

容错式飞机自动除冰系统

常文秀

(吉林工业大学电子工程系, 长春, 130025)

陶建武 董庆伟

(空军第二航空学院四系, 长春, 130022)

FAULT-TOLERANCE TYPE OF AUTOMATIC DE-ICING SYSTEM FOR AIRCRAFT

Chang Wenxiu

(Department of Electronics, The Jilin University of Technology, Changchun, 130025)

Tao Jianwu, Dong Qingwei

(Fourth Department, The Second Aeronautical College of Air Force, Changchun, 130022)

摘要 提出一种高可靠性能型飞机自动除冰系统, 采用节能型电分离式除冰方法, 并配有最优能量控制策略, 使除冰系统所需的除冰能量大大降低; 用容错式系统结构, 使整个自动除冰系统的可靠性大大增加。实验结果表明系统可靠性高, 并且节能效果显著。

关键词 除冰器, 自动控制, 容错

中图分类号 V244.1, TP302.8

Abstract In this paper, a high-reliability and energy-saving type of automatic de-icing system for aircraft is proposed. In this system, the electric separation de-icing method and the optimal energy control strategy are used, in order to save de-icing energy consumed by the automatic de-icing system. In this system, the fault-tolerance system structure is adopted to improve the reliability of the automatic de-icing system. The test results show that this automatic de-icing system is a high reliability system, and the effect of energy-saving is remarkable.

Key words deicers, automatic control, fault tolerance

飞机在结冰气象条件下飞行时, 可能发生结冰, 不仅增加了飞机的重量, 而且破坏了飞机的气动外形。因而, 飞行阻力增加, 操纵性和稳定性下降; 仪器和仪表结冰后, 还会导致指示失常。如结冰严重时, 还会发生严重的飞行事故。为此, 本文提出一种新型容错式飞机自动除冰系统。

1 系统的性能设计

自动除冰系统主要由测冰传感器, 电分离式除冰装置和微机控制装置三部分组成, 其原理电路如图1所示。

测冰传感器安装在飞机结冰敏感处, 感受飞机表面是否结冰, 飞机表面若结冰, 传感器的输出电压脉冲数增加, 此电压脉冲经过放大整形后, 输入到微机就可测定单位时间内的飞机表面的冰层厚度。

