美国NASA结冰试验设备体系综述

战培国*

中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所,绵阳 621000

摘 要:美国国家航空航天局(NASA)格伦研究中心拥有世界最完备的飞机结冰研究试验设备体系。本文归纳总结了 NASA结冰设备体系组成,主要包括IRT风洞、PSL-3发动机实验舱、"双水獭"结冰研究飞机、数值计算工具和基础研究风洞 等;阐述了IRT风洞和PSL-3发动机试验舱两座核心设备结冰模拟能力发展情况;分析了NASA结冰研究设备能力拓展策 略。研究表明,NASA已从过冷小水滴为代表的传统结冰研究向过冷大水滴和以冰晶为代表的现代结冰研究发展;同时, NASA结冰试验设备体系也进入以IRT风洞和PSL发动机实验舱为核心的双核心时代。本文旨在为国内飞行器结冰研究领 域设备体系发展提供参考。

关键词:结冰风洞;发动机结冰设备;结冰设备体系;结冰

中图分类号:V211.74

文献标识码:A

飞机结冰研究可以追溯到20世纪20年代,但直到20 世纪40年代中叶,才真正开启了地面结冰试验设备主导飞 机结冰研究的时代。在长期的飞机结冰研究发展历程中, 美国陆续经历了各种结冰研究设备,逐步形成了当今世界 最为完备的飞机结冰试验设备体系。随着人们对航空安全 水平要求的提高,航空管理部门扩大了飞机结冰适航气候 条件范围,飞机结冰研究条件开始从过冷小水滴向过冷大 水滴和冰晶扩展^{III},这促使结冰试验设备模拟能力向更高 水平发展。目前,我国已经建成大型结冰风洞,开始建立飞 机结冰试验研究体系。

本文通过梳理美国国家航空航天局(NASA)结冰试验 研究设备体系构成,简述其核心结冰试验设备发展动向,以 便更好地促进我国飞机结冰试验研究领域设备建设。

1 NASA结冰试验设备体系

从20世纪20年代到40年代末,美国结冰研究主要以 NACA(NASA的前身)艾姆斯研究中心的空中飞行试验为 主,结冰研究飞机主要有C-46、B-24、"双水獭"等。50年 代初,随着刘易斯(现在的格伦)研究中心IRT风洞结冰云 模拟喷雾系统技术的突破,结冰试验研究从以飞行试验为 主转向以结冰风洞试验为主,艾姆斯研究中心的结冰研究

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.05.001

飞机等设备和技术力量集中到了刘易斯研究中心。80年代 以来,随着计算机技术和数值计算技术的发展,结冰数值计 算软件NASA/LEWICE得到快速发展和广泛应用,以试验 研究成果发展/验证结冰数值计算工具,成为NASA结冰研 究的一种发展模式。结冰试验研究形成了地面风洞试验、 计算流体力学(CFD)数值模拟计算、空中飞行试验并存的 格局。如今,NASA格伦研究中心构建了世界上最为完善 的结冰试验研究设备体系(见图1)。NASA格伦研究中心 结冰试验设备体系如下。

(1) 结冰研究风洞

IRT风洞是一座大气压力回流式低速结冰风洞,建成 于1944年,该风洞发展的热交换器和结冰云模拟技术,使 利用地面风洞设备开展飞机飞行结冰研究成为可能,开创 了结冰风洞主导结冰试验研究的时代^[2]。IRT风洞具有悠 久的历史和结冰试验研究成果积淀,正是得益于该风洞研 究和发展的飞机防除冰技术,使结冰对飞机飞行的危害得 到有效抑制。IRT风洞在结冰研究领域的丰硕成果奠定了 NASA格伦研究中心结冰研究的世界引领地位。

(2) 推进系统实验室

NASA 格伦研究中心的推进系统实验室建成于1973年,是一座直连式发动机试验设备,拥有 PSL-3和 PSL-4两个实验舱,主要用于涡扇、涡轴、基于涡轮组合循环和无人

收稿日期:2020-11-20;退修日期:2021-02-15;录用日期:2021-03-15

*通信作者:Tel: 0816-2461240 E-mail: zpg63@163.com



引用格式: Zhan Peiguo.Review on the system of icing facilities in NASA[J].Aeronautical Science & Technology,2021,32(05):1-6. 战培国. 美国NASA结冰试验设备体系综述[J].航空科学技术,2021,32(05):1-6.



