文章编号：1000-8608(2019)05-0492-09

基于GO法的某型飞机液压系统可靠性研究

马　骏，段富海*，王海朋

（大连理工大学 机械工程学院，辽宁 大连　116024）

摘要：使用GO法(goal-oriented methodology)分析了某型民用飞机液压系统的可靠性，并解决了GO法不能考虑系统内部反馈回路的问题. 首先在飞机液压系统结构原理图基础上，对各个功能部件进行合理划分，建立了飞机液压系统的GO模型，采用布尔代数思想构造反馈回路的布尔运算式，解决了GO法不能考虑反馈回路的问题；其次进行了GO运算，得到了飞机液压系统的可靠度，并将不含反馈回路和含有反馈回路的系统可靠度进行了对比，证明了含有反馈回路的GO法精确度更高；再次构建了飞机液压系统的故障树模型，用最小径集法计算了系统的可靠度；最后将含有反馈回路的GO法计算结果与故障树法计算结果进行对比，验证了GO法在飞机液压系统可靠性分析和测试评估中的有效性和正确性.

关键词：民用飞机液压系统；可靠性分析；GO法；故障树分析(FTA)

中图分类号：V240.2　　**文献标识码：**A　　**doi：**10.7511/dllgxb201905008

0　引　言

飞机液压系统是由多套相互独立、相互备份的分系统组成，是一个多余度、大功率的复杂机电液一体化系统，具有功率密度大、传递距离远、易于实现自动控制等优点，可为飞机的副翼、升降舵、方向舵、起落架等提供动力及姿态控制，从而实现飞机的滚转、俯仰、偏航和降落等动作[1].

目前，飞机液压系统朝着智能化、高压化(35 MPa)、模块化等方向发展. 飞机液压系统智能化可根据负载工况进行流量、压力双匹配，使输出与输入功率达成最佳匹配，从而减少飞机液压系统无效功耗，降低系统温升. 高压化有利于缩小动力元件尺寸，减轻液压系统重量，提高飞机承载和机动性能. 模块化可以大大提高生产效率. 尽管飞机液压技术取得了一定的研究成果，但如何设计出高可靠性液压系统，从而降低压力脉动、温升、油液污染度等不良因素对液压系统工况的影响，仍是飞机液压技术发展中亟待解决的问题[2-3].

飞机液压系统作为飞机重要组成部分，其可靠性是衡量飞机可靠性的重要依据. 飞机液压系统正常运行是保证飞机安全飞行的重要前提，其可靠性备受研制方和使用方的关注. 在新一代大型民用和军用飞机迅速发展的背景下，对飞机液压系统可靠性的研究具有重大意义.

目前，对航空液压系统可靠性分析的文献不多. 王锴等[4]用威布尔分布法分析了民用飞机液压系统可靠性；王俊晖[5]用故障树法分析了航空液压系统的可靠性；Mihalčová 等[6]用液压流体特性监测的方法分析了飞机引擎液压系统的可靠性.

GO法是美国军方20世纪60年代首先提出用于分析武器系统可靠性的一种有效方法[7]，特别适合有电流、气流和液流等实际物流产生的多状态复杂系统可靠性分析，更适合分析复杂、有时序的系统[8-9]. Yi 等[10]提出了对于可修系统的GO法改进方法，并对重型车辆液压转向系统进行了可靠性分析；Ren 等[11]提出了GO法的动态模型并对供水系统进行了可靠性分析. 上述研究只根据系统内部各组成部分串并联的情况来分析可靠性，均没有考虑系统存在的反馈回路问题，不能全面有效地分析系统的可靠性.

本文引入布尔代数来解决GO法不能考虑反

收稿日期：2019-04-03；　**修回日期：**2019-07-31.
基金项目：航空科学基金项目(20150863003).
作者简介：马　骏(1994-)，男，硕士生，E-mail：majundalian@mail.dlut.edu.cn；段富海*(1965-)，男，博士，教授，博士生导师，E-mail：duanfh@dlut.edu.cn；王海朋(1988-)，男，博士生，E-mail：wanghpmail@126.com.

馈回路的问题，对某型民用飞机液压系统进行可靠性研究，给出飞机液压系统反馈回路的解决方案，搭建含有反馈回路的飞机液压系统 GO 图，并将定量分析结果与 FTA 法[12]进行对比.

1　飞机液压系统原理

飞机液压系统由自增压油箱、防火切断阀、发动机驱动泵（engine driven pump，EDP）、电机驱动泵（electrical motor pump，EMP）、过滤器、优先阀和蓄能器等元件组成，图 1 所示为某型民用飞机液压系统原理图[13]. 自增压油箱通过高压管路压力反馈，增大了泵源的吸油压力，防止泵源出现空吸现象；过滤器主要用于过滤系统油液中的固体颗粒及其他有害物质，保证油液污染度在关键液压元件能够耐受的限度以内，从而提高液压系统可靠性并延长元件寿命；在系统出现低压状态时，优先阀优先确保关键执行机构供油和工作，保证飞行安全性；蓄能器主要用于减小系统脉动，并在中断起飞、复飞、着陆等短时大流量场合供应系统流量，保证系统工作；每个 EDP 与油箱之间装有防火切断阀，当液压系统出现超高温或者发动机出现火警时，防火切断阀自动开启，断开 EDP 吸油管路，使 EDP 泵不再工作，降低发动机着火的可能性[14].

