文章编号:1000-8055(2024)05-20210582-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210582

# 大型结冰风洞热气供气防除冰试验技术

赵 照,熊建军,冉 林,易 贤

(中国空气动力研究与发展中心结冰与防除冰重点实验室,四川绵阳 621000)

摘 要:在结冰风洞建立热气供气防除冰试验系统是开展热气防除冰试验的主要手段,为满足我国一系列国产飞机防除冰系统设计与结冰适航审定需求,中国空气动力研究与发展中心依托3m×2m大型结冰风洞开展了热气供气防除冰试验技术研究,自主研制了热气供气防除冰试验系统。设计并研制了数字阀流量控制单元、电加热器单元、流量控制单元等试验子系统,建立了试验流程与方法,构建了完善的多路热气供气防除冰试验技术,并对某小型航空发动机进气道部件开展了双路防除冰试验验证,试验结果表明:热气供气防除冰试验系统可模拟真实压气机引出的热气,具备多路热气供气试验能力,温度控制精度可达±1℃,流量控制精度可达±1%,性能指标优异,为下一步我国飞行器防除冰试验系统设计与适航审定提供了有力支撑。
 关键 词:大型结冰风洞;多路热气供气;防除冰试验技术;飞行器;适航审定
 中图分类号: V216 文献标志码: A

## Hot air supply anti/de-icing test technology in large-scale icing wind tunnel

ZHAO Zhao, XIONG Jianjun, RAN Lin, YI Xian

(Key Laboratory of Icing and Anti/De-icing,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

**Abstract:** The establishment of hot air supply anti/de-icing test system in icing wind tunnel is the main means to carry out hot air anti/de-icing test. In order to meet the requirements of anti/de-icing system design and icing airworthiness certification for a series of domestic aircrafts, China Aerodynamics Research and Development Center (CARDC) carried out research on the hot air supply anti/de-icing test technology based on the 3 m × 2 m large-scale icing wind tunnel, and independently developed the hot air supply anti/de-icing system. The digital valve flow control unit, electric heater unit, flow control unit and other test systems were designed and developed, and the test process and method were established. The perfect multi-channel hot sir supply anti/de-icing test of a small aero-engine inlet was carried out. The test results indicated that the hot air supply anti/de-icing test system can simulate the hot air from the real compressor, allowing for multi-channel hot air supply test. The temperature control accuracy can reach  $\pm 1$  °C and the flow control accuracy can reach  $\pm 1$ %. Meanwhile, it can provide a strong support for the anti/de-icing test system design and airworthiness certification of aircraft in China.

**Keywords:** large-scale icing wind tunnel; multi-channel hot air supply; anti/de-icing test technology; aircraft; airworthiness certification

收稿日期:2021-10-13

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-Ⅲ-0010-0054)

作者简介:赵照(1993-),男,工程师,硕士,主要从事风洞试验技术研究。E-mail: zhaozhao12390@126.com

通信作者:易贤(1977-),男,研究员,博士,主要从事结冰与防除冰研究。E-mail: yixian\_2000@163.com

引用格式: 赵照, 熊建军, 冉林, 等. 大型结冰风洞热气供气防除冰试验技术[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 20210582. ZHAO Zhao, XIONG Jianjun, RAN Lin, et al. Hot air supply anti/de-icing test technology in large-scale icing wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20210582.

飞机在高空穿越含有过冷水滴云层时,其迎 风部件会出现结冰现象,影响飞行安全<sup>[14]</sup>。为保 证飞行安全,飞机机翼、发动机唇口等部件均要 求安装防除冰设备,因此民用航空适航规章要求 飞机在设计阶段需考虑结冰防护问题,无论空客、 波音还是国产大飞机 C919 在研制设计时,都将 结冰防护作为重要研究内容<sup>[5-7]</sup>。目前,防除冰方 法主要包括热气防除冰、电热防除冰、机械防除 冰、液体防除冰等<sup>[8-9]</sup>。对于机翼及发动机防除冰 来说,热气防除冰是最常用的方法,其是将发动 机压气机引出的热气经引气管流入防冰腔内,热 量传递到防冰表面,达到防除冰的目的<sup>[10]</sup>。

