

# 一种飞机尾翼前缘除冰套安装方式

杨粉蓉<sup>1</sup> 陆鹏鹏<sup>1</sup> 李鹏<sup>2\*</sup>

(1. 中航西飞民用飞机有限责任公司工程技术中心, 西安 710089;  
2. 陕西科技大学, 教育部轻化工助剂化学与技术重点实验室, 西安 710021)

## 摘要:

某型飞机平尾前缘除冰系统采用气动机械式除冰方式, 在平尾前缘的防护区域敷设除冰套。平尾前缘采用双层金属蒙皮和玻璃纤维复合材料层压板密肋结构形式。通过某型机平尾前缘除冰套安装方式的改进和平尾前缘结构布置的确定, 介绍了一种新型的机尾翼除冰套安装方式, 平尾前缘结构形式简单, 工艺性好, 既能满足平尾前缘维修互换性要求, 又能满足前缘除冰套安装和维护要求。

关键词: 机尾翼前缘; 结构布置; 除冰系统安装; 维修性

中图分类号: V211.41; V244.15

文献标识码: A

OSID:



## 0 引言

飞机结冰是导致飞行安全事故的主要隐患之一, 飞机的防/除冰系统是提高飞机的安全性能、减少结冰事故的重要装置<sup>[1]</sup>。飞机在结冰气象条件下飞行时, 容易发生积冰的部位有: 机翼、尾翼、螺旋桨叶、发动机进气道前缘、风挡、空速管、天线等<sup>[2]</sup>。结冰不但增加了飞行重量, 更会改变飞机各部件的气动特性, 从而影响飞机的操纵性能和稳定性能, 给飞行安全造成严重威胁。为消除结冰对飞机飞行安全的不利影响, 通常会在飞机上安装冰防护系统。目前, 冰防护系统分为两种<sup>[3-6]</sup>: 一是防冰系统, 二是除冰系统, 相应的冰防护方法也分为防冰方法和除冰方法。

防冰方法是防止飞机表面结冰的系统, 通常采用化学<sup>[3]</sup>或加热<sup>[4]</sup>的方法。化学方法是在表面喷洒冻结温度更低的化学试剂, 从而降低表面收集水的冻结温度, 使水滴无法冻结。加热方法是将防冰区表面温度提高到冻结温度之上, 使水滴无法冻结。除冰方法是飞机结冰发生后, 将冰从飞机表面消除

的方法<sup>[5]</sup>, 通常采用以下三种方式<sup>[7]</sup>: 热力方式、机械方式和化学方式。化学方式一般是采用液体化学反应除冰。热力方式传递的能量是热量, 机械方式传递的能量是振动, 两者共同点是破坏冰层和蒙皮间的粘附强度。在飞行过程中, 一旦发生结冰现象, 立刻开启除冰装置, 将能量传到除冰区表面, 破坏冰层和蒙皮表面的粘附强度, 在冰层没有达到有害厚度时使冰层脱落<sup>[8]</sup>。飞机防冰系统持续运行, 阻止冰在飞机表面形成。飞机除冰系统间断运行, 周期性的除去飞机表面已形成的冰<sup>[7]</sup>。

飞机的除冰系统包括机尾翼除冰系统和发动机进气道除冰系统。某型机机尾翼除冰系统采用气动机械式除冰方式。在飞机机翼、平尾前缘的防护区域敷设除冰套, 工作时除冰套周期性的膨胀和收缩, 除去表面的结冰。当机尾翼除冰系统不工作时, 除冰套紧贴飞机结构, 使其对飞机气动性能的影响最小。本文通过某型机平尾前缘除冰套安装方式和平尾前缘结构布置的确定, 介绍了一种新型的机尾翼除冰套安装方式, 结构形式简单, 工艺性好, 又能满足平尾前缘维修互换性要求和前缘除冰要求。

\* 通信作者. E-mail: lipengfx@sust.edu.cn

引用格式: 杨粉蓉, 陆鹏鹏, 李鹏. 一种飞机尾翼前缘除冰套安装方式[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(1):44-48. YANG F R, LU P P, LI P. An installation method of deicing boot on the leading edge of the wing and the tail[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2020(1):44-48(in Chinese).

