

# 防冰前缘加温元件与蒙皮不绝缘 工艺方法改进

王林风

(中航西安飞机工业集团股份有限公司, 陕西 西安 710089)

**摘要:**本文对防冰前缘在装配过程中出现加温元件与蒙皮之间不绝缘现象进行分析与研究,建立了加温元件与蒙皮不绝缘故障树。基于故障树分析法研究了该现象产生的原因及机理,同时提出了相应的改进措施,并且完成了现场跟踪验证,从而使得零件的绝缘检查满足文件要求,同时也为其他防冰零件的设计及成型工艺的改进提供了重要参考。

**关键词:**防冰前缘; 加温元件; 不绝缘; 故障树分析法

**中图分类号:**TQ330.44

**文献标识码:**B

**文章编号:**1009-797X(2025)11-0023-04

**DOI:**10.13520/j.cnki.rpte.2025.11.005

## 0 前言

飞机在负温云层中飞行时,由于云层中存在的过冷水滴撞击到迎风表面会冻结,产生了飞机的结冰现象。飞机结冰会给飞行安全带来严重危害<sup>[1~3]</sup>。飞机的防/除冰方法根据其原理不同,可分为液体防冰、热防/除冰和机械除冰,其中以热防/除冰方法中的电热和热气防/除冰方法应用最为广泛<sup>[4~5]</sup>。目前国内外研究主要集中在采用不同方法对飞机防冰问题进行研究,以及不同原理的飞机防/除冰形式试验研究,而对于目前广泛使用的飞机的防/除冰方法的失效形式研究相对较少,文献<sup>[6~9]</sup>分别对不同型号飞机的防冰系统失效故障进行了详细分析,并采取了相应的措施,从而为今后排除类似故障提供一定的参考。

防冰前缘主要用于防止飞机尾翼前缘结冰,其结构形式为内、外表面均为金属蒙皮,中间有6层玻璃纤维预浸料,最中间层为加温元件,用2层胶膜将加温元件与玻璃纤维预浸料进行粘接。防冰前缘中的加温元件是将电源提供的电能转变为热能,从而对零件表面进行加热,达到除冰的目的。防冰前缘的结构示意图见图1。

文件要求防冰前缘加温元件接线柱与蒙皮之间的绝缘电阻大于8 MΩ,在装挂前进行绝缘检测时发现加温元件接线柱与蒙皮导通。本文以防冰前缘为对象,对该零件加温元件与蒙皮之间不绝缘失效现象的原因及机理进行了分析,然后针对分析出的原因提出了相

应的改进措施,经过现场跟踪验证,零件的绝缘检查满足文件要求,同时也为其他防冰零件的设计形式及成型工艺的改进提供了重要参考。

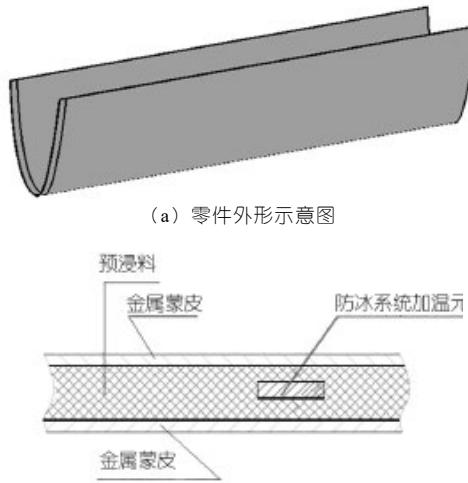


图1 零件结构示意图

## 1 制造工艺简述

防冰前缘由内外金属蒙皮、玻璃纤维预浸料及加温元件组成,通过3次热压罐固化过程胶接而成。首先是外蒙皮与玻璃纤维预浸料之间通过胶膜粘接完成,进行第一次固化,然后在固化完成的零件上铺贴加温

