

航空装备预测与健康管理系统的验证方法概述

冯春庭¹, 李 敏²

(1. 空军装备研究院, 北京 100085; 2. 空军指挥学院, 北京 100079)

摘要:随着国内 PHM(预测与健康管理)技术发展迅速,航空装备 PHM 验证与确认方法成为制约 PHM 技术成果工程转化的难点。针对上述问题,提出了 PHM 系统全寿命周期内的验证流程,明确了在需求分析、设计研制、使用与维护等阶段 PHM 验证与确认的具体内容与要求,结合 PHM 对象的特点,阐述了目前典型的航电 PHM、机电/动力 PHM、结构 SHM 的验证和确认方法。

关键词:航空装备;预测与健康管理;验证与确认;验证流程

中图分类号:TP267 **文献标识码:**A **文章编号:**1000-8829(2017)05-0139-05

Overview on Verification Method of Aviation Equipment Prognostic and Health Management

FENG Chun-ting¹, LI Min²

(1. Equipment Academy of Airforce, Beijing 100085, China; 2. The Airforce Command College, Beijing 100079, China)

Abstract: With the rapid development of PHM(prognostic and health management) technology in China, the PHM verification and validation method of aviation equipment has become the difficulty to restrict the transformation of PHM technology achievements. In order to solve these problems, the verification process in the full life cycle of PHM system is put forward, the specific contents and requirements of PHM verification and validation on the stages of demand analysis, design and development, use and maintenance etc are clarified. At last, the PHM system verification and validation method on typical avionics PHM, mechanical and electrical & power PHM, structure SHM are expounded by combining with the characteristics of PHM object.

Key words: aviation equipment; PHM; verification & validation; verification process

为了保证航空装备的飞行安全,改善维修保障性能,提高全寿命周期的经济可承受性,各国军方在新一代航空装备的研制中,普遍提出研制并发展预测与健康管理(PHM, prognostic and health management)系统。国外 PHM 技术已有成熟的工程应用,如 F-35 战斗机的 PHM 系统^[1],直升机的 HUMS 等;国内科研院所与高校在机电故障诊断与寿命预测、航电测试性设计、结构损伤识别等 PHM 领域开展了广泛的研究,并处于向工程转化的关键时期。但国内缺乏相关标准与规范来衡量 PHM 系统的性能和功效,尚无成熟的评价体系与验证手段。验证与确认正成为国内 PHM 领域下阶段发展重点考虑的方向之一。

V&V(verification and validation,验证与确认)存在

于 PHM 系统开发整个生命周期内。Verification 译为“验证”,或者“检验”,是验证或检验 PHM 系统是否已经正确地实现了研制合同中所定义的系统功能和特性,并与 PHM 需求分析、设计、编程等所有生命周期活动中的正确性、完整性、准确性等要求相一致。除了通过验证确保正确地开发了 PHM 系统外,还需要进行确认(validation),检查并提供客观证据表明 PHM 系统的设计满足用户的使用要求。验证与确认的参与人员必须包括 PHM 系统的设计开发者、使用者或者能代表使用要求的第三方检测机构,避免同时充当 PHM 系统的设计者、验证和确认者的问题,从而实现 PHM 系统公正有效的验证和评估,保证 PHM 系统的质量。

本文从国内外 PHM 验证现状与对验证的技术需求分析出发,提出适合国内航空装备 PHM 发展的验证和确认流程,结合评估对象的特点,阐述 PHM 系统的验证和确认方法。

收稿日期:2016-08-16

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61301235)

作者简介:冯春庭(1984—),男,硕士,工程师,主要研究方向为空军武器装备信息化管理。

1 PHM 验证现状与需求分析

国外已经开展大量的 PHM 验证与确认技术基础理论及应用研究,包括指标体系的建立、验证环境/工具的开发、PHM 算法模型的验证评价等。在美国国防高级研究计划局(DARPA)的资助下,以 NASA 为代表的科研院所针对飞行器的健康管理系统开展验证和评估技术研究。NASA 的艾姆斯研究中心搭建先进诊断预测测试平台(ADAPT, advanced diagnostic and prognostic testbed),该平台是一套探测车电源系统的半实物仿真验证环境,能够通过故障注入与在线监测设备,对不同用例、不同应用场景下的诊断模型、预测与健康管理系统进行测试、评估并促进技术熟化。其目的就是提供一个可高度配置的操作环境,能够在特定的操作需求和故障条件下,以中立立场评估不同算法的性能^[2]。

