1 种民用涡轴发动机吸冰适航符合性试验方法

陈 岭
（中国航发湖南动力机械研究所，湖南株洲 412002）

摘要：为了验证涡轴发动机对《航空发动机适航规定》CCAR-33R2 条款要求的适用性，根据飞行实践中形成的不同冰型，选定明冰作为被吸物。设计带有分离层的冰模来降低冰分离的难度，并提高冰的质量；反复测量制冰温降曲线，利用其特点制作出符合要求的试验用冰。设计投冰系统并根据调试情况进行优化设计，确保其满足试验符合性要求。结果表明：在试验过程中参数正常，发动机未出现熄火、喘振及发生不可接受的损伤；验证了某发动机满足适航符合性要求。

关键词：适航；吸冰试验；冰块；符合性；航空发动机
中图分类号：V232.4　　**文献标识码**：A　　**doi**：10.13477/j.cnki.aeroengine.2020.06.012

A Test Method for Airworthiness Conformance of Ice Ingestion of Civil Turboshaft Engine

CHEN Ling
(AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In order to verify the applicability of the turboshaft engine to the requirements of the CCAR-33R2 provisions of the *Airworthiness Regulations for Aeroengine*, the bright ice was selected as the sucked object based on the different ice types formed in flight. The ice mold with separation layer was designed to reduce the difficulty of ice separation and improve the quality of ice. The temperature drop curve of ice making was measured repeatedly, and the test ice was made according to its characteristics.The ice-spraying system was designed and optimized according to the debugging conditions to ensure that it met the requirements of test conformance. The results show that the parameters are normal during the test, and the engine has no flameout, surge and unacceptable damage. It is verified that the engine meets the requirements of airworthiness conformance.

Key words: airworthiness; ice ingestion test; ice block; conformance; aeroengine

0 引言

航空发动机吸入其进气部位结冰后脱落的冰块，可能引起功率损失、喘振、熄火、停车等问题。在 CCAR 33.77 中对民用航空发动机吸冰提出了要求，其根本目的是对航空发动机在预期自然吸冰条件下进行强度验证，即验证其不会对发动机叶片的正常工作产生不利影响[1-2]。

西方航空发达国家针对航空发动机吸冰问题开展了长期的数值模拟和试验研究[3]，从 20 世纪 50 年代即开始对冰块撞击叶片的角度和撞击位置进行数值模拟，在冰块撞击特性的分析、热载荷计算、冰形模拟等方面也积累了一些经验[4]，开发了一批相对成熟的吸冰数值模拟软件，包括 NASA 的 LEWICE 软件、意大利的 CIR-AMIL 软件、加拿大的 FENSAP-ICE 软件，并在实际工程中应用。开展数值模拟的同时，NASA 利用冰风洞试验技术来模拟真实的飞行环境，进行了大量的结冰、吸冰试验[5-7]。中国对发动机吸冰、结冰的研究起步较晚，而且多为发动机结冰研究。李静[4]通过分析不同转速对水收集系数以及结冰的影响，进行某型发动机旋转帽罩的 3 维结冰数值模拟和试验研究；申晓斌等[8]开展对发动机进气道短舱前缘结冰 3 维模拟研究；杨军等[9]对发动机进口支板结冰和防冰试验进行了研究。在公开文献中，吸冰符合性研究较少，只有曾海军[10]对发动机风扇叶片结冰、吸冰

收稿日期：2019-10-18　**基金项目**：航空动力基础研究项目资助
作者简介：陈岭（1987），男，硕士，工程师，主要从事航空发动机整机试验工作；E-mail：258194226@qq.com。

引用格式：*陈岭.1 种民用涡轴发动机吸冰适航符合性试验方法 [J]. 航空发动机，2020，46（6）：78-81.CHEN Ling. A test method for airworthiness conformance of ice ingestion of civil turboshaft engine[J]. Aeroengine，2020，46(6)：78-81.*

适航符合性设计与验证方法进行了研究。随着中国航空工业的发展，在航空技术研究领域投入的人力、物力和财力不断增加,北京航空航天大学、上海交通大学等高校均开展了结冰风洞试验技术、防冰系统设计等方面的研究,并取得了一些成果[11-15]。

本文对试验用冰、投冰系统及试验程序和结果的符合性开展研究,介绍了 1 种民用涡轴发动机吸冰适航符合性试验方法。

1　试验用冰的符合性

1.1　冰的分类

在飞行实践中,当所遇到的结冰飞行条件和气象条件不同时,就会形成不同类型的结冰。各类冰的典型特征如下:

(1)毛冰。毛冰是在过冷水滴接触飞机表面还没来得及扩散就完全凝结而成,通常形成于气温相对较低、飞行速度较慢的条件下,水滴尺寸较小、形成过程非常快。毛冰的形状比较规则,颜色呈灰乳白色、表面很粗糙、结构疏松、附着力较差,对发动机产生不可接受的影响概率较小。

