

机翼防冰自动作动功能的 逻辑设计及验证

Logic Design and Verification of Automatic Activation Function of Wing Anti-icing

史献林 / Shi Xianlin

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

首先从适航规章出发提出了某大型民机的机翼防冰自动作动功能要求,包括结冰探测、起飞抑制、温度抑制、机组操作指令和发动机引气状态等子功能,以及实现各子功能所需的信号及信号状态组合;接着设计了满足功能要求的基于主导式结冰探测的自动作动组合逻辑电路,推导了逻辑真值表;最后采用 matlab 软件 simulink 模块搭建了自动作动组合逻辑电路,数字验证的工作波形与真值表一致,表明设计的自动作动组合逻辑电路能够实现机翼防冰的自动作动功能。

关键词: 防冰;自动作动;逻辑;结冰探测;Simulink

中图分类号: V244.1+5

文献标识码: A

[Abstract] Firstly, according to airworthiness regulation on anti-icing protection activation, the wing anti-icing automatic activation function is provided, including anti-icing detection, inhibition of ta-keoff, inhibition of temperature, the functions of crew operation command and engine bleed status. Secondly, the combinational logic circuit of automatic activation based on primary ice detection is designed, and the logic truth table is derived. Thirdly, the simulink model of Matlab is adopted to solve the digital verification of automatic activation function logic. The work wave validated by numerals is compliance with the truth table. The result shows the logic circuit of automatic activation is able to meet the wing anti-icing auto activation function.

[Key words] Anti-icing Protection; Automatic Activation; Logic; Anti-icing Detection; Simulink

0 引言

1994年10月31日美国印第安纳州罗斯蓝镇附近,一架ATR72型支线飞机在结冰条件下发生了坠机事故造成68人死亡,促使FAA决定采取一系列旨在提高安全水平的工作,其中2009年9月2日生效的FAR 25-129修正案——防冰作动为一项重要的成果。该修正案确定了可以采用主导式结冰探测系统自动作动或提示飞行机组作动机体防冰系统(包括机翼、尾翼等部位的防冰)^[1-3]。现代大型民机如波音777、787和空客A380,以及ERJ-190和CRJ200等支线机都采用了主导式结冰探测系统自动作动机体防冰系统的方式,在提高飞行安全的

同时有效地减轻飞行机组工作负荷。本文设计了某大型民机机翼防冰自动作动功能的组合逻辑电路,已实现了自动作动功能,使用matlab软件simulink模块对逻辑进行了数字验证^[4],结果表明设计的逻辑能够实现机翼防冰的自动作动功能。本文的工作体现了飞机防冰系统功能要求的实现过程,有利于系统研发和验证。

1 功能要求

某大型民机的机翼防冰为热气防冰系统,发动机高温引气经预冷器调温后通过防冰活门调压进机翼前缘笛形管,经喷孔喷射到前缘,达到防冰目的。其主导式结冰探测系统由两支左右对称安装的

0871 型^[5]结冰探测器组成。机翼防冰的自动作动由防冰控制器控制,所需信号由总线输入(如结冰信号,温度信号等),经自动作动逻辑运算后,生成作动命令,由硬线输出到防冰活门,实现自动作动。

自动作动功能由结冰探测、起飞抑制、温度抑制、机组操作指令和发动机引气状态等子功能按逻辑运算后实现。结冰探测子功能实现:当飞机进入结冰条件后,探测结冰条件,发出结冰信号。起飞抑制子功能实现:当飞机处于起飞阶段的关键时刻,应避免自动作动防冰系统,防止引起发动机引气波动进而导致起飞推力扰动。若机组判断起飞航路上存在或可能存在结冰条件,可在地面推力锁定前手动启动防冰系统。温度抑制子功能实现:当外界环境温度(地面为静温,空中为总温)高于等于设定温度时(一般为 10℃,机型不同可能有所不同),认为不存在结冰条件,不应自动作动防冰系统,温度抑制可在一定程度上避免由于结冰探测的虚假信号导致防冰系统的误启动。机组操作指令子功能:指示机组通过驾驶舱的控制面板操作防冰系统的作动指令,有手动开启/手动关闭/自动控制三种指令;发动机引气状态子功能:表征发动机引气状态是否正常,是否能够为防冰系统提供热气。