同时,艾姆斯研究中心还有团队采用试验手段对机电作动器(EMA, electro-mechanical actuators)的预测与健康管理系统进行验证。EMA 在新一代飞机和航天器中使用的越来越多,但对其进行的健康管理技术研究还相当有限,缺乏基于故障注入的试验验证和飞行使用中故障数据积累的现实问题,团队人员已经建立一套支撑实验室和飞行环境下的试验+验证平台(如图 1 所示),进行数百个故障注入试验与寿命试验,测试 EMA 诊断/预测算法(如图 2 所示)的性能,故障诊断准确率能够达到 95%,预测算法的误差在 8% 以内。该文献还指出后续规划了大量新的故障模式、不同预测算法的比较以及基于真实飞行数据的预测模型验证研究工作^[3]。

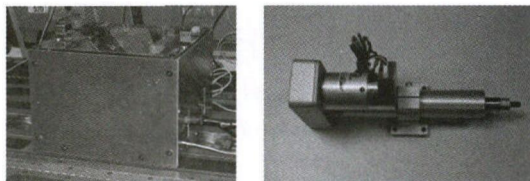
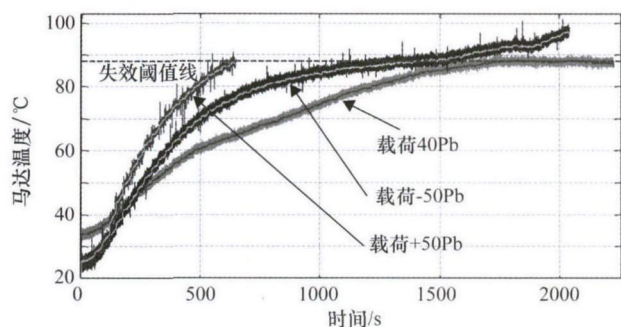
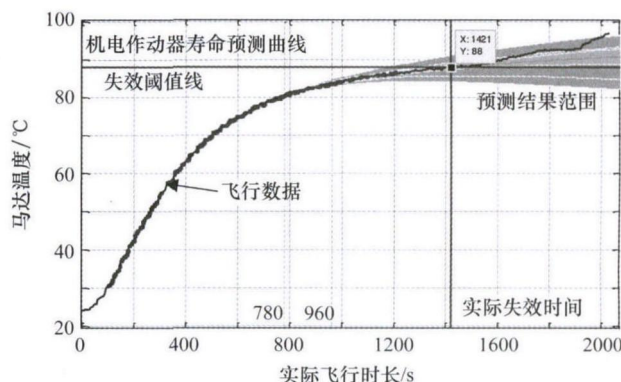


图 1 机电作动器 PHM 试验+验证平台

Impact 公司和乔治亚理工学院联合开发一套全面的 PHM 技术验证与确认资源,包括标准与定义、检测/诊断/预测指标、故障注入数据集、基于 Web 环境开发的 PHM 验证与确认软件(V&V),为 JSF 系统开发商提供用于 PHM 系统性能自动评估并促进改进升级提供支撑^[3]。验证内容与层次如图 3 所示,针对不同失效模式的监测传感器,评估可靠性、信噪比;对诊断/预测算法评价虚警率、漏检率、预测误差以及信息融合的不确定性;对集成的推理机进行推理误差和集成误差的综合评价^[4]。



(a) 不同载荷下从好至失效的试验数据



(b) 实际飞行数据下的预测算法验证

图 2 EMA 诊断/预测算法验证曲线

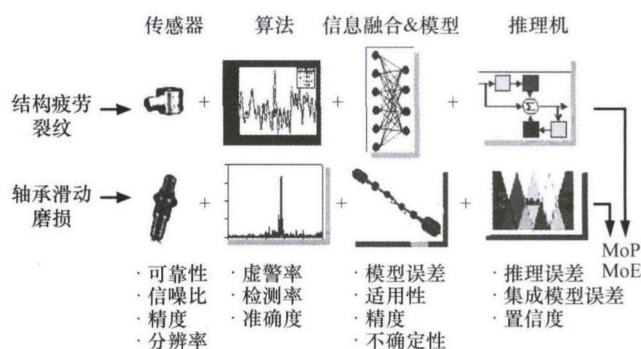


图 3 PHM 系统验证内容与层次

英国史密斯公司与英国国防部(MOD)紧密合作,针对安装飞行数据记录器(FDR)、发动机使用监控系统(EUMS)、健康和使用的监控系统(HUMS)的飞机,设计开发飞行和使用管理软件 FUMS64,它是一个平台工具,能利用现有飞行数据对诊断/预测与健康管理系统提供开发与验证支撑,同时评估 PHM 技术的采购风险控制^[5]。

