

# 民用航空涡扇发动机进气系统结冰 高空模拟试验技术要求研究



张琼<sup>1</sup>, 文刚<sup>2</sup>

1. 西华大学 智能空地融合载具及管控教育部工程研究中心, 四川 成都 610039

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621703

**摘要:** 高空模拟试验是民用航空发动机适航取证的符合性验证手段之一。基于中国民航规章 CCAR-33 部 33.68 条款“进气系统结冰”的要求,对进气系统结冰高空模拟试验验证开展研究,以表明符合性。本文提出了进气系统的结冰试验点的选取方法、分析了试验的流程、明确了试验结果评估方法,并针对试验设备提出了高空舱、测试装置和试验设备配备要求,介绍了典型符合性验证案例。本研究可为国内民用航空发动机开展进气系统结冰适航符合性验证工作提供技术支持。

**关键词:** 适航; 进气系统结冰试验; 高空模拟试验; 涡扇发动机; 试验技术要求

中图分类号: V351.12

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.03.010

飞机在结冰条件下飞行时,发动机进气道内表面、进气锥和风扇/增压级均可能发生结冰,这些部件的结冰使得进气系统流通面积减小,造成压气机吸入空气量减少,轻则导致发动机推力下降<sup>[1]</sup>,重则积冰脱落导致叶片损伤甚至造成发动机停车的严重后果,直接影响到飞机系统的安全。

根据我国民用航空规章 CCAR-33-R2《航空发动机适航规定》33.68 条款“进气系统的结冰”中的要求<sup>[2]</sup>:在中国民用航空规章第 25 部附录 C<sup>[3]</sup>中规定的连续最大或间断最大结冰状态下,发动机在其整个飞行功率范围内的工作中,发动机部件上不应出现影响发动机工作或引起功率、推力严重损失的结冰情况。目前,结冰条款的符合性验证主要采用地面结冰风洞试验、数值模拟计算以及飞行试验进行。地面结冰风洞试验即高空模拟试验,它是能够在航空发动机研制过程中实现其全工作包线范围内性能/特性摸索与考核的唯一手段,是发动机研制过程中最有效的性能调试和技术攻关手段<sup>[4]</sup>。因此,为满足适航条款的要求,民用航空涡扇发动机在开展发动机进气系统结冰试验适航取证过程中,高空模拟试验是必须开展的符合性验证工作之一。

国内外相关学者针对航空发动机结冰问题开展了大量的试验研究<sup>[5-13]</sup>,但是几乎未提及结冰高空模拟试验的研

究。国内由于民用航空发动机研制起步较晚,关于航空发动机结冰研究工作比较少,董威、杨军等利用小型结冰风洞对零级导向叶片及进口支板开展试验<sup>[4-5]</sup>,但未开展过发动机整机进气系统结冰试验。本文根据国产大飞机动力适航取证需求,在上述成果的基础上,围绕民用航空发动机适航规章 CCAR-33.68 条款的要求,从发动机进气系统结冰高空模拟试验的要求、试验方法的选择、试验设备的改造、典型案例等方面进行总结研究,为国内民用航空发动机开展进气系统结冰适航符合性验证工作提供技术支持。

## 1 试验要求

### 1.1 CCAR-33-R2 部 33.68 条款“进气系统结冰”的要求

民用航空发动机进气系统结冰试验,要求在适航规章 CCAR33-33.68 条款“进气系统结冰”<sup>[2]</sup>所要求的结冰条件<sup>[2]</sup>下进行,即发动机在整个飞行功率范围内不出现影响发动机工作或引起功率严重损失的结冰情况,即可以安全运行。同时,在冻雾天气下飞机可能在很长一段时期内停在跑道上等待起飞,此时积冰不能对发动机产生有害影响。在开展民用航空发动机进气系统结冰高空模拟适航符合性验证工作中,需围绕适航规章的规定和要求,开展结冰试验点的

收稿日期: 2022-09-01; 退修日期: 2023-01-05; 录用日期: 2023-02-10

基金项目: 中国航发涡轮院稳定支持项目

引用格式: Zhang Qiong, Wen Gang. Test technology method of induction system icing altitude simulation test of civil aviation turbofan engine [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(03): 71-76. 张琼, 文刚. 民用航空涡扇发动机进气系统结冰高空模拟试验技术要求研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(03): 71-76.