1991年11月18日收到, 1993年1月10日收到修改稿

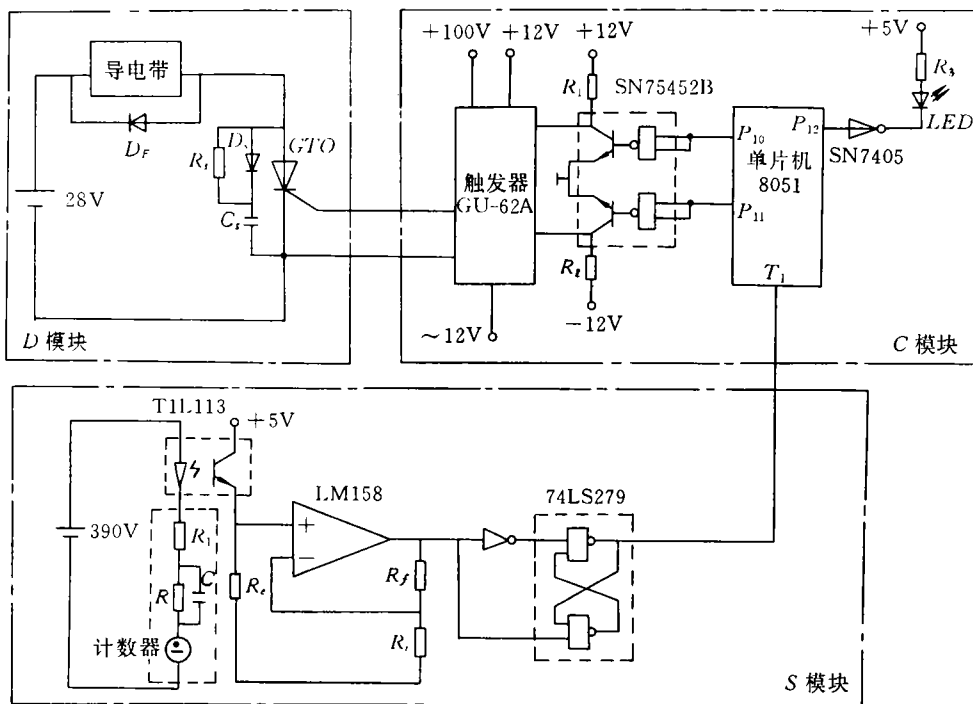


图 1 自动除冰系统原理电路图

电分离式除冰装置的核心部分是两根导电带，嵌放在宽约 2.5cm，厚约 1mm 的聚氨脂塑料带内。塑料带与形成冰的飞机表面相连接，若导电带通以 1000A 电流时，两根间距 0.1mm 的导电带之间将产生相互排斥的电磁力，此电磁力可达每米 2000N。这会使塑料带膨胀，从而使凝结在飞机表面的冰层破裂。若导电带中通以一定频率的脉冲电流，脉冲宽度为 $10^{-3} \sim 10^{-5}$ s，在此脉冲作用时间内，导电带通电，电磁力使其互相排斥，塑料带膨胀，脉冲结束后，电磁力消失，导电带恢复原状。如此反复，导电带就会产生振动而无法冻结成冰层。

这种除冰装置的除冰功率由下式计算。

$$P = IUtf$$

从公式可知，当脉冲电流幅值 I ，

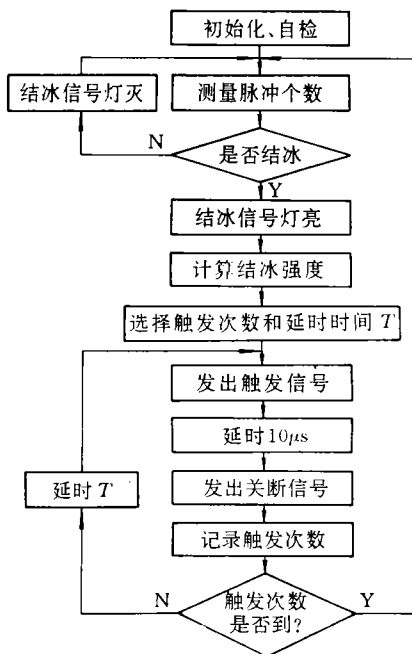


图 2 软件程序框图

电压幅值 U 和脉冲宽度 t 一定时, 除冰功率 P 与脉冲频率 f 成正比, 改变脉冲频率就可以控制除冰功率。

微机控制装置是自动除冰系统的控制核心, 根据飞机表面的结冰强度, 采用脉冲频率调制(PFM)控制方式, 控制除冰装置的脉冲频率, 以便达到除冰功率的最优控制。

微机控制装置由 8051 单片机和 GU-62A 触发器组成, 其控制软件程序框图如图 2 所示。

2 系统的可靠性设计

飞机自动除冰系统是实时控制系统, 飞机结冰后, 除冰系统必须要可靠地将冰除去, 但是, 每次除冰系统工作时间只是几十分钟。因此, 选择表征系统连续运行能力的可靠度和使命时间作为系统的可靠性参数最适宜。因为飞机除冰系统的可靠性直接关系飞机能否安全飞行, 如果除冰系统失效, 代价将是巨大的。因此, 系统的可靠性参数值范围确定为: 在 2h 连续运行中, 系统失效的概率小于 10^{-5} , 即系统的可靠度大于 99.999%, 使命时间为 2h。

2.1 容错结构

自动除冰系统划分成 4 个模块, 即信号测量模块、微机控制模块、除冰模块和检测模块。在每个模块中, 都采用必要的容错技术, 使每个模块的失效率小于某个值。在模块级上, 采用 NMR 和并联容错技术。在控制软件上, 采用 N 重版本程序。系统的容错结构如图 3 所示。从图中看出, 信号测量模块采用 TMR 后援技术, 其中备用模块数量为