**作者简介:**王林风(1992-),女,硕士研究生,工程师,主要从事复合材料的成型和制造工作。

元件，进行第2次固化，最后铺贴玻璃纤维预浸料以及内蒙皮，进行第3次固化。3次固化过程均为凹模

成型。

防冰前缘的制造工艺流程如图 2 所示。



图 2 防冰前缘制造工艺流程

从上述工艺流程图中可以看出，在生产准备阶段、零件的第2次固化完成阶段和第3次固化完成阶段，均对加温元件的电阻值、加温元件与内外蒙皮之间的绝缘电阻值进行了检查测量，从而保证最终的零件状态符合要求，实现防冰前缘的防/除冰功能。

## 2 原因分析

为准确判定零件加温元件与蒙皮之间不绝缘故障现象，对装配件进行拆解，分别进行装配件和零件状态故障复现试验。装配件拆解时，每拆解一个铆钉检测一次电阻值，当拆解至防冰前缘上翼面 6 肋处从对称轴线往外数第 2 个孔位时，发现电阻值合格，将该铆钉再次铆接后，电阻值不合格。因此，可以判定故障位置为防冰前缘上翼面 6 肋处从对称轴线往外数第 2 个孔位。

针对防冰前缘 6 肋处孔加温元件接线柱与蒙皮不绝缘的问题，进行了故障树分析，具体的故障树如图 3 所示。

通过对加温元件接线柱与蒙皮不绝缘故障现象进行分析，共梳理出了 5 项底事件，现对这 5 项底事件进行逐项分析。

(1)  $x_1$ —铆钉孔制在汇流条上

为了分析水平安定面防冰前缘接线柱与蒙皮导通的原因，由测试中心对零件的故障部位进行了 X 光检测。X 光检测结果详见图 4。

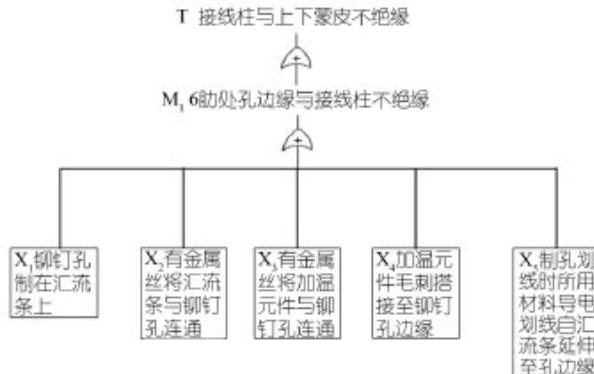


图 3 故障树

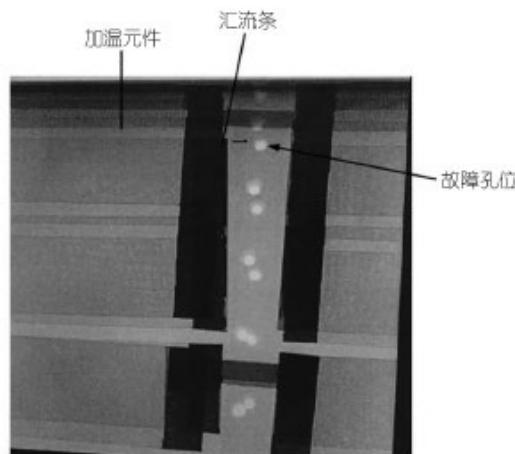


图 4 故障处 X 光照片

从 X 光检测结果来看，铆钉孔距离汇流条的尺寸符合交接状态要求，大约为 8 mm，不存在铆钉孔与

汇流条连通或搭接的问题，故排除该底事件。

(2) X<sub>2</sub>—有金属将汇流条与铆钉孔连接

从图 4 所示 X 光检测结果来看，孔周围也未发现有任何疑似金属或其他异物与汇流条连接，故排除该底事件。

(3) X<sub>3</sub>—有金属丝将加温元件与铆钉孔连接

从图 4 所示 X 光检测结果来看，孔周围也未发现有任何疑似金属或其他异物与加温元件连接，故排除该底事件。

(4) X<sub>4</sub>—加温元件毛刺搭接至孔上

从图 6 所示 X 光检测结果来看，加温元件边缘状态一致，未发现存在严重毛刺的区域。且防冰前缘成型过程中所用加温元件实物边缘实际为锁边状态，不存在毛刺。而且按照目前的成型工艺流程，加温元件在粘接前已增加了胶膜和玻璃纤维预浸料包裹并进行固化的要求，不存在毛刺暴露的可能。故排除该底事件。

