

国外高空模拟试车台控制系统技术发展

王 曦^{1,3}, 朱美印^{1,3}, 张 松², 但志宏², 裴希同²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621703; 3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 研制高性能燃气涡轮发动机需要先进的高空模拟试车台(以下简称高空台)验证设备。国外高空台模拟技术的研发经历了从常规高空性能试验模拟到畸变进气条件下超机动飞行性能试验模拟,其中所采用的高空台数字仿真技术能够对高空台控制系统方案的可行性提供评估,同时还可规避新建高空台的技术风险,缩短建设周期,优化设计方案。以美国阿诺德工程发展中心(AEDC)高空台和德国斯图加特高空台(SATF)为代表,对高空台控制系统的结构、原理、功能、性能进行了分析,重点剖析了高空台数字仿真技术,可为我国高空台技术发展提供有价值的参考。

关键词: 航空发动机;高空模拟试车台;控制系统;飞行环境模拟;建模;仿真

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620 (2017) 06-0049-07

Technology development of foreign altitude simulation test facilities control system

WANG Xi^{1,3}, ZHU Mei-yin^{1,3}, ZHANG Song², DAN Zhi-hong², PEI Xi-tong²

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China; 2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621703, China; 3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The development of high performance gas turbine engine needs advanced altitude simulation test facilities (ASTF). The ASTF in foreign country has experienced the simulation technology development from conventional high altitude performance test simulation to super-maneuver flight performance test simulation with inlet distortion. The digital simulation technology used in the ASTF can not only provide assessment of the feasibility of ASTF control system scheme, but also avoid technological risk of new constructed ASTF and shorten the construction period and optimize the design scheme of ASTF. Stuttgart Altitude Test Facilities (SATF) in Germany and Arnold Engineering Development Center (AEDC) ASTF were taken as examples to analyze the system, structure, principle, function, and performance of ASTF control system technology, especially the digital simulation technology, which can provide a valuable reference for the ASTF technology development of our country.

Key words: aero-engine; altitude simulation test facilities; equipment control system; flight environment simulation; modeling; simulation

1 引言

现代高性能燃气涡轮发动机的研制需要先进的高空模拟试车台(以下简称高空台),发动机性能的优劣需在高空真实模拟环境条件下进行评估,先进的高空台应尽可能模拟全飞行包线范围内及特殊飞

行条件下的发动机的工作环境。发动机高空模拟试验常规科目包括发动机各部件及整机的稳态和瞬态性能,如压气机、燃烧室、涡轮等部件的稳态和瞬态性能,发动机推力、耗油率等性能,控制计划、控制逻辑的设计合理性以及发动机起动性能等。

收稿日期: 2016-08-18; 修回日期: 2017-11-06

作者简介: 王 曦(1961-),男,山西阳曲人,教授,博导,博士,研究方向为航空发动机建模、控制及故障诊断。

国外,美、英、法、德、俄拥有各自的高空台,均能够完成燃气涡轮发动机上述试验科目的模拟试验验证^[1-7],其中最先进的是美国阿诺德工程发展中心(AEDC)的高空台。AEDC是世界上最大的航空宇航测试设备试验中心,拥有风洞、高空台、超高速弹道航程试验台等53个专用设备,可对试验件的功能、性能、安全可靠进行全面测试和评估。典型发动机如F119、F135、遑达900、遑达1000、GP7200、PW6000等均在AEDC进行过考核测试。本世纪初,AEDC完成了试车操作现代化和一体化计划(TOMIP),缩短了高空台试验的停车时间,降低了试验成本。其关键技术是建立了整个高空台试验系统的Simulink仿真模型,除模拟高空台性能试验的基本要求外,还具有故障模拟、诊断、排除的功能。AEDC近年推动的推进整合与简化计划(PCS)是以提高试验设备效率和完善试验设备功能为目标,其中一个重要功能是模拟飞机机动飞行环境,使发动机在机动飞行条件下运行,主要体现在以下三种飞行情况:①急速爬升——飞行马赫数不变的前提下,飞机作高速快速爬升;②马赫数剧变——飞行高度不变的前提下,加速或减速;③复杂任务——飞行高度和马赫数都改变,如迎风转弯、自旋等机动飞行。PCS计划中,建模仿真技术是关键,需要模拟飞行器系统向推进系统提供空气动力学气流参数,以使发动机能够模拟瞬变飞行条件下的工况、进气畸变和系统之间的匹配性能。

