

全静压受感器冰风洞试验技术研究

彭又新¹, 郑莉², 林贵平¹

(1. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 武汉航空仪器仪表公司, 武汉 430074)

[摘要] 主要论述了全静压受感器的冰风洞试验技术,着重介绍了该仪器的冰风洞试验项目、试验条件及参数测量校准方法,并从航空仪器仪表公司的冰风洞的自身特点出发,论述了该仪器冰风洞试验的效果及据此提出的改进建议,为今后国内对相应的小型仪器仪表或缩比模型进行冰风洞试验提供了一定的参考价值。

[关键词] 全静压受感器;冰风洞试验;防冰

[中图分类号] TH122 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2009)11-0051-05

1 全静压受感器的用途及特性

全静压受感器(以下简称空速管)为机上一类重要气动仪表,它为飞机大气数据计算机提供总压及静压信号,与大气总温传感器配合,经计算得出指示空速、真空速等大气数据信息参数。

在飞行过程中空速极其重要。这样,对受感器也就相应提出了很高的要求。此类产品应该具有如下主要特性:

- 1) 高可靠性,即极低的故障率;
- 2) 需有自检测功能及故障识别能力;
- 3) 使用寿命长。

对于航空产品,寿命都比较重要,一般应能保证5年的使用期,使用寿命不少于4 000飞行小时。

2 主要冰风洞试验项目及试验程序

空速管与攻角(侧滑角)传感器、大气总温传感器及结冰信号器,并称为四大类气动仪表。由于这些仪表的气动受感部分暴露于机体之外,因此当飞机在结冰条件下飞行时,受感器结冰的可能性非常大。空速管一旦结冰,轻则影响气动外形,降低工作性能,重则丧失工作能力进而危及飞机安全^[1]。因此,通常采用试验和数值仿真方法对气动仪表的结/

防冰情况进行评估^[2]。文章在地面进行冰风洞试验,来测定和考核空速管防冰除冰的性能。

YBF-02冰风洞是一座通用型航空仪表冰风洞,也是我国唯一的一座比较完整的小型冰风洞。它的设计以四大类机载仪表的试验条件为依据,能够承担四大类仪表及相关系统的冰风洞试验,为全静压受感器冰风洞试验技术研究提供了基础。

全静压受感器的冰风洞试验,通常有以下几个项目:

1) 结冰试验。进行一定时间的喷雾结冰,观察结冰形状及结冰类型,验证与试验条件的符合性。

2) 除冰试验。传感器上冰厚达到一定数值时,停止喷雾,保持风速和温度等参数不变,启动加热器,对传感器进行除冰,记录除冰时间,观察除冰效果,并监测加热电流等参数。

3) 防冰试验。开启加热器,同时在一定风速、温度等条件下,持续喷雾,考核传感器的防冰性能,记录结冰及除冰时间,并记录加热电流等参数。

4) 综合测试。对产品进行上述三项试验,测试其综合性能,考核产品加热功率能否满足要求。

冰风洞试验不同于常规风洞试验的地方,是需要进行制冷及喷雾,因此,它的程序比较复杂,整个试验的过程也比较长。具体试验程序如图1所示。

[收稿日期] 2008-11-18; **[修回日期]** 2009-03-01

[作者简介] 彭又新(1965-)男,湖北仙桃市人,研究员级高级工程师,主要研究方向为飞机防冰技术等;E-mail: pengyx@public.wh.hb.cn