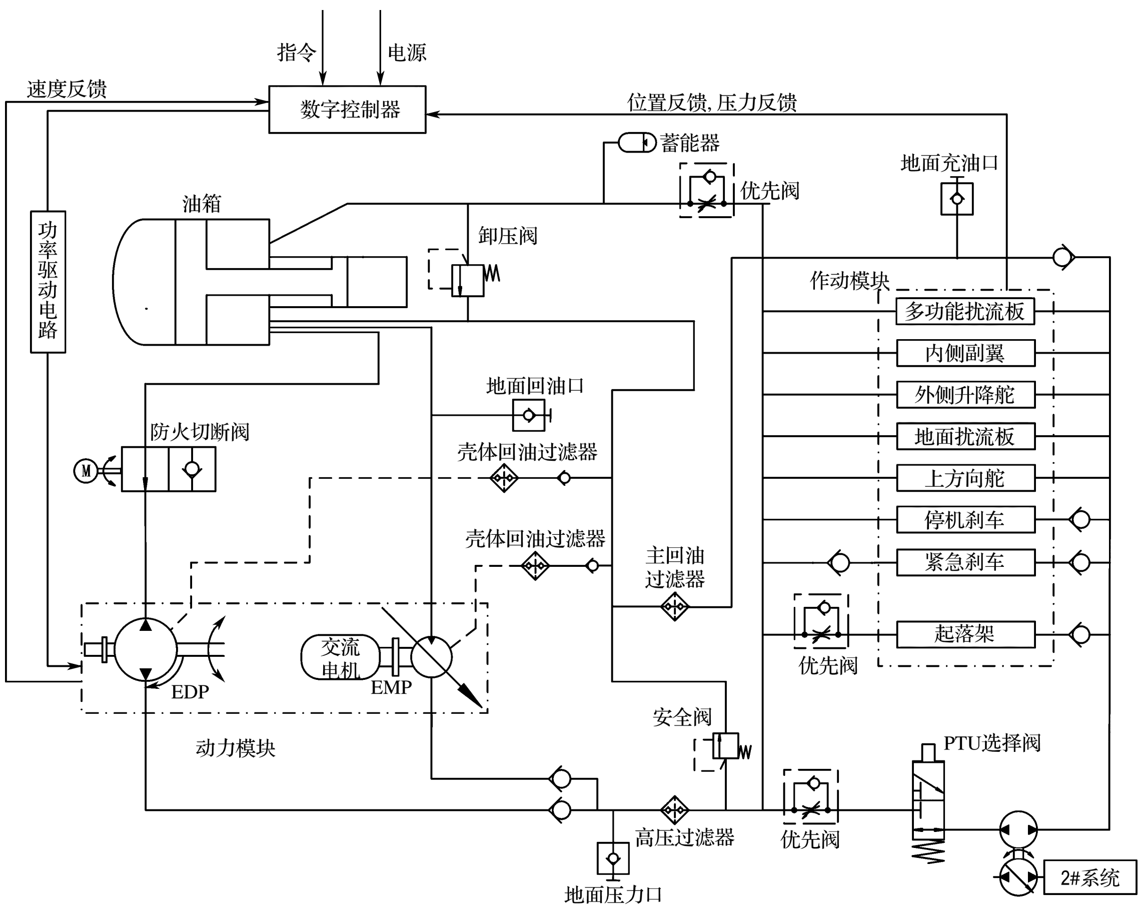

图 1　某型飞机液压系统原理图[13]

Fig. 1　Schematic diagram of a certain aircraft hydraulic system[13]

2　GO 法分析液压系统可靠性

GO 法主要分析过程包括按照其规则建立 GO 图和进行定量计算. 飞机液压系统相应模块按照控制指令要求进行正常运转，则其整体正常工作. 结合所建立 GO 图和 GO 法运算规则计算系统成功概率，即为系统可靠度.

2.1　飞机液压系统反馈回路求解

在系统可靠性分析中，GO 法不能有效处理含有反馈回路的系统. 然而反馈回路作为飞机液压系统的重要组成部分，能为系统提供实时准确

的控制和监测.在系统可靠性分析时,如果不能有效地处理反馈回路问题,则不能准确评估系统的可靠性,最终不能有效地评估系统性能.现有做法是将反馈回路拆成两个部分,采用信号发生器简单替代反馈信号,此做法必然准确性不高,影响可靠度的计算.Yi 等[10]提出了一种新的操作符方法,Vaurio[15]提出了一种迭代方法.但上述方法均没有明确地给出处理含有反馈回路系统的一般方法.本文采用布尔代数的思想,将系统的反馈回路用布尔方程的形式表示,能够准确表示飞机液压系统内部的反馈信号部分,可提高可靠性分析计算精度.结合飞机液压系统原理图,构建内部反馈回路结构简图[16],如图 2 所示.

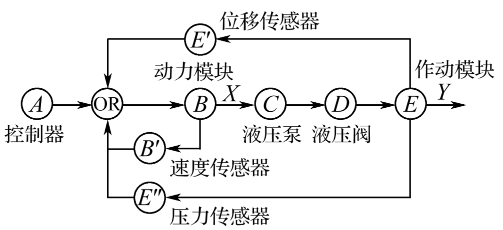

图 2 飞机液压系统内部反馈回路结构图

Fig. 2 Internal feedback loop structure diagram of aircraft hydraulic system

以 A 部件为例,将其成功输出的事件集合表示为 $A_{\mathrm{v}}A_{\mathrm{w}}$,其中 A_{v} 表示 A 部件成功运行的事件集合,A_{w} 代表 A 部件全部状态的集合,其余部件表示方法与 A 部件相同,布尔关系式可表示为

$$Y=C_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{w}}D_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{w}}E_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{w}}X \tag{1}$$

