

基于 Flowmaster 的飞机燃油供油系统仿真研究

高泽海, 马存宝, 宋东

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 飞机燃油系统作为飞机不可或缺的功能和保障系统, 对飞机的安全性有着重大的影响。针对飞机燃油供油系统的故障诊断问题, 利用流体仿真软件 Flowmaster 建立了供油系统模型; 仿真了飞机燃油系统增压泵供油、交输供油、重力供油的工作情况; 分析了飞机燃油供油系统的故障模式, 仿真了在几种典型故障模型下的工作情况, 并对仿真结果进行了分析; 结果表明利用 Flowmaster 所建立的供油系统模型能有效地仿真飞机燃油系统正常与故障工作情况, 为飞机燃油系统的故障诊断打下了基础。

关键词: 飞机燃油供油系统; 故障模式; 故障诊断

Research of Aircraft Fuel Feeding System Based on Flowmaster Simulation

Gao Zehai, Ma Cunbao, Song Dong

(Aeronautics School, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Fuel system as an integral function and security system of aircraft has major impact on the safety of aircraft. Aiming at the problem of failure diagnose, the model of aircraft fuel feeding system is built by fluid simulation software Flowmaster. The aircraft fuel system working at the condition of boost pump feeding, cross-feeding and gravity feeding are simulated. The fault mode of aircraft fuel feeding system is analyzed. The working conditions of several typical failures are simulated, and the results are analyzed. It shows that the fuel feeding system which is built by Flowmaster could simulate the aircraft fuel feeding system working at normal or failure conditions. The result provides a foundation for the failure diagnose of aircraft fuel feeding system. There is much engineering application value.

Keywords: aircraft fuel feeding system; fault mode; failure diagnosis

0 引言

飞机燃油系统是影响飞机性能、飞行安全的关键系统, 是飞机的动力源泉。而飞机燃油系统的功能是在飞机允许的飞行状态和工作条件下连续地、可靠地向发动机与 APU 供给足够压力和流量的燃油^[1]。因此, 为了更好的保证飞机飞行, 提高燃油系统工作效率与可靠性, 降低系统定期维修的巨大成本^[2-3]。针对飞机燃油供油系统的故障诊断问题进行研究是十分有必要的。

本文针对飞机燃油供油系统, 详细分析了其工作原理与工作状态, 利用流体仿真软件 Flowmaster 建立了飞机燃油供油系统模型。并仿真了供油系统在增压泵供油、交输供油以及重力供油的情况下的工作状态。然后就供油系统常见的几类故障进行了仿真。验证了所建立模型的正确性^[4]。为之后针对飞机

燃油供油系统的健康管理打下了基础。

1 飞机燃油供油系统建模

本文以 Boeing737 型飞机为例, 利用流体仿真软件 Flowmaster 对其供油系统进行研究分析。

1.1 供油系统模型

Boeing737 飞机为双发动机飞机, 在起飞、进近、爬升、巡航阶段都是由电动增压泵进行供油。在下降阶段会有重力供油。

Boeing737 飞机有中央油箱、左机翼油箱 (1 号主油箱) 和右机翼油箱 (2 号主油箱) 3 个供油油箱, 为保证供油安全, 每个油箱配置两个交流电动增压泵, 并行运行, 且每个增压泵都具有单独供给一侧发动机的能力。从而保证了任何一个油箱中的某一个增压泵故障的情况下, 仍然可以用另一个增压泵供给发动机。同时也满足了当一侧供油管路失效的情况下, 开启交输活门, 可由另一侧油箱同时向两个发动机供油的需求。当两侧机翼油箱增压泵都失效时, 或一侧油箱增压泵均损坏, 且交输活门无法打开。则旁通活门打开, 开始重力供油。其基本模型如图 1 所示^[5]。

Boeing737 飞机供油顺序为: 先由中央油箱供油, 后由左右两个机翼油箱供油。当左翼油箱中燃油水平下降到一定水平时, 左翼油箱与中央油箱连通的浮子活门打开, 通过引射泵将中央油箱中的底油抽到左翼油箱, 其动力源为左机翼油箱的前增压泵。为保证飞机重心的变化在规定范围内。当两侧机翼油

