

文章编号:1000-8055(2011)08-1728-08

## 电脉冲除冰(EIDI)技术研究

李广超, 何 江, 林贵平

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 将电脉冲除冰(EIDI)系统的一个工作周期分解为四个过程,进而分析其工作原理.以冲击摆锤试验和 Bernhart-Schrag 模型为例,介绍了电动力学方面的研究方法和研究成果.通过蒙皮表面加速度、应变、振动位移等参数,分析了由脉冲力所产生的结构动力学特性.利用蒙皮表面的应变程度,给出了一种除冰预测准则.总结了包括飞行试验、疲劳试验以及电磁干扰试验在内的工程应用试验研究结果.在此基础上,对 EIDI 技术的发展方向进行了展望.

**关 键 词:** 电脉冲除冰(EIDI); 电动力学; 计算模型; 结构动力学; 除冰预测

**中图分类号:** V244.1<sup>+</sup>5

**文献标志码:** A

### Electro-impulse de-icing (EIDI) technology study

LI Guang-chao, HE Jiang, LIN Gui-ping

(School of Aeronautics Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The electro-impulse de-icing (EIDI) system was decomposed into four processes, and then its work theory was analyzed. The research methods and results in the field of electro-dynamics were introduced, by taking the impacting pendulum test and Bernhart-Schrag model as an example. The feature of structural dynamics generated by pulse power was analyzed through the parameters of acceleration, strain and vibration displacement on the skin surface. A criterion of de-icing forecast was proposed, by making use of the strain on the skin surface. The experimental results in engineering applications were summarized including flight test, fatigue test and electromagnetic interference test. And on this basis, the development direction of the EIDI technology was prospected.

**Key words:** electro-impulse de-icing (EIDI); electro-dynamics; computational model; structural dynamics; de-icing prediction

飞机在飞行时,迎风部件表面会因云层中过冷水滴的撞击而结冰,进而引起机翼表面的气流分离,造成升力急剧下降,同时对发动机的性能以及稳定性也会产生不利影响<sup>[1]</sup>.为解决该问题,通常采用的方法是在易结冰位置处安装防/除冰装置<sup>[2]</sup>.防冰指避免飞行部件表面结冰;除冰是指在部件表面已经积聚少量冰之后将积冰除掉<sup>[3]</sup>.迄

今为止,已出现的除冰技术有气动带除冰、涡流排斥除冰和电脉冲除冰,这三种技术的原理都是使机翼表面产生形变造成积冰破碎,进而在气流吹袭作用下使冰层脱落<sup>[4]</sup>.前两种除冰技术将除冰带装在翼型前缘外表面上,会造成翼型气动性能的下降;此外,其使用寿命会受雨水、沙粒、灰尘等因素的影响<sup>[5]</sup>.电脉冲除冰(EIDI)系统通过机翼

收稿日期:2010-11-29; 修订日期:2011-03-10

基金项目:“凡舟”青年基金(20100508)

作者简介:李广超(1979—),男,黑龙江庆安人,博士生,主要从事电脉冲除冰方面的研究.

内部线圈产生的电脉冲激励机翼蒙皮高频振荡来除冰,能够很好解决上述问题,因此受到了国内外航空领域的普遍关注<sup>[6]</sup>. EIDI 系统作为一种电动-机械除冰系统,具有耗能低、质量小、易维护、可靠性高等优点,有很大应用发展空间<sup>[7]</sup>. 1939 年人们即已开始对 EIDI 技术进行概念研究<sup>[8]</sup>, Levin<sup>[9]</sup>最早对 EIDI 技术进行了理论分析. 从 1972 年开始,前苏联开始在飞机飞行过程中用该系统进行除冰<sup>[10]</sup>. 同一时期,法国、英国和美国的很多工业厂家也对 EIDI 系统进行了一系列研究和试验,但均未取得实质性成果. 1982—1991 年间,美国国家航空航天局(NASA)对 EIDI 技术组织了深入的试验研究和系统试飞,并对电磁线圈、绝缘材料、安装架、蒙皮及电源工作疲劳寿命等进行了大量试验<sup>[11]</sup>.

## 1 工作原理

电脉冲力产生的原理如图 1 所示,将蒙皮简化为金属平板. 当线圈被电流脉冲激励时会产生一个变化的磁场,该变化的磁场在金属平板中产生感应涡流和感生磁场. 作用在线圈与金属平板上的两个磁场方向相反,于是在金属平板和线圈之间产生一对斥力. 图 2 显示了蒙皮对一个典型脉冲线圈电流的响应过程.