英国拉夫堡大学针对航天和防御系统建立先进的诊断测试验证平台,对不同诊断算法进行验证和评估^[6]。巴西航空技术研究所(ITA)的 Bruno P. Leao 等人重点研究了预测性能指标与 PHM 系统需求、验证和费效分析之间的关系,并以示例的形式阐述了预测精确度、准确度和置信区间 3 个指标^[6]。NASA 艾姆斯研究中心的 Abhinav Saxena 等人认为目前缺乏预测模

型的标准化评价指标体系,导致无法充分评估预测算法的性能,在对4种不同预测算法的性能比较分析后,提出样本标准差、平均误差、均方误差、预测水平、累积相对精度、收敛性等9种不同的度量指标^[7],4种算法的预测效果如图4所示,预测误差在后期稳定后能够控制在5%之内。

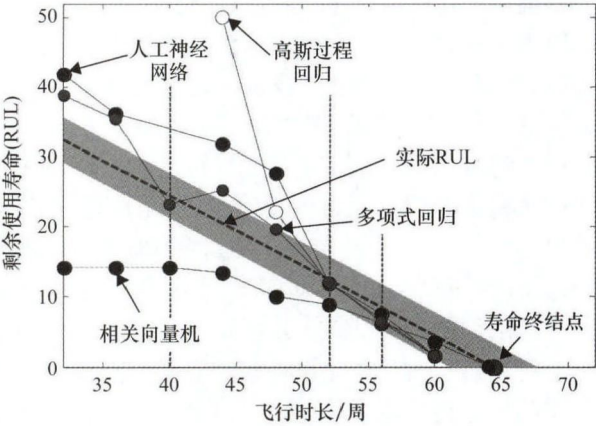


图4 预测算法性能对比验证

国内PHM技术起步较晚,目前重点致力于PHM关键技术攻关与系统的研究与开发,在验证与确认上多是对方法的综述与探讨,缺乏真实的验证环境与实用的评价工具的研究。PHM评价指标体系的研究还较少,缺乏实际应用验证影响评价方法的标准化以及诊断/预测算法的熟化进程^[8-11],与国外有着较大的差距。

PHM验证与确认是提升PHM系统自身功能、性能、稳定性的有效途径,通过PHM技术验证,有助于在PHM系统设计阶段确定最合适的PHM算法及模型,并进行参数优化与调整;可从统计分析、风险分析、不确定度分析等角度对PHM系统进行综合费效评价;能推进PHM系统的性能提高与完善,为随机试飞与飞行使用提供保证;PHM验证与确认是推进PHM技术成果转化与工程应用的必经之路。

2 PHM验证和确认流程

验证和确认贯穿于PHM系统的整个生命周期,如图5所示,测试对象不仅仅是程序,对PHM系统的需求、功能和设计同样要进行验证,与整个开发同步进行,从而有利于尽早地发现问题。