收稿日期: 2014-09-12; 修回日期: 2014-10-13。

作者简介: 高泽海 (1989-) 男, 陕西西安人, 博士研究生, 主要从事机载设备故障诊断方向的研究。

马存宝 (1963-) 男, 陕西三原人, 教授, 博士生导师, 主要从事机载设备故障诊断、机载设备自动化检测、飞行管理系统、数字信号处理、民航适航符合性验证等技术方向的研究。

宋东 (1963-) 男, 河北衡水人, 教授, 硕士生导师, 主要从事自动测试技术、机载计算机设计与 BITE 技术、航空电子系统、飞行仿真技术方向的研究。

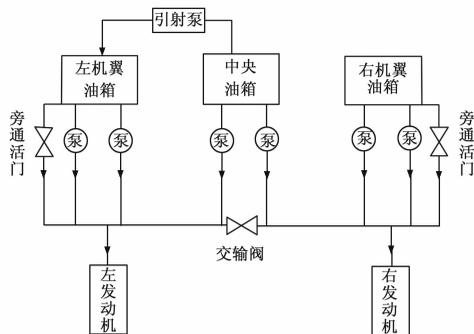


图 1 飞机燃油供油系统模型简图

箱油量差值超限时，开启交输供油，以维持飞机的平衡^[6]。

1.2 Flowmaster 供油模型建立

依据飞机燃油供油系统基本模型构架，结合 Flowmaster 软件所包含的泵、管道、阀门、弯管、蓄水池等各类元件^[7]，所搭建的仿真模型如图 2 所示。

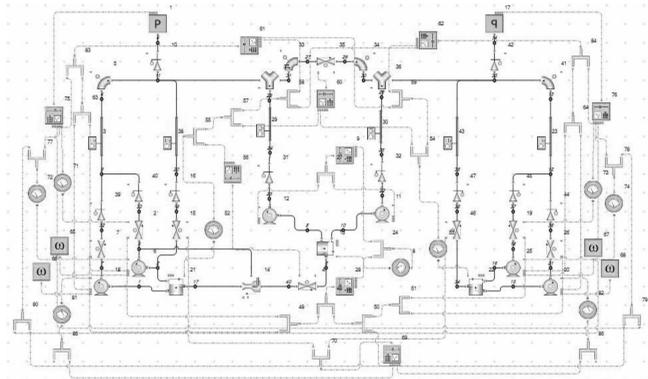


图 2 Flowmaster 飞机燃油供油系统仿真模型

由于 Flowmaster 中无发动机元件，因此用压力源元件代替^[8]。具体搭建系统模型时所采用的元件如表 1 所示。

表 1 系统模型组成元件

仿真元件	元件号	实际系统元件
压力源	1、17	发动机
3arm-tan	k 13、21、22	燃油箱
	11、12	中央油箱增压泵
	6、18	左机翼油箱前后增压泵
增压泵	25、30	右机翼油箱前后增压泵
	31、32	中央油箱增压泵出口单向阀
单向阀	10、42	燃油切断阀
	35	交输活门
球阀	4	浮子阀
	2 与 40、7 与 39、19 与 45、26 与 44	机翼油箱增压泵出口阀
单向阀+球阀	15 与 16、46 与 47	旁通活门
	14	引射泵
管道	3、38、23、43、30、29	
弯管+三通管	5、37、33、34、36、41	

各个元件之间黑色的点为节点。其余元件为控制元件、信号分割器以及测量元件。

Flowmaster 提供 3 种方式的控制元件：列表控制元件、

曲线控制元件以及脚本控制元件。本文所使用的测量与控制元件如表 2 所示。

飞机燃油系统出口即为发动机入口。在飞机不同的工作状态下，飞机燃油系统出口压力、流量并不相同。因此，确定在不同情况下飞机燃油系统出口情况是十分重要的，并且对于 Flowmaster 迭代计算也是必须的。