2 自动作动逻辑

2.1 自动作动功能

自动作动功能中的机组操作指令为自动 AUTO 和发动机引气状态正常是自动作动的必要条件,结冰探测发出结冰信号是充分条件,起飞抑制和温度抑制是限制条件。在满足必要条件的前提下,自动作动逻辑应在结冰探测、起飞抑制和温度抑制各自状态组合下实现以下八种作动命令,如表 1 所示。

为实现自动作动逻辑,对结冰探测、起飞抑制和温度抑制功能进行分解,确定所需的信号和信号状态组合。

2.2 结冰探测

主导式结冰探测的两支相互独立的结冰探测器^[1]相互备份,任一结冰探测器探测到结冰,发出结冰信号,即认为飞机进入结冰条件,结冰探测子功能的状态组合,如表 2 所示。

表 2 子功能状态组合的真值参数如表 3 所示。

实现表 3 的子功能逻辑,如图 1 所示。

2.3 起飞抑制

起飞抑制的信号源包括空速、轮载或起飞气压

表 1 自动作动逻辑状态

输入				输出
组合	结冰探测	起飞抑制	温度抑制	作动命令
1	探测到结冰	起飞	<10℃	关闭
2	探测到结冰	起飞	>=10℃	关闭
3	探测到结冰	飞行	<10℃	启动
4	探测到结冰	飞行	>=10℃	关闭
5	未探测到结冰	起飞	<10℃	关闭
6	未探测到结冰	起飞	>=10℃	关闭
7	未探测到结冰	飞行	<10℃	关闭
8	未探测到结冰	飞行	>=10℃	关闭

表 2 结冰探测子功能状态组合

输出		输入	
组合	左结冰探测器	右结冰探测器	结冰探测
1	探测到结冰	探测到结冰	探测到结冰
2	探测到结冰	未探测到结冰	探测到结冰
3	未探测到结冰	探测到结冰	探测到结冰
4	未探测到结冰	未探测到结冰	未探测到结冰

表 3 结冰探测子功能真值表

输出			输出
组合	左结冰探测	右结冰探测	结冰探测
1	1	1	1
2	1	0	1
3	0	1	1
4	0	0	0

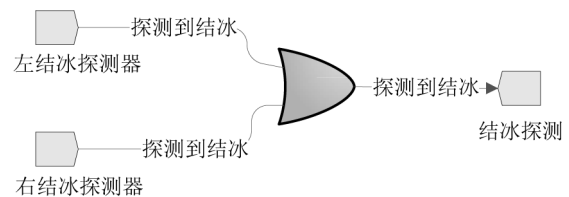


图 1 结冰探测子功能逻辑图

高度信号。空速表征飞机速度,一般空速小于 0.18Ma 即认为飞机处在起飞阶段;轮载表征飞机在地面或空中;起飞气压高度信号表征飞机飞离起飞机场的高度,一般高度小于 1 500ft 即认为飞机处在起飞阶段。本文采用空速和起飞气压高度信号的组合实现起飞抑制子功能,其状态组合如表 4 所示。

表 4 起飞抑制子功能状态

输入			输出
组合	空速	起飞气压高度	起飞抑制
1	$\geq 0.18\text{Ma}$	$\geq 150\text{ft}$	飞行(不抑制)
2	$\geq 0.18\text{Ma}$	$< 150\text{ft}$	飞行(不抑制)
3	$< 0.18\text{Ma}$	$\geq 150\text{ft}$	飞行(不抑制)
4	$< 0.18\text{Ma}$	$< 150\text{ft}$	起飞(抑制)