分析、试验方法和流程的研究。具体要求如下<sup>[2]</sup>:在所有防冰系统工作时,每型发动机必须满足下列要求:(a)在航空规章第25部附件C中规定的连续最大或间断最大结冰状态下,发动机在其整个飞行功率范围(包括慢车)内的工作中,在发动机部件上不应出现影响发动机工作或引起功率或推力严重损失的结冰情况。(b)在临界状态进行引气防冰时,地面慢车30min,不出现不利影响,此时大气的温度在 $-9\sim -1^{\circ}\text{C}$ ,每立方米含液态水不少于 $0.3\text{g}$ 并且以平均有效直径不小于 $20\mu\text{m}$ 的水珠形式存在,接着发动机以起飞功率或推力进行短暂的运转。在30min慢车运转期间,该发动机可以以中国民用航空局接受的方式周期性地加速运转到中等功率或推力测定值。

### 1.2 进气系统的结冰高空模拟试验点选定

航空涡轮风扇发动机结冰主要是指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、导流隔板等关键部件发生的结冰现象<sup>[6]</sup>。进气系统的结冰试验点由三部分组成,包括适航规章所要求的试验点、结冰关键点分析(CPA)中得到的对发动机正常工作影响最大的试验点及基于自身经验所确定的试验点<sup>[17]</sup>。根据高空模拟试验的特点,本试验需从这三个部分提取进气系统的结冰高空模拟试验点。结冰关键点分析方法如下:CPA指在发动机工作包线范围内,通过分析的方法,确定最为严酷的结冰条件<sup>[18]</sup>。CPA的目的是寻找比适航规章明确要求的试验点更为严酷的结冰条件,并在结冰取证试验中对这些结冰条件予以验证。

为表明33.68条款的符合性,应在声明的发动机工作包线内,通过分析识别得出结冰关键工作试验点。相关经验表明,结冰关键点分析应涵盖CCAR-25部附录C、CCAR-29部附录C中描述的结冰条件。同时,应当结合上述附录与航空器飞行速度范围,以及定义的发动机功率或推力,进行关键点分析。并且,关键点分析中还应当包括在结冰环境中长时间飞行(如空中盘旋等待阶段)或重复遭遇结冰环境的情况。在关键点分析中,通过以上要素的组合,应当识别得出最关键的结冰工况条件<sup>[19]</sup>。

### 1.3 试验流程研究

根据前面的研究发现,进气系统结冰试验关键是要确定测量参数、监控主要性能参数,最后评估试验的结果是否满足适航要求。流程中主要任务如图1所示。

#### (1) 试验要求(试验前)

试验前应确定出最关键的测量参数,这些参数可以显示出发动机积冰和脱冰的情况。这些参数将作为表明规章符合性的关键证据,并且,这些参数将有助于校验和证明结

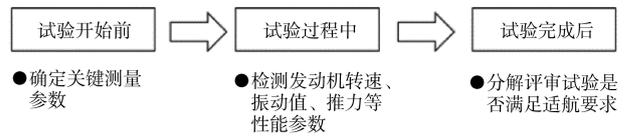


图1 试验流程

Fig.1 Test flow chart

冰关键点分析的假设。在进行结冰试验时,需要对这些参数进行监控,以表征发动机在结冰条件下的工作状况。还应按适航规章的规定收集确定水滴尺寸的方法和程序。在距离发动机进口界面不超过 $1.5\text{m}$ 处和发动机进气道内或进气管路中测量液态水的含量和水滴尺寸。

对国外典型民用航空发动机的结冰试验相关资料进行研究,发现发动机在开展高空台进气系统结冰试验前,应按表1和表2的要求进行关键参数测量。在无飞机系统引气和功率提取下,起动发动机并实时记录发动机的性能参数,在试验后将试验结果与试验规范进行对比分析,以确定进气系统结冰对发动机性能的影响。表1中, $T_0$ 表示发动机进口气流总温; $V$ 表示速度; $H$ 表示高度; $D$ 表示平均空气中液态水的含量(持续); $Q$ 表示有效水滴直径。