① 在用户需求分析阶段,进行PHM需求确认,需求定义要准确、完整和一致,真正理解客户的需求,保证正确开发PHM系统,进行验收测试设计,明确验收测试的内容。

② 在PHM系统设计阶段,需对PHM概要设计和详细设计方案进行审查,包括各种技术设计文档、测试计划与测试用例,确定系统结构的完整性、一致性与规

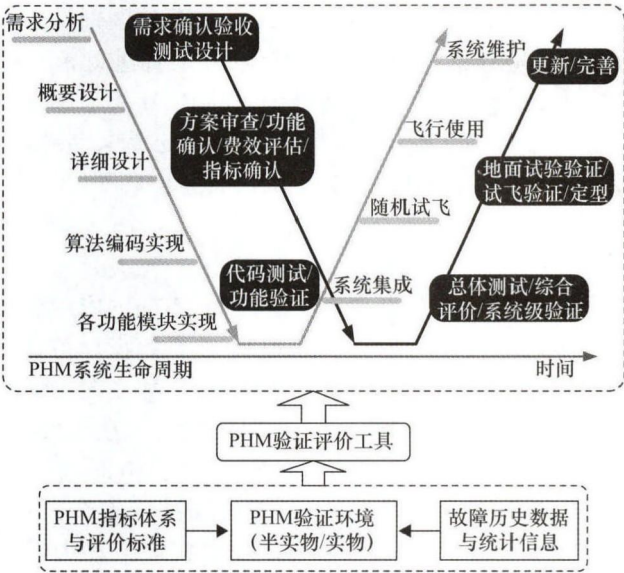


图5 PHM验证与确认流程

范化,对预期形成的PHM能力进行确认同时进行费效评估与验收指标与考核方式的确认;PHM研制阶段主要进行算法的编码,以及状态监测、诊断、预测、决策等各功能模块的实现,需进行单元测试与功能验证,规范编码过程,验证功能模块实现的一致性、正确性与适用性。

③ 在系统集成阶段,进行PHM系统级验证与总体测试,综合评价当前阶段PHM的水平,验证和确认主要在半实物仿真环境下进行。

④ 在地面试验验证与试飞验证阶段,主要确认PHM系统能否正常地、有效地运行,其性能、可靠性、安全性与兼容性等是否满足上机要求,并完成验收测试,向用户表明系统能够按照预定要求工作,可以正式发布或向用户提供服务。

⑤ 最后是当出现需求变更、测试用例修改的情况下,对PHM系统的维护升级与完善,验证并确认新增或增强的功能正常,而且原有功能不受影响,没有出现回归缺陷等。

在验证和确认实施过程中,需要以PHM指标体系与评价标准为依托。PHM指标体系中,主要包括诊断性能指标,如故障检测率、故障隔离率、虚警率、平均故障间隔时间等定量指标;预测性能指标如算法的稳定性、灵敏度、预测精度、平均偏差、平均故障预测时间、收敛性、置信水平等;费效性能指标包括寿命周期费用、投资回报率、技术价值、总体价值等。评价标准主要规定验证的方法与验证操作规范、流程,保证标尺的统一性、客观性与科学性。验证过程的实施还需在对故障历史数据的统计分析基础上,搭建PHM半实物或实物的验证环境,它可以在PHM设计开发环境上进行能力扩充,通过提高故障模拟与寿命试验条件的真实

性,支撑验证工作的开展,两者间最显著的区别是在设计开发环境可以借助各种手段、软件工具进行模型算法的开发,而验证环境必须有统一的 PHM 验证评价与管理工具,符合 PHM 验证标准与规范的要求,并以相同的衡量标准管理整个 PHM 确认与验证活动。

3 典型 PHM 系统的验证方法

因 PHM 系统是面向对象建立的,不同的应用需求与对象类型、复杂程度往往导致 PHM 系统设计与开发的差异性,选择合适的验证方法成为 PHM 系统验证与确认过程中比较重要的环节。PHM 验证方法主要有:检查与分析评估、半实物仿真验证、试验验证^[10]。依据航空装备的系统组成与 PHM 实现技术途径,可将 PHM 系统分为 3 类:航电系统 PHM、机电或动力系统 PHM、机体结构 PHM (SHM, structure health management),典型 PHM 系统的验证方法有:航电的测试性验证、机电或动力系统的试验或半实物验证、结构 SHM 验证方法。

(1) 航电的测试性验证。

航电系统 PHM 是在机内测试技术发展起来的,以航电测试性设计为主要的故障检测/隔离手段,在成员产品中设计机内测试设备 (BITE),直接向机载计算机上报故障信息,并在区域级推理机上完成综合诊断,随着技术发展,增加了对关键电子产品的剩余使用寿命预测能力。航电系统 PHM 的诊断能力主要通过测试性试验验证,它是为确定产品是否达到规定的测试性要求而进行的试验与评价工作^[12],结合测试性建模分析,完成对机载产品从设计到定型等不同阶段的诊断能力评估。测试性试验常采用短路或断路、掉电、插拔等方式进行故障注入,国内已有成熟的测试性验证试验环境与评价工具对部件、组件的测试性水平进行评估,后续需解决的是系统级测试性验证难题,主要是系统级的评价方法与试验支撑环境的搭建。电子产品的寿命预测能力验证则参考电子可靠性试验方法,进行试验验证,评估预测功能的实现程度以及性能指标。

