

文章编号:1674-8190(2021)02-131-05

某大型国产客机发动机空中测试平台引气模拟系统设计

王磊

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 发动机空中测试平台中的引气模拟系统是国产大型客机进行适航验证的关键试验系统,由于在实际中无法建立完整的用气系统实物模型,如何准确复现真实引气工况中关键参数的动态变化过程,已成为国产大型客机引气模拟系统设计中的瓶颈。利用孔板限流方法,开发引气系统控制器,设计和研制一套发动机空中测试平台引气模拟系统;利用地面台架试验进行引气模拟系统验证,并与真实飞机数据进行对比。结果表明:测试发动机的引气模拟系统具有和某大型客机引气系统相同的引气特性,满足大型客机发动机CCAR33部取证的引气模拟需求,实现了对发动机引气温度、压力和流量进行调节和监控。

关键词: 大型客机;发动机;空中测试平台;引气模拟系统;温度调节;压力调节

中图分类号: V245.3⁺4; V263.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2021.02.15

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Design of Simulated Engine Bleed Air on Flight Test Bed for Large Domestic Civil Aircraft

WANG Lei

(Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: The simulated engine bleed air system is the critical test system for large domestic civil aircraft engine airworthiness testing. Since it is difficult to establish entire physical air consumers, how to recurrent the bleed air system dynamic characteristics for critical parameters becomes the bottleneck of the development of large domestic civil aircraft simulated engine bleed air system. Based on the pore plate current-limiting method, a simulated engine bleed air system is designed and developed, verified by the ground bench test experiment, and compared with real aircraft data. The results show that the simulated engine bleed air system has good consistency with the technical condition of the prototype aircraft, can meet the bleed simulation requirements of CCAR33, and realize the regulation and monitoring function for bleed air temperature, pressure and flow rate.

Key words: large aircraft; engine; flight test bed; simulated bleed air system; temperature regulation; pressure regulation

收稿日期:2020-04-14; 修回日期:2020-05-15

通信作者:王磊, wicxz@163.com

引用格式:王磊. 某大型国产客机发动机空中测试平台引气模拟系统设计[J]. 航空工程进展, 2021, 12(2): 131-135.

WANG Lei. Design of simulated engine bleed air on flight test bed for large domestic civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(2): 131-135. (in Chinese)

0 引言

大型客机发动机为了获得CCAR33部型号合格审定批准,需要完成空中测试平台试验,确保发动机性能符合设计要求。在发动机空中测试平台中,引气负载是对发动机性能影响最大的功率提取负载,因此需要研制一套能真实模拟原型机引气的引气模拟系统,并安装在发动机空中测试平台上,从而确保发动机顺利取得适航批准。

由于引气系统关乎飞机座舱内供气、机翼防冰等重要功能,因此,国内外有关研究者对引气系统的性能及故障开展了大量的研究。宋俊虢等^[1]、赵竞全等^[2]对飞机气源系统的动态特性开展了研究,研究表明该系统对引气动态特性一维流动模拟较为准确,但是无法开展三维仿真特性模拟;潘明旭^[3]、朱明^[4]对飞机气源系统的故障模式开展了研究,结果表明系统测试方法可有效维护和隔离引气故障;段小维等^[5]开展了飞机飞行台发动机引气负载系统方案设计,然而该设计并未进行地面试验验证;A. B. Evan^[6]、A. J. Yuhas等^[7]对不同发动机开展了引气对性能的影响分析;F. Conan等^[8]、邓峰等^[9]、张皓光等^[10]介绍了引气动态仿真的CFD建模方法;S. R. Wellborn等^[11]、B. A. Leishman等^[12-13]介绍了引气口设计方法,并分析了引气入口对系统动态特性的影响;赵斌等^[14]分析了引气对跨音轴流压气机性能的影响;R. Gomes等^[15]开展了引气系统动态性能研究。总之,已有的研究大多借助于仿真工具,且仿真模型缺少真实原型机数据的验证,而实际适航验证试验需要能够模拟真实原型机的引气模拟系统。

在发动机空中测试平台中,引气模拟系统与原型机上的引气系统有很大差异。首先,原形机引气流量由空调、机翼防冰等用气系统控制,而测试平台上没有空调、机翼防冰等用气系统,导致引气流量无法控制;其次,原形机上引气系统与空调、机翼防冰系统等的信号交联通过控制器内部通信,而空中测试平台无用气系统,进而无法完成此类内部通讯。