EIDI 系统可等效为图 3 所示的电路结构. 首先由可控硅触发产生电脉冲指令,随后电容器通过线圈放电,通过理想开关 SCRC (silicon-controlled rectifier) 在金属蒙皮内产生感生环形电流. 由线圈及蒙皮中的电流所激发的磁场,使线圈与蒙皮之间产生作用时间为毫秒量级、大小为几十至上千牛顿的斥力. 该斥力使蒙皮在弹性变形范围内进行小振幅、高加速度的运动. 因为可控硅具有二极管的性质,电流由第一次 RLC (电阻(R)、电感(L)、电容(C)组成的电路)响应的正环路流过,然后可控硅重新导通电路,这样就可以激励电容器反复充放电. 两至三次独立的脉冲冲击后,蒙皮表面积冰被击碎松散,继而被气流吹走脱落. 该除冰过程结束后,结冰现象继续发生,可重复进行上述过程,直到结冰厚度达到预设值. 由于反复的充放电会减少电容器的寿命,因此在电容器两端桥接一个钳位二极管,以达到保护电容器的目的.

沿翼展方向安装的典型 EIDI 系统如图 4 所示,在机翼蒙皮内侧放置由铜导线绕制的扁平线圈,线圈与蒙皮之间通常有 2~3 mm 的间隙,防

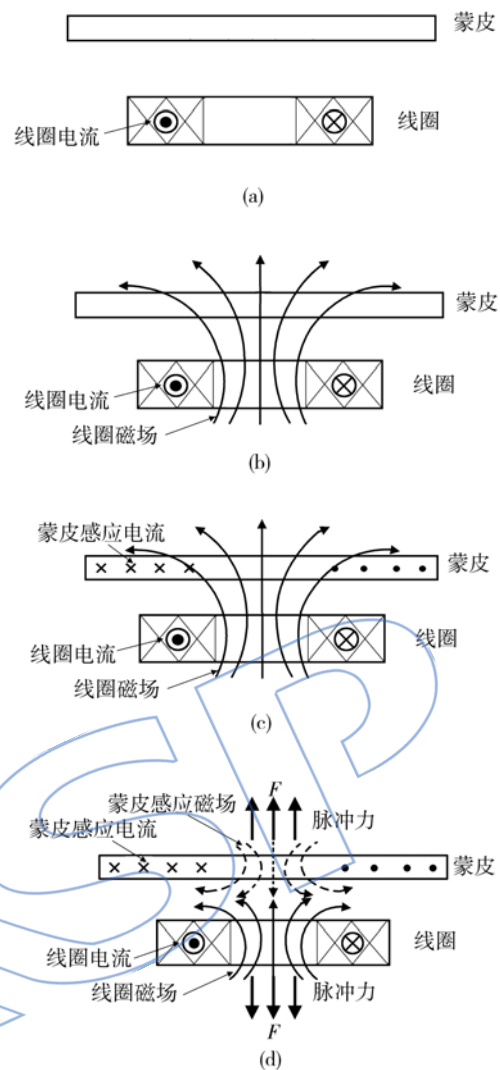


图 1 线圈电磁场以及导致的环形电流  
Fig. 1 Electromagnetic field generated by the pulsed eddy coil and the induced ring current

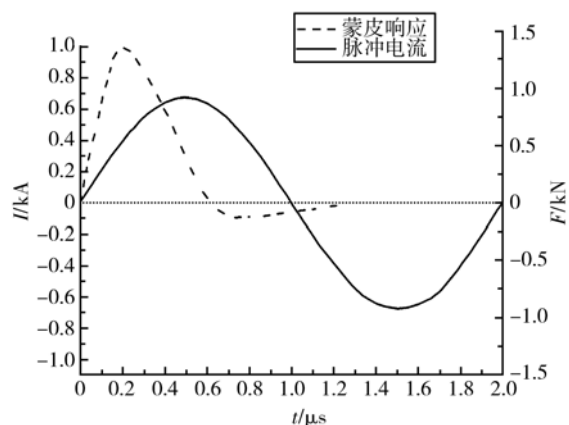


图 2 线圈电流及蒙皮自然振动响应  
Fig. 2 Coil current and the induced-natural vibration of the skin