(2)明冰。明冰一般在温度较高、水滴尺寸较大、液态水质量分数较大、飞行速度较快条件下形成。明冰颜色透明,质地也比其他类型的冰更硬,冰型很不规则,与表面的结合更牢固、不宜剥落,还会改变结冰部件的形状。明冰是所有类型结冰中危害最大的。

(3)混合冰。混合冰的形成速度快、比较厚、表面粗糙、形状不规则、表面冻结牢固。混合冰对进气机匣外形会造成较大的改变,也很难脱落,一旦脱落,则会对发动机产生很严重的破坏,其危害略小于明冰。因此,为了在更加严酷的条件下考核发动机吸冰产生的影响,本文选择明冰作为吸入物进行试验。

1.2　冰模设计

通过分析结冰试验数据确定本次用冰厚度;为更严酷考核发动机，需尽量保持冰块轮廓，结合进气网罩的网格间距，选择正方体为试验用冰形；综合上述条件设计冰模，其由底盒、分离层、及 4 块冰格组成,如图 1 所示。

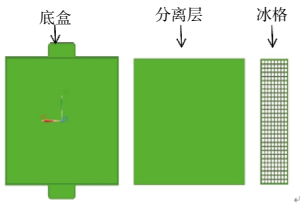


图 1　试验用冰模

为让冰块顺利通过发动机进气网罩的网格,冰模网格尺寸比发动机进气网罩的网格尺寸略小。冰模考虑了由水制成冰过程中的物理特性后通过 3D 打印而成。

由于水变为冰的过程中具有较强的黏结性,导致脱模困难、棱角易破损等,在设计时加入超疏水分离层,分离层即为构造超疏水表面,通过改变疏水材料表面的微观结构实现改造表面粗糙度,达到疏水的目的。分离层的超疏水性越好,水滴在分离层表面上越接近球形,水滴的接触面积也越小,越易从分离层表面滑落。分离层降低了冰分离的难度,提高了冰的质量。

1.3　冰块制作

制冰在恒定的环境温度下进行,在制冰过程中蒸馏水以一定速率持续冷却降温至相变平衡温度,当继续冷却降温打破相变平衡温度后持续形成冰[16]。由于测量精度所限,本文以 20 ℃降至 -4 ℃为例,多次测量制冰温降数据,各测点取平均值后绘制曲线,如图 2 所示。从图中可见，水温约以 0.21℃/min 降低,在 -3℃附近温降速率开始减缓,每单位温度所需温降时间变长。参考国军标[17]相关规定,本次试验制冰先在 -18℃的环境温度下放置 48 h 后，再在 -6℃的环境温度下放置 24 h。文献[4]中“水滴直径对冰形有决定作用；随着液态水含量增加冰霜均转变为明冰”。冰模制冰具有大水滴直径、液态水含量高等特点，因此制作的冰即为明冰。

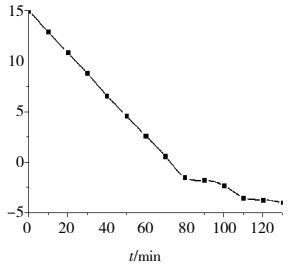


图 2　制冰温降

试验前在常温(日间气温为 6 ~ 8℃)条件下开展调试:将冰块放置在漏斗中(漏斗有保温层)20 min 后观察无水滴,冰块棱角清晰未融化,质量、温度经测量均满足适航条款要求。

2　投冰系统的符合性

2.1　投冰装置的符合性

该型发动机手册规定:在任何功率状态下,直升机进气道都不能在瞬间释放超过 50 g 的冰。若试验时吸冰 50 g,发动机未引发功率损失、喘振、熄火、停车等问题,则满足 CCAR33.77 条款。

投冰装置主要由漏斗、远程控制器、闸门、及进气网罩组成。试验前需对投冰装置进行调试。在静态条件下投冰,约有 22%的冰溅落在网罩外;在发动机最

大连续状态下投冰，约有 5.7%的冰溅落在网罩外。上述结果表明：在发动机工作时气流对冰的轨迹有一定影响，但不能确保冰全部吸入发动机，因此吸冰符合性试验失败后，对投冰装置进气网罩进行优化设计，优化后的投冰装置结构如图 3 所示。

