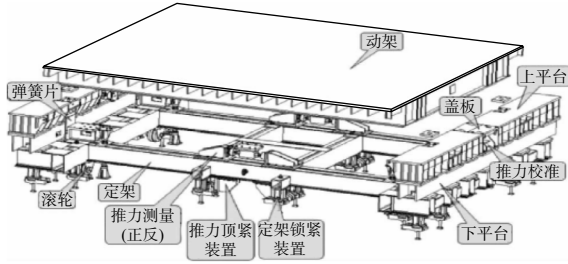


图 4 测力平台结构示意图

Fig. 4 Structure schematic diagram of force measuring platform

结构及原理与传统的发动机试车台架类似,将平台动架用弹簧片连接到定架上,试验时,松开台架锁死装置,采用专用轮挡装置将试验机与动架配合,发动机启动后,飞机产生推力,带动动架与弹簧片发生位移,将推力传递到推力传感器上,从而获得航空发动机的装机推力^[15-18]。定架下平面布置若干个楔铁座,通过 T 型螺栓与预埋承力地轨锁紧,楔铁座可上下微调定架高度,保证台架的移动和水平度,推力测量装置采用左右对称两套,每套各配有正反方向的推力传感器,可实现正反方向推力测量。左右前后共布置 4 处推力顶紧装置,每处通过顶杆顶紧承力块,承力块由楔块与承力地轨夹紧,航向推力可通过传感器的承力座直接以短距离行程传至承力块,再传至预埋地轨上。台架中心处前后布置推力校准装置,共两处,通过伺服油缸加载源,加载在动架上,实现正反推力的台架校准。为了满足不同类型飞机的安装要求,将 3 个测力平台嵌入在试验地坑内,试验平台与地面保持水平,以方便试验机的驶入与拖出。

1.3 平台测控系统

平台采用分布式测控系统,通过总线实现远程测量与控制,整个测试系统主要实现推力测量, LXI(基于以太网的自动测试系统)数据采集存储及遥测传输,再以网络通信的方式传输到上位机。整个测试系统如图 5 所示。

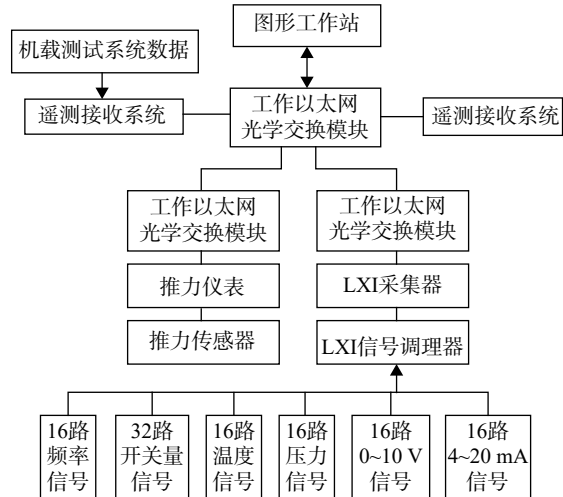


图 5 测试系统总图

Fig. 5 General layout of test system

系统软件主要用于实现检测试验前系统功能、传输和处理试验期间数据、记录存储试验后的数据等。系统前端设备采用 2 台工控机,进行信息传递控制,其中一台工控机负责系统管理,控制系统数据采集,另一台工控机负责数据的遥测接收。如图 6 所示,测控系统的软件通过系统操作管理、遥测、采集、通道校验和计算等实现试车过程中数据的全程记录。