表 4 子功能状态组合的真值参数,如表 5 所示。

表 5 起飞抑制子功能真值表

输入			输出
组合	空速	起飞气压高度	起飞抑制
1	1	1	1
2	1	0	1
3	0	1	1
4	0	0	0

实现表 5 的子功能逻辑,如图 2 所示。

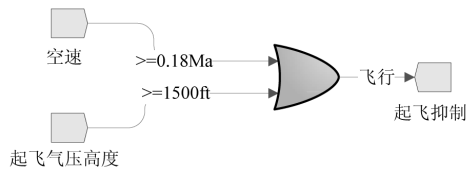


图 2 起飞抑制子功能逻辑图

2.4 温度抑制

温度抑制的信号源包括飞机总/静温,发动机总/静温。一般认为温度大于等于 10°C 时,发动机进气道或机翼不会结冰,不需要启动防冰系统。本文使用飞机总/静温实现起飞抑制子功能,其状态如表 6 所示。

表 6 温度抑制子功能状态

输入		输出
组合	飞机总/静温	温度抑制
1	$< 10^{\circ}\text{C}$	$< 10^{\circ}\text{C}$ (不抑制)
2	$\geq 10^{\circ}\text{C}$	$\geq 10^{\circ}\text{C}$ (抑制)

表 6 子功能状态的真值参数如表 7 所示。

表 7 温度抑制子功能真值表

输入		输出
组合	飞机总/静温	温度抑制
1	1	1
2	0	0

2.5 自动作动逻辑

在 2.2~2.4 节分析的基础上,为实现 2.1 节中

表 8 自动作动功能逻辑真值表

输入						输出
组合	左结冰探测	右结冰探测	空速	起飞气压高度	温度	作动命令
1	1	1	1	1	1	1
2	1	1	1	1	0	0
3	1	1	1	0	1	1
4	1	1	1	0	0	0
5	1	1	0	1	1	1
6	1	1	0	1	0	0
7	1	1	0	0	1	0
8	1	1	0	0	0	0
9	1	0	1	1	1	1
10	1	0	1	1	0	0
11	1	0	1	0	1	1
12	1	0	1	0	0	0
13	1	0	0	1	1	1
14	1	0	0	1	0	0
15	1	0	0	0	1	0
16	0	0	0	0	0	0
17	0	1	1	1	1	1
18	0	1	1	1	0	0
19	0	1	1	0	1	1
20	0	1	1	0	0	0
21	0	1	0	1	1	1
22	0	1	0	1	0	0
23	0	1	0	0	1	0
24	0	1	0	0	0	0
25	0	0	1	1	1	0
26	0	0	1	1	0	0
27	0	0	1	0	1	0
28	0	0	1	0	0	0
29	0	0	0	1	1	0
30	0	0	0	1	0	0
31	0	0	0	0	1	0
32	0	0	0	0	0	0

自动作动功能的八种作动命令,搭建了自动作动功能的数字逻辑,如图3所示。

结冰探测和起飞抑制分别有两个信号,每个信号两种状态,对应表1和图3自动作动功能的真值表参数,如表8所示,共计32种组合。

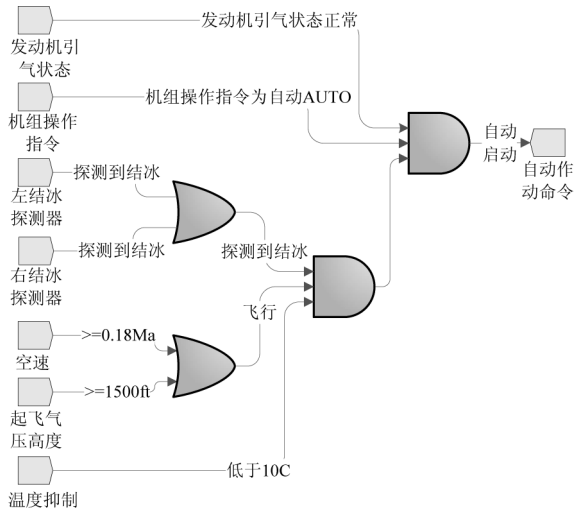


图3 自动作动功能逻辑图

3 数字验证

使用 matlab 2011. b 版软件 simulink 模块中的 pluse 脉冲模块表征表 8 真值表参数的 0/1 状态, Scope 示波器显示输入信号和输出命令 0/1 状态,搭建了自动作动功能的逻辑电路,如图4所示。运行逻辑电路,其工作波形如图5所示。对照表8输入信号和输出信号的真值表参数,查看工作波形,可见自动作动命令的波形与表8中自动作动命令的真值一致,通过数字验证证明设计的逻辑电路能够实现自动作动功能。

