

引用格式:许克路,谢宁,王承民,等.多电飞机变速变频电力系统建模与仿真[J].电光与控制,2017,24(9):88-94. XU K L, XIE N, WANG C M, et al. Modeling and simulation of more electric aircraft VSVF power system[J]. Electronics Optics & Control, 2017, 24(9):88-94.

多电飞机变速变频电力系统建模与仿真

许克路¹, 谢宁¹, 王承民¹, 石旭东²

(1. 上海交通大学, 上海 200240; 2. 中国民航大学, 天津 300300)

摘要: 多电飞机变速变频电力系统的发电机之间无法并联供电, 通常采用冗余供电方式来提高供电可靠性。为模拟仿真多电飞机变速变频电力系统的运行状态, 展现故障情况下的电源切换过程, 在分析变速变频电力系统结构及主要器件原理的基础上, 基于 Simulink 平台, 利用功能性建模方法搭建了包括变频发电机、汇流条控制单元、整流器等主要元件在内的综合仿真模型, 并利用逻辑元件实现了电源切换功能建模, 最后用算例进行了稳态状态下模拟仿真和故障状态下电源切换验证。

关键词: 多电飞机; 变速变频; 建模与仿真; 稳态分析; 电源切换

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2017.09.019

Modeling and Simulation of More Electric Aircraft VSVF Power System

XU Ke-lu¹, XIE Ning¹, WANG Cheng-min¹, SHI Xu-dong²

(1. Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China; 2. Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: To improve the power supply reliability, the generators of More Electric Aircraft (MEA) Variable Speed Variable Frequency (VSVF) Electrical Power System (EPS) are used as redundant power supplies instead of parallel power supply. To study the steady state operation and power source change strategies under malfunction conditions of VSVF EPS, the integrated structure of VSVF EPS is illustrated and operating principles of components are analyzed. The key components, including variable frequency generators, bus power control unit, rectifiers and other supplementary elements, are then simulated by a comprehensive VSVF EPS model established on the platform of Simulink, and the power source change strategies are realized by logic units. Finally, case study is made for simulation of normal operation state and verification of power source exchange under malfunction state.

Key words: More Electric Aircraft (MEA); Variable Speed Variable Frequency (VSVF); modeling and simulation; steady-state analysis; power source exchange

0 引言

传统飞机的发电容量较小, 只能满足机上部分设备的电能需求, 其他设备不得不采用液压、气压或机械系统来操作, 而液压和气压系统往往需要大量的管道和控制装置, 这种多能源的共同使用导致飞机重量增加、结构复杂、操作困难, 已成为飞机发展的重大限制。随着多电飞机变速变频电力系统和电力电子技术的发展, 飞机发电容量得到了很大提升, 大部分采用液压、

气压和机械系统驱动的设备被电力作动装置所取代, 减少了液压和气压能源在飞机电力系统中的使用, 大大优化了飞机结构, 提升了燃油利用效率和飞机系统运行可靠性。考虑到电能的多电飞机能源构成方面占主要比例, 研究多电飞机电力系统的安全与可靠性对保障飞机正常运行、促进航空事业的发展都具有重大意义。

传统飞机一般有两台恒速恒频发电机, 采用并联供电的方式提升系统可靠性^[1]。多电飞机的变频发电机自身可靠性比恒频发电机要高很多, 但由于其变频性质, 主发电机之间无法并联运行, 只能通过互为备用的冗余供电方式来保证系统整体可靠性, 这个特点说明多电飞机电力系统在运行方式上与传统飞机有很大不同。

收稿日期: 2016-09-09 修回日期: 2017-06-25

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(51377161)

作者简介: 许克路(1990—), 男, 湖北仙桃人, 硕士生, 研究方向为电力系统安全与稳定、多电飞机电力系统安全性分析。

目前国内学者在飞机的仿真研究中,仍多集中于传统低压直流或恒频交流系统的研究^[2-5];国外部分学者展开了对多电飞机的研究,但多集中于飞机设备^[6],或针对单一发电机结构的仿真^[7]。文献[8-9]虽然考虑了辅助动力装置(Auxiliary Power Unit, APU)的作用,但 APU 在飞机中仅作为备用,不能完整地展示变速变频系统在应对发电机故障时的运行过程。上述仿真研究都是将飞机上所有发电机等效为一台发电机,构建的是单一线路系统,研究内容也侧重于飞机部件,对电源系统的考虑过于片面,没能体现出多电飞机变频发电的实质。

