

失速警告装置防冰冰风洞试验验证技术研究



王洪伟¹, 全敬泽², 乔伟¹, 李先哲¹

1. 航空工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司, 黑龙江 哈尔滨 150060

2. 中国民用航空沈阳航空器适航审定中心, 辽宁 沈阳 110043

摘 要: 针对通用飞机失速警告装置防冰验证缺少具体的技术标准和指导资料的现状, 开展相关技术研究。按照 25 部附录 C 中的连续最大结冰条件、间断最大结冰条件以及失速警告装置防冰功能延迟启动条件分别提出三项验证符合性要求; 建立以冰风洞试验为核心的验证技术和验证方法, 论述试验模型设计技术要求以及适用的试验相似准则技术。针对冰风洞试验结果无法满足更临界的防冰功能延迟启动符合性要求情况, 提出在《飞行手册》的操作程序中增加专门的等效安全规定和限制。所论述的验证要求和验证技术在某型通用飞机失速警告装置防冰验证中具体实施并获得适航当局的认可, 为进一步建立和完善失速警告装置防冰验证的通用技术要求提供参考和借鉴。

关键词: 适航; 防冰; 装置; 混合模型; 相似准则

中图分类号: V241.06

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.10.010

民用飞机为防止在飞行中不慎进入失速状态, 需要在机体表面的某选定位置安装失速警告装置。失速警告装置的外露传感器通过感知飞机相对远前方来流的飞行姿态, 能够在飞机减速到稍大于失速速度的某一设定速度范围内向机组发出飞机已接近失速状态的告警信号。现代民用飞机采用的失速警告装置按工作原理可主要分为两类: 一类是通常安装在飞机前机身两侧的迎角传感器形式的失速警告装置, 通过感知飞行迎角的变化, 并结合大气数据计算机的逻辑运算, 给出失速告警信息; 另一类是通常安装在飞机机翼前缘的风标传感器形式的失速警告装置, 随飞行迎角的增加, 来流在机翼前缘形成的驻点线逐渐移动到风标的下面, 风标被绕机翼前缘向上表面流动的当地气流吹动向上偏转, 触发失速警告装置内部的微动开关, 给出失速告警信息。适用于 25 部适航规章^[1]的大型民机主要采用迎角传感器形式的失速警告装置, 适用于 23 部适航规章^[2]的通用飞机一般采用风标传感器形式的失速警告装置。

由于失速警告装置的外露传感器需要直接感受飞机飞行中的来流, 因此很容易受到外界气象条件的影响, 特别是

大气结冰气象条件的影响。对于申请在结冰气象条件下正常运行的民用飞机, 要求失速警告装置的告警功能在 25 部适航规章附录 C 规定的自然大气结冰环境下能正常工作。因此, 失速警告装置通常需要采用电加热措施, 使其具有防冰功能。

失速警告装置的防冰加热功率设计在满足防冰要求的前提下, 还要考虑加热功率对飞机运营中的可靠性、安全性和维修性等方面的影响。如果仅为满足防冰要求而保守地将失速警告装置的防冰加热功率设计得过高, 则会严重地降低该装置本身的使用寿命, 增加维护成本, 并且当飞机在地面停机状态下误打开失速警告装置的防冰加热开关时, 由于散热条件不好, 可能会直接烧毁失速警告装置。因此, 失速警告装置的防冰加热功率设计需要进行准确的评估和验证。目前, 失速警告装置的防冰理论分析模型假设尚不完善, 理论分析计算结果在工程应用方面还有差距; 直接开展失速警告装置防冰飞行试验所需的理想结冰气象条件也很难获得; 因此, 采用地面冰风洞试验评估和验证失速警告装置的防冰能力是目前可行的技术和方法。

收稿日期: 2021-06-30; 退修日期: 2021-07-20; 录用日期: 2021-08-15

引用格式: Wang Hongwei, Quan Jingze, Qiao Wei, et al. Research on anti-ice validation technology through icing wind tunnel test for stall warning device[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(10): 61-67. 王洪伟, 全敬泽, 乔伟, 等. 失速警告装置防冰冰风洞试验验证技术研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(10): 61-67.