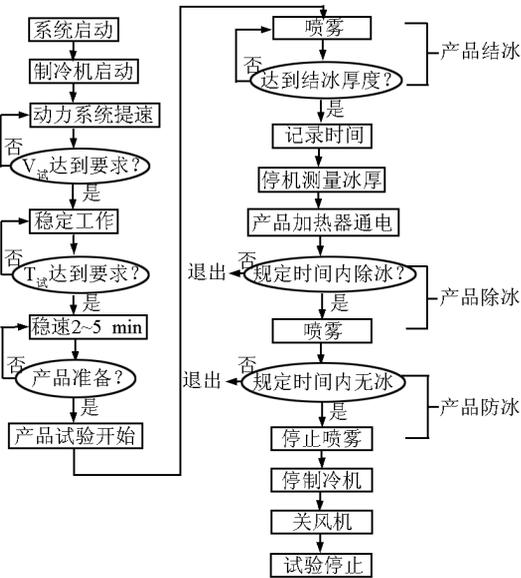


图1 冰风洞内试验流程

Fig.1 Process of the test in icing wind tunnel

3 试验条件及调控方法

根据结冰气象参数的统计数据,各国分别制定

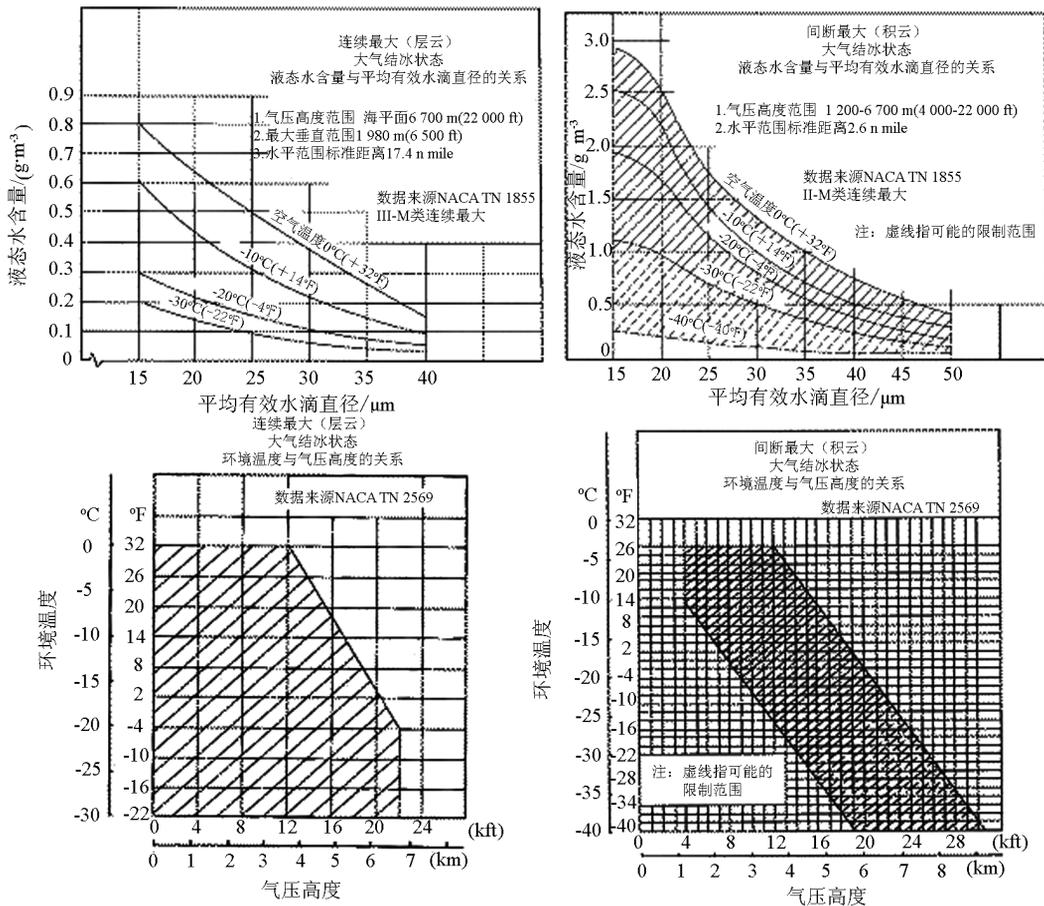


图2 连续最大和间断最大结冰条件

Fig.2 Continuous maximum and intermittent maximum icing conditions

了结冰气象设计规范。美联邦航空条例 FAR25 部附录 C 规定了结冰气象设计条件^[1]。我国 CCAR25 - R3 附录 C^[3] 也明确规定了商用运输机的结冰气象设计规范,给出了连续最大和间断最大结冰条件,为飞机部件的结冰和防冰试验提供指导。