基于此,本文分析了多电飞机变速变频电力系统

的结构特点和运行原理,在前人仿真研究的基础上,充分考虑了多电源的作用,利用 Matlab/Simulink 工具建立了包含 7 台发电机和主要系统部件在内的四线路完整模型,并实现了稳态运行和故障状态下电源切换的研究,最终构建了一套适用于多电飞机变速变频电力系统仿真研究的综合模型。

1 多电飞机电力系统结构及工作原理

1.1 B787 电力系统结构原理

波音 787 型(B787)飞机是一种典型的多电飞机,图 1 所示为 B787 电力系统结构图^[10]。

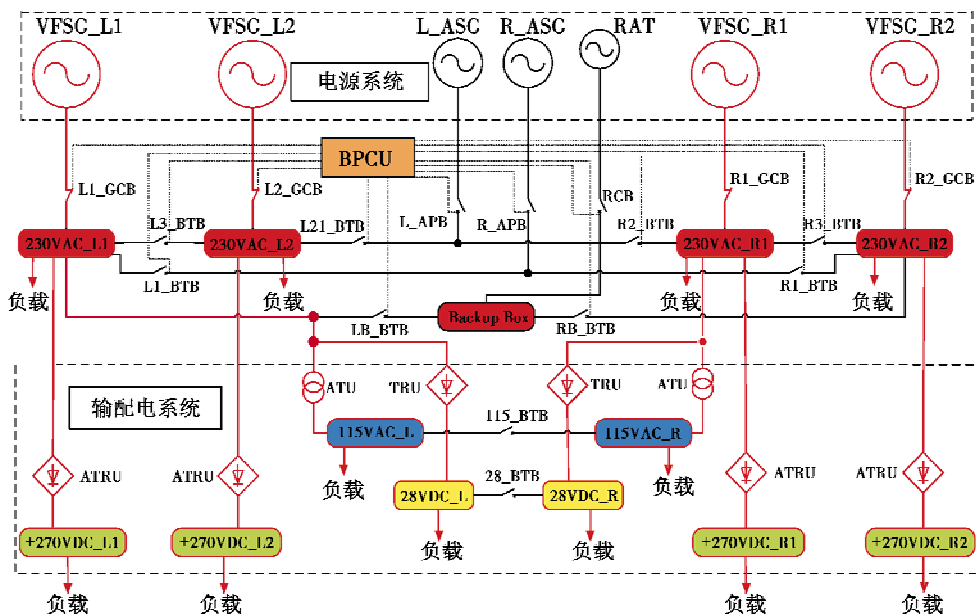


图 1 B787 电力系统结构图

Fig. 1 Electrical power system structure of B787

1) 电源系统。由 4 台变频启动发电机 (Variable Frequency Starter Generator, VFSG)、2 台辅助启动发电机 (APU Starter Generator, ASG) 和 1 台空气冲压涡轮 (Ram Air Turbine, RAT) 发电机组成。VFSG 是飞机的主发电机,在正常飞行过程中给负载供电; ASG 和 RAT 均为备用发电机,在主发电机故障时给系统提供电能。VFSG 工作时相互独立,发出的变频交流电经发电机控制开关 (Generator Control Breaker, GCB) 接入 4 条 230 VAC 汇流条。

2) 汇流条控制单元 (Bus Power Control Unit, BPCU)。BPCU 相当于飞机的电源切换控制单元,会根据飞机不同状态控制断路器的关断,实现故障状态下的网络重构和电源切换。B787 的 230 V 交流汇流条无法并联供电,各自独立工作在 4 条单线状态下,为防止发电机故障导致汇流条断电,各汇流条之间接有数个可控的汇流条连接断路器 (Bus Tie Breaker, BTB),用来实现发电机故障时汇流条供电电源的切换,以提高系统可靠性(如 VFSG_

L1 故障将导致连接在 230VAC_L1 上的所有负载断电,可通过迅速闭合 L3_BT B 连接至 230VAC_L2,将所带负载转移至 VFSG_L2 供电)。BTB 通过控制信号闭合,正常飞行时处于常开状态。图 1 中连接 BPCU 和各 BTB 之间的虚线是 BPCU 对各 BTB 的控制信号,而不是实际的电气接线。