(2) 机电和动力系统的试验或半实物验证。

无论是机电系统中的液压系统、燃油系统,还是动力系统上的发动机、辅助动力单元,国内外目前采用较多的 PHM 实现方式为基于数据驱动或者基于模型的诊断预测建模,通过对传感器监测数据的分析、处理,获得故障特征或产品的性能退化特征,借助智能算法和模型进行健康状态评估与剩余使用寿命的预测。常用的算法和模型有支持向量机、神经网络、灰色理论、隐马尔可夫等,对算法的优劣与性能评估均需要验证数据的支撑,从国外验证方法也能看出,最普遍的是利用半实物仿真、实物试验平台获取验证数据。机电和

动力系统的 PHM 算法和模型的验证可以分为 4 个阶段,如图 6 所示。设计阶段主要对各种算法与模型进行比较与筛选,确定最佳方案,可用仿真数据与历史数据进行算法的对比分析,该阶段因 PHM 技术成熟度低,验证采用离线的方式。第二阶段为地面验证阶段,实质是实验室环境下的技术评估,多在系统级或整机级的地面模拟试验台上进行在线实时验证,评估故障诊断能力水平,并可通过性能退化数据仿真生成的手段,进行预测能力的摸底。该阶段还需利用试飞数据和真实的飞行数据完成 PHM 模型参数的修正与调整,使其完全符合机载工况,为上机奠定基础。后两个阶段是试飞验证阶段与飞行使用阶段,这是推进 PHM 技术成果工程熟化的必经之路。通过将 PHM 模型和软硬件模块随机试飞,检查其适应恶劣工作环境、复杂多变的飞行剖面的能力,重点对 PHM 的告警、决策支持信息进行评价,提高决策可信度与准确率。最终在飞行使用阶段进行数据资源的收集与积累,知识库、案例库的更新完善,一方面逐步扩展 PHM 功能的覆盖面,提高故障诊断覆盖率与准确率,另一方面在寿命预测功能上,将更多的组件和部件纳入监测范围。

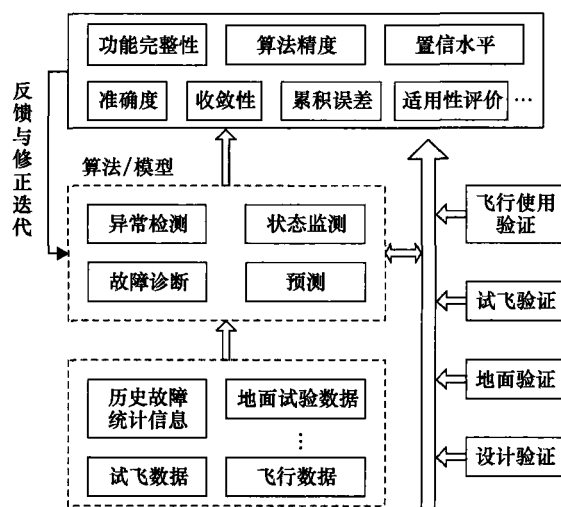


图6 机电/动力系统 PHM 验证方法

(3) 结构 SHM 验证方法。

在结构的损伤监测与识别方面,PHM 验证需解决的问题分为 3 个层次:在传感器层,针对不同的损伤监测需求,评估传感器自身工作可靠性,验证特定载荷条件下的寿命指标是否满足使用监测需求;其次是对传感器的贴装与布局进行评价,机身热点部位与传感器的精确化安装位置,损伤监测区域大小与测点数量与布局方式,全机结构监测会使飞机的重量、资源消耗显著增加的情况下,如何同时满足轻量化、大尺度的结构健康监测需求;第 3 层是对监测传感器相对应的损伤识别算法进行验证,当结构损伤发生时,能否及时地进行识别,识别出来的损伤形式是否准确,能否对损伤的

程度进行评估并对损伤的发展趋势进行预测。图 7 是国内某研究所 PHM 实验室搭建的裂纹监测传感器的验证环境,借助多种无损检测手段对试验件内部的裂纹损伤形式与大小进行检测,与裂纹监测传感器的监测结果进行对比,验证其最小裂纹检测长度、裂纹萌生速率预测的能力水平。