连续最大结冰条件的特点是:在一定时间内,飞机处于一个低等和中等程度的液态水含量的层云中。该设计条件适用于机翼、尾翼这样一些部件。这些部件允许在短时间或间歇地遇到更为严重的结冰气象条件。如图 2^[3] 所示。

间断最大结冰条件的特点是,在短时间内,飞机处在一个高含水量的环境中。其适用于发动机进气道和导向叶片这样一类的部件。在这些部件上,甚至在很短的飞行时间内,都不容许有冰的形成。如图 2^[3] 所示。

对于空速管,有军标要求。如 MIL - P - 83206B (侧装空速管美军标), MIL - P - 83207B (机头装空速管美军标),相应的国军标为 GJB836 - 90,其规定如表 1。

表 1 某型空速管结冰试验国军标

Table 1 National military standard of one pitot

对象	项目				
	速度 /(m·s ⁻¹)	温度 /°C	水含量 LWC /(g·m ⁻³)	粒径 MVD /μm	攻角 /(°)
直杆型	205 ± 13	-35 ± 5	1.25 ± 0.25	20	0, 4, 15
L 型受 感器	180 ± 13	-35 ± 5	1.25 ± 0.25	20	0 ~ 20

对上述国军标规定试验条件的具体分析如下:

1) 试验速度。试验所用冰风洞目前的速度范围是 30 ~ 210 m/s, 包含了受感器的全部试验条件。速度是闭环控制, 直接设定即可满足试验要求。

2) 试验温度。根据试验条件, 温度在 -35 °C 左右, 且要求稳定时间长, 喷雾结冰时波动保持在 ±5 °C 以内, 这就对冰风洞制冷系统提出了较高的要求。从已进行的结冰试验看, 冰风洞的冷量配备是很充足的, 风洞温度可冷却至 -35 °C, 且在一定时间内完全可以保持稳定; 但由于没有温度自控系统, 在长时间工作, 尤其是长时间喷雾的情况下, 温度会有所上升。

3) 液态水含量 LWC。对于冰风洞试验来说, LWC 是一个很重要但实现起来又相对有难度的指标。从水含量的测量上看, 目前尚没有很准确的 LWC 测量方法, 国际上普遍采用的收集法, 无论测试杆还是测试刀片, 都有一定误差。

试验条件中 1.25 ± 0.25 g/m³ 的水含量值属中等水量, 较容易控制。测量时沿用测试杆收集法。要求较精确时可以将测试杆与被试件同时安装在洞体内, 要求不高时, 可不装测试杆而根据经验数据估算。

4) 平均粒子直径 MVD。从理论上说, 喷雾参数(喷嘴口径、气压、水压)确定后, 粒径即确定。试验时根据要求, 调整不同的参数, 即可得到要求的粒径值, 不同参数对应不同粒径。但实际试验时, 由于洞壁干扰、风速、温度等的影响, 可能会使粒径发生一定改变。具体试验时, 可采用马尔文测粒仪对粒径实时测量。

试验条件所要求的 20 μm, 基本上在气压为 2.9 × 10⁵ Pa, 水压为 7.8 × 10⁵ Pa 时可达到, 试验时还需结合水含量等参数一并调整。

4 测量和校准方法

参数的测量和校准是冰风洞试验的一项重要内

容, 精度要求如表 2 所示。

表 2 冰风洞试验参数测量精度

Table 2 Precision of the test parameters

项目	校准精度
风洞气流速度/%	± 0.2
风洞气流温度/°C	± 0.3
粒子直径/%	1
水含量/%	± 5

1) 气流速度是风洞最主要的参数, 它的测量范围和精度必须保证, 否则就不能投入工作。现有风洞的速度测量系统是在稳定段取总压, 试验段取静压, 使用精度为 0.2 % 的压力传感器, 经过解算得出试验段的风速。测量精度可以达到 ±0.5 %。