3) 输配电系统。主要包含电能变换装置和飞机电缆。230 V 主汇流条的电能通过 4 台 150 kW 自耦变压整流器 (Auto-Transformer Rectifier Unit, ATRU) 整流后输入 4 条 ± 270 VDC 汇流条,2 台 90 kVA 变压器 (Auto Transformer Unit, ATU) 降压为 115 V 交流输入 115VAC 汇流条,2 台 240 A 变压整流器 (Transformer Rectifier Unit, TRU) 转换的 28 V 直流电输入 28VDC 汇流条。

4) 负载。多电飞机各类负载连接在输配电系统末端,由相应的汇流条提供电能。

1.2 发电机结构原理

传统飞机多采用的是 115 V/400 Hz 的恒速恒频

发电机,内部恒速控制装置的存在使得发电机结构复杂、体积较大,已经不太符合大容量飞机的发展需求。B787 的 VFSG 取消了恒速控制装置,直接连接在发动机轴上,大大减少了发动机的重量,同时提升了发电机的容量,并增加了功率密度。

VFSG 发电机在结构上为三级式无刷发电机,其结构原理如图 2 所示^[10]。

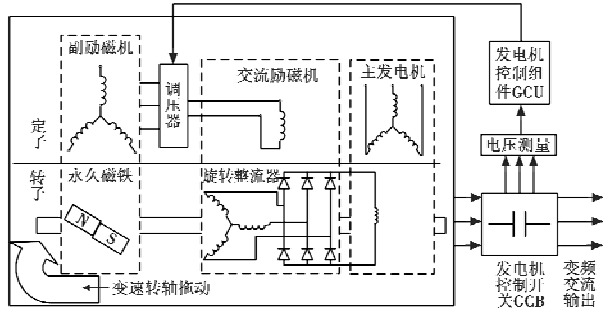


图 2 VFSG 原理图

Fig. 2 VFSG working principle

VFSG 工作原理为:变速转轴拖动副励磁机给交流励磁机提供励磁电流,交流励磁机通过旋转整流器给主发电机提供励磁电流,产生 360 ~ 800 Hz 的变频交流电。GCU 控制发电机的输出,同时通过电压测量装置接入发电机控制单元(Generator Control Unit,GCU),以电压反馈的方式调节交流励磁机的输出,即调节主发电机的励磁电流,实现发电机输出电压的稳定和调节。变频发电和稳定的电压调节功能是 VFSG 建模时最需体现的特点。

1.3 BPCU 控制电源切换的原理

多电飞机的 4 台 VGSF 互为备用电源,通过 BPCU 控制 BTB 的关断来实现故障情况下的电源切换,保证冗余供电,提升整体供电可靠性。

飞机正常飞行时,230VAC 汇流条由 VFSG 供电,处于独立工作状态,接于 230 V 交流汇流条上的 BTB 必须都断开。当某个 VFSG 出现故障时,BPCU 通过闭合相应的 BTB 直接将失电的汇流条切换至其他 VFSG 供电;而当 3 台或以上的 VFSG 出现故障时,将启动备用发电机 ASG 并给失电负荷供电,以保证电源容量能够满足大部分主要负载的供电;紧急情况下,若 VFSG 和 ASG 均无法工作,BPCU 将控制 RAT 启动并连入系统,给飞行关键负载供电,保证飞机安全着陆。

BPCU 的控制原理虽然简单,但实际的 BPCU 涉及多个集成单元,结构复杂,很难进行详尽的器件仿真,如何利用仿真模型实现 BPCU 的功能是本文实现变速变频系统建模的重点。

1.4 飞机整流器结构原理

为降低波形畸变,飞机变压整流器采用带均衡电

抗器的 12 脉冲整流电路^[11]。飞机的变压整流器由输入滤波器、移相变压器、二极管整流电路和输出滤波器构成。目前多电飞机电力系统中常用的 12 脉冲 ATRU 原理图如图 3 所示。