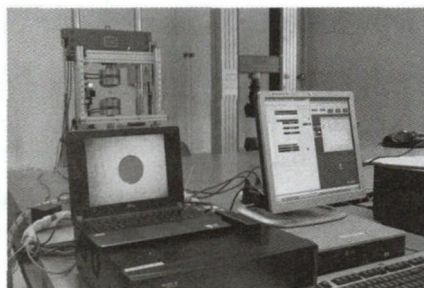


图 7 结构裂纹监测传感器的验证环境

4 结束语

虽然近年来国内 PHM 技术发展迅速,但由于缺乏 PHM 验证与确认技术的研究,制约了 PHM 技术成果的工程转化。本文在对国内外 PHM 验证技术调研的基础上,提出适合国内航空装备 PHM 发展的验证和确认流程,针对目前典型的 PHM 系统,阐述了 PHM 系统的验证和确认方法。为了支撑验证与确认活动的实施,需加紧 PHM 系统指标体系的建立并研究标准化的评价方法;注重验证数据的收集与积累;搭建规范统一的试验验证环境;设计开发标准化的验证评价工具,从而大力推进 PHM 技术的发展与熟化。

参考文献:

- [1] Hess A, Fila L. The joint strike fighter (JSF) PHM concept:

potential impact on aging aircraft problems [C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference. 2002, 6: 3021 - 3026.

- [2] Poll S, Patterson-Hine A, Camisa J, et al. Advanced diagnostics and prognostics testbed [C]//18th International Workshop on Principles of Diagnosis. 2007: 178 - 185.
- [3] Balaban E, Saxena A, Narasimhan S, et al. Experimental validation of a prognostic health management system for electromechanical actuators [C]//AIAA Infotech@ Aerospace. 2011: 329 - 344.
- [4] Roemer M J, Dzakowic J, Orsagh R F, et al. Validation and verification of prognostic and health management technologies [C]//2005 IEEE Aerospace Conference. 2005.
- [5] Azzam H, Cook J, Driver S. FUMSTM technologies for verifiable affordable prognostics health management (PHM) [C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference. 2004: 3764 - 3781.
- [6] Leão B P, Yoneyama T, Rocha G C, et al. Prognostics performance metrics and their relation to requirements, design, verification and cost-benefit [C]//2008 International Conference on Prognostics and Health Management. 2008: 1 - 8.
- [7] Saxena A, Celaya J, Saha B, et al. Evaluating algorithm performance metrics tailored for prognostics [C]//2009 IEEE Aerospace Conference. 2009: 1 - 13.
- [8] 张慧敏, 宋东, 郭勇, 等. 故障预测模型的评价方法研究 [J]. 测控技术, 2013, 32(5): 121 - 124.
- [9] 李璠, 蒋觉义. PHM 系统验证指标研究 [J]. 航空标准化与质量, 2013(2): 36 - 40.
- [10] 杨洲, 景博, 张劼, 等. 机载系统故障预测与健康管理验证与评估方法 [J]. 测控技术, 2012, 31(03): 101 - 104.
- [11] 代京, 刘浩, 于劲松. 飞行器健康管理系统验证与评估技术研究 [J]. 电子测量技术, 2012, 35(8): 1 - 10.

□

(上接第 138 页)

6 结论与展望

通过发动机试车验证了两种反推力测量方式的可行性,认为两种测量方案均可用于发动机试验,但标准推力传感器施加预紧力的测量方式,预紧力的稳定性好,自动化程度高,对台架设备变动少,提高了试验准备效率,较其他测量方式更加具有优势,是未来反推力测量方式的发展方向。

发动机打开反推短舱后,试车间气流等影响反推力测量的因素并未考虑到台架反推力测量中,因此在反推蜗壳处增加压力测点,并进行相应的 CFD 分析是即将开展的课题。

参考文献:

- [1] 邵万仁, 叶留增, 沈锡钢, 等. 反推力装置关键技术及技术途径初步探讨 [C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国

航空学会 2007 年学术年会论文集: 动力专题 24. 2007.

- [2] 杜刚, 金捷. 大型运输机发动机反推力装置 [C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集: 动力专题 21. 2007: 1 - 11.
- [3] HB 6882 - 93, 涡喷涡扇发动机试车台架推力测量系统校准 [S]. 1994.
- [4] Trapp L G, Oliveira G L. Aircraft thrust reverser cascade configuration evaluation through CFD [R]. AIAA-2003-723, 2003.
- [5] 刘大响, 叶培梁, 胡俊, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [6] 唐伟, 刘启国, 汪东. 军用反推力装置通用规范技术要素的确定 [J]. 航空标准化与质量, 2013, 10(5): 7 - 10, 18.
- [7] 赵晨, 张巍, 曹阳. 航空发动机台架推力校准软件系统设计 [C]//2016 航空试验测试技术学术交流会议论文集. 2016: 480 - 483.

□