本文针对引气流量无法控制问题,采用孔板限流方法,进行不同构型下孔板设计,针对无法内部通讯问题,单独开发出引气系统控制器(BMC)与试验台进行通讯交流,研制引气模拟系统,并通过地面台架试验进行验证。

1 引气模拟系统设计原理

1.1 引气模拟系统功能

为确保空中测试平台引气模拟系统能够真实模拟原型机引气系统的功能、性能,本文研制引气模拟系统,该系统的预期静态和动态特性如下:引气温度调节,引气压力调节,引气流量调节。

1.2 引气负载模拟设计

某大型国产客机发动机空中测试平台引气模拟系统采用发动机中压级/高压级两级引气,经压力调节关断活门(PRSOV)进行压力调节,后经预冷器被来自发动机外涵道的低温风扇引气冷却,经高压管路将调节后的空气供给下游。风扇空气活门(FAV)控制风扇进气的流量使预冷器热边引气温度冷却至要求值。高压活门(HPV)实现发动机不同引气口之间的切换。

与原型机相比,由于没有下游的用气系统,而是直接通过排气管路排出机外。没有下游用气系统,意味着空中测试平台的引气系统没有下游负载和流量控制。因此,采用孔板限流环原理,设计空中测试平台引气负载模拟系统的物理架构如图1所示。

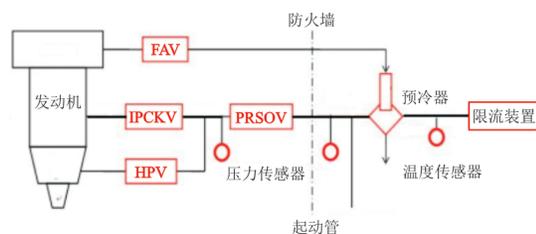


图1 引气模拟系统物理架构

Fig. 1 Physical configuration of simulated bleed air system

引气负载模拟系统中孔板限流环计算方法为

$$C_d \times A = \frac{m}{\sqrt{2\rho \times \Delta P}} \quad (1)$$

$$A = \pi(D/2)^2 \quad (2)$$

式中: A 为孔板流通面积; C_d 为流量系数,一般取0.610~0.843; m 为质量流量; ρ 为密度; ΔP 为压差。

为了保证发动机空中测试平台试验真实模拟原型机,考虑下游空调、机翼防冰等主要用气系统,模拟各种供气的构型,设计四种构型限流环,如表1所示(其中1 ft=0.304 8 m),满足不同状态的引气负载模拟。

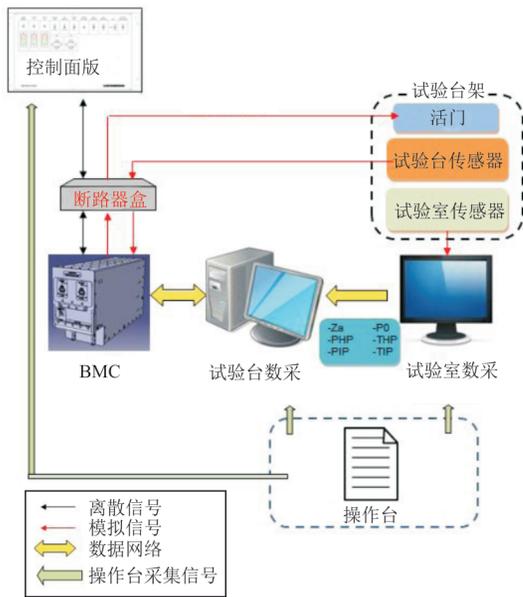


图 3 地面试验台架原理图

Fig. 3 Schematic of ground test rig

2.2 地面试验结果

试验依据系统设计需求,对需求进行逐项试验验证。以单引气供单空调包两侧机翼防冰构型为例,即孔板限流环构型 2,对主要特性验证进行说明。

(1) 引气压力调节特性验证

单引气空调包两侧机翼防冰构型的压力调节需求验证试验结果如图 4 所示。

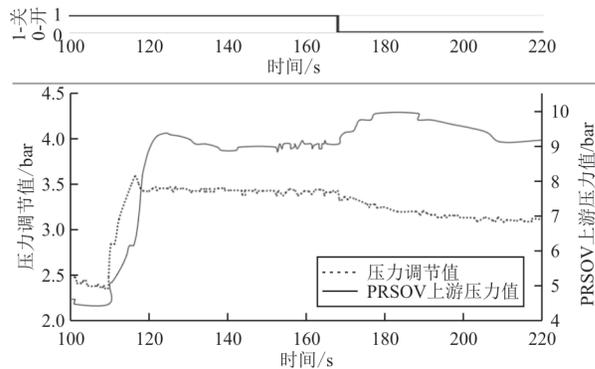


图 4 单引气单空调包两侧机翼防冰构型的压力调节验证试验结果

Fig. 4 Pressure regulation test result for single bleed dual pack wing anti-ice on configuration