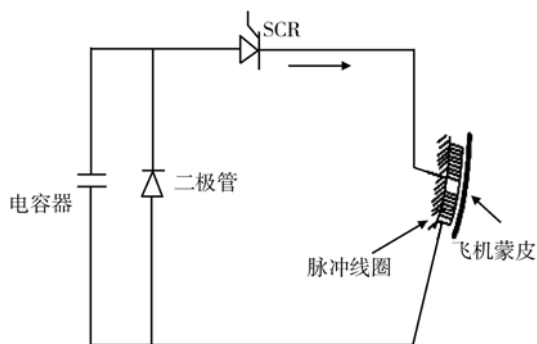


图3 电脉冲除冰系统基本电路

Fig. 3 Schematic electric circuit of electro-impulse de-icing system

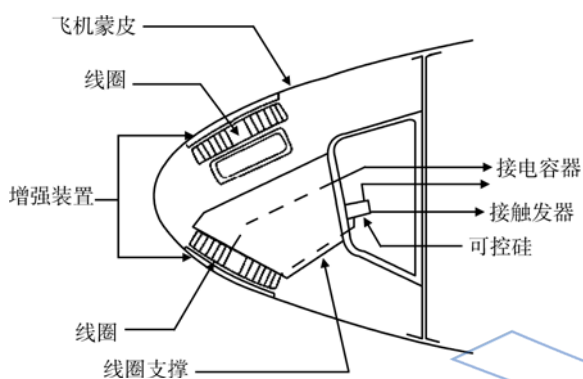


图4 安装于翼展方向的EIDI线圈

Fig. 4 EIDI solenoid installed in the wingspan

止线圈与蒙皮接触。根据前缘的尺寸和形状,沿翼展方向放置适当个数的线圈。线圈由前梁或安装于翼肋上的横梁支承<sup>[12]</sup>,线圈通过低电阻、低电感的电缆与高压电容器相连,经线圈释放的能量由可控硅进行控制。如果金属蒙皮的厚度太小,或者材料的导电性能较差,则蒙皮内产生的环形电流无法满足正常工作的要求。此时,可以在蒙皮的内表面增加一层铜或者铝制的增强装置,从而提高蒙皮表面的环形电流值、增强脉冲力。

由EIDI系统的工作原理可知,系统运行过程包括三部分物理现象:脉冲力的产生、蒙皮变形以及冰层脱落。与之相对应,EIDI系统的研究内容也分为三个层面:电动力学研究、结构动力学研究以及除冰预测研究。其中前者的研究结果作为后续研究的输入参量。

## 2 电动力学研究

电动力学是EIDI系统研究的重要组成部分,是蒙皮结构动力学分析的基础。众多研究人员开展了针对脉冲力特性的研究工作,并且获得了

影响脉冲力强度的因素,见表1。

表1 脉冲力的影响因素  
Table 1 Factors of the impulse force

| 参数类型 | 参数名称                |
|------|---------------------|
| 运行电路 | 电容器电容、电容器初始电压、放电频率  |
| 线圈   | 外径、内径、厚度、截面积、电导率、匝数 |
| 蒙皮   | 厚度、电导率              |
| 边界   | 间隙、线圈形状             |

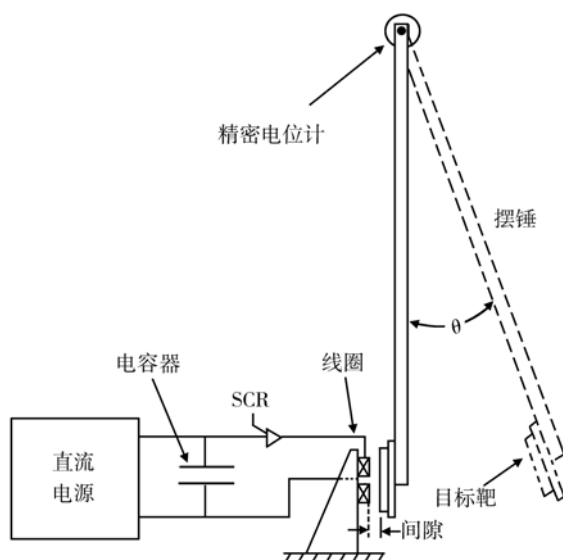
下面从试验研究和计算模型两方面论述针对电动力学研究的成果。

### 2.1 试验

由于影响因素众多,并且此部分内容是一个电场、磁场和受力三者耦合的问题,因此在研究初期,主要依托试验手段。冲击摆锤试验可以用来研究系统参数与脉冲力的关系<sup>[13]</sup>,其原理见图5。当目标靶受到脉冲推动力后,会产生一个角位移,最大摆动位移( $\theta_{\max}$ )可测,并由下列公式换算成传递到冲击摆锤上的脉冲力:

$$F_{\text{impulse}} = \frac{4\pi J}{lT_1} \sin \frac{\theta_{\max}}{2}$$

其中 $J$ 表示摆的转动惯量, $l$ 表示摆长, $T_1$ 表示自由摆动时间,均为已知量,故脉冲力 $F_{\text{impulse}}$ 仅是 $\theta_{\max}$ 的单值函数。

图5 冲击摆锤试验原理图<sup>[13]</sup>Fig. 5 Schematic diagram of impactive pendulum experiment<sup>[13]</sup>

从试验结果可得,电脉冲力的强度与下列因素相关<sup>[14]</sup>:

- 1) 随输入电功率的增加而增大,并且与电流的平方成正比;
- 2) 随线圈与目标靶之间缝隙的增加而减小;
- 3) 随蒙皮材料电导率的增加而增加;
- 4) 随蒙皮材料厚度的增加而增大,但增加的趋势逐渐减缓;
- 5) 当给定线圈直径时,脉冲力随匝数的增加而增加,当给定匝数时,脉冲力随直径的增加而增加。