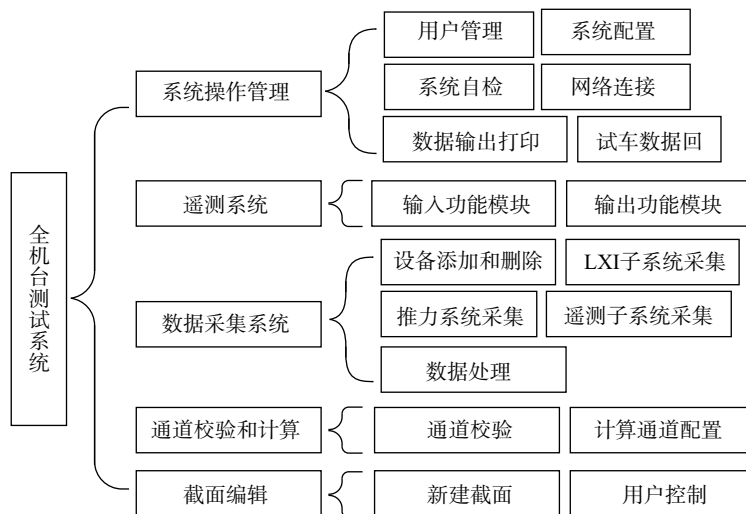


图 6 软件系统框图

Fig. 6 Block diagram of software system

2 推力测量系统校准

2.1 校准方法

推力的校准过程是施加已知标准力对测力系统进行对比、修正和评价的过程。现有的校准方式根据标准力加载位置的不同,可以分为中心加载校准和平行校准^[19-21]。

2.1.1 中心加载校准

中心加载校准也称为原位校准,是在安装发动机的位置安装一台模拟发动机,并放置标准推力传感器,通过安装固定支架的形式,将液压加载装置安装在模拟发动机上,以提供标准传感器的动力源。将工作推力传感器安装至台架动架与定架之间,调整顶杆机构,使工作推力传感器产生轻微顶紧力,当对液压加载装置进行加载时,加载装置的顶杆将力传递到标准传感器上,标准传感器采集并记录标准推力,该标准推力又通过模拟发动机传递到工作推力传感器上,测力系统测得工作推力,这样可获得了一个已知标准力和一个测力系统的测量力,再对其进行对比,获得一个差值,该差值就是台架系统造成的损失,并对该差值进行修正,评价测力系统的准确性,这个过程就是车台的中心加载校准过程。

2.1.2 平行校准

平行校准也称为异位校准,即标准推力传感器与工作推力传感器分别置于台架两侧,将液压加载装置安装在台架定架上,调整定架上的顶杆使工作推力传感器产生轻微顶紧力。校准时,通过液压加载装置进行加载,并将加载力传输至标准推力传感器上,标准推力传感器采集并记录该标准推力,标准推力通过动架传递到工作测力传感器上,测力系统测得工作推力,这样可获得了一个已知标准力和一个测力系统的测量力,这样重复加力,通过读出的力值可以计算出测量差值,对其进行修正。

显然,中心加载校准方式标准力与发动机推力产生的位置相同,传力路线一致,可以将台架及测量系统对推力的测量影响全部包括到静态标定中去,这是较为理想的校准方法。但是其复杂的校准设备及过程使其工程实用性受到限制,因此,希望通过平行校准配合定期中心校准修正的方案在保证台架测量精度的基础上提高效率,消除了传力环节弹性变形和附加力矩带来的测量误差^[22-24]。

中心加载校准与平行校准的加载区别如表 1 所示。

表 1 中心加载校准与平行校准区别
Table 1 Difference between center loading calibration and parallel calibration

校准方法	加载位置	优点	缺点
中心加载校准	模拟发动机尾部	1) 与发动机推力产生位置相同; 2) 与试验过程传力路线一致; 3) 将台架及测量系统对测量影响全部包括到静态标定中去; 4) 精度较高。	1) 需要模拟发动机及加载安装架; 2) 安装、校准过程复杂。
平行校准	动架	1) 不需要额外设备; 2) 校准过程随时可以进行,简单便捷; 3) 在无法安装模拟发动机以及安装架的条件下,以替代中心加载校准。	1) 推力产生的位置传力环节上存在差异; 2) 可能对校准结果准确性产生影响; 3) 相对于中心加载校准精度较低。

注: 两种校准方法精度相差约 0.05%, 可以相互替换^[25]。

2.2 全机推力试车台校准

全机推力试车台与一般传统试车台所采用的校准方法都是类似的,采用标准力对工作推力传感器进行校准,根据全机推力试车台的特点,中心加载校准无法实现,只能采用平行校准,如图 7 所示。具体的校准方法如下:在具有鉴定资质的单位对标准推力传感器进行校准,并将其安装到测力平台上,再通过液压加载装置对其进行加载,测得一个标准力,标准力再传输到工作推力传

感器上,测力系统测得工作推力,这样可获得了一个已知标准力和一个测力系统的测量力,这样重复加力,通过读出的推力值可以计算出测量差值,对其进行修正,整个过程如图 8 所示。通过数据采集控制系统进行加载数据输入、数据记录以及校线分析;并通过伺服控制系统进行液压加载,控制液压站提供所需压力,控制加载器实现对动架的加载。伺服控制器用来控制液压站和加载器,前者根据相关指令为后者提供需求的压力,从而

实现对平台动架的加载。伺服控制器采用PID(比例-积分-微分)控制,以此增加系统稳定性,消除系统静差、改善系统动态响应。校准时,通过计算机输入一定的标准推力值,并通过PID控制,将测量的信号与标准信号反馈对比,进而控制伺服阀开度,达到控制加载力的作用^[26]。