失速警告装置是与飞机飞行安全直接相关的传感器,在民用飞机整机除防冰适航验证中属于重要的审查项目。由于国际上关于失速警告装置防冰验证的技术标准和指导资料很少,因此在进行失速警告装置防冰能力的适航验证时,需要适航申请人和局方共同开展技术研究,制定可接受的验证方法和符合性原则。本文以某型通用飞机失速警告装置防冰能力适航验证项目为背景,针对通用飞机采用的风标传感器形式的失速警告装置开展防冰能力适航验证技术研究,提出验证符合性要求,并以冰风洞试验为核心建立一套完整的失速警告装置防冰能力的验证方法和验证技术。某型通用飞机失速警告装置的防冰能力验证项目通过采用该验证方法和验证技术,最终获得适航当局的认可。

1 失速警告装置部件组成

通用飞机采用的风标传感器形式的失速警告装置主要由两个部件组成:一是失速警告装置的安装盖板,二是隐藏在安装盖板后面的失速警告传感器。其中,安装盖板与机翼前缘外形是齐平的,安装盖板中部开有小窗口,失速警告传感器的风标从安装盖板的小窗口伸出,用于感知当地气流的变化。图1给出某型通用飞机安装在机翼前缘的风标传感器形式的失速警告装置,该装置包括一个安装盖板和两个失速警告传感器。为保证失速警告传感器的风标能自由活动且不被结冰冻结,风标具备电加热防冰特点;为保证风标附近的机翼前缘表面局部流场不被积冰破坏,安装盖板也具有电加热防冰特点。

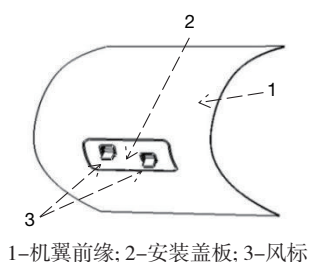


图1 机翼前缘的失速警告装置

Fig.1 Stall warning device at wing leading edge

2 防冰验证符合性要求研究

国内外发布的关于通用飞机失速警告装置防冰能力要求的技术资料很少,目前仅查询到技术标准SAE AS403A^[3]和美国联邦航空局(FAA)咨询通告AC 23.1419-2D^[4]提出相关的简要要求,因此需要适航申请人结合具体情况,建立可接受的且可执行的失速警告装置防冰验证符合性要求。

技术标准SAE AS403A要求:“在规定的温度和风速条件下进行冰风洞试验验证,当失速警告装置外露表面覆盖的冰帽厚度达到6mm时,开启防冰加热功能,要求在2min内将冰帽除掉,并且随后不再结冰”。该技术标准主要对失速警告装置防冰加热功能延迟启动(2min)后的除冰能力做出规定,但没有对试验采用的液态水含量参数和平均水滴直径参数做出具体的定义。

FAA咨询通告AC 23.1419-2D要求:“在25部适航规章附录C规定的连续最大结冰条件和间断最大结冰条件下飞行时,飞机的系统和部件必须工作正常”。这项综合要求实际上就包括要求失速警告装置的告警功能在结冰条件下必须工作正常,但没有给出具体的验证方法。

25部适航规章附录C定义的连续最大结冰条件是代表大气中的层云结冰条件,其定义的标准结冰层云水平范围为32.2km,并且FAA咨询通告AC 23.1419-2D规定飞机必须能够在连续最大结冰条件下持续飞行45min(模拟在机场上空盘旋待机着陆过程)。因此,根据FAA咨询通报要求,某型通用飞机失速警告装置防冰能力验证提出的第一项验证符合性要求是:“在25部适航规章附录C规定的连续最大结冰条件下,失速警告装置需要具有至少45min的持续防冰能力,即在失速警告装置防冰加热功能提前打开的条件下,在规定的结冰时间内,外露的失速警告传感器风标表面、安装盖板表面不应出现结冰现象”。

25部适航规章附录C定义的间断最大结冰条件是代表大气中的积雨云结冰条件,其定义的标准结冰积雨云水平范围为4.8km,以螺旋桨通用飞机的典型飞行速度计算,只需约1min即可穿越4.8km水平范围的结冰积雨云。FAA咨询通告AC 23.1419-2D要求飞机遭遇间断最大结冰条件后必须仍具有安全飞行的能力。因此,根据FAA咨询通告要求,某型通用飞机失速警告装置防冰能力验证提出的第二项验证符合性要求是:“在遭遇25部适航规章附录C规定的间断最大结冰条件后,失速警告装置应具有除冰能力,即在防冰加热功能提前打开的条件下,飞机在穿越结冰积雨云的短时间内,允许外露的失速警告传感器风标表面、安装盖板表面出现结冰,允许失速警告装置的正常功能暂时受到干扰;但当飞机飞出结冰积雨云后,失速警告装置的防冰加热能力应能在一定的时间内将失速警告传感器风标表面、安装盖板表面上的结冰清除干净”。参考技术标准SAE AS403A规定的失速警告装置防冰加热延迟时间,第二项验证符合性要求中的飞出结冰积雨云后的除冰时间建议采用2min。