速度校准的方案是使用标准空速管配高精度压力传感器, 校准时空速管直接安装于风洞试验段, 实时测量总静压, 由传感器将压力信号传至计算机分析处理, 得出速度。标准空速管需专门设计制造, 并在国内标准风洞中进行常温 and 低温下的标定。

2) 温度是冰风洞的另一重要参数, 现有风洞的温度测量是通过装在试验段的温度变送器得到试验段的指示温度; 通过装在稳定段的温度变送器得到稳定段的指示温度, 通过计算机解算出试验段静温。

温度校准的方案是使用标准大气总温传感器及其配套转换设备, 校准时直接安装于冰风洞试验段内, 输出为电阻值, 经过专门的配套转换装置, 转换为温度, 即可得到气流总温及静温。

3) 云雾粒子直径是影响冰风洞结冰的一个重要参数, 粒子大小与结冰与否和结冰程度直接相关。因此, 精确控制和测量云雾粒子直径至关重要。

该参数的校准拟直接使用高精度的相位多普勒粒子分析仪, 安装于现场, 通过试验段的光学测量窗直接对粒径进行测量。该仪器利用激光散射的原理, 在试验过程中实时测量高速气流中的云雾粒子直径、速度、数量浓度、流量, 并且不对测量环境产生任何干扰; 实施全过程的计算机控制, 并提供易于使用的图形界面, 对数据采集和结果分析进行控制; 所有数据储存在一个先进的数据库内, 可随试验实时更新。同时具有响应时间短、空间分辨率高、测量范围宽、精度高等优点。

4) 水含量是影响冰风洞结冰的另一重要参数, 对真实模拟空中环境也非常重要。现有风洞水含量测量是采用收集法, 将结冰取样圆杆安装在试验段

中心,测量出一定气流速度和水、气压力下的结冰厚度,及所需的结冰时间,根据公式计算出相应的水含量,属于国际上通用的经典方法。但目前由于结冰厚度测量和结冰时间记录存在的误差,以及测试方法本身的误差,测量结果偏差较大。

水含量校准采用美国古德里奇公司的结冰速率系统,包括结冰速率传感器和结冰速率指示器,其敏感冰层厚度为 0.508 ± 0.1 mm,可提供结冰速率、结冰严酷度等数据,还可实时显示水含量。校准时将传感器安装于风洞试验段,指示器直接显示结冰速率及相应的风洞水含量,目前已对此进行了相关的试验研究。

5 结果及其分析

以一种 XX 型号的 L 型气动补偿全静压受感器为例,试验结果及分析如下。

1) 结冰试验。要求喷雾直至被试产品全压口上形成 12.5 mm 冰帽,试验结果见图 3,冰层厚度为 12.5 mm。

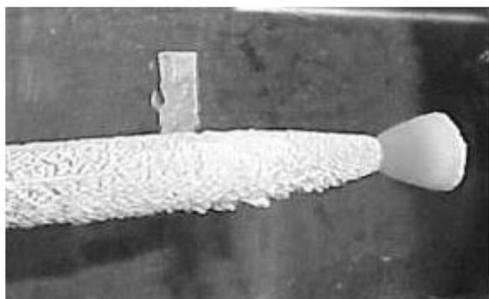


图 3 结冰试验结冰情况

Fig. 3 Icing accretion on static pressure detector

2) 除冰试验。要求停止喷雾,在试验规定的气流温度和速度下,接通加热器电源,被试产品前端的冰帽应在 90 s 内完全除掉。试验结果见表 3,冰去除后的情况如图 4 所示。