每个平台可以各自独立校准,也可以同时联校,当进行小型飞机试验时,对使用的平台进行单独校准,当进行大型飞机试验时,同时对3个平台加载,进行联合校准。

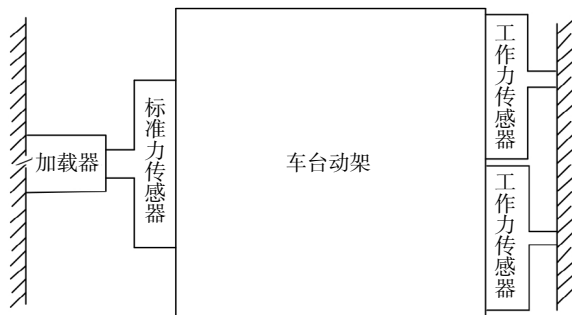


图7 测力平台推力校准示意图

Fig. 7 Thrust calibration schematic diagram of force measuring platform

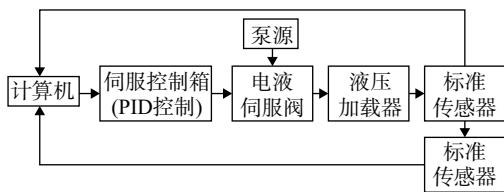


图8 标准力加载方法

Fig. 8 Standard force loading method

3 应用实例

分别采用该平台对某大型运输机和某战斗机进行了推力测量试验。对于大型运输机来说,在正式试验前,首先将飞机在平台上进行固定,根据飞机尺寸特性,大型运输机前起落架放置在前测力平台上,左、右两主起落架分别放置在左、右两个测力平台上,并使用专用轮挡进行固定,然后进行静态加载试验,如表2所示,为前平台在各个状态下测力值占比。可以看出,前平台所测得的力值占比很小,在涵盖发动机所有状态的条件,最大仅占0.50%,所以其测力值可以忽略不计,所以左右平台测力值为发动机装机状态下的推力值测量贡献最大。

使用液压加载装置对工作传感器进行校准,为了保证校准精度,消除平台负载造成的误差影

响,一般在将飞机拉上平台后进行校准,校准结果如图9所示,为3个测量平台校准的合力值。从图中可以看出3次测量值的重复性很好,经过计算,系统测量误差最大为0.14%,测量精度高。

表2 发动机不同状态下各平台测力值占比

Table 2 Proportion of force measurement value of each platform under different engine states

发动机状态编号	前平台测力值占比 $F_{qfs}/\%$
1	0.03
2	0.27
3	0.36
4	0.50
5	0.35
6	0.03

注: 1) 发动机状态基本涵盖发动机工作范围;

2) $F_{qfs} = F_q / (F_q + F_y + F_z) \times 100\%$, 其中 F_q 为前平台测力值, F_y 为右平台测力值, F_z 为左平台测力值。

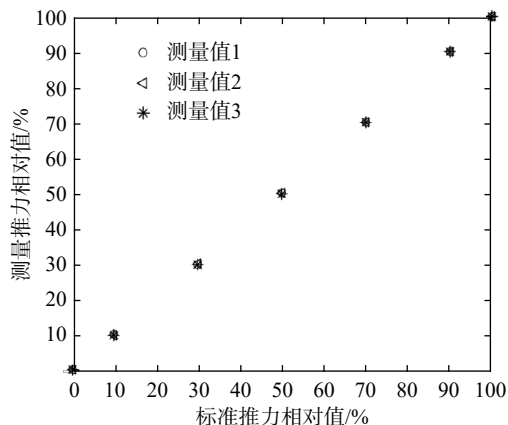


图9 全台静态校准数据

Fig. 9 Static calibration data of the whole machine

由校准验证结果可以看出,该试验平台测力传感器工作正常,精度符合要求,采用轮挡固定飞机的形式较为合理,测控系统测量采集效果良好。图10为全机试验台测得的大型运输机被试发动机装机推力与其台架标准推力的结果对比,其中横坐标为发动机所处状态占发动机最大状态的百分比,可以看出被试发动机的装机推力小于其台架推力,说明在装机条件下,由于进排气的影,主要是进气损失使得同等状态下进口空气流量小于台架进口空气流量,导致航空发动机的推力值存在一定的损失,经计算,该损失各个状态分别为1.5%、2.4%、1.5%、1.5%、2.5%、2.6%。后续研究可着重于量化分析,进排气因素对于推力的影响。