为验证飞机防除冰系统效果,必须开展热气 防除冰试验技术研究,在结冰风洞建立热气供气 防除冰试验系统是开展热气防除冰试验的主要手 段。相比于真实空中飞行,在结冰风洞开展防除 冰试验研究具有不受外界条件气候限制,试验成 本低、结冰参数易于控制等优点。20世纪50年 代起,美国在 Glenn 研究中心的冰风洞内开展了 一系列飞机模型结冰与防除冰试验[11]。1953年, Gray 等人将装有防除冰系统的 NACA 翼型试验 件固定在冰风洞中进行溢流冰试验<sup>[12]</sup>。Papadakis 和 Whalen 等人为了评估热气防除冰系统的性 能,将全尺寸的机翼部段进行热气供气防除冰试 验,得到了大量试验数据[13-15]。受限于试验条件 及技术限制,国内开展热气供气防除冰试验研究 较晚<sup>[16]</sup>。随着我国 3 m × 2 m 大型结冰风洞的建 成以及国内航空事业的快速发展,在C919、AG600 等一系列国产飞机的结冰适航审定的需求牵引下, 中国空气动力研究与发展中心在3m×2m大型 结冰风洞发展了热气供气防除冰试验技术,建立 了热气供气防除冰试验系统[17-19]。

为更好发挥热气供气防除冰系统在国家重大

型号研制和国民经济建设中的作用,满足大多数 型号飞机的热气供气防除冰试验系统的性能验证 与适航审定,基于大型结冰风洞开展了热气供气 防除冰试验技术研究,建立了不同试验需求下的 热气供气流程与方法,评估了现有热气供气防除 冰试验系统的试验能力,为飞机防除冰系统适航 验证奠定了基础。

#### 1 试验模拟参数

在结冰风洞内开展热气供气防除冰试验,需 要模拟的试验相似参数主要有 8 个,分别为:①飞 行速度;②气流温度;③模拟高度;④液态水含量; ⑤云雾平均粒径;⑥热气供气流量;⑦热气供气 压力;⑧热气供气温度。其中飞行速度、气流温 度、模拟高度、液态水含量、云雾平均粒径是结 冰风洞进行结冰与防除冰试验的基础试验模拟参 数,热气供气流量、热气供气压力与热气供气温 度是热气供气防除冰试验系统需要模拟的试验 参数。

## 2 热气供气防除冰试验系统

#### 2.1 系统概况

3 m×2 m结冰风洞热气供气防除冰试验系 统主要包括供气主路、数字阀主路流量控制单元、 加热器控制单元、冷热混流单元、排气旁路、模 型供气支路、模型流量控制单元、管道加热单元 及控制系统等部分组成,系统结构原理图如图1 所示。热气供气防除冰系统从高压气源引气,气 流经过高压球阀、过滤器、减压阀、数字阀流量 控制单元、流量计之后,分流成2路,其中一路通 过空气电加热器控制单元加热升温,另一路不进 行加热,两路气流在模型供气支路入口前重新掺 混后分成2路,一路通过排气旁路的气动球阀、



图 1 热气供气系统结构图 Fig. 1 Hot air supply system structure chart

20210582-2

赵 照等:大型结冰风洞热气供气防除冰试验技术

调节阀后排入大气,用于调节模型供气支路入口 压力,另一路进入模型供气支路,再次分成2路, 一路经气动球阀后直接进入模型,用于单路大流 量热气防除冰试验,另一路经气动球阀后进入流 量控制单元可分成多路供气后进入模型,用于单 路小流量与多路小流量热气防除冰试验,可根据 试验需求选择合适的供气支路。模型出口设有排 气支路,经调节阀后与排气旁路末端一同接入消 声器排入大气。

## 2.2 主要设备及系统

2.2.1 数字阀主路流量控制单元

如图 2 所示,数字阀主路流量控制单元用于 给供气主路提供稳定流量的气体,前端压力由高 压气体经减压阀减压后稳定在目标压力,控制单 元主要由前后缓冲罐、文氏管、电磁阀及流量计 组成,15 组不同规格的数字阀并联安装在供气主 路前后缓冲罐之间,每路数字阀喉道直径不同, 组成不同的流量流通面积。