根据试验结果,线圈参数与最大脉冲力之间的关系为

$$F_{\max} = I_{\text{coil}}^2 \cdot f(U, t, r, \mu_0) \quad (1)$$

其中  $I_{\text{coil}}$  表示线圈电流,  $U$  表示线圈电压,  $t$  表示放电时间,  $r$  表示线圈半径,  $\mu_0$  表示线圈磁导率。任意时刻的脉冲力可表示为

$$F = F_{\max} \sin(2\pi t / T_2) \quad (2)$$

其中  $T_2$  为线圈的运行周期。

通过冲击摆锤试验,初步获得了运行电路参数和部件的结构参数对电脉冲力的影响,从而为 EIDI 系统的设计提供了一定的依据。

## 2.2 电动力学计算模型

目前,国内外提出的针对 EIDI 电动力学的计算模型基本上是利用有限元的思想:首先将蒙皮和线圈分别划分为若干个单元;进而建立任意两个单元之间的互感和自感;随后利用环形电路等势的原理,对线圈和蒙皮分别建立数学方程并联立求解,可以得到每一个单元上的电流值;最终,每个有限元上的正向应力及切向应力可通过电流值表示。

以经典的 Bernhart-Schrag 模型为例,介绍电动力学模型的建立方法。由于脉冲力是一个空间域和时间域耦合的物理量,为了避免模型过于复杂,首先给出限制条件:①将线圈和蒙皮简化为平板结构,线圈为环状平绕形式;②忽略电容放电过程中蒙皮的运动;③假设电流均匀流经线圈;④线圈与蒙皮间距离为定值;⑤ SCR (silicon-controlled rectifier) 是理想开关,其上无压降、无阻抗;⑥考虑二极管的作用,当它工作时,认为其两端具有固定压降。

依据整个系统回路电势差为零建立电容器电压、线圈电流和蒙皮感应涡流的状态方程,用矩阵形式可表示为

$$\mathbf{AZ} + \mathbf{BZ} = \mathbf{f}(t), \mathbf{Z}(0) = 0 \quad (3)$$

其中状态向量  $\mathbf{Z}$  包含三个子向量  $(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{V}_c)$ :  $\mathbf{x}$  为

蒙皮感应涡流,  $\mathbf{y}$  为流过线圈的电流,  $\mathbf{V}_c$  为电容器两端电压。  $\mathbf{A}$  和  $\mathbf{B}$  都是对称方阵(矩阵  $\mathbf{A}$  由放电过程中产生的电感状态参数组成,矩阵  $\mathbf{B}$  由系统各部分电阻值构成)。对该齐次微分方程进行离散化,进而迭代计算,便可得到所求未知量  $(\mathbf{x}, \mathbf{y}$  和  $\mathbf{V}_c)$ 。

根据安培力的定义,通电物体在电磁场中的受力

$$\mathbf{F} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{I} \cdot l_2 \quad (4)$$

其中  $B$  是磁感应强度,  $I$  是通过物体的电流,  $l_2$  是物体长度。由式(4)可得,对于蒙皮单元  $p$  的法向受力为

$$F_p = -2\pi r_p x_p \left( \sum_k B_{rpk} + \sum_q B_{rpq} \right) \quad (5)$$

其中  $r_p$  是蒙皮单元  $p$  的平均半径,  $B_{rpk}$  是蒙皮单元  $p$  中由线圈单元  $k$  引发的磁感应强度,  $B_{rpq}$  是蒙皮单元  $p$  中由蒙皮单元  $q$  引发的磁感应强度。这两个磁通量密度的在文献[15]中给出了详细的计算方法。

若将蒙皮表面设定为  $x$ - $y$  平面,垂直于该平面的坐标轴设定为  $z$ ,则作用在蒙皮上的法向力(垂直蒙皮表面的力)为

$$P_z(r) = \frac{1}{2\pi r_p \Delta r} \sum_h F_{zp} \quad (6)$$

其中  $\Delta r$  是有限单元沿半径方向变化的范围,  $h$  是蒙皮厚度。同理可得蒙皮在  $\Delta r$  区域所受径向力为

$$\Delta F_r(r) = \sum_h 2\pi r_p x_p \left( \sum_k B_{zpk} + \sum_q B_{zpq} \right) \quad (7)$$

为了验证模型的正确性, Bernhart 和 Schrag<sup>[15]</sup> 首先将计算结果与文献[16] Henderson 模型的计算结果进行对比,其结果如图 6 所示。可以看出,两种模型的计算结果吻合较好。同时, Bernhart 与 Gien<sup>[13]</sup> 设计了一套试验装置,将实测数据与 Bernhart-Schrag 模型的结果进行了对比,如图 7 所示。根据曲线可以看出,计算结果与试验值大体吻合。相比试验值,计算结果只是在波峰处略小,在波谷处略大。此外,姚远<sup>[17]</sup> 设计了一套用以验证本模型的试验系统。试验结果与计算结果大体吻合,但存在一定误差。峰值电流的相对误差为 15.5%,法向力峰值的相对误差为 16.7%。