## 1 某型机平尾前缘结构设计介绍

### 1.1 某型机平尾前缘结构设计要求

某型机平尾前缘结构需要满足的主要设计需求有:

1) 平尾前缘位于尾翼前端,应具有良好的气动外形,平尾前缘的气动外形应满足气动外形公差、阶差和间隙要求等。

2) 平尾前缘的主要功能为保护平尾翼盒等主承力结构避免受到冲击损伤,因此,平尾前缘应具有抗鸟撞设计要求<sup>[9-10]</sup>。

3) 平尾前缘具有提供除冰系统安装的空间。

4) 平尾前缘主要承受气动载荷和惯性载荷,结构应当具有足够的刚度和强度,维持气动外形,保证载荷传递和承受飞鸟的撞击。前缘通过与尾翼翼盒连接,将气动载荷传递到翼盒上。

5) 平尾前缘应设计成可卸形式,便于维护重要连接部位和前缘内除冰及其他系统。

### 1.2 初步设计方案

某型机平尾前缘为满足抗鸟撞设计要求,采用蒙皮+密肋结构形式。蒙皮采用双层金属蒙皮结构,外蒙皮采用钣金化铣结构,平尾前缘鸟撞区布置附加金属内蒙皮(加强板)。前缘内普通隔板采用玻璃纤维复合材料层压板结构形式,固定隔板采用7050金属机加结构。由于某型机平尾前缘展长约4 m,考虑工艺因素限制,平尾前缘分2段。1#前缘由1#蒙皮、加强板和11个内部锥型隔板组成。2#前缘由2#蒙皮和5个内部锥型隔板组成。中间隔板为对接隔板,用于连接1#前缘和2#前缘,对接隔板采用7050金属机加结构。

如图1所示,过渡前缘蒙皮用于连接前缘蒙皮和垂尾翼尖整流罩。1#隔板组件为固定隔板组件,连接在平尾前梁腹板上,中间隔板为前缘内部对接隔板,用于连接1#前缘和2#前缘。1#前缘、2#前缘通过连接条带与平尾盒段蒙皮连接。2#前缘外端通过盒段端肋与平尾翼尖连接。

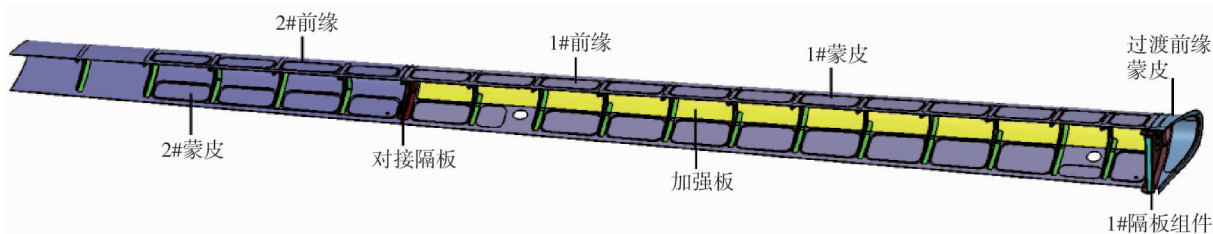


图1 平尾前缘初步设计结构示意图

1#前缘与1#隔板和对接隔板连接、2#前缘内端与对接隔板连接、2#前缘外端与平尾盒段端肋连接、1#前缘和2#前缘与平尾盒段连接条带连接,均采用托板螺母可拆卸连接结构形式,满足平尾前缘可拆卸要求。

## 2 某型机平尾前缘除冰套安装设计

### 2.1 除冰系统安装要求

某型机平尾前缘安装机械除冰系统,除冰套通过胶黏剂粘贴的方式安装固定在平尾前缘外表面,除冰

系统的引气管路在平尾前缘内部隔板腹板处固定。采用发动机引气来为翼面除冰套工作提供压力和真空。某型机平尾前缘除冰系统安装具体要求见表1。

### 2.2 除冰系统安装方式

由于除冰套为某公司成品件,复式分配活门单个出口对应的除冰套容积不能超过10 L,容积太大会影响除冰套的充气效果和除冰效果,因此单个除冰套长度不能长于2 m,故某型机单侧平尾前缘安装2块除冰套。

表1 某型机平尾前缘除冰系统安装要求

系统	安装位置	安装区域	固定方式	安装接口	维修性
除冰套	平尾前缘翼面	翼根 10% 当地弦长 + 25 mm, 翼尖 12.5% 当地弦长 + 25 mm	胶黏剂粘贴	除冰套空气接头(φ58 mm, 展向位置:孔心距除冰套端头约150 mm处)	与平尾前缘结构一起能进行拆卸和互换
引气管路	平尾前缘舱	弦向距前梁轴线约150 mm ~ 200 mm处,展向管路长度至距除冰套端头约150 mm处	角片固定		