图 2 数字阀流量控制单元 Fig. 2 Digital valve flow control uint

在固定数字阀前端压力基础上,通过不同数 字阀开关组合,完成供气主路流量控制。流量计 测得主路流量用于反馈,自动控制数字阀流量控 制单元电磁阀序列稳定目标流量。

2.2.2 电加热器控制单元

如图 3 所示,加热器控制单元采用 2 台电加 热器串联方式对流通气体进行加热,加热系统采 用即热式加热模式,加热功率根据系统设计最大 气体流量,从 0 ℃ 加热至 450 ℃,所需加热器理 论功率计算如式(1):

$$P = cQ\Delta t \tag{1}$$

其中*P*为加热器功率,单位为 kW, c为空气比热容, 单位为 J/(kg·K), *Q*为气体流量,单位为 kg/s, Δt为



图 3 电加热器 Fig. 3 Electric heater

温升,单位为℃。

考虑加热器效率影响,加热器功率设计为 800 kW,可满足试验供气加热需求,电加热控制 单元采用二极管整流调压装置和固态继电器装置 联合驱动。

2.2.3 冷热混流单元

为了提高系统温度调节相应速度,采用冷热 混流方式,在模型支路人口前端安装一个冷气管 道,在加热管道与冷气管道上安装线性特性的调 节阀,采用冷热管道阀门开度之和为100%的互 锁方式。

#### 2.2.4 流量控制单元

流量控制单元用于为需要多路热气供气的试 验模型提供不同可调流量的热气,如图4所示,主 要由稳压腔、稳流孔套、针阀、临界文氏管流量 计、连接管道和法兰等设备组成,实现多个供气 支路流量独立控制。针阀主要由腔体、针阀孔板 套、针阀喉道、针阀推杆等部分组成。流量控制 通过改变针阀喉道面积来实现,而喉道面积改变 通过针阀推杆的运动实现,针阀推杆通过套筒与 作动筒相连,通过作动筒的运动来控制针阀推杆



图 4 流量控制单元 Fig. 4 Flow control uint

的轴向直线运动。

为满足多路供气时每路最大流量需求,每路 设计多个可更换喉道文氏管流量计,后续可根据 需求设计更换不同尺寸喉道临界文氏管。

2.2.5 管道加热单元

模型供气管道位于试验段下方,结冰风洞试 验过程中,试验段最低温度可达零下 30 ℃ 左右, 模型供气管道会产生较大温降,影响模型人口温 度。在混流后模型供气管道上安装管道加热单元 用于补偿供气管道温降。管道加热单元采用套筒 式加热器,直接安装在供气管道上。

## 3 试验流程、方法及策略

#### 3.1 试验基本流程

根据试验需求,热气供气防除冰试验基本流 程如图 5 所示。



Fig. 5 Test process

具体步骤如下:

1) 根据试验需求, 选择模型供气支路。

a. 单路供气, 打开流量控制单元的其中一路, 关闭其他支路, 选择合适的文氏管流量计;

b. 多路供气, 打开试验所需供气支路, 选择合适的文氏管流量计;

c. 对于最大流量超过流量控制单元的测量范 围时,关闭流量控制单元,选择大流量供气管路, 流量由数字阀流量控制单元确定。

2)打开排气旁路气动球阀,设置排气旁路上 调节阀开度为全开,打开高压气源气动球阀,设 置减压阀后压力,利用数字阀主路流量控制单元 稳定主路流量,开启电加热器,设置加热器出口 温度,开启管道电加热系统,等待风洞其他模拟 参数稳定。

3) 打开通往模型气动球阀,以模型入口温度 为反馈,调节冷热混流管道调节阀开度,以模型 支路流量为反馈,调整排气旁路上调节阀开度, 直至模型热气供气参数稳定。

 4)打开喷雾系统,实时采集热气入口温度、 流量、压力及模型表面热电偶温度,监控模型防 冰情况,记录试验数据。

5)喷雾结束,关闭模型气动球阀,热气全部 通往排气旁路,关闭其他系统,进入风洞试验段 进行分析评估。

#### 3.2 试验参数控制方法

热气供气防除冰试验根据试验模型控制参数 不同,控制方法也不同,试验模型控制参数可分 为3类,分别为流量-温度、压力-温度与流量-压 力-温度。

3.2.1 流量-温度

流量-温度参数控制是指试验模型要求热气 供气防除冰系统提供稳定流量与温度的热气,保 证模型入口流量与温度稳定在允许误差范围之内, 通过调节排气旁路调节阀开度闭环调节供气支路 流量。