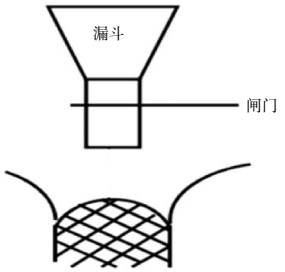


图 3 投冰装置及网罩

进气网罩增加防护网后可使投入的冰块全部吸入发动机。在试验时防护网对进气流场形成局部畸变，增加了试验的风险和难度，但不影响试验结果，可满足适航条款要求。

2.2 投冰速度的符合性

在飞行中发动机吸冰时，冰块进入发动机的瞬间速度为

$$\overrightarrow{v_{\mathrm{ln}}}=\overrightarrow{v_{\mathrm{e}}}+\overrightarrow{v_{\mathrm{lce}}} \tag{1}$$

式中：$\overrightarrow{v_{\mathrm{lce}}}$为冰块飞行速度；$\overrightarrow{v_{\mathrm{e}}}$为发动机飞行速度。

在一般情况下，冰块脱落后作垂直运动。由于飞行器为水平高速飞行，相对飞行器的水平速度为 0，冰块自身的下落速度可以忽略不计。在试验时，因发动机固定不动，冰块在发动机正上方投入进气网罩内，冰块的水平速度相对发动机的速度为 0，垂直速度可忽略。因此在试验时吸冰速度能模拟飞行时被吸入发动机进气道的冰块速度。

3 试验程序及结果的符合性

3.1 试验程序

为验证发动机是在最大巡航功率下正面积聚最多数量的冰，试验在发动机最大连续状态稳定后投入全部 50 g 冰。完整的试验程序如图 4 所示。

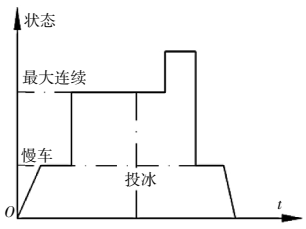


图 4 试验程序

3.2 试验结果

发动机在投冰后 52 s 内吸入全部投入的 50 g 冰。在试验过程中对发动机燃气发生器转速 N_{XNH}、动力涡轮转速 N_{XNPT}、振动、涡轮进口温度 $T_{45\mathrm{M}}$ 及扭矩 W_{TRQSD} 进行测量，将试验数据整理，如图 5～7 所示。

从图 5～7 中可见，在吸冰过程中，发动机转速、温度、振动及扭矩均未明显波动，各参数峰值均在吸

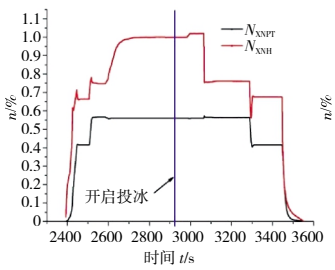


图 5 试验转速

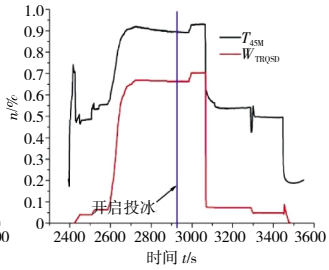


图 6 试验扭矩及温度

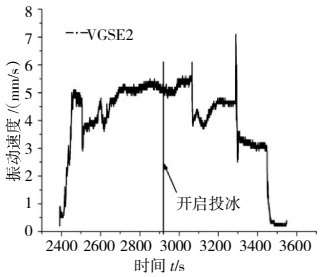


图 7 燃气发生器振动总量

冰试验规定范围内；发动机未发生熄火、喘振及不可接受的损伤。

33.77 条款要求试验条件为 −4 ℃，而实际试验条件为 6 ℃，由于吸冰试验主要考核发动机吸入冰块后压气机部件是否有损伤，试验后的功率降低了 0.14%满足要求，而功率均是在换算到海平面标准大气温度、压力条件下进行对比，因此发动机功率检查与环境温度无关。发动机在最大连续状态下运行时，压气机出口温度接近 400 ℃，在进入燃烧室之前，冰块经过双级离心叶轮的撞击已经气化，对燃烧室的工作状态和发动机熄火特性没有影响。在发动机最大连续状态下运行时的喘振裕度差异很小，发动机有足够的喘振裕度；同时进口空气流量差异很小，冰块在发动机进口被吸入的速度基本没有差异。因此不管是在 −4 ℃还是 6 ℃条件下进行试验，对试验的符合性无影响[2,15]。本次试验满足适航 33.77 条款相关要求。

4 结论

本文根据飞行实践中所遇到的飞行条件和结冰气象条件的不同，总结了各类冰的典型特征，并选定明冰作为试验被吸物，探索满足符合性要求的制冰模具及制冰方法。得到以下结论：

(1)采用冰模分离层降低了冰分离的难度，提高了冰的质量；冰块棱角清晰未融化，其质量、温度测量值均满足适航条款要求。

(2)通过静态调试投冰装置，进行发动机吸冰试验验证：无防护网的进气网罩会导致符合性试验失败；对进气网罩优化设计后，可使投入的冰块全部吸入发动机内，保证了试验的有效性。