我国高空台筹建始于1958年,1964年建成第一个暂冲式气源的小型涡喷发动机高空台。随后进入大型高空台的研制阶段,20世纪80年代大型高空台建成并投产^[8]。到目前为止,该高空台为我国多种型号发动机研制提供了有效的试验验证。但作为高空台重要组成部分的高空台控制系统,还处于初步研发阶段,需借助国外先进的数字仿真技术,为高空台的建设方案提供重要依据。为此,本文详细介绍了美国阿诺德工程发展中心和德国斯图加特的高空台控制系统的结构、功能和性能,重点剖析了高空台数字仿真的关键技术,以期为我国高空台的建设发展提供参考。

2 典型高空台性能参数

2.1 SATF 高空台

德国斯图加特高空台(SATF)进行过BR700等民用发动机的高空性能模拟试验,其性能参数为:模拟

马赫数0~2.2,模拟高度0~20.0 km,进口气体压力5~250 kPa,进口气体温度-60~170℃,空气流量0~140 kg/s,进口压力变化率 ± 20 kPa/s。

2.2 PSL 高空台

2006年美国NASA格林研究中心推进系统实验室(PSL)的高空台PSL-3和PSL-4投入使用,测试发动机推力约220 kN,试验设备结构如图1所示。PSL-3高空性能参数为:模拟马赫数0~3.0,模拟高度0~27.4 km,进口气体压力0~379 kPa,进口气体温度-45~316℃,空气流量0~340 kg/s。PSL-4高空性能参数为:模拟马赫数0~4.0,模拟高度0~27.4 km,进口气体压力0~138 kPa,进口气体温度-68~649℃,空气流量0~218 kg/s。

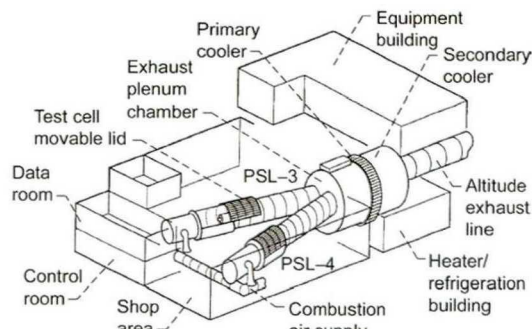


图1 PSL-3、PSL-4设备结构图

Fig.1 The structure of PSL-3 and PSL-4

2.3 AEDC 高空台

AEDC是美国进行发动机高空性能试验的主要基地,可满足从小型巡航导弹发动机到大型涡扇发动机试车的需求。其测试项目包括:高空性能、操纵性能、气动热力、结冰、腐蚀、进气压力畸变、进气温度畸变、加速任务、发动机-进气道动态特性匹配、任务环境模拟和发动机部件性能测试。AEDC高空台进口参数和出口参数最大变化率的性能要求为:进口压力变化率12 kPa/s,进口温度变化率+8.4℃/s或-5.6℃/s,高空舱压力变化率-2.758 kPa/s。AEDC各高空台测试能力见表1。

C-1、C-2高空台采用多个远程操作的文氏管精确测量发动机空气流量,用于大型军用和商用发动机的高空模拟性能测试。C-1测试过F119和F135发动机,C-2测试过遑达900、遑达1000、GP7200、PW6000、BR725和XF7-10等发动机。高空台J-1和J-2总体测试性能与C-1、C-2的相似,但尺寸相对较小。J-1测试过F110、F118以及F101发动机,J-2测试过F110、F118、F101、F119、F135和F136等