3.2.2 压力-温度

压力-温度参数控制是指试验模型要求热气 供气防除冰系统提供稳定压力与温度的热气,保 证模型入口压力与温度稳定在允许误差范围之内, 与流量-温度调节类似,通过调节排气旁路调节阀 开度闭环调节供气支路压力。

3.2.3 流量-压力-温度

流量-压力-温度参数控制与上述两种差异较 大,对于部分机翼部件,其笛形管入口连接模型 供气支路,出口连接模型排气管道,既要提供稳 定流量、温度的入口热气,同时还需要控制笛形 管腔内压力。此类试验模型入口流量通过排气旁 路调节阀调节供气支路入口流量,调节模型排气 支路调节阀开度调节笛形管腔内压力。

#### 3.3 试验策略

根据试验策略不同,分为稳态防除冰试验与

延迟防除冰试验。

#### 3.3.1 稳态防除冰试验

稳态防除冰试验是指等待试验模型热气参数 稳定后,开启喷雾系统,验证该工况下是否能防 止结冰,监测模型表面温度。此类试验策略用于 模拟真实飞机在进入含过冷水滴云层前开启热气 防除冰系统,防止迎风部件结冰,影响飞行安全。 3.3.2 延迟防除冰试验

延迟防除冰试验是指喷雾系统开启一定时间 后,打开热气供气防除冰系统,验证开启热气后 能否除去结冰部位的冰,并防止再次结冰。此类 试验策略用于模拟飞机进入过冷水滴云层后,机 身已出现结冰,打开热气防除冰系统,将机身结 冰部位的冰除掉,并防止再次结冰,保障飞行安全。

## 4 系统能力分析

## 4.1 主路最大流量

热气供气防除冰试验系统主路流量由数字阀 流量控制单元控制,根据系统设计,15组不同规 格的数字阀控制的临界文丘里管流通面积和为 206.95 mm<sup>2</sup>,数字阀前端压力最大可为 5 MPa,入 口气流温度为常温,设为 25 ℃。根据数字阀前端 压力、温度及临界文丘里管流通面积和文献 [20], 根据式(2),可计算最大供气流量 *Q*max为 2.4 kg/s。

$$Q = \frac{0.040\,42 \times A \times p_{\rm i}}{\sqrt{273.15 + t_{\rm i}}} \tag{2}$$

其中A为临界管喉道面积,单位为mm<sup>2</sup>, *p*<sub>i</sub>为临界 管前端气流总压,单位为 MPa, *t*<sub>i</sub>为临界管前端气 流总温,单位为 ℃。

### 4.2 流量控制单元流量测量能力

现有流量控制单元采用可更换式临界文氏管 用于流量测量,设计3个可更换喉道文氏管流量 计,尺寸(*d*)分别为8、13、18.4 mm,根据系统设计, 流量控制单元入口最大设计压力为1.5 MPa,下面 分析供气支路流量测量能力以及系统性能包线。

图 6 展示了喉道直径为 8 mm 时不同供气温 度流量测量范围曲线,其中,横坐标为流量控制 单元入口压力,纵坐标为流量。由图 6 所示,随着 供气温度的增加,最大测量流量随之减小,由 20 ℃ 时的 0.177 kg/s 减小为 400 ℃ 时的 0.117 kg/s。可 以得出,流量测量范围会随供气温度发生变化, 且最大测量流量与温度成负相关关系。

图 7 展示了供气温度为 100 ℃ 时不同喉道面 积流量测量范围曲线,横坐标是压力,纵坐标为













流量。由图 7 所示,随着喉道直径的增加,流量测量范围也发生变化,在供气温度为 100 ℃ 时,3 个 喉道 直径的临界文氏管流量测量范围分别为 0.021~0.158 kg/s、0.055~0.416 kg/s 和 0.111~ 0.834 kg/s。可以得出,在相同温度情况下,随着 喉道面积的增加,流量测量范围也随之上移。