表1 国外典型民用航空发动机结冰试验中的海平面结冰条件  
Table 1 Sea level icing conditions in icing test of typical foreign civil aviation engines

关键参数	第一部分			第二部分
	$T_0/^{\circ}\text{C}$	$-20\pm 1$	$-10\pm 1$	$-5\pm 1$
$V/(\text{km/h})$	0~100	0~100	0~100	0~100
$H/\text{m}$	0~150	0~150	0~150	0~150
$D/\mu\text{m}$	20	20	20	20
$Q/(\text{g/m}^3)$	$1\pm 0.25$	$2\pm 0.25$	$2\pm 0.25$	$0.4\pm 0.25$

表2 国外典型民用航空发动机结冰试验中的高空结冰条件  
Table 2 High altitude icing conditions in icing test of foreign typical civil aviation engines

关键参数	数值	数值
$T_0/^{\circ}\text{C}$	-20	-20
$V/(\text{km/h})$	392	869
$H/\text{m}$	6096	6096
$D/\mu\text{m}$	15	15
$Q/(\text{g/m}^3)$	0.5	0.5

#### (2) 试验要求(试验中)

试验中可参考表3的要求开展航空发动机进气系统结冰高空模拟试验,并连续记录发动机的转速、振动值以及推力等性能参数,并确保这些参数符合型号规范的使用限制要求。表明在进气系统结冰条件下发动机运行时,发动机不会发生熄火、持续功率损失、喘振、失速和降转。如果发

表3 国外典型民用航空发动机模拟飞行条件的发动机结冰试验要求

Table 3 Engine icing test requirements of foreign typical civil aviation engines under simulated flight conditions

模拟的飞行状态	发动机运转状态	发动机运转时间
滑行和起飞	慢车	15min, 然后5min内加速到最大
低空爬升	最大或中间	15min
低空下降	慢车	15min, 然后加速到中间
高空爬升	最大或中间	15min
高空下降	慢车	15min
低空待机	最大连续	30min, 然后加速到最大或中间

动机装有防冰系统,应开启防冰系统再进行试验。另外,在发动机服役期间,自动恢复系统可以避免多种情况的功率衰减。但是,因为自动恢复系统属于备份装置,所以在表明符合性的过程中,不应使用自动恢复系统。

#### 1.4 评估方法研究

根据33.68条款的要求,民用航空涡扇发动机开展进气系统结冰试验以后不应出现影响发动机工作或引起功率或推力严重损失的结冰情况。经研究,试验通过的评估方法主要包括功率损失评估和机械损伤评估。具体要求有以下几个方面。

##### (1) 功率损失评估

在所有的结冰试验期间,发动机上的积冰不应影响发动机工作产生不利影响。积冰可能会对发动机工作产生不利影响(如喘振、失速、降转、熄火、高幅振动、加速迟缓、推力或功率杆无响应),或者导致持续功率或推力损失。

##### (2) 机械损伤评估

发动机不应出现任何由适航条款要求的结冰试验导致的超限损伤。如果有限损伤导致的功率损失较小,则这些损伤是可接受的。另外,必须全面考虑由于重复遭遇结冰环境所导致的累积损伤(机械损伤的定量数值需视发动机的实际情况而定)。

## 2 试验设备

航空发动机进气系统结冰高空模拟试验所需设备主要包括高空舱、测试装置和试验设备等。

### 2.1 高空舱设备的选择

据研究,民用航空涡扇发动机进气系统结冰高空模拟试验一般在带有冰云发生装置的高空舱内进行。目前,国内高空台的模拟高空试验设备主要有供气、抽气和加温、降温设备,要开展进气系统结冰试验,还需增加一些特殊测量

系统,并对设备进行局部改装,在发动机进气管路上加装喷水雾装置就可保证离发动机进口一定距离处,建立前文所要求的结冰条件。

当前航空发动机进气系统的结冰高空模拟试验主要通过直接连接式和亚声速自由射流式两种形式开展。

#### (1) 直接连接式<sup>[4]</sup>

直接连接式结冰试验设备主要包括喷水栅、试验的发动机、高空试验舱、排气管道、照相机、有机玻璃观察管道、发动机进口气流总温测量装置、发动机进口气流总压测量装置,以及高空试验舱内发动机周围环境压力测量装置。在直接连接式高空试验舱的空气流量计后,装有一组多喷嘴喷水栅,舱内还有照相观察设备等。这种形式多用于军用发动机。