由图 2 可知,B' 的输入信号为 X,E' 和 E'' 的输入信号为 Y,或门的输入信号为 A、B'、E'、E'',所以 X 的表达式为

$$X=[A_{\mathrm{v}}A_{\mathrm{w}}+B'_{\mathrm{v}}B'_{\mathrm{w}}X+(E'_{\mathrm{v}}E'_{\mathrm{w}}+E''_{\mathrm{v}}E''_{\mathrm{w}})Y]B_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{w}} \tag{2}$$

将式(1)代入式(2)得

$$X=A_{\mathrm{v}}A_{\mathrm{w}}B_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{w}}+B_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{w}}B'_{\mathrm{v}}B'_{\mathrm{w}}X+ B_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{w}}C_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{w}}D_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{w}}E_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{w}}(E'_{\mathrm{v}}E'_{\mathrm{w}}+E''_{\mathrm{v}}E''_{\mathrm{w}})X \tag{3}$$

根据布尔代数集合运算 $A_{\mathrm{s}}A_{\mathrm{s}}=A_{\mathrm{s}}$,$1+A_{\mathrm{s}}=1$ 的思想,求解式(3)布尔方程得

$$X=A_{\mathrm{v}}A_{\mathrm{w}}B_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{w}}+m_1B_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{w}}B'_{\mathrm{v}}B'_{\mathrm{w}}+ m_2B_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{w}}C_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{w}}D_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{w}}E_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{w}}(E'_{\mathrm{v}}E'_{\mathrm{w}}+E''_{\mathrm{v}}E''_{\mathrm{w}}) \tag{4}$$

其中 m_1 和 m_2 是任意布尔元素.

GO 法是以整个系统成功运行为导向,假设系统内部所有部件成功启动,则有

$$B'_{\mathrm{w}}=E'_{\mathrm{w}}=E''_{\mathrm{w}}=1$$

$$A_{\mathrm{w}}=B_{\mathrm{w}}=C_{\mathrm{w}}=D_{\mathrm{w}}=E_{\mathrm{w}}=1$$

所以

$$X=A_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{v}}+m_1B_{\mathrm{v}}B'_{\mathrm{v}}+m_2B_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{v}}(E'_{\mathrm{v}}+E''_{\mathrm{v}}) \tag{5}$$

由图 2 可直接推出 E 成功输出后 X 的表达式为

$$X=A_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{v}}+A_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{v}}B'_{\mathrm{v}}+A_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{v}}(E'_{\mathrm{v}}+E''_{\mathrm{v}}) \tag{6}$$

比较式(5)和(6)可知:$m_1=A_{\mathrm{v}}$,$m_2=A_{\mathrm{v}}$,因此 Y 成功输出的表达式为

$$Y=A_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{v}}+A_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{v}}B'_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{v}}+ A_{\mathrm{v}}B_{\mathrm{v}}C_{\mathrm{v}}D_{\mathrm{v}}E_{\mathrm{v}}(E'_{\mathrm{v}}+E''_{\mathrm{v}}) \tag{7}$$

式中:第 1 项为主路作用;第 2 项为 $B-B'$ 环结构作用;第 3 项为 $B-C-D-E-E'$ 和 $B-C-D-E-E''$ 环结构作用.翻译成 GO 模型如图 3 所示.

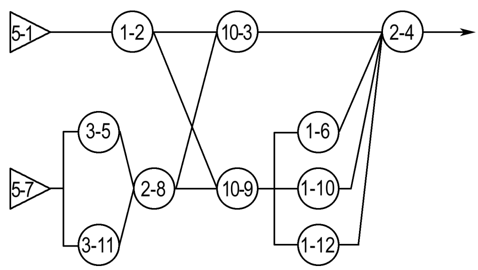

图 3 反馈回路 GO 模型

Fig. 3 GO model of feedback loop

2.2 飞机液压系统的 GO 模型构建

GO 模型由系统原理图所对应的 GO 操作符和信号流构成[7].结合飞机液压系统的原理图,建立某型民用飞机液压系统 GO 模型,如图 4 所示.

电源、驱动信号、油箱等可用类型 5 信号发生器操作符表示.数字控制器、位移传感器、液压阀、液压缸、航空高压柱塞泵等看作两状态单元,可用类型 1 操作符表示.电动机和发动机可能因电源短路等不期望的外界刺激出现提前输出信号的情况,因此可用类型 3 触发发生器表示.将图 4 中所有元件的相关含义和数据列于表 1.表 1 中,状态值 0 表示该单元为提前状态,状态值 1 表示该单元为成功状态,状态值 2 表示该单元为故障状态.单元为故障状态的概率即该单元的失效率 λ,其