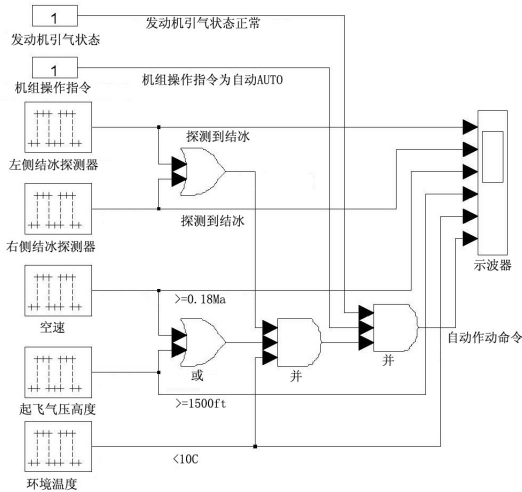


图4 自动作动功能的逻辑电路

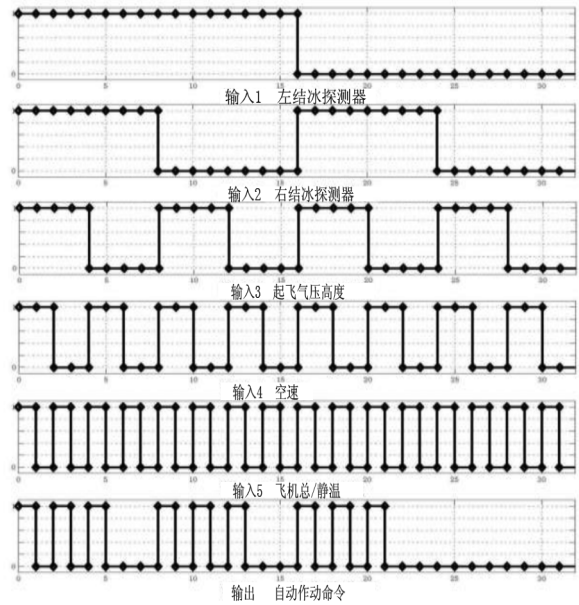


图5 自动作动逻辑电路的工作波形

4 结论

本文详细分析了某大型民机机翼防冰自动作动功能要求,分解了实现该功能所需要的信号及信号状态组合,设计了基于结冰探测的自动作动逻辑,推导了逻辑真值表参数;采用 simulink 模型对自动作动功能的数字逻辑电路进行了数字验证,结果表明设计的自动作动逻辑能够实现机翼防冰的自动作动功能。本文按照系统功能需求、功能分解、设备信号及信号状态、逻辑图设计、数字逻辑电路验证的步骤,完成了功能分析-设计-验证的系统研发和验证过程。

参考文献:

- [1] Department of Transportation, Federal Aviation Administration, 14 CFR Part 25, Amendment No. 25-129 Activation of Ice Protection [S]. USA, August 3, 2009.
- [2] FAA. Compliance with the Ice Protection Requirements of § § 25.1419(e), (t), (g), and (h) [S]. AC25.1419.2, 2009.
- [3] FAA. Aircraft Ice Protection Appendix K. Ice and Icing Condition Detection [S]. AC20-73A, 2006.
- [4] 王正林.精通 MATLAB 7 [M]. 北京:电子工业出版社, 2006: 424-457.
- [5] SAE AIR4367A. Aircraft Inflight Ice Detectors and Icing Rate Measuring Instrument [S]. 2007.