#### (2) 亚声速自由射流式

亚声速自由射流式结冰试验设备主要包括喷水栅、试验的短舱和发动机、高空试验舱、排气管道、照相机、进气吹风喷管、发动机进口气流总温测量装置、发动机进口气流总压测量装置以及高空试验舱内发动机周围环境压力测量装置。在直接连接式高空试验舱的隔板上,装一个吹风喷管,喷管的空气质量流量约为1.05倍的发动机质量流量,其中5%的流量绕过发动机或发动机短舱。喷管内装有多喷嘴喷水栅,舱内也装有照相观察等设备。由于军用飞机进气道形状复杂,尺寸各异,这种形式不宜采用,因而亚声速自由射流式结冰试验设备只适用于短舱式的民航飞机发动机的结冰试验。

国外实践证明,直接连接式模拟高空试验已成为评价和鉴定飞机发动机结冰系统最受欢迎的方法。国外曾做过这样的统计和比较,直接连接式模拟高空试验中14天的环境结冰试验,相当于120天的飞行试验中的环境结冰试验<sup>[4]</sup>。

### 2.2 测试装置及方法

发动机高空试验测试系统一般包括试验测试参数、台架测试设备、操纵台监视仪表、计算机监视系统、荧屏显示系统、监视与报警系统、数据采集与处理系统等。进气系统结冰高空模拟试验还需关注结冰喷雾系统测试和结冰探测。

#### (1) 结冰喷雾系统测试

相关资料表明,国外典型民用航空涡扇发动机结冰喷雾系统需要测试的参数见表4。其中, $V_{in}$ 表示进流速度; $p_1$ 表示进口气流总压; $T_0$ 表示进口气流总温; $p_s$ 表示进口气流静压; $N$ 表示转速。

#### (2) 结冰探测方法

喷水后需确定发动机是否结冰,结冰量和预估的结冰范围是否满足适航要求。相关实践表明,这些数据很难直接观察得到,而且由于高空台试验设备的安全保护措施,导

表4 国外典型民用航空发动机结冰试验中的结冰喷雾系统测试参数

Table 4 Test parameters of icing spray system in typical civil aviation engine icing tests abroad

测试参数	精度
$V_{in}/(m/s)$	$\pm 5m/s$
$P_1/P_a$	$\pm 0.5\%$
$T_0/^\circ C$	$\pm 1^\circ C$
$P_s/P_a$	$\pm 0.5\%$
$N/(r/min)$	$\pm 0.2\%$

致在结冰后不能立即开启舱盖,故结冰探测方法研究很关键。根据国内外结冰探测技术的发展,当前对发动机结冰现象的探测主要依靠结冰信号器,该类信号器依据产品外形可以分为外伸式和内埋式两种。需要根据高空台的设备情况和发动机的特点进行选择。

### 2.3 试验设备的确定

航空发动机进气系统结冰高空模拟试验设备应能模拟高空试验状态的结冰气象条件,根据第2.1节的研究结果,进气系统的结冰高空模拟试验建议使用直连式试验设备。该设备的管道直接与发动机的前法兰安装边连接,以防止进气溢流现象发生。根据确定的进口气流速度、气流温度、液态水含量、水滴尺寸开展结冰试验研究。为了确保航空发动机进气系统结冰试验顺利开展,除了配备直接连接式高空模拟试车台之外,还必须配备一套结冰喷雾系统。同时,还应确保试验设备能够产生满足CCAR-33.68条款要求的云雾模拟条件。试验中还应用高速摄影系统或视频磁带机、频闪光源来监视和记录结冰过程。另外,进气总压、总温等测量传感器要附带用热空气或用电加温的装置。