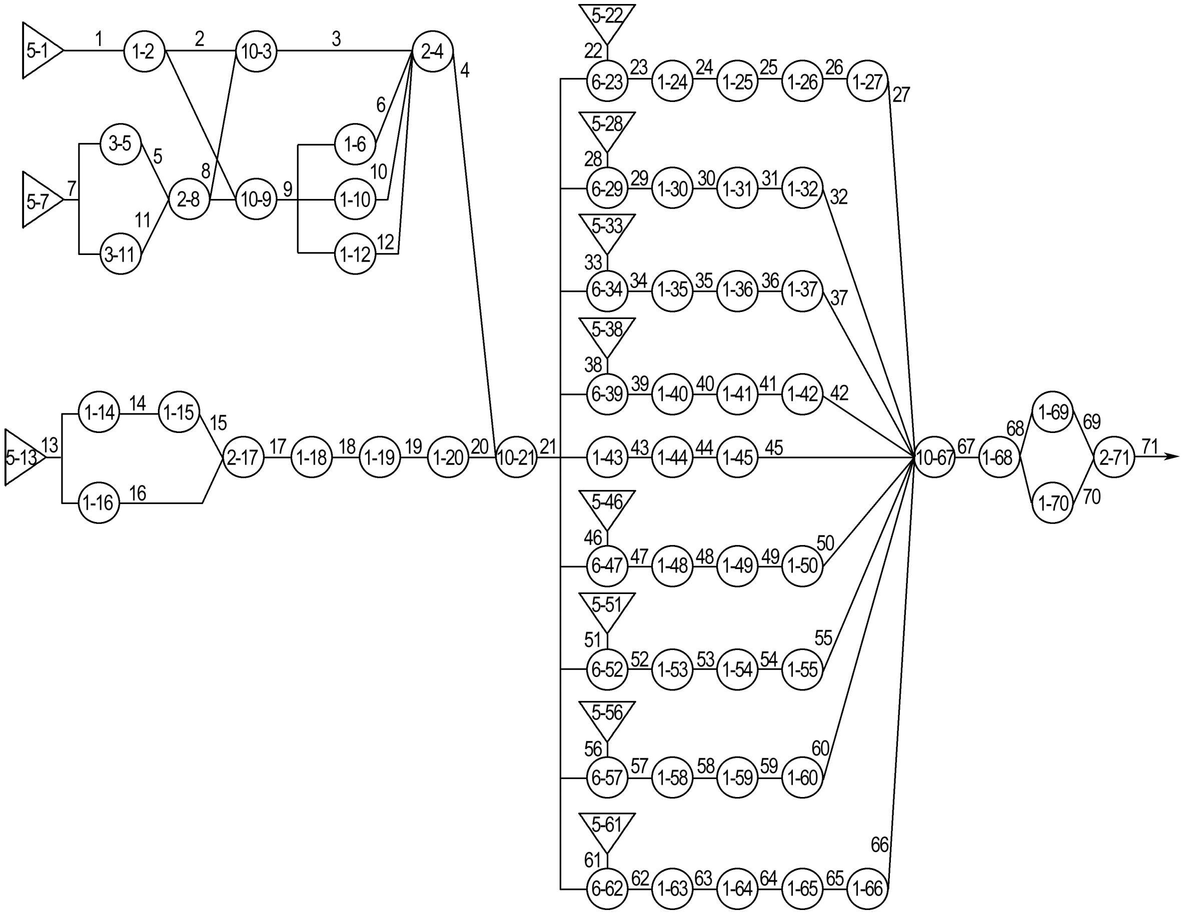

图 4　飞机液压系统 GO 模型

Fig. 4　GO model of aircraft hydraulic system

含义为该单元在单位时间内发生失效的概率；单元处于提前状态的概率为 P_{p}，即单元在外部因素干扰下提前动作引起输出信号发生的概率.

2.3　GO 法可靠性运算

根据 GO 法运算规则，列出图 4 中关键信号流的表达式.

(1)信号流 8

信号流 8 的输入信号流为信号流 5 和 11，由于信号流 5 和 11 都包含信号流 7，所以信号流 7 为信号流 8 的共有信号，对其进行修正[7]后得

$$\begin{aligned}A_{\mathrm{r8}}(0)=&P_{\mathrm{c5}}(0)+P_{\mathrm{c11}}(0)+P_{\mathrm{c5}}(1)A_{\mathrm{r7}}(0)+\\&P_{\mathrm{c11}}(1)A_{\mathrm{r7}}(0)-P_{\mathrm{c5}}(0)P_{\mathrm{c11}}(0)-\\&P_{\mathrm{c5}}(0)P_{\mathrm{c11}}(1)A_{\mathrm{r7}}(0)-\\&P_{\mathrm{c11}}(0)P_{\mathrm{c5}}(1)A_{\mathrm{r7}}(0)-\\&P_{\mathrm{c5}}(1)P_{\mathrm{c11}}(1)A_{\mathrm{r7}}(0)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}A_{\mathrm{r8}}(1)=&P_{\mathrm{c5}}(0)+P_{\mathrm{c11}}(0)+P_{\mathrm{c5}}(1)A_{\mathrm{r7}}(1)+\\&P_{\mathrm{c11}}(1)A_{\mathrm{r7}}(1)-P_{\mathrm{c5}}(0)P_{\mathrm{c11}}(0)-\\&P_{\mathrm{c5}}(0)P_{\mathrm{c11}}(1)A_{\mathrm{r7}}(1)-\\&P_{\mathrm{c11}}(0)P_{\mathrm{c5}}(1)A_{\mathrm{r7}}(1)-\\&P_{\mathrm{c5}}(1)P_{\mathrm{c11}}(1)A_{\mathrm{r7}}(1)\end{aligned}$$

$$A_{\mathrm{r8}}(2)=1$$

$$P_{\mathrm{r8}}(0)=A_{\mathrm{r8}}(0)$$

$$P_{\mathrm{r8}}(1)=A_{\mathrm{r8}}(1)-A_{\mathrm{r8}}(0)$$

$$P_{\mathrm{r8}}(2)=A_{\mathrm{r8}}(2)-A_{\mathrm{r8}}(1)$$

(2)信号流 4

信号流 4 有多个输入信号流，且各信号流都是在信号流 2 和 8 存在的前提下才存在，所以信号流 2 和 8 是信号流 4 的共有信号，对共有信号进行修正后得

$$a=1-[1-P_{\mathrm{c6}}(0)][1-P_{\mathrm{c10}}(0)][1-P_{\mathrm{c12}}(0)]$$

$$b=1-[1-P_{\mathrm{c6}}(1)][1-P_{\mathrm{c10}}(1)][1-P_{\mathrm{c12}}(1)]$$

$$A_{\mathrm{r4}}(0)=aA_{\mathrm{r9}}(0)+A_{\mathrm{r3}}(0)-\frac{aA_{\mathrm{r3}}(0)}{A_{\mathrm{r2}}(0)A_{\mathrm{r8}}(0)}$$