根据上述对比结果可知,针对由矩形环状平绕线圈及金属平板构成的 EIDI 简化系统, Bernhart-Schrag 模型可以比较准确地预测通电线圈中电流的变化规律以及蒙皮受到的法向力。

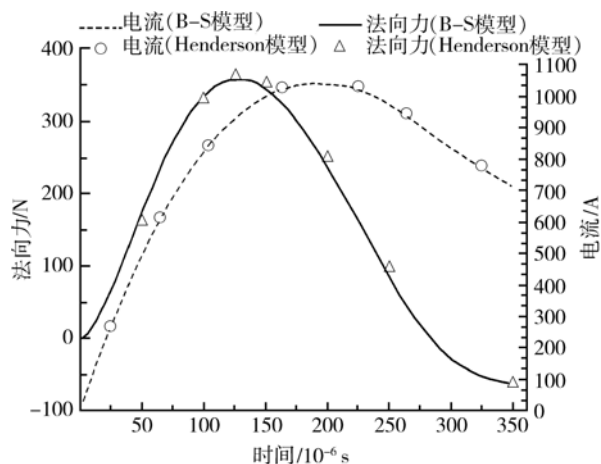


图6 对比 Bernhart-Schrag 模型与 Henderson 模型的计算结果<sup>[17]</sup>

Fig. 6 Calculation result between Bernhart-Schrag model and Henderson model<sup>[17]</sup>

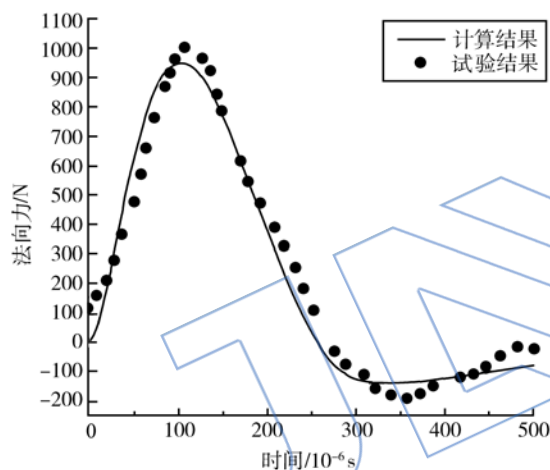


图7 法向力的对比:试验值与模型计算结果<sup>[18]</sup>

Fig. 7 Comparison of normal force between experimental data and calculation result of Bernhart-Schrag model<sup>[18]</sup>

### 3 结构动力学研究

EIDI 系统的结构动力学主要研究系统结构对脉冲力的动力响应特性(如加速度、应变、振动位移等).为避开繁琐的数学推导,早期针对结构动力学的研究往往通过试验手段. NASA Lewis 研究中心对一架波音 767 的机翼前缘开展了动力学试验,获得了 EIDI 系统工作时蒙皮表面的应变情况,并研究了线圈安装位置对蒙皮响应的影响<sup>[11]</sup>.然而,试验研究需要投入大量的资源,其研究周期也相对较长,因此随着计算机技术的不断发展,采用有限元方法仿真求解结构动力学问题已成为当前的主要研究手段.

Wilson 和 Gien 等人<sup>[18-19]</sup>提出了理想状态半圆柱前缘结构在脉冲力作用时的有限元分析模型.在特定边界条件下,该问题可以通过建立闭合状态方程组获得理论精确解.通过对比模型结果与该理论精确解,发现两者正加速度的峰值误差约为 7%,负加速度峰值误差约为 4%.在此基础上,Gien 等人开展了理想半圆柱前缘结构的试验研究,试验结果与该有限元方法的计算结果在离散点上吻合较好,误差仅为 7%左右.从而验证该模型能够作为分析此类问题的理论依据.