为得到燃油系统出口压力随增压泵变化的具体情况，搭建了一侧机翼油箱增压泵分别供给两侧发动机的仿真。

表 2 模型测量元件与控制元件

元件号	元件功能
8、52、53	测量各油箱液面高度
72、74、81、82	测量机翼油箱增压泵转速
65、66、67、68	控制增压泵的转速
9	控制中央油箱增压泵的启停
28	控制两机翼油箱各增压泵出口阀的开关
60	控制交输活门的开关
61、62	控制两侧机翼油箱增压泵的启停
59	控制浮子活门的开关
69	控制旁通活门的开关
75、76	控制调节压力源元件的大小

1) 向己侧发动机供油：燃油通过供油增压泵，经过增压泵出口阀、供油管道、弯管和燃油切断阀供给到己侧发动机

2) 向另一侧发动机供油：燃油通过增压泵，经增压泵出口阀、供油管道、弯管、三通管、交输活门，以及另一侧燃油切断阀等供给给另一侧发动机。

首先，仿真了在增压泵工作在额定转速 11 500 rpm，压力源为正常工作 3.84 bar，飞行高度为 10 706 m 条件下的供油情况。分别得出两供油增压泵供油汇流处的压力。再计算出一侧机翼油箱分别供给两侧发动机的管道压降。

其次，调节增压泵工作状态，在 Flowmaster 中增压泵可调节的量为增压泵转速、扭矩、启停。本文仿真中采用使机翼油箱中的两个增压泵的转速同时在一百秒内从额定转速下降到 0。得出此时汇流处节点压力大小，如图 3。将此压力减去己侧供油管道压降所得曲线，即为当一侧机翼油箱两个增压泵同时性能下降或停泵过程，因转速下降而导致己侧燃油系统出口压力变化曲线。减去供给另一侧发动机供油管道压降所得曲线，即为交输供油状态下另一侧燃油系统出口压力随供油增压泵工作变化曲线。在 Flowmaster 里的 performance data 中保存为转速与增压泵出口压力曲线，并加载到控制压力源大小的控制元件中，以便根据增压泵工作状态输出相应的压力源大小。

最后，调节一侧机翼油箱单增压泵转速，使其在 100 秒内从额定转速下降到 0，保持另一增压泵工作正常。得出此时汇流处节点压力大小，如图 4。将此曲线减去己侧供油管道压降，即为机翼油箱一增压泵故障或性能下降过程中，因单个增压泵转速下降导致己侧燃油系统出口压力变化曲线。将其对应为转速与增压泵出口压力曲线，保存并加载到控制压力源大小的控制元件中，以便随时使用。

据此，给压力源控制器加载了各种情况下的压力大小曲线。本文采用 Csharp 语言编写相应的脚本调用不同的曲线，根据增压泵实时工作状态给压力源赋予相应的出口压力，以便

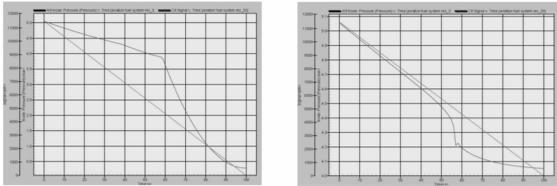


图3 两增压泵转速下降出口压力变化曲线 图4 单增压泵转速下降出口压力变化曲线
仿真计算。

2 仿真结果与分析

2.1 正常供油仿真结果

1) 增压泵供油:

为了验证仿真模型的正确性, 以及为之后研究做铺垫。仿真主要针对巡航阶段。仿真 4 800 秒, 处于巡航阶段。初始中央油箱液面高度为 0.3 m, 两机翼油箱液面高度为 0.65 m。先由中央油箱供油, 当中央油箱液面高度小于 0.05 m 时, 主油箱开始供油。当左机翼油箱下降到一定水平时, 浮子活门打开, 引射泵将中央油箱底油传输到左机翼油箱。此时对于飞机燃油系统可测的量为燃油油量。如图 5, 线 1 为中央油箱液面变化曲线, 在 1 401 s 时中央油箱供油结束, 主油箱开始供油。线 2 为右机翼油箱液面变化曲线, 线 3 为左机翼油箱液面变化曲线。线 4 为浮子活门打开指示。

由图可知首先中央油箱供油, 紧接着机翼油箱供油。开始两机翼油箱液面高度同时下降, 后来当开启了引射泵, 左机翼油箱液面逐渐高于右机翼油箱液面。中央油箱液面继续下降。