表 3 除冰试验结果

Table 3 Results of the de-icing test

试验条件	温度 -30 °C; 水含量 1.01 g/m ³ ; 风速 180 m/s (648 km/h); 攻角 0°									
时间/s	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90
电流/A	6.5	5	5	4.8	4.8	4.8	4.8	4.8	4.8	4.8
风速/(km·h ⁻¹)	0	0	297	497	640	638	639	645	641	642
备注	通电至 30 s 时总压管通,通电至 45 s 头部冰帽全部除掉									



图 4 除冰试验结果

Fig. 4 Phenomenon after the de-icing

3) 防冰试验。要求接通加热电源,在试验规定的气流温度和速度下,打开喷雾器,在 15 min 内观察、记录被试产品表面结冰、除冰情况。试验结果见表 4。图 5,图 6 为防冰时冰层积累的情况。

表 4 防冰试验结果

Table 4 Results of the anti-icing tests

试验条件	温度 -30 °C; 水含量 1.01 g/m ³ ; 风速 180 m/s (648 km/h); 攻角 0°							
时间/min	0 ⁺	1	2	3	4	5	6	7
风速/ (km·h ⁻¹)	645	639	642	641	637	637	634	617
电流/A	4.85	4.9	4.9	4.8	4.8	4.8	4.9	4.9
时间/min	8	9	10	11	12	13	14	15
风速/ (km·h ⁻¹)	609	600	596	594	689	640	634	625
电流/A	4.9	4.85	4.8	4.8	4.8	4.8	4.9	5
备注	防冰过程中受感器夹板处有积冰,该积冰随时间增长而有所增长; 夹板处积冰长至离静压孔约 3~5 mm、防冰时间 12 min 时该积冰全部随气流方向脱落							



图 5 防冰试验情况(一)

Fig. 5 Phenomenon during the anti-icing test (1)



图6 防冰试验情况(二)

Fig. 6 Phenomenon during the anti-icing test (2)

4) 结果分析。从试验结果可以看到,除冰和防冰性能均合格。在 15 min 防冰过程中,受感器头部及静压孔处无积冰现象,夹板处有积冰,且该积冰随时间增长而有所增长,这说明受感器头部加热功率是足够的,后面根部及夹板处加热功率略小,造成积冰堆积,但此处结冰不致影响受传感器的正确输出。在功率允许的情况下,可考虑适当调整功率或加热器分布,以达到最佳的防冰效果。

6 结语

文章介绍了目前国内现有的一座较完整的小型冰风洞 YBF-02 冰风洞对航空仪器全静压受感器的结/除/防冰各项试验情况。分析了试验条件以及测量校准方法,说明此冰风洞可以较精确地模拟各项试验。从冰风洞试验技术上来说这为国内的防除冰研究提供了一定的参考价值。试验结果的精确性、试验技术的先进性仍需要进一步研究及不断深化。

参考文献

- [1] 裘燮纲, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京航空专业教材编审组出版, 1985
- [2] Gern F H. Aerodynamic, thermal, and anti-icing analysis of the IMFP integrated air data sensor[R]. AIAA-2004-2138, 2004
- [3] 航空器适航司. 中国民用航空规章第 25 部—运输类飞机适航标准第三次修订版[M]. 北京:中国民用航空总局, 2001

Icing tunnel experimental study of the static pressure detector

Peng Youxin¹, Zheng Li², Lin Guiping¹

(1. School of Aeronautical Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Wuhan Aviation Instrument Co. Ltd., Wuhan 430074, China)

[Abstract] This work presented experimental approach of studying static pressure detector in an icing tunnel. The main topics are: the experimental items of the detector in the icing tunnel, the experimental conditions and the calibrating parameters measured in the experiment. According to the features of the icing tunnel, the experimental results of the detector and some suggestion for improvement were presented.

[Key words] static pressure detector; icing tunnel experiment; anti-ice