(3)在试验过程中发动机未出现熄火、喘振及不可接受的损伤。试验温差对符合性的影响分析结果表

明:试验符合 33.77 条款要求。

本次试验中由于国内技术尚不支持疏水材料 3D 打印,未能进一步降低冰块脱模难度。同时,据查阅,中国无相关文献论述冰块与叶片撞击有限元分析情况,因此本文缺少计算与试验对比结果,有待进一步研究。

参考文献:

[1] 刘大响,程荣辉.世界航空动力技术的现状及发展动向[J].北京航空航天大学学报,2002,28(5):490-496.
LIU Daxiang,CHENG Ronghui. Current situation and development trend of aerodynamic technology in the world [J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2002,28 (5):490-496.(in Chinese)

[2] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章航空发动机适航规定:CCAR33-R2 [S]. 北京:中国民用航空总局,2011:52-53.
China Civil Aviation Administration. China Civil Aviation Regulations Aviation Engine Airworthiness Regulations :CCAR33-R2 [S]. Beijing: China Civil Aviation Administration,2011:52-53.(in Chinese)

[3] Advisory Circular:FAA AC 20-147[S]. The United States: US Department of Transportion Federal Aviation Administration, 2004:2-8.

[4] 李静.发动机进口静止、旋转部件结冰及结冰试验相似研究[D].西安:西北工业大学,2015.
LI Jing. Similar study on icing and icing tests of static and rotating components imported from engines [D]. Xi'an:Northwest Polytechnic University,2015. (in Chinese)

[5] 王宗衍.美国冰风洞概览[J].航空科学技术,1997(3): 45-47.
WANG Zongyan. Overview of American ice wind tunnels[J]. Aeronautical Science and Technology,1997 (3): 45-47. (in Chinese)

[6] Kind R J. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. Progress in Aerospace Sciences,1998(34):257-345.

[7] Bragg M B. Experimental aerodynamic characteristics of an NACA 0012 airfoil with simulated glaze ice [J]. Journal of Aircraft,1988,25 (9):849-854.

[8] 申晓斌,林贵平.发动机进气道短舱前缘结冰三维模拟研究[J].航空学报,2013,34(3):517-524.
SHEN Xiaobin, LIN Guiping. Three-dimensional simulation of front icing of engine inlet nacelle [J].Acta Aeronautical et Astronautical Sinica, 2013,34(3): 517-524.(in Chinese)

[9] 杨倩,常士楠.发动机进气道水滴撞击特性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(3):362-365.
YANG Qian,CHANG Shinan.Analysis of impacting characteristics of water droplets in engine inlet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2002, 28(3):362-365. (in Chinese)

[10] 曾海军. 民用航空发动机风扇叶片适航符合性设计与验证方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2015.
ZENG Haijun. Research on airworthiness conformance design and verification method for fan blades of civil aviation engine [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2015. (in Chinese)

[11] 张大林,陈维建.飞机机翼表面霜状冰结冰过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2004,19(1):137-141.
ZHANG Dalin, CHEN Weijian. Numerical simulation of rime ice accretion process on airfoil [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (1): 137-141.(in Chinese)

[12] 陈晓圆.飞机结冰多参数影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
CHEN Xiaoyuan. Study on the multi-parameter impact of aircraft icing [D].Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

[13] 崔宁.飞机结冰计算中水滴撞击特性研究及实验[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
CUI Ning. Research and experiment on water droplet impact characteristics in aircraft icing calculation [D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[14] 杨军,张靖周.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. Icing and anti-icing test for imported support plate of aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power,2014,29 (2):277-283. (in Chinese)

[15] 王洪伟, 李先哲. 通用飞机结冰适航验证关键技术及工程应用[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 335-350.
WANG Hongwei, LI Xianzhe. Key technology and engineering application of ice airworthiness verification for universal aircraft [J]. Acta Aeronautical et Astronautical Sinica, 2016, 37 (1): 335-350. (in Chinese)

[16] 刘瑞见,梁坤峰.小型动态制冰机工作过程的结晶特性[J].化工学报,2018,69(S2):450-458.
LIU Ruijian, LIANG Kunfeng. Crystallization characteristics of working process of small dynamic ice maker [J]. Journal of Chemical Engineering,2018, 69 (S2):450-458.(in Chinese)

[17] 中国人民解放军总装备部.航空发动机吞冰试验要求:GJB4187-2001 [S].北京:中国人民解放军总装备部, 2001:1-6.
People's Liberation Army General Armaments Department.Aeroengine ice ingress test requirements :GJB4187-2001 [S]. Beijing:People's Liberation Army General Armaments Department, 2001:1-6. (in Chinese)

(编辑:刘　亮)