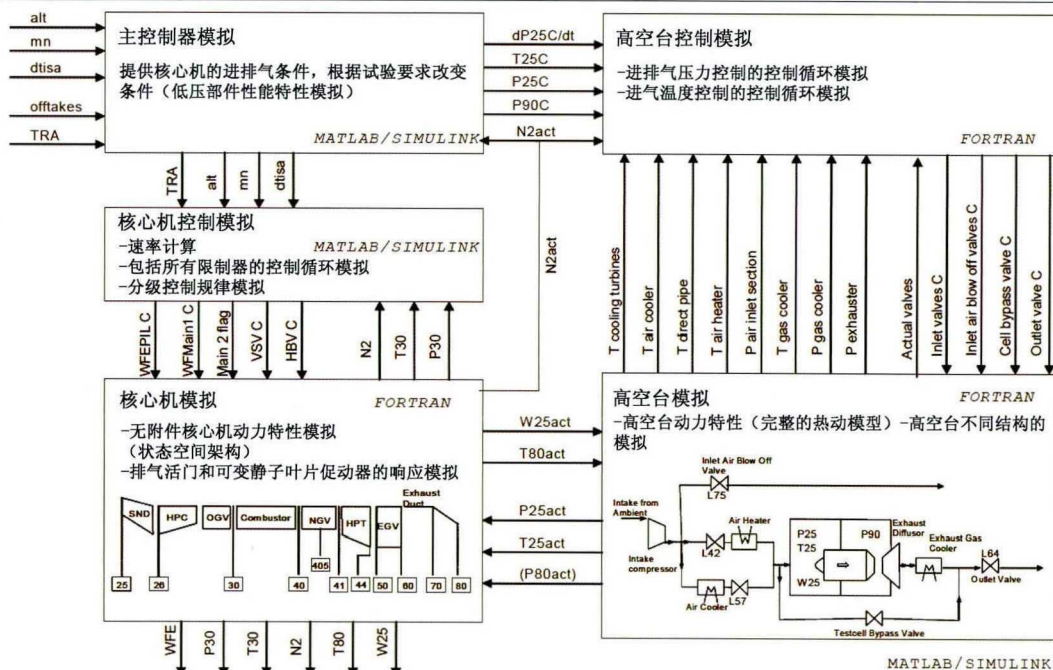


图4 高空台数字仿真系统验证平台

Fig.4 The verification platform of altitude simulation test facilities

系统是利用 Simulink 软件开发的联合闭环仿真平台,主要由主控制器、高空台控制模型、高空台气动热力模型、发动机控制器、发动机动态模型五大功能模块组成。主控制器模块提供发动机飞行环境进排气条件,高空台控制模块提供发动机进排气压力控制和进气温度控制计算,高空台气动热力模型模块包括压缩机、空气加热器、空气冷却器、排气扩散器、管道、调节阀、作动筒等部件的动态特性,发动机控制器模块模拟发动机稳态、过渡态控制及限制保护控制等,发动机动态模型模拟发动机的工作特性。

3.2 AEDC 设备控制系统

AEDC 为评估瞬变飞行条件下进气畸变对发动机的性能影响,开发了带进气畸变功能的高空台数字仿真系统。按不同的飞行任务,飞行模拟器对飞行环境条件下发动机进口总压、总温、出口静压和空气流量进行模拟,并将这些指令实时传递给数据分析管理器,数据分析管理器将这些指令数据发给高空台控制器,经实时运算生成执行机构的动作指令,实时调节管网的流量控制阀。实际被测发动机将运行性能数据通过数据分析管理器反馈到飞行模拟器中,从而给飞机提供推力等性能数据。这种试验可以高效地模拟飞机的机动飞行性能,如急速爬升和马赫数突变等。下文将对 AEDC 高空台数字仿真系统进行分析。