$$A_{\mathrm{r4}}(1)=bA_{\mathrm{r9}}(1)+A_{\mathrm{r3}}(1)-\frac{bA_{\mathrm{r3}}(1)}{A_{\mathrm{r2}}(1)A_{\mathrm{r8}}(1)}$$

$$A_{\mathrm{r4}}(2)=1$$

表1 飞机液压系统操作符数据

Tab.1 Aircraft hydraulic system operator data

编号	类型	含义	状态概率/10^{-6}		
			状态值0	状态值1	状态值2
1	5	电源信号	0	$1-\lambda$	26.032 1
2	1	控制器	0	$1-\lambda$	2.133 2
3,9,21,67	10	与门			
4,8,17,71	2	或门			
5	3	发动机	6.036 1	$1-\lambda-P_p$	15.987 3
6	1	速度传感器	0	$1-\lambda$	3.512 1
7	5	驱动控制信号	0	$1-\lambda$	11.076 5
10	1	位移传感器	0	$1-\lambda$	3.512 1
11	3	电动机	7.964 2	$1-\lambda-P_p$	17.477 1
12	1	压力传感器	0	$1-\lambda$	3.512 1
13	5	增压油箱	0	$1-\lambda$	38.137 3
14	1	防火切断阀	0	$1-\lambda$	16.985 6
15,16	1	航空高压柱塞泵	0	$1-\lambda$	48.008 3
18,25,30,35, 40,48,53,58,64	1	溢流阀	0	$1-\lambda$	71.941 0
19,27,60,63,66	1	单向阀	0	$1-\lambda$	12.500 1
20	1	高压过滤器	0	$1-\lambda$	23.903 2
22,28,33,38,46,51,56,61	5	电液换向阀电源	0	$1-\lambda$	10.873 1
23,29,34,39,47,52,57,62	1	电液换向阀	0	$1-\lambda$	43.720 1
24,43	1	优先阀	0	$1-\lambda$	15.719 7
26	1	起落架液压缸	0	$1-\lambda$	35.878 2
31,49	1	节流阀	0	$1-\lambda$	16.982 1
32	1	多功能扰流板液压缸	0	$1-\lambda$	16.837 1
36,41,54	1	比例调速阀	0	$1-\lambda$	17.271 9
37	1	内侧副翼液压缸	0	$1-\lambda$	18.376 2
42	1	外侧升降舵液压缸	0	$1-\lambda$	13.296 7
44	1	蓄能器	0	$1-\lambda$	120.250 4
45	1	卸压阀	0	$1-\lambda$	39.982 1
50	1	地面扰流板液压缸	0	$1-\lambda$	17.876 3
55	1	上方向舵液压缸	0	$1-\lambda$	15.983 1
59,65	1	刹车液压缸	0	$1-\lambda$	40.872 1
68	1	主回油过滤器	0	$1-\lambda$	12.282 6
69,70	1	壳体回流过滤器1,2	0	$1-\lambda$	16.432 6

$P_{r4}(0)=A_{r4}(0)$

$P_{r4}(1)=A_{r4}(1)-A_{r4}(0)$

$P_{r4}(2)=A_{r4}(2)-A_{r4}(1)$

(3)信号流21

计算考虑反馈环后的关键信号流得

$A_{r21}(0)=A_{r4}(0)A_{r20}(0)$

$A_{r21}(1)=A_{r4}(1)A_{r20}(1)$

$A_{r21}(2)=1$

$P_{r21}(0)=A_{r21}(0)$

$P_{r21}(1)=A_{r21}(1)-A_{r21}(0)$

$P_{r21}(2)=A_{r21}(2)-A_{r21}(1)$

(4)信号流67

信号流67有多个输入信号流,每个信号流都包含信号流21,所以信号流21是信号流67的共有信号,对共有信号进行修正后得

$$A_{r67}(0)=A_{r27}(0)A_{r32}(0)A_{r37}(0)A_{r42}(0)\times A_{r45}(0)A_{r50}(0)A_{r55}(0)A_{r60}(0)\times A_{r66}(0)/A_{r21}^{8}(0)$$

$$A_{r67}(1)=A_{r27}(1)A_{r32}(1)A_{r37}(1)A_{r42}(1)\times A_{r45}(1)A_{r50}(1)A_{r55}(1)A_{r60}(1)\times$$

$A_{r66}(1)/A_{r21}^{8}(1)$

$A_{r67}(2)=1$

$P_{r67}(0)=A_{r67}(0)$

$P_{r67}(1)=A_{r67}(1)-A_{r67}(0)$

$P_{r67}(2)=A_{r67}(2)-A_{r67}(1)$

(5)信号流 71

信号流 71 输入信号流为信号流 69 和 70，由于信号流 69 和 70 均包含信号流 68，因此在计算信号流 71 时需要对其进行修正，得

$$A_{r71}(0)=A_{r69}(0)+A_{r70}(0)-\frac{A_{r69}(0)A_{r70}(0)}{A_{r68}(0)}$$

$$A_{r71}(1)=A_{r69}(1)+A_{r70}(1)-\frac{A_{r69}(1)A_{r70}(1)}{A_{r68}(1)}$$

式中：$A_{rj}(i)$为第 j 个操作符输出信号为 i 的状态累积概率；$P_{cj}(i)$为第 j 个操作符状态值为 i 的状态概率；$P_{rj}(i)$为第 j 个操作符输出信号为 i 的状态概率. 结合表 1 数据，计算结果如表 2 所示.