飞机在飞行中偶尔会遭遇结冰云,并且存在飞行员因疏忽而忘记提前打开失速警告装置防冰加热功能的可能性,因此失速警告装置还应考虑防冰加热功能延迟启动后的除冰能力。技术标准 SAE AS403A 提出的要求就是要检查当失速警告装置外表面的积冰达到 6mm 厚度时,防冰加热功能是否能在 2min 内将积冰除去。因此,某型通用飞机失速警告装置防冰能力验证提出的第三项验证符合性要求是:“在连续最大结冰条件下,失速警告装置防冰加热功能先不启动,当失速警告传感器风标表面和安装盖板表面任意处的结冰厚度达到 6mm 时,再启动防冰加热功能,在继续保持结冰条件不变的情况下,失速警告传感器风标表面和安装盖板表面的结冰应在 2min 内清除干净”。

针对失速警告装置防冰能力验证建立的上述三项验证符合性要求均可以通过冰风洞试验技术具体执行。

3 冰风洞试验验证技术

通用飞机失速警告装置的防冰能力采用冰风洞试验技术进行验证,该项试验有如下特点:首先,试验的核心验证部件是失速警告装置,试验项目本质上属于小型部件级试验,但为模拟失速警告传感器风标所处局部流场的真实性,又需要增加具体飞机型号的机翼大部件作为试验模型的一部分;通过采取一定的试验模型技术处理措施后,该项试验可以在中小型冰风洞中开展,以降低试验成本。其次,飞机防冰系统采用的热防护模式主要分为蒸发式和流湿式两种,为控制所需的防冰加热功率,失速警告装置设计的热防护模式通常是流湿式,即冲击到热防护部位表面的过冷水滴不会完全蒸发,而是同时存在水蒸发和水向四外溢流两种现象,需要针对失速警告装置热防护模式特点,采用适用的冰风洞试验相似准则技术。

3.1 试验模型设计要求和设计技术

失速警告装置冰风洞试验模型设计至少应该包括失速警告装置全套成部件本身及以失速警告装置在机翼前缘的安装位置为中心截取的展向机翼段,即试验模型应是 1:1 的全尺寸机翼段模型。冰风洞试验的阻塞度限制一般不能超过 10%^[5],因此带机翼段的全尺寸模型很难在中小型冰风洞中开展试验。为满足试验阻塞度限制要求,机翼段模型设计可以采用混合模型设计技术^[6]:即保持机翼段模型前缘形状不变,采用一个弦长缩短的机翼模型后体,通过优化设计该弦长缩短机翼后体的形状,使混合模型机翼前缘的当地流场特性与原 1:1 全尺寸模型机翼前缘的流场特性保持一致,从而保证在相同的冰风洞试验条件下混合模型机

翼前缘的结冰特性与 1:1 全尺寸模型机翼前缘的结冰特性相一致。

图 2 给出某型通用飞机失速警告装置冰风洞试验采用混合模型设计技术优化得到的混合模型机翼剖面外形与原 1:1 全尺寸模型机翼剖面外形对比,其中混合模型机翼剖面弦长是原 1:1 全尺寸模型机翼剖面弦长的 1/2。图 3 给出在来流迎角 1.5° 下的混合模型机翼剖面与原 1:1 全尺寸模型机翼剖面的表面压力系数分布对比,两种试验模型在机翼前缘的压力系数分布基本一致,因此在相同的冰风洞试验条件及相同的 1.5° 试验迎角状态下,混合模型可以替代原 1:1 全尺寸模型。

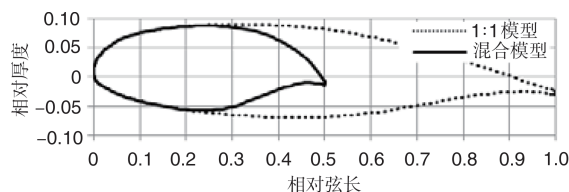


图 2 混合模型和 1:1 模型机翼剖面形状对比

Fig.2 Comparison between wing profile shape between hybrid model and the 1:1 model