从图 4 可以看出:引气模拟系统在防冰系统打开时可以把引气压力调节到 3.5 bar,与原型机引气系统压力调节值 3.5 bar 静态特性要求一致;上游引气压力波动后,引气模拟系统在 20 s 内能使压力调节波动幅值小于 ± 0.14 bar,符合原型机引气

系统的动态特性要求;引气模拟系统在防冰系统关闭时可以把引气压力调节到 3.1 bar,与原型机引气系统压力调节值 3.1 bar 静态特性要求一致。

(2) 引气温度调节特性验证

单引气单空调包两侧机翼防冰构型的温度调节需求验证试验结果如图 5~图 6 所示。

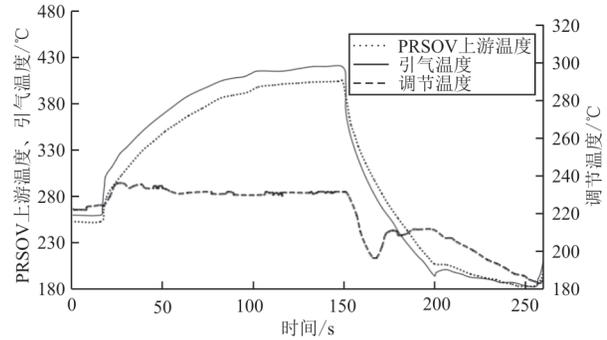


图 5 单引气单空调包两侧机翼防冰构型的温度调节验证试验结果 1

Fig. 5 Temperature regulation test result 1 for single bleed single pack wing anti-ice on configuration

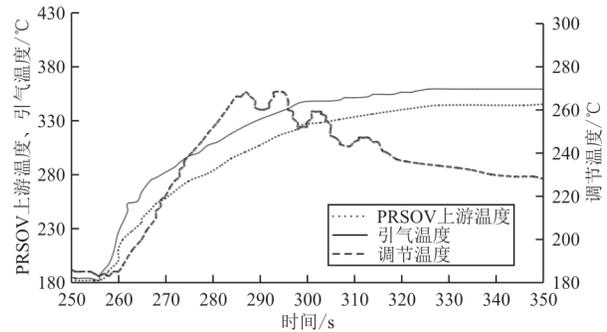


图 6 单引气单空调包两侧机翼防冰构型的温度调节验证试验结果 2

Fig. 6 Temperature regulation test result 2 for single bleed single pack wing anti-ice on configuration

从图 5 可以看出:引气模拟系统防冰系统工作时可以把引气温度调节到 225 °C,与原型机引气系统温度调节值 225 °C 静态特性要求一致。

从图 6 可以看出:上游引气温度波动后,空中测试平台引气系统在引气温度超过 232 °C 后 63 s 内能使引气温度调节到 225 °C,温度调节波动幅值小于 ± 7 °C,符合原型机引气系统该状态下的动态特性要求。

(3) 引气流量调节特性验证

单引气单空调包两侧机翼防冰构型的流量调节需求验证试验结果如图 7 所示,可以看出:引气模拟系统开启时,引气流量迅速上升,10 s 后压力调节值稳定在 3.5 bar,引气流量在 5 s 内稳定在目标值 1.42 kg/s,引气流量精度控制在 5% 以内,符合原型机引气系统该状态下的动态特性要求。

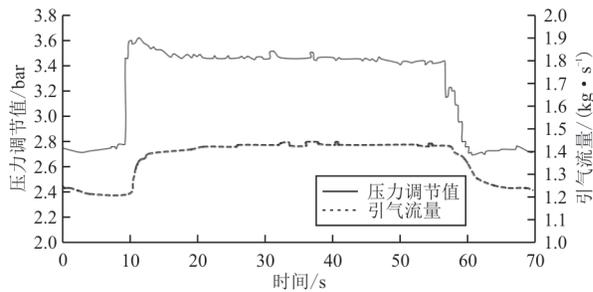


图7 单引气单空调包两侧机翼防冰构型的流量调节验证试验结果

Fig. 7 Flow rate regulation test result for single bleed single pack wing anti-ice on configuration