(1) 高空台控制模拟

AEDC 高空台控制结构组成类似图 3 所示的 SATF 控制结构,也是采用高低温回路掺混的方法通过控制阀门开度实现对模拟飞行环境的控制,其 Simulink 仿真模型如图 5 所示^[4]。

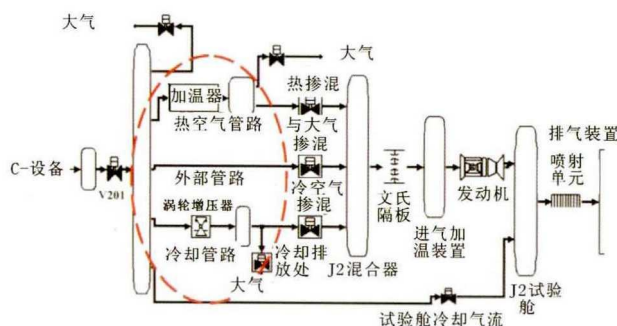


图5 AEDC 高空台控制系统 Simulink 仿真模型

Fig.5 The Simulink simulation model of AEDC facility

(2) 飞行模拟器

AEDC 开发了 GENESIS 实时飞行模拟器,含所有动态系统的通用组件,用户在 GENESIS 仿真系统中可以获得阶跃响应数据、建立线性模型以及调试非线性动态系统模型。GENESIS 飞行模拟器成功应用案例,如 F110 发动机 ATEST 模型与 F-16 飞行器模型协同运行平台,见图 6^[4]。

(3) 驾驶舱模拟器

驾驶舱模拟器 AIRFOX,包括驾驶舱仪表、可视系统(外界实时成像观测)和主要控制部件(控制杆、

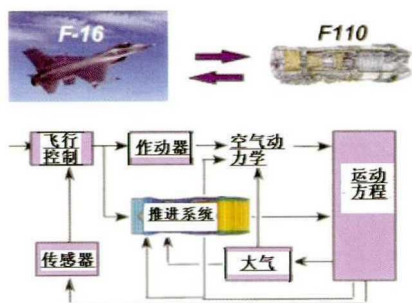


图6 GENESIS飞行模拟器

Fig.6 Flight simulator of GENESIS

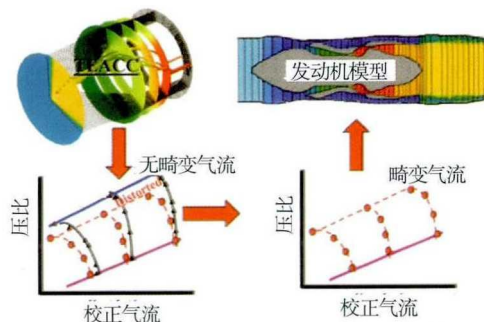


图8 TEACC变焦技术用于进口气流畸变

Fig.8 TEACC zooming for inlet flow distortion

操纵踏板和油门杆)和控制面板(选择按钮和LCD显示器)。

(4) 发动机动态模型

相比SATF实时简化模型,AEDC发动机模型为部件级实时动态模型,模型的准确度高,输出参数多,更加适于对发动机动态实时运行参数进行状态监控及故障诊断处理,如对F-16配装的F110-GE-129发动机进行了飞/发一体化飞行环境下的实时动态性能匹配仿真。

(5) 数据分析管理器

AEDC数据分析管理器是对飞机、发动机、飞行环境以及高空台试验中实时生成的数据进行通讯的神经网络管理系统,在Simulink环境下实现。

(6) 进气畸变模拟

AEDC进气畸变下的数字仿真如图7所示^[4]。与非进气畸变相比增加了畸变发生器控制系统,采用TEACC变焦技术实现进气畸变下压气机特性模拟,如图8所示^[4]。