图 8 给出了热气供气系统流量控制单元供气





支路流量包线,横坐标为温度,纵坐标为流量。 图中分别展示了喉道直径为8、13 mm 与18.4 mm 时临界文氏管流量测量包线。供气温度为20℃ 时流量测量范围为0.024~0.941 kg/s,供气温度 为400℃时,流量测量范围为0.016~0.621 kg/s。 给定供气温度、供气流量时,通过流量测量包线 就可以选择对应喉道的临界文氏管。

对于单路供气流量超出流量控制单元测量极限的工况,通过关闭流量控制单元,打开大流量供气支路,通过系统数字阀主路流量控制单元直接控制供气流量。

## 5 试验验证与结果分析

验证试验以某小型航空发动机进气组件为试 验模型。模型前缘正对来流,模拟前飞状态,模 型尾部与进气模拟系统管道法兰连接,该模型要 求双路热气供气,通过金属软管将热气供气系统 双路供气的两个管道连接至模型两个人口,两个 入口处各布置1个压力传感器与1个温度传感器, 用于获取模型入口压力与温度。

选取试验工况需求,水滴平均粒径(MVD)为 20 µm,水含量(LWC)为1 g/m<sup>3</sup>,气流温度为-10 ℃ (静温),飞行速度为60 m/s,模拟高度为当地高度, 双路热气供气流量分别为40 g/s 与35 g/s,供气温 度为140 ℃。根据工况条件,通过图 8 中的流量 测量包线,选择 8 mm 喉道临界文氏管用于流量 测量。

按文中第 3.1 节试验流程与文中第 3.3 节试 验策略,首先进行稳态防除冰试验,寻找最小防 冰流量。待风洞起风、进气模拟系统开启抽气、 制冷系统温度低于 0 ℃ 后,将热气供气系统热气 引入模型入口,将两路热气流量调整至目标值, 等待热气温度满足试验条件,开启喷雾系统 为 5 min,喷雾过程中通过微型摄像监视系统对试 验动态过程进行监测,观察模型内部防冰效果, 根据防冰效果,继续调整热气流量,寻找最小防 冰流量。

双路流量调节如图 9 所示,横坐标为时间,纵 坐标为流量。双路热气供气流量 20 s 左右即可 稳定在目标值附近,超调量小于 3%,精度小于 1%, 性能指标优异。

热气温度调节如图 10 所示,横坐标为时间,
纵坐标为热气温度。热气供气系统温度调节在
10 min 内即可达到目标值附近,精度可达±1 ℃,



性能指标优异。

图 11(a)、图 11(b)分别为喷雾结冰过程与通 热气防除冰过程。可以看出,喷雾后,模型开始 结冰,结冰厚度逐渐增加。热气通往模型后,模 型上的冰开始融化,并完全脱落,表明该试验条 件下,模型热气供气防除冰系统防冰效果良好。



(a) 结冰过程

(b) 防除冰过程

图 11 模型防除冰效果 Fig. 11 Anti-icing effect of model

## 6 结 论

为满足大多数型号飞机的热气防除冰系统的 防除冰系统设计与适航审定,依托3m×2m结冰 风洞,发展了大型结冰风洞热气供气防除冰试验 技术,建立了热气供气防除冰试验流程与方法, 评估了现有热气供气防除冰试验系统能力,并以 某小型航空发动机进气道部件为模型开展了双路 热气供气防除冰试验验证,得到结论如下:

本文研究建立了热气供气防除冰试验流程、方法与策略,发展了热气供气防除冰试验技术,获取了系统流量测量包线,为飞机防除冰系统设计与适航验证奠定了基础;

2)设计了流量控制单元,发展了多路热气供 气试验技术,成功应用于某小型航空发动机进气 部件防除冰试验,试验结果表明,热气供气防除 冰试验系统可有效开展飞机防除冰系统性能验证 评估。