3 结论

(1) 本文针对某型发动机的空中测试平台试验内容及要求,结合发动机飞行台,设计研发了一套发动机空中测试平台引气负载系统。该系统实现了对发动机各状态设计值范围内发动机引气的控制及监控,引气温度、压力一定范围内可调,引气量满足发动机空中测试平台需求,并且完成了多个状态下地面的引气试验。

(2) 该系统能够按试验要求模拟发动机空中测试平台引气过程,真实模拟原型机引气系统静态和动态特性,满足发动机空中测试平台设计指标及功能要求。

参考文献

- [1] 宋俊斌,林贵平,袁修干,等.飞机环控系统引气分系统动态性能分析[J].北京航空航天大学学报,1997,23(5):560-564.
SONG Junxiao, LIN Guiping, YUAN Xiugan, et al. Bleed air system dynamic performance analysis of aircraft environment control system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1997, 23(5): 560-564. (in Chinese)
- [2] 赵竞全,林贵平,袁修干.飞机环控引气分系统动态特性试验研究[J].北京航空航天大学学报,2000,26(5):527-529.
ZHAO Jingquan, LIN Guiping, YUAN Xiugan. Bleed air system dynamic performance testing research of aircraft environment control system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(5): 527-529. (in Chinese)
- [3] 潘明旭. A320系列飞机发动机引气系统原理及故障分析[J].中国民航飞行学院学报,2013,24(2):49-51.
PAN Mingxu. Analysis of engine bleed air system on airbus 320 [J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2013, 24(2): 49-51. (in Chinese)
- [4] 朱明.国产某型支线客机发动机引气失效故障分析[J].通讯世界,2019(10):303-304.
ZHU Ming. Engine bleed air system failure analysis of do-

- mestic jet aircraft [J]. Communication World, 2019 (10): 303-304. (in Chinese)
- [5] 段小维,范晓明.某飞行台被试发动机引气负载系统设计[J].工程与试验,2016,56(2):51-55.
DUAN Xiaowei, FAN Xiaoming. Design of engine bleed system for tested engine on flight test bed [J]. Engineering and Test, 2016, 56(2): 51-55. (in Chinese)
- [6] EVAN A B. The effects of compressor seventh-stage bleed air extraction on performance of the F100-PW-220 after burning turbofan engine: CR-179447 [R]. US: NASA, 1991.
- [7] YUHAS A J, RAY R J. Effects of bleed air extraction on thrust level of the F404-GE-400 turbofan engine: TM-104247 [R]. US: NASA, 1992.
- [8] CONAN F, SAVARESE S, MOTEURS S. Bleed airflow CFD modeling in aerodynamics simulations of jet engine compressors: 2001-GT-0544 [R]. US: ASME, 2001.
- [9] 邓峰,顾春伟,薛耀华.压气机级间抽气的数值模拟[J].工程热物理学报,2008,29(2):40-42.
DENG Hao, GU Chunwei, XUE Yaohua. Numerical simulation of the interstage bleed in an axial compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(2): 40-42. (in Chinese)
- [10] 张皓光,楚武丽,吴艳辉.轴向间隙引气对双级轴流式压气机性能及流场影响的数值研究[J].流体机械,2006,34(7):24-27.
ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui. Numerical investigation on the effect of axial clearance bleeding on a tow-stage axial flow compressor flow-field and performance [J]. Fluid Machinery, 2006, 34(7): 24-27. (in Chinese)
- [11] WELLBORN S R, MICHAEL L K. Bleed flow interactions with an axial flow compressor powerstream: AIAA-2002-4057 [R]. US: AIAA, 2002.
- [12] LEISHMAN B A, CUNPSTY N A, DENTON J D. Effects of bleed rate and endwall location on the aerodynamic behavior of a circular hole bleed off-take [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129(7): 645-658.
- [13] LEISHMAN B A, CUNPSTY N A, DENTON J D. Effects of inlet surfaces on the aerodynamic behavior of bleed hole and bleed slot off-take configurations [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129(7): 659-668.
- [14] 赵斌,李绍斌,周盛.引气对跨音轴流压气机性能的影响[J].北京航空航天大学学报,2011,37(1):15-20.
ZHAO Bin, LI Shaobin, ZHOU Sheng. Bleeding impact on the performance of a transonic axial compressor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(1): 15-20. (in Chinese)
- [15] GOMES R, SCHWARZ C, PFITZNER M. Aerodynamic investigation of a compressor bleed system: 2006-GT-90458 [R]. US: ASME, 2006.

作者简介:

王磊(1984—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:民机环境控制,民机防火/过热探测,民机电控综合等。

(编辑:丛艳娟)