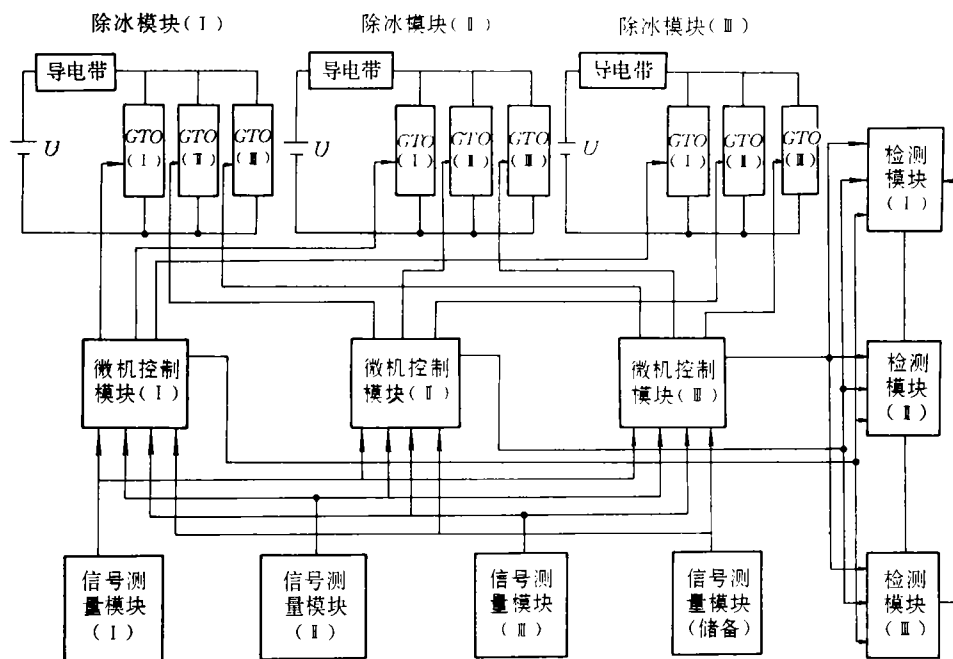


图 3 系统的容错结构

1个,表决器用软件实现。微机控制模块采用三模块并联技术,而除冰模块采用三重并行冗余降级运行技术,即当一个模块失效后,除冰系统仍能继续工作,只是除冰系统性能有所降低。检测模块采用三重冗余环形结构来实现容错处理。检测模块的作用是检测及处理整个系统中各个模块的故障,属于故障检测及处理机构,它由微机组成。

2.2 故障限制

系统以每一个模块为基本故障限制区,在限制区的边界上有控制隔离、数据隔离和电气隔离。在信号测量模块和微机控制模块之间,采用数据隔离措施。数据隔离结构框图如图4所示。在每个微机模块中,有8个存储区作为输入输出缓冲区。其中,每个接收缓冲单元分别接收每个信号测量模块的数据。这样,如果某个信号测量模块发生故障,它的(可能是错的)数据只能送入缓冲单元,微机控制模块通过表决就可以屏蔽掉不正确的数据。因此,任何故障模块都不可能传染别的模块。

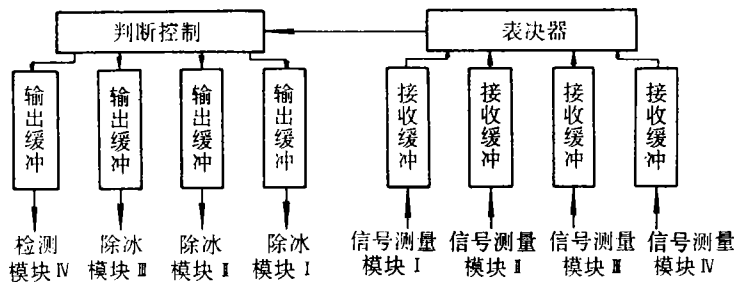


图4 数据隔离结构图

微机控制模块与除冰模块之间除了专门进行电气隔离设计外,还设有控制隔离。微机控制模块的输出有一路输入到检测模块,检测模块通过比较算法来确定微机控制模块是否有故障,若某个微机控制模块有故障,检测模块发出指令停止其模块工作,其故障模块的工作交给其它模块完成,因此,微机控制模块的故障不可能传染到除冰模块。