图 1 NASA 结冰核心试验研究设备 Fig.1 Core icing facilities of NASA

航空器全尺寸发动机的推进试验。20世纪90年代以来,大 量高空冰晶引起的发动机动力损失事件,使发动机结冰研 究得到美国联邦航空局(FAA)和NASA的重视。2008年, PSL-3实验舱开始论证发展冰晶和常规结冰研究能力, 2012年完成设备结冰试验能力升级改造,成为NASA结冰 试验研究的核心地面设备^[3]。

(3) 结冰机理研究风洞

在结冰机理研究方面,NASA发展了立式结冰研究风 洞和水滴成像风洞。立式结冰研究风洞主要用于平面驻点 流研究,试验段尺寸1.6m×0.8m。主要能力:中值体积直径 (MVD)范围20~2000μm;液态水含量(LWC)范围0.1~ 1.5g/m³;温度范围-15℃至大气温度;收缩段最大速度 25m/s,设计点速度17m/s。水滴成像风洞用于水滴运动研 究,试验段尺寸0.15m×0.15m,空风洞风速78m/s,配有科氏 高速相机和激光片光及放大相机^[4]。

(4)飞行结冰模拟训练器和结冰云地面遥测设备

NASA发展了飞机结冰飞行训练装置,主要用于培训 飞行员熟悉和了解结冰带来的驾驶影响;建立了结冰远程 感知地面站,主要用于发展和评估远程结冰条件探测算法。 配备有窄束多频率微波无线电测量仪(NNMMR),用于终 端区域结冰探测和预警。

(5) 结冰研究飞机"双水獭"

NASA的"双水獭"结冰研究飞机背部有固定试验模型 的平台,飞机自身重要部位具有良好的结冰防护措施,能够 适应必要的飞机结构改装,满足结冰试验研究的需要。该飞 机主要用于自然结冰气象条件下飞行结冰试验或结冰气象 条件数据采集。飞机配备有PMS/OPA-2D Grey(量程 15~ 960µm)和PMS/FSSP-100(量程4~45µm)粒径测量仪、SEA/ WCM液态水含量测量仪、Edgetech Vigilanet 137露点测量仪 和Rosemount 871FA2188冰探测仪等试验测量设备[5]。

(6) 数值计算工具

20世纪80年代开始,NASA先后开发了结冰数值计 算工具LEWICE(二维)和LEWICE 3D(三维);在发动机 结冰方面,开发了COMDES(一维)和TADICE(一维),分 别用于预测发动机冰晶结冰可能性和发动机流道结冰条 件模拟^[6]。目前正在发展GlennICE,这是一个三维结冰计 算工具,具有过冷大水滴和冰晶计算能力,满足美国联邦 航空条例FAR 25 附录C、D和FAR 33 附录O结冰条件的 计算要求。

2 两座核心地面结冰试验设备

2.1 IRT风洞

NASA格伦研究中心结冰研究人员、工程师和技术人 员依托IRT风洞建立了当今世界飞机结冰和防除冰技术 体系。IRT风洞建成以来进行了6次大的改造。1986年更 新驱动电机,功率增加到3700kW;电机控制改为变步长数 字系统;风洞的其他控制也从模拟式升级为数字式;加工 了备用的木制桨叶;1992年安装了洞壁西半部隔热层;配 置了5分量外式天平;增加了试验段照明和摄像系统以便 观察冰的形成过程:1993—1994年,安装了洞壁东半部隔 热层;安装了新的木制桨叶,提高了试验风速;增加了喷雾 杆数量;1996—1997年,安装了新喷雾杆子系统并升级控 制系统;喷雾杆数量进一步增加到10个,结冰云的范围和 均匀度增加了近一倍,稳定结冰云所需时间也降低了 90%;配置了三维激光扫描器记录冰型。2000年的改造主 要包括:风扇电机改为电子控制;"W"式热交换器更换为 "平板"式热交换器;制冷剂由R-12改为R-134A;更换部 分洞体的地板、开花板、天花板钢结构:改进部分洞体的隔 热,减小热载荷对交换器的影响。

根据2009年《美国复兴与再投资法案》,2011年,IRT风 洞获得优先改造资金。NASA格伦研究中心对IRT进行了 制冷厂和风洞中热交换器的升级改造,用"错列"式热交换 器取代了"平板"式热交换器(见图2)。改造后进一步降低 了风洞湍流度,空风洞最大速度提升到180m/s,最低气流静 温可达-43℃,温度场均匀性达到±0.2℃。2012年,IRT进 行了改造后的初步校准,研究发现增设喷雾耙立杆可以有 效改善云雾场的均匀性。按照"结冰风洞校准与验收"标准 (SAE ARP 5905)要求,2014年,IRT风洞进行了改造后的全 面校准,2015年又进行了中间校准^[7]。

目前,IRT风洞试验段尺寸2.7m×1.8m×6.1m,校准风速 26~167m/s,温度范围20°C(总温)~-40°C(静温),MVD范 围15~270μm,LWC范围0.2~4.5g/m³。风洞配备有STD和 Mod1两种喷嘴,配备有云小水滴探头(CDP)、云成像探头 (CIP-GS)、OAP-230X和OAP-230Y等粒径测量设备;配备 有热线、冰刀等液态水含量测量设备;配备有Faro公司三维 冰型扫描仪^[8]。