(7) 非畸变进气飞行环境下的仿真

非畸变进气飞行环境下等马赫急速爬升机动飞行仿真如图9所示^[4]。飞机以等0.8马赫从7 620 m

爬升到12 192 m高度,仿真过程中将油门杆推到最大位置,飞行器先带斜度上升,随后将油门杆拉回使飞行器快速爬升。当飞行器相对于地面的爬升角达到30°时,将油门杆前推,使爬升角保持不变。当飞行器到达11 582 m高度时,操纵飞行器副翼,使其旋转180°;然后将油门杆往后拉保持飞行器在12 192 m高空以水平反转的方式飞行;随后再操纵飞行器旋转180°,使飞行器前端向下竖直飞行;最后对操纵杆和油门杆角度进行调整,使飞行器在12 192 m高空以0.8马赫的速度平稳飞行。其中进口总温的模拟值与设计值有一定误差。

等高度马赫数突变机动飞行仿真如图10所示^[4]。当飞行器在7 620 m高空以0.8马赫的速度稳定飞行时,首先把油门杆快速推到最大,向前推操纵杆,保持飞行器前端向下,此时飞行高度不变,5 s后必须将操纵杆拉回,防止机头过于向下而导致飞行高度下降。保持此姿势5 s,需将机头转回补偿因速度增加而减小的配平角。当飞行马赫数变为1.2时,拉回油门杆,保持飞行速度不变。进排气温度、压力的模拟值与设计值基本一致。

(8) 畸变进气飞行仿真

当飞行器的飞行环境出现恶劣情况时,如空中开炮、发射火箭、空中悬停、甲板弹射起飞(图11),发动机将遭遇进气温度、压力畸变。图12为进气道总压畸变分布,总压的不均匀性接近30%。

从上述非畸变进气飞行环境下的仿真与试验对比可知,AEDC高空台数字仿真系统基本上能够模拟真实试验的效果,对于制定正确的高空台控制系统设计方案具有重要的参考价值。同时,AEDC高空台已具备进气畸变条件下的试验能力,可为评估发动机抗进气畸变性能提供试验验证条件。