Bernhart W D 和 Zumwalt G W<sup>[20]</sup>提出了一个针对矩形平板线圈的分析模型,研究蒙皮(假设为金属平板)在电脉冲作用下的动力学响应.此时,平板的响应可由下面的微分方程刻画:

$$D\nabla^4 w(x, y, t) + \rho H_p \frac{\partial^2 w(x, y, t)}{\partial t^2} = q(x, y, t) \quad (8)$$

其中  $D$  是弯曲刚度,  $w(x, y, t)$  表示横向变形,  $\nabla^4$  是双调和微分算子,  $q(x, y, t)$  是指定法向压力分布,  $x, y$  表示空间坐标,  $t$  表示时间.需要注意的是,该模型假设矩形平板线圈的所有边界均为简支,并且蒙皮变形较小.当脉冲持续时间在  $150 \sim 350 \mu\text{s}$  范围内,法向压力可以近似地表达成空间坐标和时间分离的形式

$$q(x, y, t) = p(x, y)\epsilon(t) \quad (9)$$

其中  $p(x, y)$  是空间压力的分布状态,由系统结构参数和电路参数决定.  $\epsilon(t)$  是一个时间函数,可表示为

$$\epsilon(t) = \sin(\pi t/t_p) \quad (t \leq t_p) \quad (10)$$

模型的输入参数为脉冲力随空间的分布形式.本模型采用的脉冲力的分布如图 8 所示.假定线圈

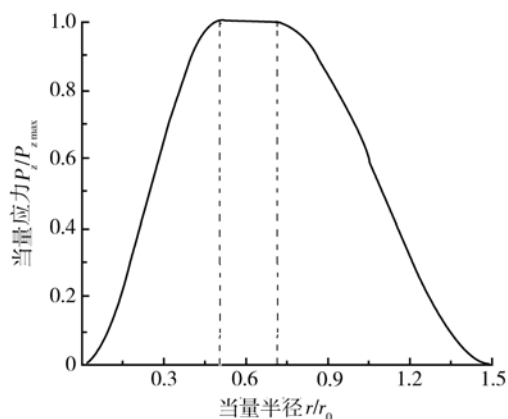


图8 脉冲力的空间分布形式<sup>[20]</sup>

Fig. 8 Spatial distribution form of impulse driving force<sup>[20]</sup>

半径为  $r_0$ , 脉冲力沿线圈径向方向向外逐渐增大, 在  $0.5r_0 \sim 0.7r_0$  范围内达到极值, 此后逐渐减小, 在  $1.5r_0$  位置减小到 0。

基于上述脉冲力形式, 利用模型计算得到蒙皮(铝板)加速度及应变随时间的变化。与相同工况下的试验结果比较可知, 模型计算的应力最大值比试验值小 5%, 正加速度峰值比试验值小 12%。该模型的计算结果能够较准确地反映蒙皮结构动力学特征。

#### 4 除冰区域预测

冰层能够附着在金属蒙皮表面是基于两者之间存在黏性。当蒙皮变形产生的作用力大于临界黏性力时, 冰层脱落, 认为该位置能够实现除冰。同样也可以基于上述原理判断除冰是否失效。除冰区域的预测, 是在结构动力学研究的基础上, 通过分析蒙皮变形时与冰层之间的作用力, 找到冰层脱落与蒙皮动力学特性之间的关系, 从而实现除冰区域的前期预测。

由于此领域的研究工作需考虑冰层的影响, 因此相关试验工作的开展必须借助冰风洞。1982—1983 年, NASA Lewis 研究中心开展了一系列冰风洞试验研究。试验测试了不同的翼型结构, 并通过改变前缘蒙皮厚度、线圈类型、线圈安装方式、供电系统的电压、电容值等参数, 模拟了不同飞行状况(飞行速度、气温、空气湿度、液态水含量、迎角)下 EIDI 系统的除冰效果<sup>[20]</sup>。Chu M C 等人<sup>[21]</sup>开展了针对界面间黏性力(剪切应力)的试验研究, 重点分析了温度、结冰厚度、蒙皮表面粗糙度以及风速对黏性力的影响。试验结果显示, 温度在  $-10 \sim 5^\circ\text{C}$ , 冰层厚度为 30 mm, 剪切应力随风速的增加而增大, 随粗糙度的增加而增大。

在理论层面上, Khatkhate 等人<sup>[22]</sup>首先采用 MSC/Nastran 有限元软件, 对铝质蒙皮和积冰层建立模型, 结冰表面任意位置的黏性作用通过相邻表面上的一对结点模拟。研究的重点是冰层与蒙皮之间的剪切应力。将计算结果与 NASA Lewis 研究中心开展的一系列针对 EIDI 系统的冰风洞试验结果进行对比, 验证了该方法可用来预测除冰区域。在此基础上, Scavuzzo 等人<sup>[23]</sup>对有限元模型进行了改进(如图 9 所示), 采用独立的板状有限单元用来描述铝制的蒙皮和一层紧贴在蒙皮表面的霜冰, 并利用该模型预估机翼表面在霜冰状态时的动力学相应。本模型同时考虑了蒙皮振动时的阻尼现象。计算得到的离散结果与