## 参考文献:

- [1] 林贵平,卜雪琴,申晓斌.飞机结冰与防冰技术[M].北京: 北京航空航天大学出版社,2016.
- [2] 易贤,李维浩,王应宇,等.飞机结冰传感器安装位置确定 方法[J].实验流体力学,2018,32(2):48-54.
  YI Xian, LI Weihao, WANG Yingyu, et al. Method of determining the location for aircraft icing prober[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(2):48-54. (in Chinese)
- [3] 雷桂林,郑梅,董威,等.积冰密度对机翼除冰过程影响的数值研究[J].空气动力学学报,2018,36(6):958-965.
   LEI Guilin, ZHENG Mei, DONG Wei, et al. Numerical investigation of ice density effects on airfoil de-icing process[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(6):958-965. (in Chinese)
- [4] CAO Yihua, TAN Wenyuan, WU Zhenlong. Aircraft icing: an ongoing threat to aviation safety[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 75: 353-385.
- [5] 王华阁. 航空发动机设计手册: 第16册 空气系统及传热分 析[M]. 北京: 航空工业出版, 2001.
- [6] 冯丽娟,李冬,易贤.民用航空发动机进气道防冰系统设计方法研究[J].航空工程进展,2017,8(3):335-341.
  FENG Lijuan, LI Dong, YI Xian. Civil aero-engine inlet anti-icing system power requirement definition methodology investigation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8(3):335-341. (in Chinese)
- [7] 常士楠,杨波,冷梦尧,等.飞机热气防冰系统研究[J].航空动力学报,2017,32(5):1025-1034.
  CHANG Shinan, YANG Bo, LENG Mengyao, et al. Study on bleed air anti-icing system of aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1025-1034. (in Chinese)

- [8] 倪章松,刘森云,张军,等.环境参数对飞机防冰热载荷的 影响规律[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 8-14.
  NI Zhangsong, LIU Senyun, ZHANG Jun, et al. Influnce of environment parameters on anti-icing heat load for aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 8-14. (in Chinese)
- [9] 陆林杰.飞机结冰影响与除防冰技术综述[J].科技创新与 应用,2020(16):136-138.
- [10] YEOMAN K. Efficiency of a bleed air powered inlet icing protective system[R]. AIAA 94-0717, 1994.
- [11] PAPADAKIS M, WONG S H, YEONG H W, et al. Icing tests of a wing model with a hot-air ice protection system[R]. AIAA-2010-7833, 2010.
- [12] GRAY V H, GLAHN U. Effect of ice and frost formations on drag of NACA 65(sub 1)-212 airfoil for various modes of thermal ice protection[R]. NACA TN-2962, 1953.
- [13] PAPADAKIS M, RODRIGUEZ A O Z, DOMINGOS R H. Experimental and computer model results for a bleed air ice protection system[R]. SAE Technical Paper 2011-38-0034, 2011.
- [14] WHALEN E A, BROEREN A P, BRAGG M B, et al. Characteristics of runback ice accretions on airfoils and their aerodynamic effects[R]. AIAA-2005-1065, 2005.
- [15] PAPADAKIS M, WONG S H, YEONG H W, et al. Experimental investigation of a bleed air ice protection system[R]. SAE Technical Paper 2007-01-3313, 2007.
- [16] 裘燮纲,韩凤华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编 审组,2004.
- [17] 倪章松,刘森云,王桥,等.3m×2m结冰风洞试验技术研究进展[J].实验流体力学,2019,33(6):46-53. NI Zhangsong, LIU Senyun, WANG Qiao, et al. Research progress of test technologies for 3 m×2 m icing wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(6):46-53. (in Chinese)
- [18] 王梓旭,沈浩,郭龙,等.3m×2m结冰风洞云雾参数校测 方法[J].实验流体力学,2018,32(2):61-67.
  WANG Zixu, SHEN Hao, GUO Long, et al. Cloud calibration method of 3 m×2 m icing wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(2):61-67. (in Chinese)
- [19] 郭向东,张平涛,赵照,等.大型结冰风洞云雾场适航应用符合性验证[J].航空学报,2020,41(10):205-219. GUO Xiangdong, ZHANG Pingtao, ZHAO Zhao, et al. Airworthiness application compliance verification of cloud flowfield in large icing wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020,41(10): 205-219. (in Chinese)
- [20] 胡卜元,黄勇,章贵川,等.低速 TPS 试验内式流量控制技术研究[J].实验流体力学, 2019, 33(6): 54-58.
  HU Buyuan, HUANG Yong, ZHANG Guichuan, et al. Internal mass flow control technology of low speed TPS tests[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(6): 54-58. (in Chinese)

(编辑:张 雪)