表 2 将不含反馈回路的系统 GO 图成功输出的概率与含有反馈回路的概率进行对比，得出含有反馈回路的系统 GO 图所计算出的系统成功输出概率较小，说明反馈回路对系统可靠性影响较大. 考虑系统的反馈回路能准确计算系统可靠度，可有效评估系统性能.

表 2　反馈回路和系统输出概率

Tab. 2　Feedback loop and system output probability

名称	反馈输出概率	系统输出概率	
		不含反馈回路	含有反馈回路
状态值 0	0	0	0
状态值 1	0.999 983	0.998 320	0.998 303
状态值 2	0.000 017	0.001 680	0.001 697

3　基于 FTA 法的飞机液压系统可靠性分析

用 FTA 法分析上述某型民用飞机液压系统，以该型飞机液压系统故障为顶事件建立故障树，如图 5 所示.

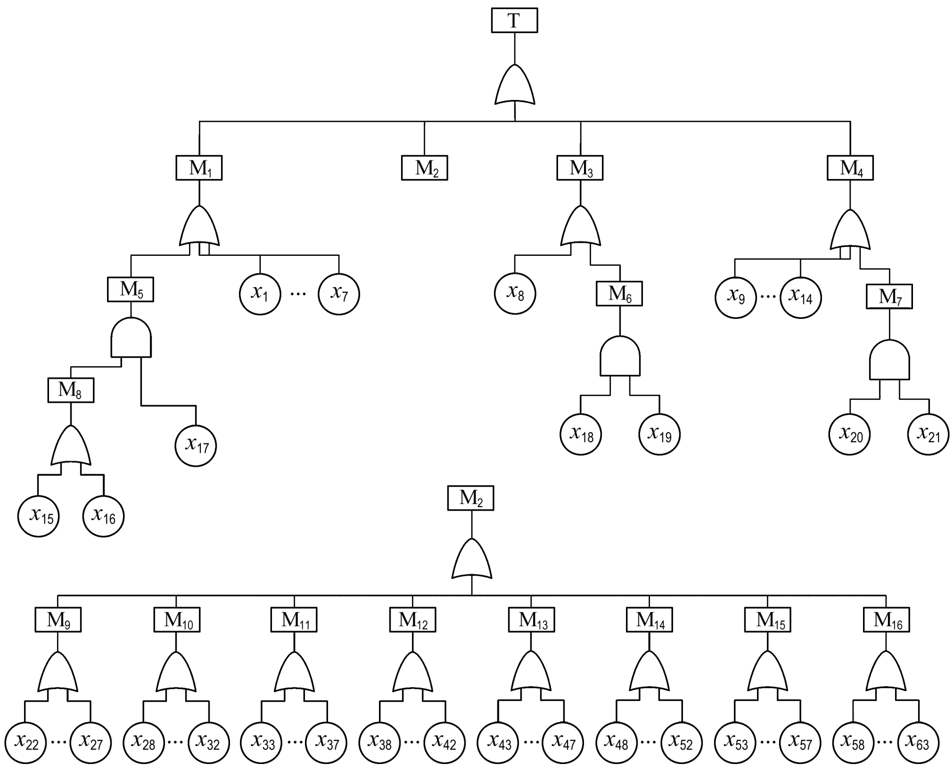

图 5　飞机液压系统故障树

Fig. 5　Fault tree of aircraft hydraulic system

图 5 中 M_1 为主油路故障，M_2 为作动系统故障，M_3 为回油路故障，M_4 为控制系统故障，M_5 为流量故障，M_6 为壳体回油路故障，M_7 为流量驱动故障，M_8 为 EDP 流量故障，M_9 为起落架系

统故障，M_{10}为多功能扰流板系统故障，M_{11}为内侧副翼系统故障，M_{12}为外侧升降舵系统故障，M_{13}为地面扰流板系统故障，M_{14}为上方向舵系统故障，M_{15}为停机刹车系统故障，M_{16}为紧急刹车系统故障．各底事件数据如表3所示．

表3 各底事件数据

Tab.3 Data of each bottom event

序号	底事件	发生概率/10^{-6}	序号	底事件	发生概率/10^{-6}
x_1	油箱故障	38.137 3	x_{16}，x_{17}	航空高压柱塞泵故障	48.008 3
x_2，x_{25}，x_{30}，x_{35}，x_{40}，x_{45}，x_{50}，x_{55}，x_{61}	溢流阀故障	71.941 0	x_{18}，x_{19}	壳体回油过滤器故障	16.432 6
x_3，x_{27}，x_{57}，x_{60}，x_{63}	单向阀故障	12.500 1	x_{20}	电动机故障EMP	17.477 1
x_4	高压油过滤器故障	23.903 2	x_{21}	发动机故障EDP	15.987 3
x_5，x_{24}	优先阀故障	15.719 7	x_{22}，x_{28}，x_{33}，x_{38}，x_{43}，x_{48}，x_{53}，x_{58}	电液换向阀电源故障	10.873 1
x_6	蓄能器故障	120.250 4	x_{23}，x_{29}，x_{34}，x_{39}，x_{44}，x_{49}，x_{54}，x_{59}	电液换向阀阀故障	43.720 1
x_7	卸压阀故障	39.982 1	x_{26}	起落架液压缸故障	35.878 2
x_8	主回油过滤器故障	12.282 6	x_{31}，x_{46}	节流阀故障	16.982 1
x_9	速度传感器故障	3.512 1	x_{32}	多功能扰流板液压缸故障	16.837 1
x_{10}	位移传感器故障	3.512 1	x_{36}，x_{41}，x_{51}	比例调速阀故障	17.271 9
x_{11}	压力传感器故障	3.512 1	x_{37}	内侧副翼液压缸故障	18.376 2
x_{12}	电源故障	26.032 1	x_{42}	外侧升降舵液压缸故障	13.296 7
x_{13}	控制器故障	2.133 2	x_{47}	地面扰流板液压缸故障	17.876 3
x_{14}	控制信号故障	11.076 5	x_{52}	上方向舵液压缸故障	15.983 1
x_{15}	防火切断阀故障	16.985 6	x_{56}，x_{62}	刹车液压缸故障	40.872 1