2.3 故障检测及系统重构

本系统的故障检测及系统重构主要是用软件方法实现的。为了确保故障处理软件的可靠执行,用程序正确性证明技术严格地证明了所有故障处理软件的正确性,从而避免了软件本身的错误。

信号测量模块的数据分别送到每个微机控制模块,由控制软件进行三模表决。为提高控制软件可靠性,采用3重版本程序,即独立设计3个功能相同的软件分别在3个微机控制模块上运行。当三模表决时,某个微机控制模块若发现某个信号测量模块输出的数据与其它两个模块的数据不符,则此微机控制模块立即向检测模块发出出错信号,由检测模块裁决。若三个微机控制模块都发出了某个信号测量模块的出错信号,则检测模块就认定这个信号测量模块发生永久性故障;否则,就认定为偶然性故障。若检测模块裁决某个信号测量模块发生永久性故障,则检测模块发出控制指令,切除故障模块并将储备模块接入系统,重构三模表决。

在检测模块的软件中,为每个微机控制模块设置了一个故障计数器,当检测模块发现某一微机控制模块的输出与其它模块的输出不符时,则故障计数器加1,若故障计数器连续加两次,则认为此模块发生永久性故障。否则,就认为是偶然性故障。某模块发生永久

性故障后, 检测模块发出指令, 停止故障模块的工作。它的工作由另一个正常模块的备用输出单元来完成, 从而实现了系统重构。另外, 对于除冰模块来说, 短路故障相对于断路故障, 其危害性更大, 为此, 每个 GTO 通路, 都采用了串并联结构, 以提高除冰模块的可靠性。

3 系统的实验结果

为了全面地评价系统的性能及可靠性, 进行了全面实验及分析。

3.1 除冰功率模拟实验

以某型轰炸机的尾翼除冰为例, 对设计的除冰系统进行除冰功率模拟实验, 并与电热周期除冰系统进行了对比。其实验结果列于表 1 中。

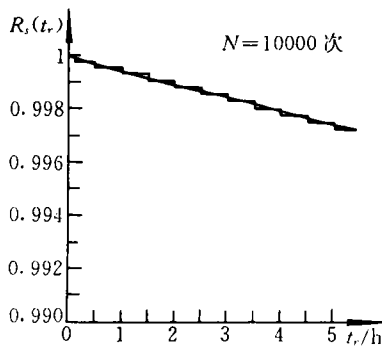
从表 1 可以看出, 由于提出的除冰装置采用了很强的脉冲电流, 并且采用了除冰功率的最优控制策略, 因而, 它的除冰功率比电热周期除冰装置的除冰功率小得多, 尤其在结冰强度较小时更为显著。并且当结冰强度较大时, 电分离式除冰装置可以将冰层弄成细小的碎屑, 使在防冰区外不会形成冰瘤。

表 1 除冰功率模拟实验结果

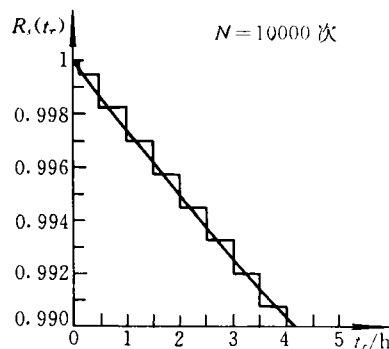
飞机结冰情况	结冰强度 / $\text{mm} \cdot \text{min}^{-1}$	弱 < 0.6	中度 0.6 ~ 1.0	强 1.1 ~ 2.0	极强 > 2.0
电分离式 除冰装置	工作条件	$U = 28\text{V}, I = 1 \times 10^3\text{A}, t = 1 \times 10^{-5}\text{s}$			
	工作频率 f / Hz	500	1 000	2 000	3 000
	除冰功率 P_1 / W	143	282	564	845
电热周期 除冰装置	工作条件	$U = 28\text{V} I = 465\text{A}$ 分区数 $n = 3$			
	除冰功率 P_2 / W	4 340	4 340	4 340	4 340
功率经济性 (P_1 / P_2)		3.3%	6.5%	13%	19.5%