2.2 PSL发动机设备

PSL是NASA直连式全尺寸航空发动机(中/小型)工作 性能测试设备,能够模拟高空飞机飞行时发动机工作条件。 20世纪90年代以来,高空冰晶导致的发动机动力损失事件 经常发生,据美国FAA统计,1990—2008年,全球发生飞机 结冰事故388起,其中,高空发动机动力损失事件约占1/4。 2008年,NASA考虑为PSL-3试验舱增加冰晶和常规结冰 模拟能力^[9],该计划得到了FAA发动机调校工作组 (EHWG)的支持。历经三年,2012年,PSL-3完成发动机冰 晶和常规结冰试验能力升级改造,成为世界上第一个具备 冰晶模拟能力的发动机试验设备(见图3)。

冰晶的产生有刨冰法和冷冻法,根据发动机试验实际 需要和结冰技术的成熟度,PSL-3试验舱冰晶制造采用冷 冻法,喷雾耙技术与IRT风洞类似。PSL-3试验舱配备的 结冰试验系统是可拆装的,因此,不影响常规发动机试验。 PSL-3试验舱结冰模拟能力见表1。

表1 PSL-3结冰模拟参数

Table 1	PSL-3 icing	parameters
---------	-------------	------------

参数	最小值	最大值
高度/m	1200	12000
进气道总温/℃	-51	-10
马赫数	0.15	0.80
空气流量/(kg/s)	4.5	150
IWC(结冰水含量,g/m ³)	0.5	9.0
MVD/µm	40	60
运行时间/min		45

PSL-3试验舱直径7.3m,长11.9m,结冰试验直连发动 机的管道直径约0.9m。试验介质可以是大气空气、加热空 气或冷空气,高度模拟27000m。设备配备有六分量推力系 统(22700kgf ~227kN)、1600通道的数据采集/显示系统、高 响应瞬态数据系统。

PSL-3试验舱结冰试验喷雾系统由10个喷雾耙,共 计222个喷嘴组成,其中,标准(Std)喷嘴110个,1型 (Mod1)喷嘴112个^[10]。云粒子测量设备有云成像探头 (CIP)和云小水滴探头(CDP);云水含量测量设备有鲁棒 和多线探头;结冰云特征测量有均匀度格栅、断层扫描诊 断仪和激光片光。

3 面向未来结冰试验能力拓展策略

在美国联邦航空局有关飞机的各种适航规章中,有100 多处提到了"结冰"。传统结冰研究的环境条件是依据 FAR 25 附录C界定的结冰环境认证包线,飞机结冰研究主 要针对两大部分,一是飞机外部结构结冰研究,如机翼、尾 翼等;二是发动机结冰研究,如螺旋桨毂盖、螺旋桨、风扇和 短舱等^[11]。传统结冰研究主要针对过冷小水滴结冰云环境 条件,IRT风洞基本可以应对飞机结构和部分发动机模型 结冰研究的需要(见图4)。

2014年,FAA 正式颁布了 SLD、冰晶和混合相结冰适 航要求,扩大了飞机结冰适航环境条件。面对新的结冰适 航环境条件要求和进一步提高结冰研究模拟准确性的要 求,仅靠 IRT 风洞的低速结冰模拟能力,不能满足高空、高 速发动机结冰试验需求。NASA 面向未来结冰试验能力拓 展策略表现在以下两个方面^[12]。

(1) IRT 风洞重点针对 FAR 25 附录 O 提升 SLD 模拟试验能力



图 3 发动机结冰试验设备(PSL-3) Fig.3 Engine icing facility(PSL-3)

FAR 25 附录 O 规定的 SLD 结冰云环境条件参数模拟 包括:冻细雨(FZDZ)和冻雨(FZRA),MVD 分为大于 40μm 和小于 40μm 两种情况。模拟要求包括两个方面:一是水滴 尺寸分布要求,二是 MVD 和 LWC 模拟范围。IRT 风洞采 用标准(Std)喷嘴、1型(Mod 1)喷嘴或者二者组合的方式, 通过调节喷嘴雾化空气压力和水压力,控制所产生水滴的 直径^[13]。研究表明,降低喷嘴雾化空气压力(*p*<70kPa),可 以减小喷嘴水滴破碎程度,从而获得较大水滴。图5给出了FZDZ和FZRA典型校测结果与FAR25附录O条件的比较,IRT风洞部分可以满足附录O要求。