全息图像获得的试验结果进行对比。计算结果显示, 蒙皮与冰层之间的剪切应力在线圈附近较大, 从脉冲位置处沿弦向迅速衰减。

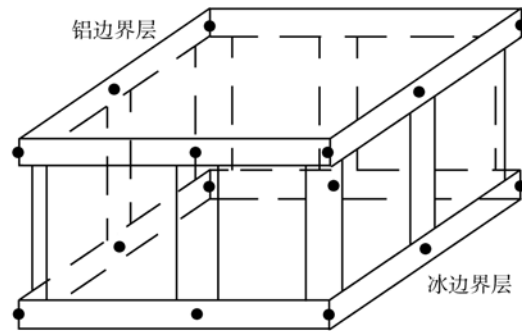


图 9 有限元建模方式<sup>[23]</sup>

Fig. 9 Approximate finite element modeling approach<sup>[23]</sup>

通过对大量理论计算和试验结果的分析可得, EIDI 系统能否除冰是由法向应力和剪切应力共同决定。因此, 可以采用数学方法建立一套普适的除冰准则, 用来确定蒙皮任意位置处能否实现除冰。该准则可表达为

$$\left(\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_0}\right)^a + \left(\frac{\tau_{\max}}{\tau_0}\right)^b \geq 1 \quad (11)$$

其中  $\sigma_{\max}$  为正应变峰值,  $\tau_{\max}$  为切应变峰值,  $\sigma_0$  和  $\tau_0$  是依据大量的试验确定的比较值。 $a$  和  $b$  是耦合参数, 强调两种应力对除冰贡献的重要性。通常认为, 在蒙皮与冰层初始撞击的过程中, 剪切载荷重要; 在冰层脱落的过程中, 法向的惯性应力重要。

#### 5 应用试验

为了实现 EIDI 系统的成功装机使用, 需进行包括飞行试验、疲劳试验以及电磁干扰试验等在内的工程应用试验研究。

EIDI 系统的飞行试验最早在伊尔-18 飞机上进行<sup>[24]</sup>, NASA, Cessna 公司以及波音公司针对不同机型开展了一系列飞行试验。试验结果显示: 自然条件下的结冰比在冰风洞中的结冰更容易除去; 结冰厚度在 2.5~25 mm 的范围内均可以成功实现除冰; 进气道内柔软的冰层较难完全去除; 结冰表面如果存在液态水, 则会影响系统的正常除冰效果。

由于 EIDI 系统工作时造成飞机蒙皮产生反复的振动, 因此需要考虑蒙皮的疲劳情况。疲劳试验主要针对线圈上方或最靠近铆接线附近蒙皮的裂纹、线圈、安装架、绝缘材料和供电系统。试验对

象选择 Cessna 通用航空飞机的机翼,经过 4 年超过 10 万次的脉冲,蒙皮并未产生疲劳损坏<sup>[25]</sup>。

EIDI 系统被认为是一个电磁干扰的发生源,潜在威胁机载电子设备<sup>[26-27]</sup>。波音军用飞机公司于 1988 年开展了电磁干扰试验,试验件为一架 Cessna 飞机的前缘。试验结果显示,产生电磁干扰的主要因素是导线,其次是脉冲线圈,该试验件产生的电磁干扰远低于军方给定的标准。另外,经过多次成功的飞行试验,证明了铝制机翼的电磁干扰是可以忽略的。然而,电磁干扰对于复合结构的影响还需要进一步的研究<sup>[28]</sup>。

## 6 结论及展望

本文从电动力学、结构动力学、除冰区域预测以及应用试验四个方面,对 EIDI 系统的研究状况进行了分析和总结。根据 EIDI 已开展的各项研究可知,针对由环状平绕线圈及金属平板构成的 EIDI 简化系统,Bernhart-Schrag 模型可以准确预测通电线圈中电流的变化规律以及蒙皮受到的法向力;采用有限元仿真的方法,可以计算出蒙皮表面的结构响应;初步建立了数学形式的除冰准则,能够预测除冰效果;已开展的各种应用试验,包括飞行试验、疲劳试验以及电磁干扰试验均表明 EIDI 系统具有工程应用价值。

近年来,各种有限元仿真软件得到了长足的发展(如 ANSYS, Maxwell 等),已经能够对 EIDI 系统这一典型的电磁斥力结构进行准确的仿真和模拟。Labeas 等人<sup>[8]</sup>在前人研究基础上,利用 ANSYS 软件对 EIDI 系统的整个除冰过程进行仿真,实现在同一仿真模型下,处理结构变形和除冰区域的预测。在此基础上,分析了冰层厚度、线圈位置、线圈数、脉冲振幅、前缘曲率半径对除冰效果的影响。

虽然 EIDI 系统有诸多优势,但要实现装机应用,还需在以下几方面开展进一步的研究:①已知的各种电动力学模型在建模时都对系统结构进行了限制及简化,与安装在真实机翼上的 EIDI 系统存在较大差别,因此需要进一步改进计算模型以解决上述缺陷;②除冰准则需要进行大量的试验,寻找适合于不同类型飞机的经验参数;③通过冰风洞试验和飞行试验,检验系统工作对支撑及铆接结构的不利影响,研究系统工作的可靠性并确定系统装机使用寿命;④针对现代飞机的特点,EIDI 系统需朝着小型化、低功耗、模块化的方向发展。