2) 重力供油:

重力供油作为飞机供油的三种模式之一, 其供油能力与状态是否能满足供油需求也是一个重要指标。重力供油是依靠油箱燃油和发动机之间高度差的关系来进行供油的。仿真模拟巡航阶段, 飞行高度为 10 607 m, 中央油箱供油结束后, 由两侧机翼油箱开始重力供油。油箱和发动机入口高度差为 0.3 m, 初始油箱里燃油高度为 0.2 m。油箱液面变化如图 6 所示。

由图可知机翼油箱供油液面下降缓慢, 最终也没有触发浮子活门打开, 将中央油箱底油抽给左机翼油箱。

3) 交输供油:

为验证飞机燃油系统在故障时, 是否可以很好的实现系统重组, 保证供油和飞机重心的稳定。其交输供油能力也是重要的一个方面。因此, 仿真了右机翼油箱两增压泵一个损坏, 一个转速下降, 左机翼油箱增压泵工作正常。其各油箱液面高度变化如图 7。

图中线 1 为中央油箱液面变化曲线, 线 2 为右机翼油箱液面变化曲线, 线 3 为左机翼油箱液面变化曲线, 线 4 为开启浮子活门指令, 线 5 为交输阀开关闭指令。由于两侧机翼油箱增压泵工作状态不同, 因此左侧油箱耗油快, 当两侧油量差超限时, 显示不平衡, 开启交输供油, 右侧机翼油箱增压泵停泵。随着交输供油的进行, 两机翼油箱液面差逐渐缩小, 不平衡信息消失, 关闭交输供油, 右侧机翼油箱增压泵继续工作。因为始终右侧机翼油箱增压泵工作部正常, 所以交输呈周期性。

2.2 系统供油故障仿真结果

仿真整个巡航阶段供油过程, 共 12 600 s, 飞行高度 10 607 m。开始为中央油箱供油, 而后为各机翼油箱供油。虽然在各种飞行条件下, 能否向发动机不间断的输送一定压力、流量的燃油是评判飞机燃油系统的标准。但由于飞机燃油系统

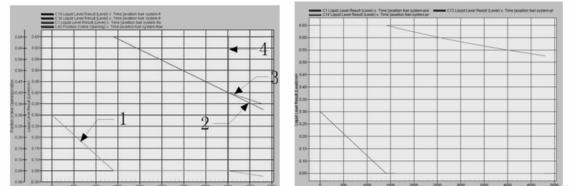


图5 正常工作时各油箱液面变化曲线 图6 重力供油时右发动机流量

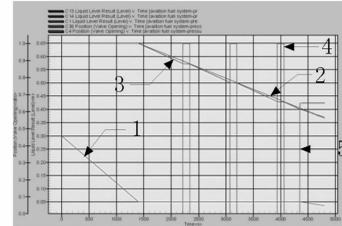


图7 交输供油时各油箱液面变化曲线

冗余度高, 即使个别元件失效, 或部分供油指路失效, 通过系统重组仍然可以满足发动机的供油需求。从而, 采集发动机入口压力与流量大小无法有效的判断故障发生点。考虑到同一油箱增压泵之间的互相影响, 本文所采集的飞机燃油供油系统的信号为供油增压泵出口压力信号, 与出口流量信号。

1) 右机翼油箱前增压故障:

在右机翼油箱供油过程中, 于 7 000 s 时将右机翼油箱前增压泵转速从额定工作转速 11 500 rpm 降为 0。其右侧油箱前后增压泵出口流量与压力测量结果如图 8。