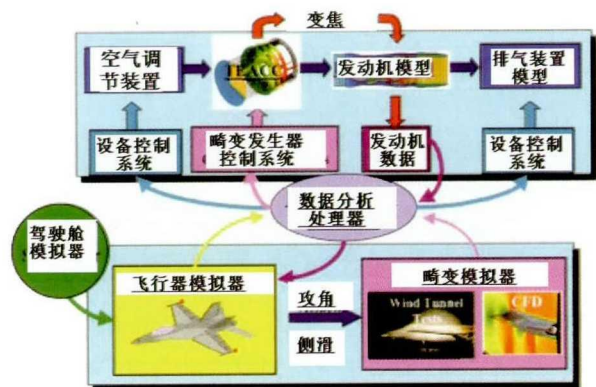


图7 进气畸变下的飞行仿真

Fig.7 The flight simulation vision with distorted inlet flow

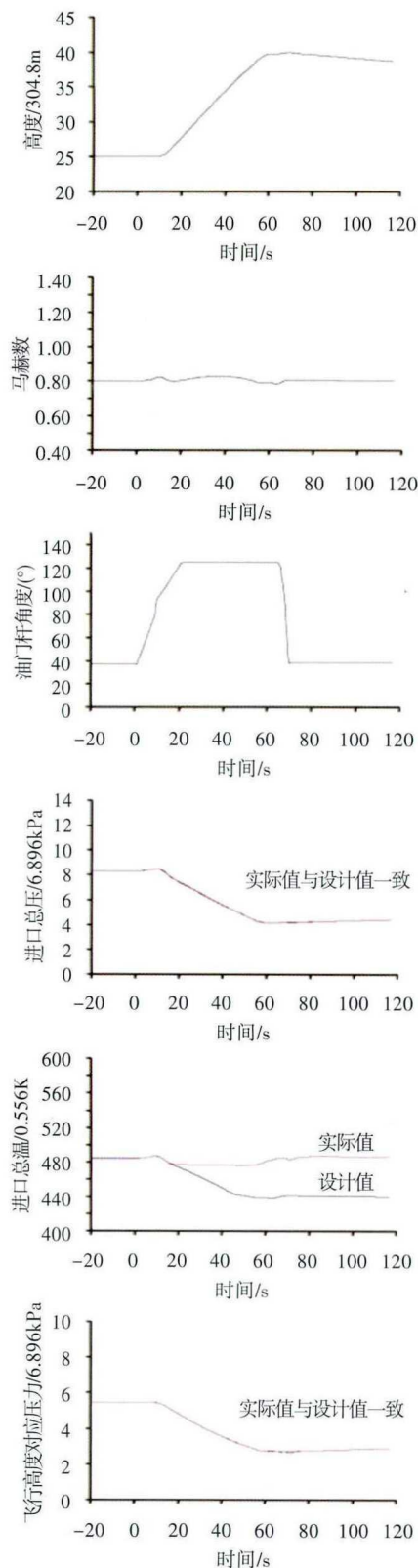


图9 急速爬升非畸变进气飞行环境下的仿真曲线

Fig.9 The simulation curves of zoom climb on the condition of non-distortion inlet environment

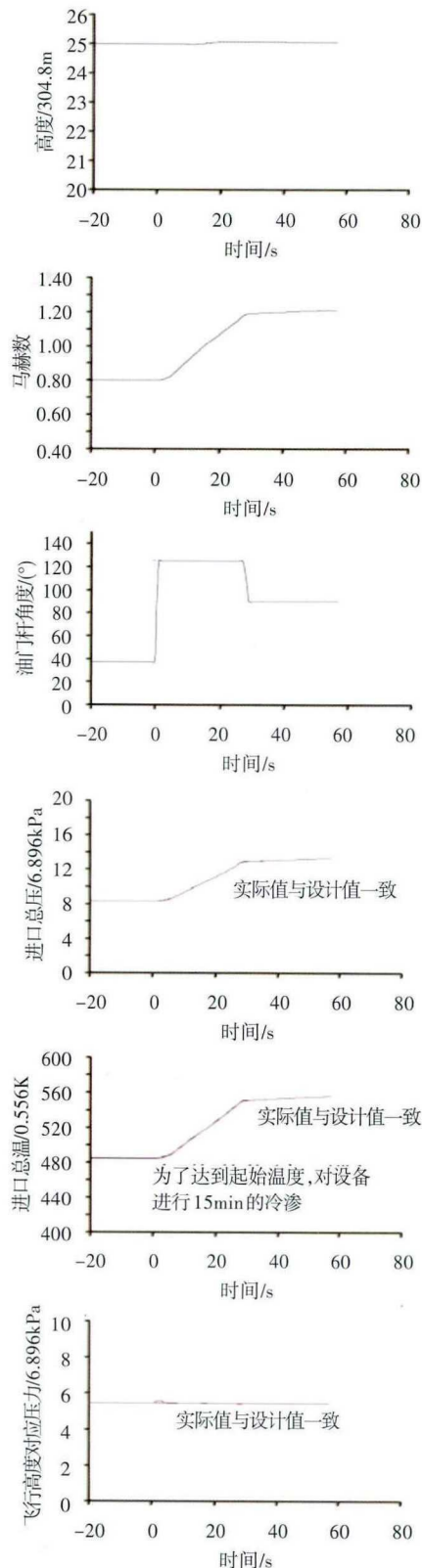


图10 飞行马赫数从0.8突变到1.2的飞行轨迹仿真曲线

Fig.10 The flight path simulation curves with the flight Mach number from 0.8 to 1.2