由于图5所示故障树的最小割集数目较大，本文利用最小径集[17-18]分析该故障树的可靠性．根据对偶原理求出该故障树的最小径集k为

$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{17},x_{18},x_{20},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$
$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{17},x_{18},x_{21},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$
$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{17},x_{19},x_{20},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$
$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{17},x_{19},x_{21},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$
$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{15},x_{16},x_{18},x_{20},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$
$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{15},x_{16},x_{18},x_{21},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$
$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{15},x_{16},x_{19},x_{20},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$
$$\{x_1,\cdots,x_{14},x_{15},x_{16},x_{19},x_{21},x_{22},\cdots,x_{63}\}$$

最小径集表明，当一个最小径集中所包含的基本事件都不发生时，就可以防止顶事件发生．可见，每一个最小径集都是保证故障树顶事件不发生的条件，是防止发生事故的一种途径．从该角度分析，最小径集表示系统的安全性．故用最小径集中事件都不发生的概率来计算整个系统正常运行的可靠度．计算公式为

$$P_k=\prod_{x_n\in Q_k}(1-q_n)$$

式中：$P_k(k=1,2,\cdots,8)$表示最小径集发生的概率，即系统可靠度；$x_n\in Q_k$表示属于第k个最小径集的第n个基本事件；$1-q_n$表示第n个基本事件不发生的概率．

经过计算得，$P_1=0.998\,173$，$P_2=0.998\,173$，$P_3=0.998\,171$，$P_4=0.998\,173$，$P_5=0.998\,154$，$P_6=0.998\,156$，$P_7=0.998\,156$，$P_8=0.998\,154$．

根据安全系统工程[12]的优化思想，在基本事件数相同的最小径集中选择可靠度较大的最小径集，在可靠度接近的最小径集中选择基本事件数较少的最小径集[18]，所以取$P_1=0.998\,173$作为系统正常运行可靠度．

4 方法对比

FTA法计算出系统可靠度为0.998 173，与含有反馈回路的系统GO图所计算出的系统可靠度0.998 303非常接近，故验证了GO法在分析飞机液压系统可靠性中的有效性，说明本文含有

反馈回路的 GO 可靠性分析方法可行. 因为两种方法的基本概念和算法有差别，导致两种方法的计算结果有一定差别. 针对飞机液压系统，基于 GO 法的可靠性研究能够准确反映系统部件之间的逻辑关系，且信号流和状态值能表示部件和系统的多种状态，可直接进行信号流和系统的状态概率定量计算，特别适用于有具体物流的系统分析；能够有效避免 FTA 法针对复杂系统建模一致性差，对多态系统无能为力，不能有效分析有反馈回路系统的不足.

5　结　论

（1）采用布尔代数思想求解描述反馈回路的布尔方程，解决了在 GO 法中不能考虑含有反馈回路的问题，并将计算结果与不含反馈回路的 GO 法计算出的结果进行了对比，证明了含有反馈回路的 GO 法所得结果更加精确.

（2）将含有反馈回路的 GO 法所计算出的结果与 FTA 法的结果相比较，验证了 GO 法在飞机液压系统可靠性分析中的可行性和准确性. 证明了对于含有反馈回路且有实际物流产生的复杂系统，引入布尔代数技术的 GO 法能有效分析其可靠性，但对反馈回路中出现共因失效的问题不能很好解决，有待进一步研究.

（3）GO 法模型可表示飞机液压系统的多种状态，这与其实际工作状况更加符合，故 GO 法计算的可靠度信息更加精确.

参考文献：

[1] 杨华勇，丁　斐，欧阳小平，等. 大型客机液压能源系统［J］. 中国机械工程，2009，**20**（18）：2152-2159.
YANG Huayong，DING Fei，OUYANG Xiaoping，*et al*. Hydraulic power systems for trunk line aircrafts［J］. **China Mechanical Engineering**，2009，**20**（18）：2152-2159.（in Chinese）

[2] 欧阳小平，李　磊，方　旭，等. 共振型液压脉动衰减器研究现状及展望［J］. 机械工程学报，2015，**51**（22）：168-175，182.
OUYANG Xiaoping，LI Lei，FANG Xu，*et al*. Research status and prospects of resonant-type hydraulic pulsation attenuator［J］. **Journal of Mechanical Engineering**，2015，**51**（22）：168-175，182.（in Chinese）

[3] JIA Baohui，YANG Zhengqing，SUN Zedong. Research on health assessment of hydraulic pumping source system for civil aircraft［J］. **Advanced Materials Research**，2012，**452/453**：248-252.