应考虑的重点关注项目如下:结冰试验设备的描述,包括喷雾系统的布置、喷嘴、供水系统、供气系统,以及试验设备的操作;测试功能应包括设备运行监测、云雾模拟,以及云雾特性的确定;空气/水流量工作图;湿度的测定;结冰试验前台架功能检查;设备试验程序;试验数据测量的准确性和能力描述。

## 3 国外某型民用航空涡扇发动机进气系统结冰高空模拟试验

国外某型民用航空涡扇发动机进气系统结冰试验所选择的试验点应能代表CCAR-25部附录C规定的结冰包线。试验点应至少包括CCAR-33.68条款要求的试验点和CPA得到的试验点,并按需增加基于自身经验所确定的试验点。其中,条

款要求的试验点见表5。试验点1~试验点4分别代表了典型的空中明冰结冰条件,其中,对于试验点2与试验点3而言,试验时间通常为10min。如果试验过程中发动机没有形成自然脱冰循环,则需要更长的试验时间,直至形成稳定的脱冰循环。试验点5~试验点8分别代表了典型的空中霜冰结冰条件,对于试验点6和试验点7,有类似的试验时间要求。试验点9代表了明冰条件下空中保持的状态,模拟飞机穿过典型长度的层云(液态水含量为 $0.3g/m^3$ ,穿云时间为6min)与积云(液态水含量为 $1.7g/m^3$ ,穿云时间为1min)的条件。要求试验持续时间足够表明发动机可以重复、稳定工作(或者最大45min)。试验点10代表了霜冰条件下空中保持的状态,同样要求试验持续时间足够表明发动机可以重复、稳定工作(或者最大45min)。

针对特定的发动机设计,CPA的目是在所确定的发动机工作包线内,通过分析识别得出关键结冰条件。CPA不能替代试验,而是提供了一个预测关键试验点的方法。如果能够证明CPA试验点与表5中条款要求的试验点等效,则CPA试验点可以替代表5中的试验点。否则,CPA试验点用于补充表5中的试验点。表5中, $T_0$ 表示发动机进口气流总温; $D$ 表示平均空气中液态水的含量(持续); $Q$ 表示有效水滴直径; $W$ 表示发动机功率状态; $L$ 表示运行持续时间。

表5 条款要求的结冰试验点

Table 5 Icing test points required by regulation

序号	$T_0/^\circ C$	$D/\mu m$	$Q/(g/m^3)$	$W$	$L/min$
1	-5	19~25	$\geq 2.00$	最小飞行慢车	10
2	-5	19~25	$\geq 2.00$	50%最大连续	10
3	-5	19~25	$\geq 2.00$	75%最大连续	10
4	-5	19~25	$\geq 2.00$	起飞	5
5	-20	12~18	$\geq 1.00$	最小飞行慢车	10
6	-20	12~18	$\geq 1.00$	50%最大连续	10
7	-20	12~18	$\geq 1.00$	75%最大连续	10
8	-20	12~18	$\geq 1.00$	起飞	5
9	-10	15~20	$\geq 0.30$	空中盘旋	45
		17~23	$\geq 1.70$		
10	-20	15~20	$\geq 0.25$	空中盘旋	45

开展CPA时,应当考虑脱冰损伤、发动机工作特性和压气机再匹配、核心机和增压级结冰堵塞、传感器故障等因素。CPA包含了大量的结冰仿真计算,应首先对第25部附录C的结冰包线进行离散,得出数量庞大的离散点。之后,针对发动机不同功率状态,对每个离散点对应的结冰条件逐一进行结冰计算,并进行脱冰评估,以及对发动机性能、结构损伤的影响分析。国外某型号民用航空涡扇发动机进气结冰试验建议采用直连式试验设备,并配备结冰喷雾系统、高速摄

像系统等,对于进气总压、总温等测量受感部要附带用热空气或用电加温的装置。研究成果可为下一步我国民用航空涡扇发动机进气系统结冰符合性验证试验提供参考。CPA分析结果见表6。

表6 国外某型号民用航空涡扇发动机CPA结果

Table 6 CPA icing test points of one foreign civil aviation turbofan engine

序号	$T_{ij}/^{\circ}\text{C}$	$D/\mu\text{m}$	$Q/(\text{g}/\text{m}^3)$	$W$	$L/\text{min}$
1	4.0	19~25	$\geq 1.0$	最小飞行慢车	10
2	-8.0	19~25	$\geq 1.7$	最小飞行慢车	10
3	-4.0	19~25	$\geq 0.5$	50%最大连续	45