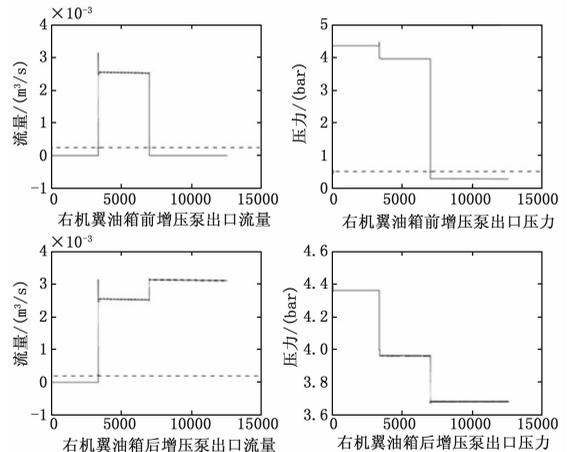


图8 右机翼油箱前增压泵 7 000 秒故障仿真结果

由图 8 可知, 前 3 341 为巡航阶段, 由中央油箱供油。虽然机翼油箱增压泵出口压力符合供油需求, 但由于增压泵出口阀门关闭, 因此没有输出流量。从 3 342 s 到 12 600 s 均为机翼油箱供油, 开始两增压泵供油均正常, 且由于增压泵出口阀门打开, 使得增压泵出口压力稍有降低。到 7 000 s 后, 由于使右机翼油箱前增压泵停泵, 因此, 从 7 000 s 开始, 右机翼油箱前增压泵的流量为 0, 且触发了相应的增压泵低压警告。

2) 右机翼油箱前增压泵出口阀无法打开:

当中央油箱供油结束, 需要开启机翼油箱供油时, 右机翼油箱前增压泵出口阀无法打开。其右侧油箱前后增压泵出口流量与出口压力测量结果如图 9 所示。

由图 9 可知, 从 3 342 s 到 12 600 s 均为机翼油箱供油, 机翼油箱后增压泵出口压力因泵出口阀门的打开而稍有下降,

4 结论

针对军械装备保障的复杂体系,军械装备保障数据仓库 ETL 需要面对大量的处理任务。本文针对 ETL 调度寻优问题进行研究,提出使用改进的粒子群算法优化 ETL 过程,通过将 ETL 任务进行数学描述,使用 DWPSO 成功解决了任务调度寻优问题。实践证明,该算法相比现阶段使用的标准粒子群算法

表 2 最短调度时间任务分配表

处理机/操作	1	2	3	4	5	6
M ₁	(Deal ₁ , 1,4)	(Deal ₄ , 13,18)	(Deal ₃ , 18,27)	(Deal ₆ , 28,38)	(Deal ₂ , 38,48)	(Deal ₅ , 48,51)
M ₂	(Deal ₂ , 0,8)	(Deal ₄ , 8,13)	(Deal ₆ , 13,16)	(Deal ₁ , 16,18)	(Deal ₅ , 22,25)	(Deal ₃ , 27,28)
M ₃	(Deal ₁ , 0,1)	(Deal ₃ , 1,6)	(Deal ₂ , 8,13)	(Deal ₅ , 13,22)	(Deal ₄ , 22,27)	(Deal ₆ , 42,43)
M ₄	(Deal ₃ , 6,10)	(Deal ₆ , 16,19)	(Deal ₄ , 27,30)	(Deal ₁ , 30,37)	(Deal ₂ , 48,52)	(Deal ₂ , 52,53)
M ₅	(Deal ₂ , 13,23)	(Deal ₅ , 25,30)	(Deal ₄ , 30,38)	(Deal ₆ , 38,42)	(Deal ₃ , 42,49)	(Deal ₁ , 49,55)
M ₆	(Deal ₃ , 10,18)	(Deal ₆ , 19,28)	(Deal ₂ , 28,38)	(Deal ₁ , 38,41)	(Deal ₂ , 41,45)	(Deal ₄ , 45,54)

更具寻优特性,并在改进军装装备保障数据仓库 ETL 过程的实践中起到良好效果。

参考文献:

[1] Inmon W H. Building the Data Warehouse [M]. 4th ed. Indiana, USA: Wiley Publications, 2005.
 [2] Hironori Kasahara, Seinosuke Narita. Practical multiprocessor