(2) PSL-3 发动机实验舱针对 FAR 33 附录 D/P 拓展冰 晶模拟试验能力

涡轮风扇发动机结冰主要发生在发动机进气道前缘、 帽罩、风扇、分离环、压气机转子和静子叶片、导流隔板等关







图4 IRT风洞能力及FAR 25附录C条件 Fig.4 IRT capabilities and FAR 25 Appendix C



图5 IRT风洞 SLD典型校测结果与附录O比较 Fig.5 SLD calibration results of IRT comparison with FAR 25 Appemdix O

键部件发生的结冰现象^[14]。过冷液态水导致的结冰主要 威胁涡扇发动机的进气道前缘、风扇和低压压缩机前三级。 冰晶结冰研究则主要发生在发动机低压压缩机和高压压缩 机的前4级(见图6)。未来NASA将依托PSL-3发动机实 验舱,完成高空、高速涡轮喷气发动机过冷液态水和冰晶结 冰研究,满足FAR 33附录D/P需求(见图7)^[15]。



图6 发动机液态水和冰晶结冰区域

Fig.6 Liquid water and ice-crystal icing areas



4 结束语

美国NASA结冰试验设备体系是在长期实践中不断发展完善的。在以过冷小水滴研究为代表的传统结冰研究主导时期,NASA结冰试验设备体系是以IRT风洞为核心的单核心体系。为了满足以SLD、冰晶和混合相研究为代表的现代结冰研究发展需要,NASA结冰试验设备体系已经发展为以IRT风洞和PSL-3发动机实验舱为核心的双核心体

系。PSL-3发动机实验舱将弥补IRT风洞在高空、高速结 冰模拟能力上的不足。未来IRT风洞和PSL-3发动机实验 舱联合,将能更好地满足飞机结构/发动机在SLD和冰晶条 件下结冰研究的需要。

参考文献

- [1] FAA. Airplane and engine certification requirements in supercooled large drop, mixed phase, and ice crystal icing conditions; final rule[S]. FAA, 2014.
- [2] Eric K. Overview of icing research at NASA Glenn[R]. N20130011558, 2013.
- [3] Judith F V Z. NASA Glenn icing research tunnel upgrade and cloud calibration[R].NASA R-2013000428, 2013.
- [4] Laura E S. NASA Glenn icing research tunnel: 2014 and 2015 cloud calibration procedures and results[R]. NASA/TM-2015-218758, 2015.
- [5] Sam L. Development of 3-D ice accretion measurement method[R]. NASA/TM-2012-217702, 2012.
- [6] Judith F V Z. Airframe & engine icing[R]. NASA R-2019 0025413, 2019.
- [7] Judith F V Z. Ground & icing[R]. NASA R-20190002837, 2019.
- [8] Mark G P. The influence of SLD drop size distributions on ice accretion in the NASA icing research tunnel[R]. NASA R-20190027173, 2019.
- [9] Mary W. NASA icing simulation information[R]. NASA R-20190025462,2019.
- [10] Judith F V Z. Update on the NASA Glenn propulsion systems lab icing and ice crystal cloud characterization[R]. AIAA 2018-3969, 2018.
- [11] Tadas B. Comparisons of mixed-phase icing cloud simulations with experiments conducted at the NASA propulsion systems laboratory[R]. NASA R-20170007269, 2017.
- [12] Peter S. Ice-crystal icing accretion studies at the NASA propulsion systems laboratory[R]. NASA R–20190026698,2019.
- [13] Judith F V Z. NASA facilities for airframe & engine icing[R]. NASA R-2019002826,2019.
- [14] Ashlie F. NASA EIWG PSL and analytical tools presentation[R]. NASA R-20170006856, 2017.
- [15] Thomas A G. PSL icing facility upgrade overview[R]. NASAR-20140008692,2014. (责任编辑 陈东晓)

WLL113 34/1	航	空	耏	学	技	ボ	
-------------	---	---	---	---	---	---	--

作者简介 气动力试验。 战培国(1963-)男,硕士,高级工程师。主要研究方向:空 Tel: 0816-2461240 E-mail:zpg63@163.com

Review on the System of Icing Facilities in NASA

Zhan Peiguo*

Low-speed Aerodynamics Research Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract: NASA Glenn Research Center has the perfect icing facilities system in the world field of airplane icing research. This paper summarizes the composition of the system, including lcing Research Tunnel(IRT), Propulsion System Lab(PSL-3), "Twin Otter" airplane, icing simulation tools and fundamental research tunnels, explains the development of the core facilities of IRT and PSL-3 and analyzes NASA expanding strategy of icing facilities for Supercooled Large Drop(SLD) and Ice Crystal(IC) research. Researches indicate that the system of NASA icing facilities has been turned into " two cores" era, namely, IRT and PSL. The purpose is to provide references for our national icing facility system development.

Key Words: icing wind tunnel; engine icing facility; icing facility system; icing