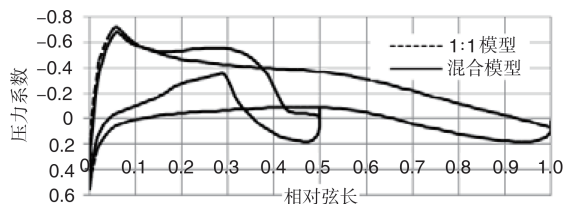


图 3 混合模型和 1:1 模型机翼剖面压力系数分布对比

Fig.3 Comparison between pressure coefficient distribution between hybrid model profile and 1:1 scaled wing model profile

3.2 试验条件及相似准则技术

3.2.1 试验条件

冰风洞试验的试验风速和试验模型迎角要求与飞机实际飞行状态相对应。由于飞行速度越高,单位时间内冲击到失速警告装置外露表面的水滴总质量越大,所需的防冰加热功率也越大,因此冰风洞试验的风速应至少验证到飞机的巡航速度,试验模型的迎角则对应相应速度下的机翼迎角。

在参照 25 部适航规章附录 C 选择具体的结冰条件时,由于环境温度(静温)、液态水含量和平均水滴直径等参数对结冰特性的影响都是非线性的,因此选取的试验点需要有代表性地覆盖该附录 C 的连续最大结冰条件窗口和间断最大结冰条件窗口。某型通用飞机失速警告装置冰风洞试

验条件的选择原则是:(1)气流的静温分别选取较高温度(不低于 -10°C)和较低温度(不高于 -20°C),且需注意选择较高静温时不应使气流的总温超过 0°C ;(2)平均水滴直径分别选取小水滴直径($15\sim 20\mu\text{m}$)和大水滴直径($30\sim 40\mu\text{m}$);(3)液态水含量则根据选择的静温和平均水滴直径按附录C给定的对应参数关系确定。

对于无热防冰系统试验模型的冰风洞试验可以不考虑压力高度的影响^[7],但对于失速警告装置这种具有流湿式热防护模式的冰风洞试验,飞机飞行高度即环境压力高度对热防护表面的液态水蒸发速率有重要的影响^[8-10]。因此,失速警告装置防冰能力的冰风洞试验验证需要至少模拟到具体飞机型号的正常巡航高度,但不必超过25部适航规章附录C规定的大气结冰高度上限6700m。

3.2.2 试验相似准则技术

冰风洞的试验能力包线很难完全覆盖具体飞机的飞行包线,通常需要利用相似准则技术,将超出某冰风洞试验能力包线的试验点等效地转换到该冰风洞试验能力包线内。国际上对试验模型无热防冰系统的冰风洞试验的相似准则技术研究已比较成熟^[7],但对试验模型具有流湿式热防冰系统的冰风洞试验相似准则技术则正处于研究和发展阶段^[8-11]。目前,关于试验模型具有流湿式热防冰系统的冰风洞试验的相似准则技术主要有两种:基于雷诺数 Re 的相似准则技术和基于韦伯数 We 的相似准则技术。

基于雷诺数 Re 的相似准则技术需要模拟4个相似参数^[11]:雷诺数 Re 、水载荷 M_w 、水滴修正惯性参数 K_0 、气流恢复温度 T_r ,其具体相似参数表达式如式(1)~式(4)所示。

$$Re = \frac{\rho_{\text{air}} \cdot V_{\text{tas}} \cdot d}{\mu_{\text{air}}} \quad (1)$$

$$M_w = \text{LWC} \cdot V_{\text{tas}} \cdot \beta_0 \quad (2)$$

$$K_0 = \frac{1}{8} + \frac{\lambda}{\lambda_{\text{stokes}}} \cdot \left(K - \frac{1}{8}\right) \quad (3)$$

$$T_r = T_{\text{st}} \cdot \left[1 + r \cdot \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) \cdot Ma^2\right] \quad (4)$$

式中: ρ_{air} 为空气密度; V_{tas} 为气流真空速; d 为机翼模型前缘直径; μ_{air} 为空气动力黏度; LWC 为液态水含量; β_0 为机翼前缘驻点处的水滴收集率; $\frac{\lambda}{\lambda_{\text{stokes}}}$ 为水滴行程参数; K 为水滴惯性参数; T_{st} 为气流静温; r 为温度恢复系数; γ 为空气比热[容]比; Ma 为来流马赫数。