左右平尾前缘各安装两块除冰套,除冰套通过胶黏剂粘贴在平尾前缘上。引气系统两路管路在平尾前缘内部平行安装,通过角片在结构下翼面隔板固定。除冰套 1 的引气管路在 1#隔板下翼面固定,除冰套 2 的引气管路在 2#、4#、7#、10#隔

板下翼面固定。在左右平尾前缘上(或下)翼面蒙皮各开两个直径为  $\phi 50$  mm 的孔,用于除冰套空气接头安装。除冰套空气接头穿过蒙皮时,应用填充剂填充空隙。除冰套及引气管路具体安装方式见图 2。

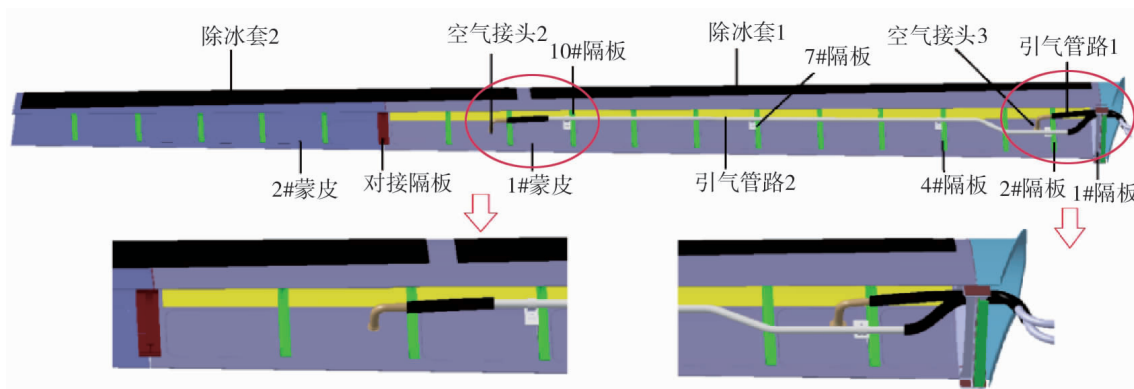


图 2 某型机平尾前缘初步设计除冰套和引气管路安装示意图

### 2.3 上述安装方式的设计不足

平尾前缘位于尾翼前端,易受飞鸟等冲击损伤。因此前缘应设计成可拆卸结构,遭受鸟撞后可局部修复或者整体更换整个前缘;除冰系统在平尾前缘安装,因此除冰系统应一起更换。维修互换设计:拆掉 1#蒙皮与 1#隔板连接,2#蒙皮与盒段端肋连接的托板螺母后,1#前缘和 2#前缘可以作为一个整体拆卸,便于前缘内部除冰系统的安装与维护。

基于维修性要求,安装方式中存在的问题是:由于 1#前缘蒙皮外表面铺敷除冰套 1 和除冰套 2,不

能实现 1#前缘和 2#前缘的单独拆卸和更换,1#前缘和 2#前缘必须整体拆卸和更换。但某型机平尾前缘展长约 4 m,且某型机尾翼为 T 型尾翼,平尾位于尾翼的最顶端,因此要实施平尾前缘整体拆卸外场操作难度较大,不易实施。

### 2.4 安装方式改进

为了实现 1#前缘和 2#前缘的单独拆卸和更换,将 1#前缘与 2#前缘工艺分离面布置在 2 个除冰套分离面的同一位置处。并将对接隔板更改为固定隔板设计,与平尾前缘梁腹板连接。改进后的平尾前缘结构布置见图 3。