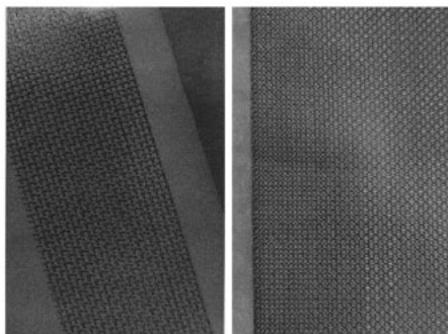


图 5 加温元件实物

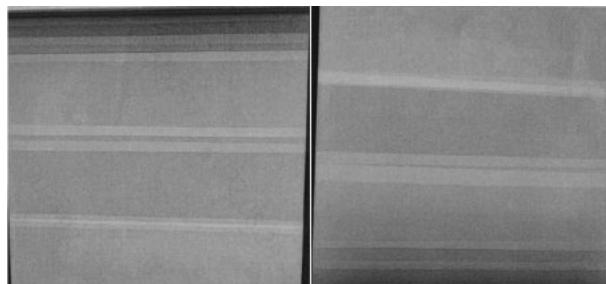


图 6 加温元件 X 光照片

(5) X<sub>5</sub>—制孔划线时所用材料导电，划线自汇流条延伸至孔边缘

按照防冰前缘成型工艺流程，汇流条焊接完成后需按照图纸和状态表，并按照工艺隔板协调，分别在前缘胶合件的 4 肋~8 肋划出两侧 Φ1.5 mm 铆钉孔的位置线，划线过程中使用的材料导电时，若划线连通汇流条至铆钉孔中心时，即会造成接线柱与铆钉孔边缘导通。

缘导通。从铆钉孔侧边仔细观察，可以看到有一处夹层之间存在黑色区域（如图 7），且导通位置刚好与黑色区域重合。

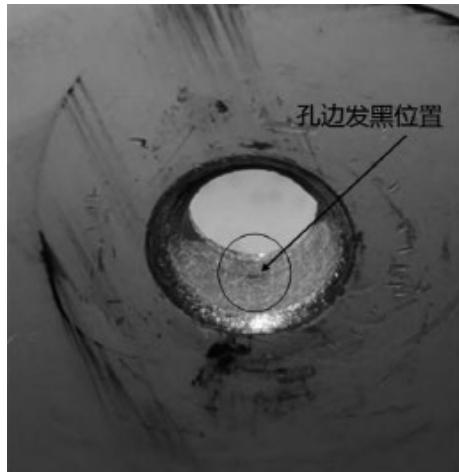


图 7 孔边缘状态

为验证该底事件，将防冰前缘内、外蒙皮剥离后，将故障孔周围的玻璃纤维预浸料进行打磨，打磨后的具体状态见图 8 所示。

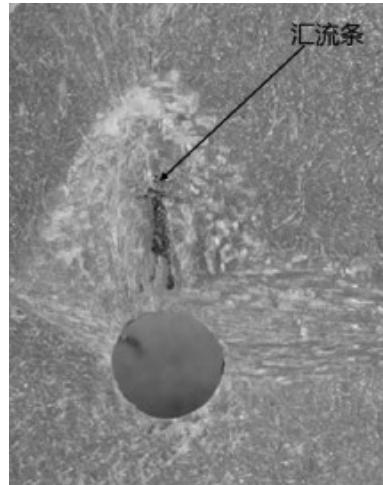


图 8 去除玻璃纤维预浸料后铆钉孔周围划线状态

从图 8 可见，汇流条边缘到铆钉孔位置确实存在一条黑色划线，经过与操作人员进行确认，实际操作过程中确实使用了中华 2B 铅笔进行了划线。该铅笔笔芯为石墨材质，具有很好的导电性。因此可以确认导致接线柱与铆钉孔周围导通的原因是由底事件 X<sub>5</sub>—制孔划线时所用材料导电，划线自汇流条延伸至孔边缘所致。