上述4个相似参数按顺序分别确定试验的对流散热相似性、液态水质量相似性、水滴运动轨迹及水滴收集率相似性以及模型表面气流温度相似性。

基于韦伯数 We 的相似准则技术中的韦伯数 We 表达式如式(5)所示,其物理意义是水滴惯性力与水滴表面张力之比。

$$We = \frac{\rho_w \cdot V_{\text{tas}}^2 \cdot d}{\sigma_{\text{wa}}} \quad (5)$$

式中: ρ_w 为液态水密度; σ_{wa} 为与空气接触的水表面张力。

基于韦伯数 We 的相似准则技术需要采用两步试验来完成防冰相似性模拟:(1)试验采用基于雷诺数 Re 的相似准则技术,并记录防护表面的温度分布;(2)试验的相似性模拟采用韦伯数 We 替换雷诺数 Re ,其余三个相似参数仍然采用,试验中需要调整防冰输入功率使防护表面温度恢复到所记录的温度分布。

基于雷诺数 Re 的相似准则技术能够较准确地模拟防护表面的温度及所需的加热功率,但由于没有考虑到水滴惯性力参数与水滴表面张力参数的相似性模拟,导致流湿式热防冰系统防护表面的液态水蒸发速率及防护表面液态水再次被裹挟到气流中的质量分量模拟不准确;采用这种相似准则技术的试验结果会导致从机翼前缘热防护表面溢流出的液态水质量超出真实情况,这些多溢流出的液态水会在热防护表面之外的机翼上下表面形成真实情况数倍的溢流冰^[8-11]。基于韦伯数 We 的相似准则技术不仅能模拟防护表面的温度及所需的加热功率,还可以较准确地模拟溢流冰位置和溢流冰质量,但试验过程复杂。

如果冰风洞试验目的既要检查机翼模型防冰系统的热防护能力,又要检查溢流出的液态水在机翼模型表面形成的溢流冰位置和溢流冰质量,则应考虑采用基于韦伯数 We 的相似准则技术。对于某型通用飞机失速警告装置防冰能力的冰风洞试验验证,重点检查失速警告传感器风标表面和安装盖板表面是否出现结冰问题。因此,采用简洁的基于雷诺数 Re 的相似准则技术可以满足失速警告装置防冰能力的验证要求。表1给出某型通用飞机失速警告装置冰风洞试验利用基于雷诺数 Re 相似准则技术将压力高度3048m的参考试验条件转换为压力高度0m的等效试验条件的一个示例,其中试验模型的前缘直径0.201m,表中的 h_p 为压力高度,MVD为平均水滴直径,参考试验条件和等效试验条件下的雷诺数 Re 、水载荷 M_w 、水滴修正惯性参数 K_0 、气流恢复温度 T_r 均是对应相等的。

4 试验结果符合性对飞行政程序的影响

按照建立的三项防冰验证符合性要求和冰风洞试验验证技术,某型通用飞机失速警告装置开展了防冰能力的冰

表1 冰风洞试验条件的相似转换

Table 1 Similarity transform of icing wind tunnel test conditions

说明	$V_{\text{tas}}/(\text{m/s})$	h_p/m	$T_{\text{st}}/^\circ\text{C}$	$\text{MVD}/\mu\text{m}$	$\text{LWC}/(\text{g/m}^3)$
参考条件	84.9	3048	-10.0	20	0.42
等效条件	59.2	0	-8.4	24.8	0.61

风洞试验,当防冰功率密度(总输入功率除以盖板面积)达到约 $3.5\text{W}/\text{cm}^2$ 时,试验结果表明:

(1) 失速警告装置的防冰能力满足第一项验证符合性要求

在持续45min的防冰试验过程中,失速警告传感器风标表面及安装盖板表面均无结冰迹象,图4所示是其中的一个试验结果,对应的试验条件是:风速 84.9m/s 、压力高度 3048m 、静温 -20°C 、平均水滴直径 $20\mu\text{m}$ 、液态水含量 $0.21\text{g}/\text{m}^3$,喷雾时间45min、防冰加热功能在喷雾前打开。