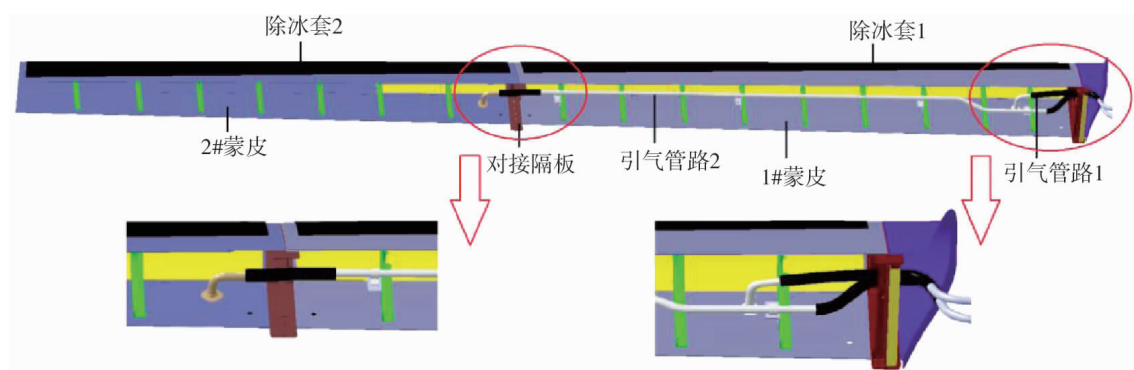


图 3 某型机平尾前缘结构设计改进 1 示意图

改进后的结构每段前缘外面粘贴一块除冰套,便于前缘和除冰套的拆卸和维护,但是由于除冰套 2 的引气管路贯穿 1#前缘和 2#前缘,且从前缘外部无法实施对除冰套 2 的引气管路的拆卸,1#前缘和

2#前缘还需整体拆卸,仍无法实现 1#前缘和 2#前缘单独拆卸和更换的目的。经过再次设计改进,将除冰套 2 的空气接头连接的软管固定在对接隔板上,变成留有一定长度余量的弯管,结构示意图见图 4。

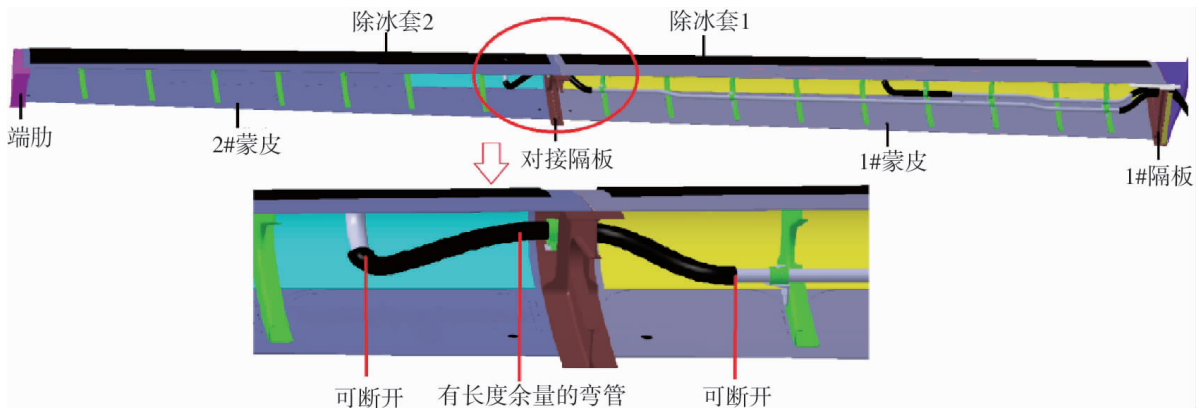


图4 某型机平尾前缘结构设计改进2示意图

1#前缘与1#隔板和对接隔板连接、2#前缘与对接隔板和盒段端肋连接、1#前缘和2#前缘与盒段连接条带连接均采用双耳游动托板螺母和螺栓连接。2#前缘外侧粘贴的除冰系统的引气管路与空气接头在对接隔板处采用软管连接,软管两头可以拆卸。先拆掉1#前缘与1#隔板、对接隔板、盒段上下连接条带连接的螺栓后,将1#前缘沿航向方向拉出一定距离,从缝隙处断开对接隔板处引气管路的软管后,

1#前缘可以单独拆卸。先拆掉2#前缘与对接隔板、盒段端肋、盒段上下连接条带连接的螺栓后,将2#前缘沿航向方向拉出一定距离,从缝隙处断开对接隔板处引气管路的软管后,2#前缘可以单独拆卸。此时,1#前缘和2#前缘结构可以单独拆卸或者更换,同时也实现了除冰套1和除冰套2的单独拆卸和更换要求。