通过上述故障树分析，确认了导致接线柱与铆钉孔周围导通的原因是制孔划线时所用材料导电，划线自汇流条延伸至孔边缘，导致接线柱与铆钉孔边缘导通。

### 3 机理分析

防冰前缘成型过程中，汇流条焊接完成后需按照图纸和状态表，并按照工艺隔板协调，分别在前缘胶合件的4~8肋划出两侧Φ1.5 mm铆钉孔的位置线，划线过程中实际使用了中华2B铅笔，该铅笔笔芯为石墨材质，具有很好的导电性。因此从机理上分析使用铅笔进行划线造成加温元件接线柱与铆钉孔周围导通是合理的。

### 4 改进措施

为了解决防冰前缘加温元件接线柱与蒙皮不绝缘问题，在零件制造过程中提出了一系列的改进措施，主要如下：

(1) 防冰前缘后续生产过程中使用的划线笔由中华2B铅笔更改为Sharpie 30000系列标记笔。Sharpie 30000系列标记笔的笔芯为绝缘材质。

(2) 对操作人员进行培训，确保操作人员熟知划线操作要求。

上述改进措施经过了现场跟踪验证，防冰前缘未出现加温元件接线柱与蒙皮不绝缘现象。

### 5 结语

本文针对防冰前缘出现加温元件接线柱与蒙皮不绝缘现象，基于故障树分析法研究了该现象产生的原因及机理。通过该项目研究，有效验证了复合材料零件制造过程控制的重要性。同时针对结构功能件，在

零件制造过程中检查每一个制造工序以防止导致加温元件与蒙皮之间不绝缘，失去其防/除冰功能。在后续防冰前缘的设计中，我们可以从改变加温元件成品的形式和零件的设计结构上入手，例如将金属蒙皮更改为其他绝缘材料，或者将加温元件的表面设计为绝缘材料，或者设计为橡胶除冰套的形式，从根本上杜绝加温元件与蒙皮之间的不绝缘现象，从而保证结构功能件的防/除冰功能。

### 参考文献：

- [1] 裴斐纲, 韩凤华. 飞机防冰系统 [M]. 航空专业教材编审组, 1985.
- [2] Jr Harold E.Addy, Andy P. Broeren, Joseph G.Zoeckler, et al. A Wind Tunnel Study of Icing Effects on a Bussiness Jet Airfoil [R]. NASA/TM-2003-212124/AIAA 2003-727, 2003.
- [3] S.Thimas,Cassoni R,C.MacArthur. Aircraft Anti-Icing and Deicing Techniques and Modeling [R]. AIAA-96-0390, 1996.
- [4] 胡琪, 黄安平, 孙涛, 等. 机翼防/除冰技术研究进展 [J]. 科技导报, 2015, 33(7):114-119.
- [5] 胡鑫. 飞机的结冰与防(除)冰 [J]. 科技创新导报, 2012(16):73-73.
- [6] 李波. 一起737NG机翼热防冰系统失效故障分析 [J]. 科技创新导报, 2016, 14(004):4-8.
- [7] 艾俊, 刘娟妮. 某型涡扇发动机防冰系统安全分析 [J]. 航空维修与工程, 2015(12):54-56.
- [8] 廖向红. 波音737-300/400/500进气道防冰系统故障分析及处理 [J]. 航空维修与工程, 2006(5):35-37.
- [9] 韩冰, 王凯, 王海强. 某型飞机除冰控制系统故障浅析 [J]. 航空维修与工程, 2017, 05(030):95-97.

## Improvement of process method for non-insulated anti-icing leading edge heating element and skin

Wang Linfeng

(AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Co. LTD., Xi'an 710089, Shaanxi, China)

**Abstract:** This article analyzes the phenomenon of non-insulation between the heating element and the skin during the assembly process of the anti-icing leading edge, and establishes a fault tree for the non-insulation between the heating element and the skin. Based on the Fault Tree Analysis (FTA) method, the causes and mechanisms of this phenomenon are studied, and corresponding improvement measures are proposed. Field tracking verification has been completed, ensuring that the insulation inspection of parts meets the document requirements. This also provides an important reference for the design and improvement of molding processes for other anti-icing parts.

**Key words:** anti-icing leading edge; heating element; uninsulated; fault tree analysis

(R-03)