[4] 王　锴，赵天菲，朱　莹，等. 民用飞机液压能源系统可靠性分析［J］. 液压与气动，2015（8）：20-25.
WANG Kai，ZHAO Tianfei，ZHU Ying，*et al*. Reliability analysis on the hydraulic power system of the civil aircraft［J］. **Chinese Hydraulics & Pneumatics**，2015（8）：20-25.（in Chinese）

[5] 王俊晖. 民用飞机液压系统可靠性分析［D］. 杭州：浙江大学，2015.
WANG Junhui. Reliability analysis on the commercial aircraft hydraulic system［D］. Hangzhou：Zhejiang University，2015.（in Chinese）

[6] MIHALČOVÁ J，ŠMERINGAI P. Ensuring the reliability of an aircraft engine hydraulic system［J］. **Applied Mechanics and Materials**，2014，**616**：126-134.

[7] 沈祖培，黄祥瑞. GO 法原理及应用：一种系统可靠性分析方法［M］. 北京：清华大学出版社，2004.
SHEN Zupei，HUANG Xiangrui. **Principle and Application of GO Methodology — A System Reliability Analysis Methodology**［M］. Beijing：Tsinghua University Press，2004.（in Chinese）

[8] 王海朋，段富海，江秀红. 基于模糊 GO 法的惯性导航系统可靠性研究［J］. 大连理工大学学报，2018，**58**（3）：285-292.
WANG Haipeng，DUAN Fuhai，JIANG Xiuhong. Research on reliability of inertial navigation system based on fuzzy GO methodology［J］. **Journal of Dalian University of Technology**，2018，**58**（3）：285-292.（in Chinese）

[9] 金　霞，段富海. 基于 GO 法的电动静液作动器可靠性分析［J］. 大连理工大学学报，2013，**53**（6）：846-850.
JIN Xia，DUAN Fuhai. Reliability analysis of electro hydrostatic actuator based on GO methodology［J］. **Journal of Dalian University of Technology**，2013，**53**（6）：846-850.（in Chinese）

[10] YI Xiaojian，DHILLON B S，DONG Haiping，*et al*. Quantitative reliability analysis of repairable systems with closed-loop feedback based on GO methodology［J］. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering**，2017，**39**（5）：1845-1858.

[11] REN Yi, FAN Dongming, WANG Zili, *et al*. System dynamic behavior modeling based on extended GO methodology [J]. **IEEE Access**, 2018, **6**: 22513-22523.

[12] GULLO L J, DIXON J. Fault tree analysis for system safety [M] // **Design for Safety**. Hoboken: John Wiley & Sons Ltd, 2018: 185-208.

[13] 欧阳小平,杨华勇,郭生荣,等. 现代飞机液压技术 [M]. 杭州: 浙江大学出版社, 2016.
OUYANG Xiaoping, YANG Huayong, GUO Shengrong, *et al*. **Modern Hydraulics for Aircrafts** [M]. Hangzhou: Zhejiang University Press, 2016. (in Chinese)

[14] HULIRAJ R V, JANARDHANA H L. Aircraft mechanical systems [M] // **Aerospace Materials and Material Technologies-Volume 2: Aerospace Material Technologies**. Singapore: Springer, 2017: 251-278.

[15] VAURIO J K. A recursive method for breaking complex logic loops in Boolean system models [J]. **Reliability Engineering & System Safety**, 2007, **92**(10): 1473-1475.

[16] 兰 雪,段富海,桑 勇. GO-FLOW 法在飞机 EHA 可靠性分析中的应用 [J]. 北京航空航天大学学报, 2017, **43**(6): 1264-1270.
LAN Xue, DUAN Fuhai, SANG Yong. Application of GO-FLOW methodology in reliability analysis of aircraft EHA [J]. **Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics**, 2017, **43**(6): 1264-1270. (in Chinese)

[17] LIN Y K, CHEN S G. A merge search approach to find minimal path vectors in multistate networks [J]. **International Journal of Reliability Quality and Safety Engineering**, 2017, **24**(1): 1750005.

[18] 吕 青,袁文博,向晓东. 基于最小径集的系统故障概率分配方法研究 [J]. 安全与环境学报, 2011, **11**(6): 227-230.
LV Qing, YUAN Wenbo, XIANG Xiaodong. A new approach to the study of system failure probability distribution based on the minimum path set [J]. **Journal of Safety and Environment**, 2011, **11**(6): 227-230. (in Chinese)

Research on reliability of hydraulic system of certain aircraft based on GO methodology

MA Jun, DUAN Fuhai*, WANG Haipeng

(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: The GO (goal-oriented) methodology is used to analyze the reliability of a certain type of civil aircraft hydraulic system, and the problem that the GO methodology cannot consider the internal feedback loop of the system is solved. Firstly, on the basis of the structural schematic diagram of the aircraft hydraulic system, the GO model of the aircraft hydraulic system is established based on the reasonable division of each functional part. The Boolean operation formula of the feedback loop is constructed with the idea of Boolean algebra, which solves the problem that the feedback loop could not be considered in the GO methodology. Secondly, the GO calculation is carried out to obtain the reliability of the aircraft hydraulic system. The comparison between the reliability of the system without and with feedback loop proves that the GO methodology with feedback loop is more accurate. The fault tree model of aircraft hydraulic system is established, and the reliability of the system is calculated by the method of minimum path set. The GO methodology is compared with the fault tree method to verify the availability and correctness of GO methodology in the reliability analysis and system safety evaluation of aircraft hydraulic system.

Key words: hydraulic system for civil aircraft; reliability analysis; GO methodology; fault tree analysis (FTA)