一般而言,为进一步缩减试验点数量,将表6中的CPA分析结果与表5中规章要求的试验点再进行逐一比对,删除表6中不如表5严酷的试验点,选择出最终的CPA试验点,以代表条款要求试验点所不能覆盖的严酷结冰条件。

经过进一步计算分析,删除了表6中的试验点1与试验点3,仅保留试验点2作为最终CPA试验点。该型号发动机进气系统结冰试验共包含11个空中试验点,见表7,试验点2为最终确定的CPA试验点,即表6中的试验点2,其余10个试验点为表5中条款要求的试验点。

表7 国外某型号民用航空涡扇发动机进气系统结冰试验点  
Table 7 Induction system icing test points of one foreign civil aviation turbofan engine

序号	$T_{ij}/^{\circ}\text{C}$	$D/\mu\text{m}$	$Q/(\text{g}/\text{m}^3)$	$W$	$L/\text{min}$	备注
1	-5	19~25	$\geq 2.00$	最小飞行慢车	10	
2	-8	19~25	$\geq 1.70$	最小飞行慢车	10	CPA
3	-5	19~25	$\geq 2.00$	50%最大连续	10	
4	-5	19~25	$\geq 2.00$	75%最大连续	10	
5	-5	19~25	$\geq 2.00$	起飞	5	
6	-20	12~18	$\geq 1.00$	最小飞行慢车	10	
7	-20	12~18	$\geq 1.00$	50%最大连续	10	
8	-20	12~18	$\geq 1.00$	75%最大连续	10	
9	-20	12~18	$\geq 1.00$	起飞	5	
10	-10	15~20	$\geq 0.30$	空中盘旋	45	
		17~23	$\geq 1.70$			
11	-20	15~20	$\geq 0.25$	空中盘旋	45	

该型号发动机结冰试验最终结果显示,结冰最严酷的试验条件为试验点1与试验点2,均对应发动机最小慢车下降功率。该功率为发动机空中运行时的最小功率状态,此时发动机风扇转速也最低,风扇叶片转动带来的脱冰效应也最差。因此,在最小空中慢车状态下,发动机的结冰量,以及冰脱落后造成的性能与损伤影响也最严酷,应当予以格外关注。

## 4 结论

本文围绕CCAR-33-R2部中33.68条款适航要求,针对民用航空涡扇发动机适航取证中进气系统结冰高空模拟试验需求,进行了技术要求分析,得到以下结论:

(1) 开展进气系统结冰高空台试验前必须结合CPA和飞机结冰点分析等因素确定试验点。

(2) 航空发动机进气系统结冰试验前应确定关键测量参数,在试验中进行测量记录,并在试验后将结果与试验要求进行对比分析,以确定试验后发动机的推力损失、机械损伤等满足要求,不会出现影响发动机工作或引起功率或推力严重损失的结冰情况。

(3) 进气结冰试验建议采用直连式试验设备,并配备结冰喷雾系统、高速摄像系统等,对于进气总压、总温等测量受感部要附带用热空气或用电加温的装置。研究成果可为下一步我国民用航空涡扇发动机进气系统结冰符合性验证试验提供参考。

AST

## 参考文献

- [1] Baptist P H, Bharath K N. Nacelle inlet lip anti-icing with engine oil:US 7,131,612 B2[P].2006-11-07.
- [2] Civil Aviation Administration of China. CCAR-33-R2: Airworthiness standards: Aircraft Engines [S]. CAAC, 2012.
- [3] 中国民用航空局. CCAR-25-R4: 运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2016.  
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4: Airworthiness standards: Transport category airplanes[S]. CAAC, 2016.(in Chinese)
- [4] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M].北京:航空工业出版社,2014.  
Hou Mingjie. High altitude simulation test technology[M]. Beijing: Aviation Industry Press,2014.(in Chinese)
- [5] Mason J G, Strapp J W, Chow P. The ice particle threat to engine in flight[R]. AIAA-2006-206,2006.
- [6] Venkataramani K S, Balanc C, Caney R D, et al. Wind tunnel tests and modeling studies of ice accretion relevant to aircraft engines[R]. AIAA-2003-906, 2003.
- [7] Hamed A, Das K, Basu D. Numerical simulations of ice droplet trajectories and collection efficiency on aero-engine rotating machinery[R]. AIAA-2005-1248, 2005.
- [8] Jin W, Taghavi R. A computational study of icing effects on performance of S-duct inlets[R]. AIAA-2008-4584, 2008.
- [9] Lee S, Loth E, Kim S, et al. Simuation of icing on a cascade of