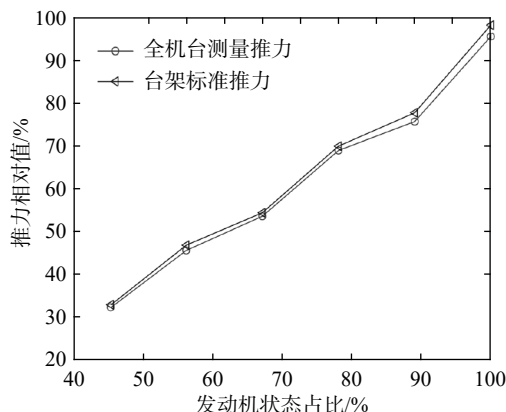


图10 某运输类飞机被试发动机装机推力与台架推力数据对比

Fig. 10 Comparison of engine installed thrust and bench thrust data of a transport aircraft

同样,对某型战斗机进行了全机推力测量试验,根据战斗机结构尺寸,仅使用右测力平台即可完成试验。依次完成飞机的台架安装、台架的带载校准等准备工作,即可进行相关试验,如图11所示,为被测发动机装机条件下的推力与台架标准推力的推力图,其中横坐标为发动机所处状态占发动机最大状态的百分比,与运输类飞机相比,战斗机被试发动机的装机推力与台架推力相差更大,达到了5%~15.1%之间,这是因为运输机发动机多采用翼吊式的安装形式,这种形式进气均匀,造成的发动机推力损失较小,战斗机的发动机多为蚌式进气道、矩形进气道等不规则形式,由于进气畸变而造成发动机推力损失较大。实际上台架测量结果会更加接近发动机推力的物理结果,载机测量实际表征的已经不是这个原始推力,实际比较要展示的是装机后的推力差。且战斗机进气唇口之后的进气流道较长,流道中存在阻力,

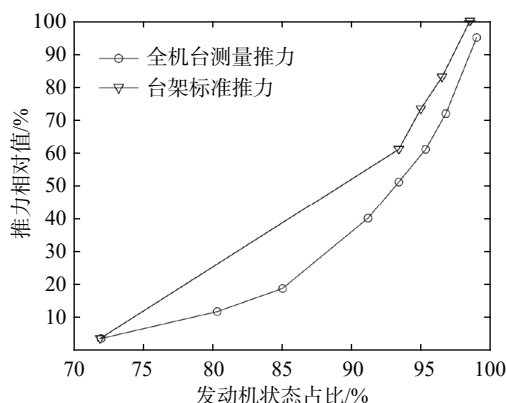


图11 某战斗机被试发动机装机推力与台架推力数据对比

Fig. 11 Comparison of installed thrust and bench thrust data of a fighter engine

也会造成战斗机装机推力损失。不同于传统台架发动机安装与台架测力方向一致,全机推力试车台测力时,装机条件下,飞机轴线方向与台架测力方向一致,但是由于发动机安装时与机身轴线存在一定夹角,该夹角造成了发动机轴线方向与台架测力方向存在了夹角,这个夹角也会造成全机推力试车台的测力损失,且战斗机的这个夹角一般对于运输机的。

4 结论

1) 全机推力测量平台采用地面嵌入式的三台架分布形式和框架式强刚性结构,实现了较大垂向负载条件下不同类型飞机的装机推力测量。

2) 基于全机推力试车台的结构特性,采用平行校准的形式对测力平台进行校准,整个系统测量误差最大为0.14%,精度较高。

3) 前平台测力所占比例较小,一般不足0.5%,左、右平台测力值对发动机装机状态下的推力值测量贡献最大。

4) 由于发动机装机后的进排气损失,全机推力测量平台所测得的发动机装机推力一般都会小于其台架标准推力,其中,运输类飞机推力损失一般小于3%,战斗机推力损失达到了5%~15.1%之间。

参考文献:

- [1] BURCHAM W F. An investigation of two variations of the gas generator method to calculate the thrust of the afterburning turbofan engines installed in an F-111A airplane[R]. AIAA 71-2031, 1971.
- [2] HRET Q Y. A comprehensive approach to understanding irreversibility in a turbojet[J]. *Propulsion and Power Research*, 2018, 7(11): 129-137.
- [3] FUJII Y. A method of evaluating the dynamic response of materials to forced oscillation[J]. *Measurement Science and Technology*, 2006, 17(7): 1131-1137.
- [4] 廉小纯, 刘选民. 飞机飞行中发动机推力的测定[J]. *航空动力学报*, 1994, 9(1): 1-4.
LIAN Xiaochun, LIU Xuanmin. Measurement of engine thrust in flight[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1994, 9(1): 1-4. (in Chinese)
- [5] 高扬, 王朝蓬, 屈霁云, 等. 某型大涵道比涡扇发动机飞行推力确定方法研究[J]. *航空发动机*, 2011, 37(3): 47-49.
GAO Yang, WANG Zhaopeng, QU Jiyun, et al. Study on determination method of flight thrust of a turbofan engine with large bypass ratio[J]. *Aeroengine*, 2011, 37(3): 47-49. (in Chinese)
- [6] PORTER J M. Some problems and uses of fuel flow measurement in supersonic aircraft[J]. *Flight Test Instrumentation*, 1965, 23(9): 113-127.
- [7] 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): 121190.1-121190.8.

- LEI Xiaobo, ZHANG Qiang, WEN Min, et al. Mount thrust measurement technique for aero-engines and its tests[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(12): 121190.1-121190.8. (in Chinese)
- [8] 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(10): 60-62.
- ZHANG Qiang, DENG Xiaobao, ZHANG Yongfeng, et al. Test and research of aero-engine direct thrust measurement[J]. *Measurement and Control Technology*, 2011, 30(10): 60-62. (in Chinese)
- [9] 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.
- DU Heling. Measurement and determination of aeroengine thrust[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1997, 12(4): 389-392. (in Chinese)
- [10] ABERNETHY R B, ROBERTS J, ADAMS G, et al. In-flight thrust determination[R]. SAE AIR-1703, 1985.
- [11] BAHRAMI S, GHAFARI A, SADATI S H, et al. Identifying a simplified model for heavy duty gas turbine[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2014, 28(6): 2399-2408.
- [12] 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.
- LEI Xiaobo, LI Mi, ZHANG Qiang, et al. Direct thrust measurement flight test of aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(7): 1631-1638. (in Chinese)
- [13] AGRAWAL R K, YUNIS M. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristic[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1982, 104(1): 194-201.
- [14] CHAPPELL M A, BLEVINS E G. Advanced turbine engine simulation technique and application to testing[R]. AIAA 86-1731, 1986.
- [15] 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.
- LEI Li, YE Yaozu, MA Chang. Thrust calibration system for aero-engine testing bench[J]. *Test Technology and Testing Machine*, 2015, 55(3): 89-91. (in Chinese)
- [16] 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.
- WANG Chenchen, LI Xinliang, LI Cheng, et al. Thrust calibration technology of aero vector engine test cell[J]. *Metrology and Measurement Technology*, 2015, 35(4): 10-14. (in Chinese)
- [17] 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.
- SONG Jiangtao. Design and application of a general integrated aero-engine test platform[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2017, 30(1): 25-28. (in Chinese)
- [18] 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(1): 26-30.
- WANG Huan, SONG Jiangtao, LEI Li. Thrust test system design for engine installed on aircraft[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2016, 27(1): 26-30. (in Chinese)
- [19] AKER G F, SARAVANAMUTTOO H I H. Predicting gas turbine performance degradation due to compressor fouling using computer simulation techniques[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1989, 111(2): 343-350.
- [20] 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.
- ZHANG You, WU Feng, HE Peilei. Principle errors analysis of thrust measurement test bench system for aeroengine[J]. *Aero-engine*, 2016, 42(4): 76-80. (in Chinese)
- [21] 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.
- ZHU Xige, WANG Xiaosan. Research on the in-situ thrust calibration techniques of aero-engine test bed based on a novel hydraulic force source[J]. *Journal of Astronautic Metrology and Measurement*, 2016, 36(6): 45-49. (in Chinese)
- [22] ROBNRT N P, MARTIN R T, MAURICE C B, et al. Thrust correction: USA1/0276601 [P]. 2007-05-16.
- [23] RIOS R M, MARTIN M R. Thrust correction jet engine in sea level test facility[R]. Nashville, US: the 34th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2013.
- [24] MAREC R, RODRIGUE M, SEGUNDO M S, et al. Thrust correction on jet engines in sea level test facility[R]. AIAA-98-3109, 1998.
- [25] DE FLORIO F. Airworthiness: an introduction to aircraft certification[M]. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 2011.
- [26] 吴惠明, 焦献瑞. 发动机试车台推力测量系统中心加载现场校准技术研究[J]. *计测技术*, 2009, 29(1): 28-30.
- WU Huiming, JIAO Xianrui. Research on on-site calibration technology of central loading of thrust measurement system of engine test bench[J]. *Measurement Technology*, 2009, 29(1): 28-30. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)