3.2 系统可靠性仿真试验

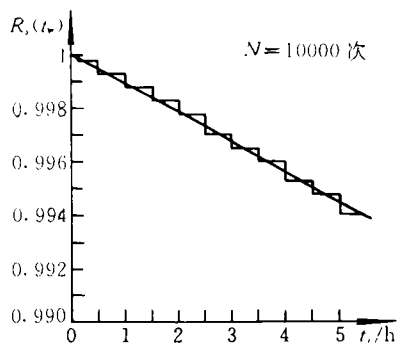
为了验证系统的可靠性是否满足设计要求, 采用了系统可靠性数字仿真的方法, 对系统的可靠性进行仿真试验。依据系统的原理电路, 采用故障树法对系统的四个组成模块进行可靠性仿真试验, 从而得出系统的四个模块可靠度 $R_s(t_r)$, $R_s(t_r)$ 曲线如图 5 所示。从图 5 可以看出, 若系统的使命时间为 2h, 检测模块的可靠度 $R_s(2) \approx 0.999$, 信号测量模



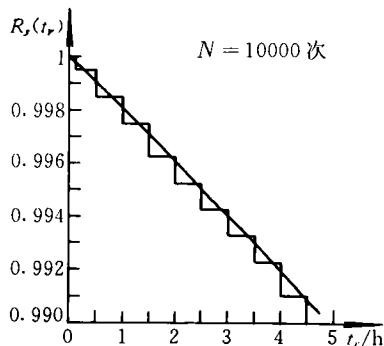
(a) 检测模块 $R_d(t_r)$



(b) 信号测量模块 $R_s(t_r)$



(c) 微机控制模块 $R_s(t_s)$



(d) 除冰模块 $R_s(t_s)$

图 5 4 个模块的可靠度

块 $R_s(2) \approx 0.995$, 微机控制模块可靠度 $R_s(2) \approx 0.998$, 除冰模块的可靠度 $R_s(2) \approx 0.996$ 。

依据系统的容错结构, 并根据系统的四个模型的可靠度数据, 对整个系统的可靠性进行仿真试验。图 6 是仿真实验结果, 即系统的可靠度 $R_s(t)$ 曲线。从图 6 看出, 若系统的使命时间为 2h, 系统的可靠度大于 99.999%, 达到设计要求。

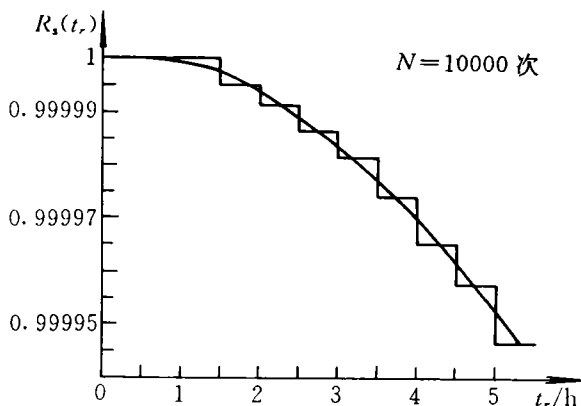


图 6 系统的可靠度 $R_s(t_s)$ 曲线

4 结束语

综上所述, 本文提出的容错式飞机自动除冰系统, 与其它系统相比, 具有以下特点: 高可靠性; 除冰装置消耗功率小; 自动化程度高; 重量轻; 结构紧凑等等。因而, 本系统是节能而可靠的自动除冰系统。

参 考 文 献

- 1 裘燮纲, 韩风华. 飞机防冰系统. 北京: 北京航空学院出版社, 1985: 39—43
- 2 陈廷槐等. 数字系统的测试与容错. 南京: 东南大学出版社, 1990: 198—204
- 3 杨为民, 盛一兴. 系统可靠性数字仿真. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990: 143—214