图11 四种典型飞行进气畸变

Fig.11 The four types of typical inlet distortion

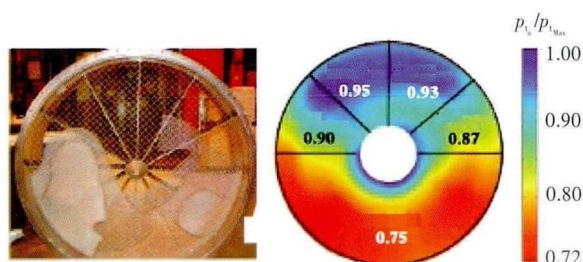


图12 复杂的进气总压畸变分布

Fig.12 Complex inlet total pressure distortion distribution

4 结束语

国外高空台控制系统采用了数字仿真技术,提炼了整个系统及部件的动态特性,建立了高精度数学模型及其控制系统数字仿真验证平台,为建设先进高空台提供了重要的方案依据。采用先进数字仿真技术的控制系统,有助于完成模拟进气畸变条件下超机动飞行的发动机性能评估试验、优化控制系统的设计等,还可避免试验风险,缩短建设周期,这对我国高空台的建设具有借鉴和指导意义。

(上接第48页)

理分析辅助动力系统的适航条款,也可在一定程度上保证分析的充分性。

参考文献:

- [1] 金中平. 辅助动力装置及其标准发展综述[J]. 航空标准化与质量, 1998, (4): 19—22.
- [2] 李东杰. 辅助动力装置的应用现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2012, (6): 7—10.
- [3] 李永佳, 黄大鹏, 宫新华. 燃气涡轮辅助动力装置的适航管理初探[J]. 科技创新与应用, 2014, (5): 15—16.
- [4] CTSO-C77b-2014, 燃气涡轮辅助动力装置(APU)[S].

参考文献:

- [1] Montgomery P A, Burdette R, Krupp B. A real-time turbine engine facility model and simulation for test operations modernization and integration[R]. ASME 2000-GT-0576, 2000.
- [2] Montgomery P A, Burdette R, Wilhite L, et al. Modernization of a turbine engine test facility utilizing a real-time facility model and simulation[R]. ASME 2001-GT-0573, 2001.
- [3] Montgomery P A, Burdette R, Klepper J, et al. Evolution of a turbine engine test facility to meet the test needs of future aircraft systems[R]. ASME GT-2002-30605, 2002.
- [4] Davis M, Montgomery P. A flight simulation vision for aeropropulsion altitude ground test facilities[R]. ASME GT-2002-30003, 2002.
- [5] Pachlhofer P M, Panek J W, Dicki D J, et al. Advances in engine test capabilities at the NASA Glenn Research Center's Propulsion System Laboratory[R]. ASME GT2006-90181, 2006.
- [6] Davis M, Hale A, Beale D, et al. An argument for enhancement of the current inlet distortion ground test practice for aircraft gas turbine engines[R]. ASME 2001-GT-0507, 2001.
- [7] Braig W. Transient aeroengine testing at Stuttgart altitude test facility[R]. ISABE 99-7074, 1999.
- [8] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- [9] Köcke S. Simulation eines höhenprüfstands zur Untersuchung der verdichter-pumpver hütungs-regelung[J]. Comptes Rendus Des Séances De La Société De Biologie Et De Ses Filiales, 2010, 150(10): 1806—1807.
- [5] CCAR-25-R4-2011, 运输类飞机适航标准[S].
- [6] TSO-C77b-2000, 燃气涡轮辅助动力装置[S].
- [7] FAR-25-2016, 运输类飞机适航标准[S].
- [8] MIL-P-8686-1995, 飞机辅助动力装置通用规范[S].
- [9] MIL-P-85573-1983, 飞机辅助动力装置通用规范[S].
- [10] MIL-A-87229-1985, 机载辅助动力装置通用规范[S].
- [11] AIR 4204-1991, 飞机辅助动力装置安装设计指南[S].
- [12] HB 7114-94-1994, 飞机燃气涡轮辅助动力装置通用规范[S].
- [13] HB/Z 312-98-1998, 飞机辅助动力装置安装设计指南[S].
- [14] FAR-33-2015, 航空发动机适航规定[S].