1#前缘和2#前缘结构拆卸示意图见图5。

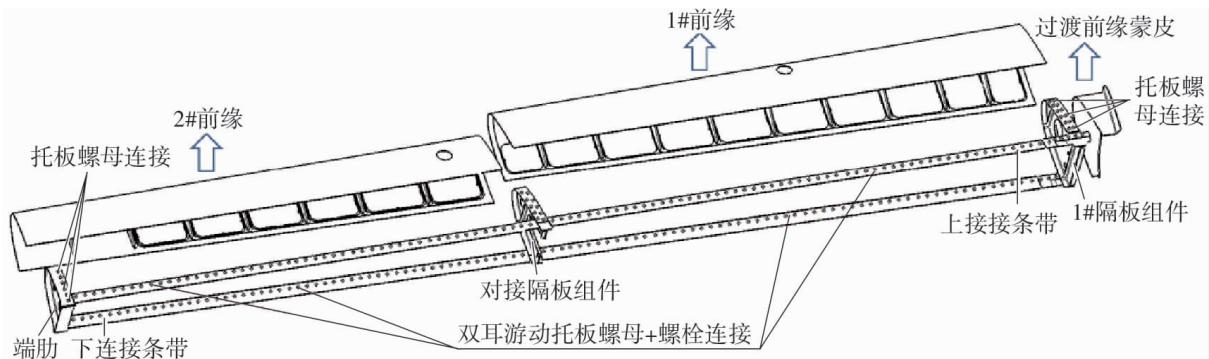


图5 某型机平尾前缘结构拆卸示意图

### 3 结论

本文通过对某型机平尾前缘除冰系统安装方式改进过程的介绍,明确了一种新型的机尾翼除冰系统安装方式。这种安装方式工艺性好,既能满足平尾前缘结构维修互换性要求,又能满足前缘除冰系统的安装和维护性要求,为后续新机型机尾翼前缘除冰系统的安装设计提供了一种新的思路。

#### 参考文献:

[1] 肖春华. 飞机电热除冰过程的传热特性及其影响研究[D]. 四川绵阳:中国空气动力研究与发展中心,

2010:11-13.

- [2] 吴玉梅. 机翼积冰对飞行安全的影响[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012:1-3.
- [3] 裘燮纲,韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 第1版. 北京:航空专业教材编审组,1985.
- [4] WRIGHT W B, DEWITT K J, KEITH T G Jr. Numerical Simulation of Icing, Deicing, and Shedding//AIAA 29th Aerospace Sciences Meeting[C]. [S. l. :s. n. ], 1991.
- [5] 周莉,徐浩军,龚胜科,等. 飞机结冰特性及防除冰技术研究[J]. 中国安全科学学报, 2010,20(6):105-110.
- [6] 刘根林,沈海军. 飞机防冰与除冰技术综述[J]. 江苏航空, 2003(4):18-20.

- [ 7 ] 马成樑. 飞机机翼除冰过程的数值研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007:1-3.
- [ 8 ] 刘代军, 陈亚莉. 用于波音 787 的新型复合材料机翼除冰系统[J]. 航空制造技术, 2009(17):82-83.
- [ 9 ] 杨高. 民用飞机翼面前缘的抗鸟撞结构设计思路探讨[J]. 科技创新导报, 2017(08):8-9.
- [10] 龚伦. 飞机结构的抗鸟撞设计与分析[D]. 西安:西北工业大学, 2007:1-7.

#### 作者简介

杨粉蓉 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构设计和先进复合材料技术研究。E-mail: yangfenrong0603@163.com

陆鹏鹏 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机结构设计和先进复合材料技术研究。E-mail: lppxin@163.com

李 鹏 男, 博士, 实验师。主要研究方向: 功能材料研究。E-mail: lipengfx@sust.edu.cn

## An installation method of deicing boot on the leading edge of the wing and the tail

YANG Fenrong<sup>1</sup> LU Pengpeng<sup>1</sup> LI Peng<sup>2\*</sup>

- (1. Engineering Technology Center. AVIC Xi'an Civil Aircraft Co., Ltd., Xi'an 710089, China;  
2. Key Laboratory of Auxiliary Chemistry&Technology for Chemical Industry, Ministry of Education, Shannxi University of Science&Technology, Xi'an 710021, China)

**Abstract:** The deicing system on the leading edge of the tail for a plane is used in the form of pneumatic mechanical method, in which deicing boot is installed at the protection area of the leading edge of the tail. The leading edge of the tail is made of double metal skin and fiber-glass reinforced composite laminate ribs. In this paper, a new installation method of deicing boot on the leading edge of the tail is introduced through improvement of the installation method of the deicing boot and confirming the structural arrangement in the leading edge of the tail. The structure is simple and good in manufacture. It can meet the requirements of maintenance and interchange for the structure of the leading edge, and also meet the installation and maintenance requirements of the deicing system.

**Keywords:** the leading edge of the wing and the tail; structural arrangement; deicing boot installation; maintainability

---

\* Corresponding author. E-mail: lipengfx@sust.edu.cn