(2) 失速警告装置的防冰能力满足第二项验证符合性要求

在模拟飞机穿越水平范围 4.8km 的积雨云所需的短暂喷雾时间内,失速警告传感器风标表面及安装盖板表面均无结冰迹象,因此第二项验证符合性要求提出的穿越积雨云后2min内除冰要求就自动满足。图5所示是其中的一个试验结果,对应的试验条件是:风速 84.9m/s 、压力高度 3048m 、静温 -20°C 、平均水滴直径 $30\mu\text{m}$ 、液态水含量 $0.78\text{g}/\text{m}^3$,喷雾时间57s、防冰加热功能在喷雾前打开。其中,喷雾时间57s是指以 84.9m/s 速度穿越 4.8km 距离所需的时间。

(3) 失速警告装置的防冰能力不满足第三项验证符合性要求



图4 连续最大结冰条件下的防冰试验结果

Fig.4 Anti-ice test results under continuous maximum icing conditions

当失速警告传感器风标表面和安装盖板表面的结冰厚度达到约 6mm 后再打开防冰加热开关,持续加热2min后,失速警告传感器风标表面和安装盖板表面的结冰依然存在。图6所示是其中的一个试验结果,对应的试验条件是:风速 84.9m/s 、压力高度 3048m 、静温 -10°C 、平均水滴直径 $20\mu\text{m}$ 、液态水含量 $0.42\text{g}/\text{m}^3$,防冰加热功能在结冰厚度达到 6mm 时打开。

某型通用飞机采用的失速警告装置是一款如前文所述的常规构型失速警告装置。上述冰风洞试验结果基本表明,第三项验证符合性要求对这种常规构型失速警告装置的防冰加热功率需求是最大的或最临界的。

第一项验证符合性要求和第二项验证符合性要求是对失速警告装置分别在25部附录C规定的连续最大结冰条



图5 间断最大结冰条件下的除冰试验结果

Fig.5 Deice test results under intermittent maximum icing conditions

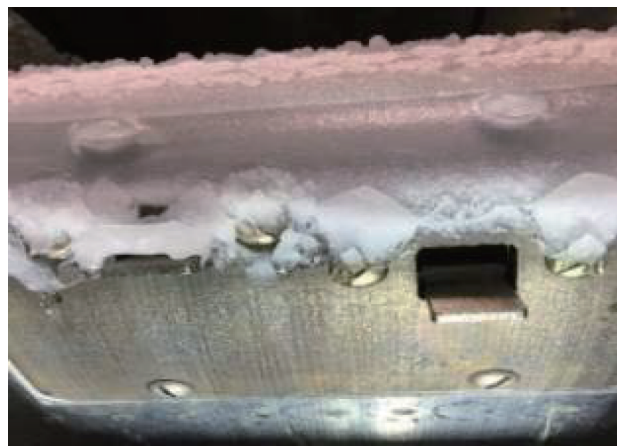


图6 防冰加热功能延迟启动的除冰试验结果

Fig.6 Deice test results due to activation delay of anti-ice heating function

件下和间断最大结冰条件下提出的最基本的安全检查要求,申请在结冰气象条件下正常运行的通用飞机应必须满足该要求。

第三项验证符合性要求是对飞行员操作失误后能否使失速警告装置恢复正常功能提出的一项检查要求,这项要求实际上是对飞行安全水平的一项必要的完善和提升。如果失速警告装置的加热功率设定由于其他原因制约(如加热功率增加带来的安全性、可靠性和维修性问题)而无法满足更临界的第三项验证符合性要求时,适航申请人应提出具有同等安全水平的其他替代措施。某型通用飞机失速警告装置防冰能力的冰风洞试验结果由于无法满足更临界的第三项验证符合性要求,采取的安全替代措施是在《飞行手册》的飞行操作程序中增加关于失速警告装置防冰加热开关操作的专门规定:“在起飞前或起飞爬升阶段必须打开失速警告装置防冰加热开关;并且当起飞机场有结冰气象条件时,必须在起飞前打开失速警告装置防冰加热开关”。通过在《飞行手册》中规定这种关于失速警告装置的专门操作程序要求,保证失速警告装置的防冰功能在飞机整个飞行过程中一直工作,直至着陆,从而消除在飞行中遭遇结冰气象条件且失速警告装置防冰加热功能没有提前启动这种误操作情况发生的可能性。

通过上述冰风洞试验验证结果及在《飞行手册》中规定专门的飞行操作程序,某型通用飞机失速警告装置的防冰适航验证最终得到适航当局的认可。

5 结束语

针对通用飞机采用的典型失速警告装置的设计特征和安装特征开展该装置防冰能力的适航验证技术研究:

(1)在分析总结现有技术标准 SAE AS403A 和 FAA 咨询通报 AC 23.1419-2D 基础上提出连续最大结冰条件下、间断最大结冰条件下以及防冰功能延迟启动条件下对应的三项防冰验证符合性要求。

(2)建立以冰风洞试验为核心的防冰验证技术和验证方法,对试验中遇到的阻塞度限制给出混合模型设计解决方案,对具有流湿式热防护模式的失速警告装置建议采用基于雷诺数 Re 的试验模拟相似准则技术。

(3)防冰加热功率设计的上限还受到安全性、可靠性和维护性等因素的制约,对于试验结果无法满足更临界的防冰功能延迟启动条件下的符合性要求情况,需要在《飞行手册》的操作程序中增加专门的规定和限制。

目前,通用飞机失速警告装置的防冰理论分析计算结

果在工程应用上还有差距,直接开展失速警告装置防冰飞行试验所需的理想结冰气象条件也很难获得。本文建立的以冰风洞试验为核心的验证技术在某型通用飞机失速警告装置防冰验证中得到实际应用并获得适航当局的认可,该项技术研究结果也可为建立和完善失速警告装置防冰验证的通用技术要求提供参考和借鉴。

AST

参考文献

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25-R3 运输类飞机适航标准[S]. 中国民用航空局, 2001.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R3 Airworthiness standards: transport category airplanes[S]. CAAC, 2001.(in Chinese)
- [2] 中国民用航空局. CCAR-23-R3 正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定[S]. 中国民用航空局, 2005.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-23-R3 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes[S]. CAAC, 2005.(in Chinese)
- [3] Society of Automotive Engineers. AS403A stall warning instrument[S]. SAE, 1958.
- [4] Federal Aviation Administration. AC23.1419-2D Certification of part 23 airplanes for flight in icing conditions[S]. FAA, 2007.
- [5] Federal Aviation Administration. AC20-73A Aircraft ice protection[S]. FAA, 2006.
- [6] Farooq S, Michael S S, Michael B B. A hybrid airfoil design method to simulate full-scale ice accretion throughout a given C(1)-range[R]. AIAA 1997-0054, 1997.
- [7] David N A. Manual of scaling methods[R]. NASA/CR-2004-212875, 2004.
- [8] Addy H E, Orchard D M, Wright W B, et al. Altitude effects on thermal ice protection system performance: a study of an alternative approach[R]. NASA TM-219081, 2016.
- [9] Orchard D M, Addy H E, Wright W B, et al. Altitude scaling of thermal ice protection system in running wet operation[C]// 9th AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, 2017.
- [10] Lee S, Addy H E, Broeren A P, et al. Evaluation of alternative altitude scaling methods for thermal ice protection system in NASA icing research tunnel[C]// AIAA Atmospheric and Space

Environment Conference, 2017.

[11] Addy H E, Oleskiw M, Broeren A P, et al. A study of the

effects of altitude on thermal ice protection system performance

[R]. NASA/TM-2013-216559, 2013.

Research on Anti-ice Validation Technology through Icing Wind Tunnel Test for Stall Warning Device

Wang Hongwei¹, Quan Jingze², Qiao Wei¹, Li Xianzhe¹

1. AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin 150060, China

2. Shenyang Aircraft Airworthiness Certification Center of CAAC, Shenyang 110043, China

Abstract: This paper starts research on anti-ice validation technology for the stall warning device of general aviation aircraft based on the fact that no detailed relevant standards and references are present. Three validation compliance requirements are proposed under corresponding conditions of Part 25 Appendix C's continuous maximum icing, Part 25 Appendix C's intermittent maximum icing, and anti-ice function activation delay of the stall warning device. The validation technology and methods are established through adoption of icing wind tunnel tests, and test model's design requirements, as well as applicable test similarity criteria. Special equivalent safety requirements or limits are suggested to add in AFM's operation procedures for occurrence of test results that can not meet the more critical compliance requirement under anti-ice function activation delay of the stall warning device. The proposed validation requirements and validation technology in this paper are applied in a stall warning device's anti-ice validation program of a general aviation aircraft and are accepted by airworthiness authorities, which can provide further references for establishing and perfecting a general technology requirement for stall warning device's anti-ice validation.

Key Words: airworthiness; anti-ice; device; hybrid model; similarity criteria