## 参考文献:

- [1] 卜雪琴,林贵平,彭又新,等. 防冰热载荷计算的一种新方法[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 208-212.  
BU Xueqin, LIN Guiping, PENG Youxin, et al. New method for calculation of anti-icing heat loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 208-212. (in Chinese)
- [2] Lynch F T, Khodadoust A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(8): 669-767.
- [3] 裴燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 航空专业教材编审组, 1985.
- [4] Macarthur C, Thomas S, Cassoni R. Aircraft anti-icing and deicing techniques and modeling[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 841-854.
- [5] 陈明生. 我国大型飞机防冰系统研制的设想[C]// 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会论文集. 深圳: 中国航空学会, 2007: 82.
- [6] Bond T, Shin J, Mesander G. Advanced ice protection systems test in the NASA Lewis icing research tunnel[R]. NASA Technical Memorandum 103757, 1991.
- [7] Ross R. Electro-impulse deicing of the NASA Lewis altitude wind tunnel turning vanes[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25: 499-502.
- [8] Labeas G N, Diamantakos I D, Sunaric M M. Simulation of the electroimpulse deicing process of aircraft wings[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(6): 1876-1885.
- [9] Levin I A. USSR electric impulse de-icing design[J]. Aircraft Engineering, 1972(7): 7-15.
- [10] Kodet A C. Electro-impulse deicing [R]. IEEE Paper 88TH0220-4, 1988.
- [11] Zumwalt G W, Schrag R L, Barnhart W D, et al. Analysis and tests for design of an electro-impulse de-icing system [R]. NASA Contractor Report 174919, 1985.
- [12] 王苑. 电子脉冲系统的飞行试验和风洞试验[J]. 国际航空, 1995(5): 19-23.  
WANG Yuan. The flight experiment and wind tunnel experiment of the electro-impulse system[J]. International Aviation, 1995(5): 19-23. (in Chinese)
- [13] Bernhart W D, Gien P E. A structural dynamics investigation related to EIDI applications[R]. AIAA Paper 86-0550, 1986.
- [14] Zumwalt G W, Friedberg R A. Designing an electroimpulse de-icing system[R]. AIAA Paper 86-0545, 1986.
- [15] Bernhart W D, Schrag R L. Electroimpulse de-icing: electrodynamic solution by discrete elements[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(6): 547-553.
- [16] Henderson R A. Theoretical analysis of the electrical aspects of the basic electro-impulse problem in aircraft de-icing applications[R]. NASA Contractor Report 180845, 1987.
- [17] 姚远. 电脉冲除冰系统的建模与试验研究[D]. 北京: 北京

- 航空航天大学,2007.
- YAO Yuan. Modeling and experimentation of electro-impulse de-icing system [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007. (in Chinese)
- [18] Wilson B K. A finite element solution to the dynamic response of a semi-cylindrical shell subjected to electro-impulse de-icing forces [D]. Wichita, Kansas: Wichita State University,1985.
- [19] Gien P H. Free vibration and transient analysis of a semi-cylinder subject to electro-impulse de-icing forces [D]. Wichita, Kansas: Wichita State University,1985.
- [20] Bernhart W D, Zumwalt G W. Electro-impulse de-icing: structural dynamic studies, icing tunnel tests and applications [R]. AIAA-84-0022,1984.
- [21] Chu M C, Scavuzzo R J. Adhesive shear strength of impact ice [J]. AIAA Journal, 1991, 29(11):1921-1926.
- [22] Khatkhate A A, Scavuzzo R J, Chu M L. A finite element study of the EIDI system [R]. AIAA-88-0022,1988.
- [23] Scavuzzo R J, Chu M L. Finite element studies of the electro impulse de-icing system [J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(9):757-763.
- [24] 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.
- LIU Genlin, SHEN Haijun. Summary of anti-icing and de-icing technology of aircraft [J]. Jiangsu Aviation, 2003(4): 18-20. (in Chinese)
- [25] Zumwalt G, Friedberg R, Schwartz J. Electro-impulse de-icing research: fatigue and electromagnetic interference tests [R]. Federal Aviation Administration Rept. , DOT/FAA/CT-88/27,1989.
- [26] Zieve P, Huffer B, Ng J. Electromagnetic emissions from a modular low voltage electro-impulse de-icing system [R]. AIAA Paper 89-0758,1989.
- [27] Zumwalt G W. Electro-impulse de-icing: a status report [R]. AIAA Paper 88-0019,1988.
- [28] Charles O M. Electro-impulse de-icing systems: issues and concerns for certification [R]. AIAA-89-0761,1989.