- stator blades[R]. AIAA-2006-0208, 2006.
- [10] Luttrell J, West T. F-22 inlet shed ice particle sizing test[R]. AIAA-2001-16026, 2001.
- [11] AL-Khalil K, Hitzgrath R, Philippo J, et al. Icing analysis and test of a business jet engine inlet duct[R]. AIAA-2000-1040, 2000.
- [12] Ragni A, Auletta A, Caserta G, et al. Air induction system icing certification for general aviation: The case of the vulcanair VF600w mission aircraft[R]. AIAA-2005-476, 2005.
- [13] Ferrigno F, Inverno M, Vernillo P, et al. NH90 air intake version T700/T6-icing qualification tests[R]. AIAA-2005-477, 2005.
- [14] 董威. 航空发动机支板热滑油防冰性能试验[J]. 航空学报, 2014, 35(7):1845-1853.  
Dong Wei. Test on performance of an aero-engine strut hot lubrication oil anti-icing system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7):1845-1853. (in Chinese)
- [15] 杨军, 张靖周, 郭文, 等. 航空发动机进口支板结冰和防冰试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2):277-283.  
Yang Jun, Zhang Jingzhou, Guo Wen, et al. Experiment of anti-icing and icing on inlet strut of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2):277-283. (in Chinese)
- [16] 战培国. 美国NASA结冰试验设备体系综述[J]. 航空科学技术, 2020, 32(5):1-5.  
Zhan Peiguo. Review on the system of icing facilities in NASA [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 32(5):1-5. (in Chinese)
- [17] 宋建宇, 吴晶峰, 邱长波, 等. 民用涡轴发动机进气系统结冰试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5):1089-1098.  
Song Jianyu, Wu Jingfeng, Qiu Changbo, et al. Civil turboshaft engine induction system icing test[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5):1089-1098. (in Chinese)
- [18] FAA. Turbojet, turboprop, turboshaft, and turbofan engine induction system icing and ice ingestion: AC20-147A[S]. Washington DC:FAA, 2014.
- [19] 白龙, 刘月平. 航空发动机进气系统结冰适航性条款研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(5):41-46.  
Bai Meng, Liu Yueping. Airworthiness standards on aero-engine induction system icing[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(5):41-46. (in Chinese)

## Test Technology Method of Induction System Icing Altitude Simulation Test of Civil Aviation Turbofan Engine

Zhang Qiong<sup>1</sup>, Wen Gang<sup>2</sup>

1. Engineering Research Center of Intelligent Air-space Integration Vehicle and Control of Ministry of Education, Xihua University, Chengdu 610039, China

2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621703, China

**Abstract:** High-altitude simulation test is one of the conformity verification methods for civil aero-engine airworthiness certification. Based on the requirements of Clause 33.68 of CCAR33, Civil Aviation Regulations of China, "Air intake system icing", the high-altitude simulation test verification of air intake system icing is studied to show the compliance. The selection method of icing test point of air intake system is put forward, the test flow is analyzed, and the evaluation method of test results is defined. The requirements of high empty warehouse, test device and test equipment are put forward for test equipment, and typical compliance verification cases are introduced. This study can provide technical support for domestic civil aero-engines to verify the airworthiness of air intake system icing.

**Key Words:** airworthiness; air intake system icing test; high altitude simulation test; turbofan engine; test technical requirements

**Received:** 2022-09-01; **Revised:** 2023-01-05; **Accepted:** 2023-02-10

**Foundation item:** AECC Gas Turbine Institute Stability Support Project