scheduling algorithms for efficient parallel processing [J]. IEEE Trans on Computers, 1984, 33 (11): 1023-1029.
 [3] Edwin S H. Hou, Nirwan Ansari. Genetic algorithm for multiprocessor scheduling [J]. IEEE Trans on Parallel and Distributed Systems, 1994, 5 (2): 113-120.
 [4] 钟求喜, 谢 涛, 陈火旺. 基于遗传算法的任务分配与调度 [J]. 计算机研究与发展, 2000, 37 (10): 1197-1203.
 [5] 韩京宇, 徐立臻, 董逸生. ETL 执行的流水线优化 [J]. 小型微型计算机系统, 2005, 26 (6): 134-138.
 [6] 王 珊, 陈 琨. ETL 中基于贪婪算法的任务调度方法研究 [J]. 微电子学与计算机, 2009, 26 (7): 130-133.
 [7] 吴远红. ETL 执行过程的优化研究 [J], 计算机科学, 2007, 34 (1): 81-83.
 [8] 姚全珠, 赵双瑞. 基于状态空间搜索的 ETL 过程优化 [J]. 计算机工程与应用, 2007, 43 (26): 169-173.
 [9] Karagiannis A, Vassiliadis P, Simitsis A. Scheduling strategies for efficient ETL execution [J]. Information Systems, 2012.
 [10] Shi Y, Eberhart R C. Empirical study of particle swarm optimization [A]. In Proceedings of the 1999 Congress on Evolutionary Computation [C]. Piscataway, NJ, IEEE Service Center, 1999: 1945-1950.
 [11] Krusienski D J, Jenkins W K. A modified particle swarm optimization algorithm for adaptive filtering [J]. IEEE Circuits and Systems, 2006, 21 (24): 136-140.
 [12] 宋旭东, 刘晓冰. 数据仓库 ETL 任务调度模型研究 [J]. 控制与决策, 2011, 2: 271-275.

(上接第 1705 页)

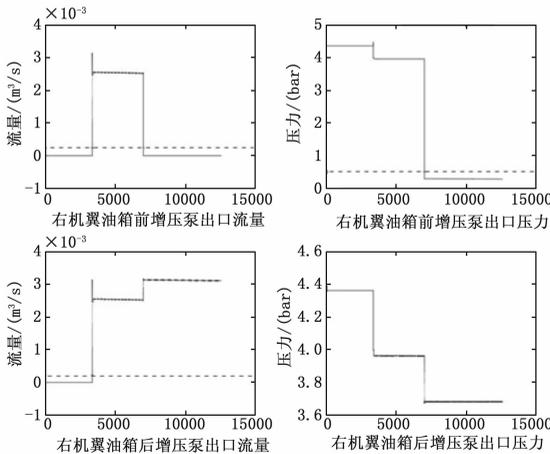


图 9 右机翼前增压泵出口阀无法打开仿真结果

且有相应的流量输出,满足供油要求。而由于机翼油箱前增压泵出口阀无法打开,供油压力一直居高不下,而供油流量为 0。

3 结论

本文针对飞机燃油供油系统,分析了其工作原理。利用流体仿真软件 Flowmaster 建立了相应的仿真模型,得到了飞机

燃油系统在增压泵供油、交输供油以及重力供油条件下的结果,验证模型的正确性。飞机燃油系统部分元件、支路故障并不会致使系统无法工作。因此,仿真了供油系统典型的元件故障情况,并分析了所得结果。为之后的故障诊断打下了基础,具有一定的应用价值。

参考文献:

[1] 飞机设计手册 [Z].
 [2] 高行山, 刘永寿, 岳珠峰. 某型飞机燃油输送系统供油稳定性研究 [J]. 机械科学与技术, 2008, 39 (12): 1541-1544.
 [3] Papadopoulos Y. Safety-Directed System Monitoring Using Safety Cases [D], The University of York, 2000.
 [4] Hybrid Modeling and Diagnosis in the Real World: A Case Study [A]. Sriram Narasimhan, Gautam Biswas, Tim Bowman, Mark Kay. Thirteenth International Workshop on Principles of Diagnosis [C]. 2002.
 [5] Patton R J, Frank P M, and Clark R N. Issues of Fault Diagnosis for Dynamic Systems [M]. London, U. K. Springer - Verlag, 2000.
 [6] 吕亚国. 飞机燃油系统计算研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
 [7] 冯震宙, 高行山, 刘永寿, 等. 某型飞机燃油/液压系统故障统计与分析 [J]. 飞机工程, 2007 (1): 50-53
 [8] 冯震宙, 高行山, 刘永寿, 等. 某型飞机燃油系统数值建模方法与仿真分析 [J]. 飞机设计, 2007 (5): 65.