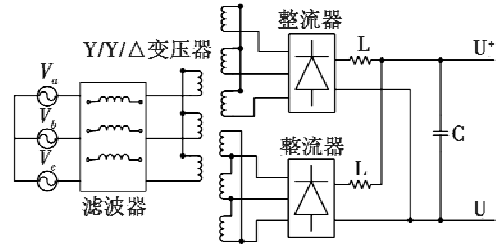


图 3 12 脉冲 ATRU 原理图

Fig. 3 12-pulse ATRU working principle

三相交流电源 V_a, V_b, V_c 经滤波器滤波后,利用一个三相三绕组 Y/Y/Δ 型变压器,产生电压有效值相等、相位相差 30° 的两组相电压,经整流器整流后通过平衡电抗器 L 和滤波电容 C 作为输出端接至直流负载^[12]。

2 仿真模型

多电飞机各主要部件的实际结构特别复杂,仿真时若过于注重展现部件具体结构,必然会导致仿真规模加大、运行时间过长,且并不能保证仿真精度,因此本文对发电机、BTB 和 BPCU 等主要部件均采用功能性建模原则,即采取适当的建模方式展现出部件的功能,在保证仿真精度的同时简化建模的结构。

2.1 发电机

建模时实现 VFSG 变频发电的思路是:结合 Matlab/Simulink 中同步发电机模型,用可编程信号源模拟转速的输入,并在一定范围内随机变化,实现发电机的变频输出。搭建 VFSG 的模型如图 4 所示。

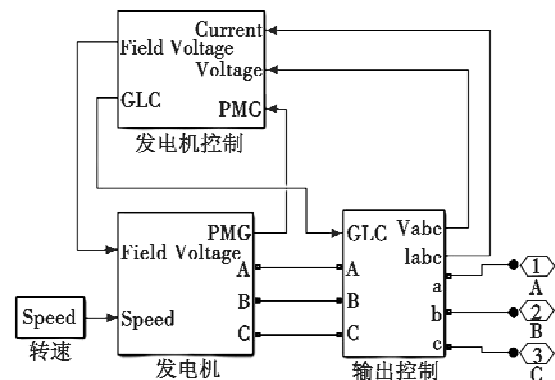


图 4 VFSG 仿真模型

Fig. 4 VFSG simulation model

对比图 2 中 VFSG 结构图,图 4 中的发电机为三级式发电机模块,由模拟发动机变速转矩输入的“转速”模块驱动产生 230 V 的变频交流电源;发电机控制为发电机控制模块,用于提供主发电机的励磁电流及调压、控

制等功能;输出控制为输出控制模块,当发电机不满足安全运行条件时,输出控制模块将控制该发电机从系统中移除,同时发送一个低电平信号至 BPCU 控制模块。

发电机控制模块内部有电压调节器环节,设计的带励磁电流软反馈的电压调节器如图 5 所示,由电压检测、反馈、比较和脉冲形成等环节组成。

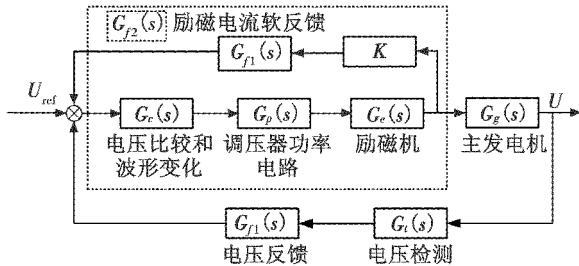


图 5 电压调节器结构图

Fig. 5 Voltage regulator structure

图 5 中: U_{ref} 为参考电压,一般为 230 V; U 为发电机输出电压;中间部分为电压调节系统;虚线框内为励磁电流反馈调节部分,其传递函数等效为

$$G'_{f2}(s) = \frac{G_c(s)G_p(s)G_e(s)}{1 + G_c(s)G_p(s)G_e(s) \cdot K \cdot G_{f2}(s)} = \frac{(T_1s + 1)(T_e s + 1)}{(\alpha^{-1}T_1s + 1)(\alpha T_e s + 1)} \quad (1)$$

电压检测电路传递函数为

$$G_i(s) = \frac{K_i}{T_r s + 1} \quad (2)$$

电压反馈电路传递函数为

$$G_{f1}(s) = \frac{(T_2 - T_1)s + 1}{T_1 s} \quad (3)$$

式中: T_1, T_2 为电压比较电路内部时间常数; α 为电压调节器内部放大器倍数; T_e 为励磁机内部电路时间常数; K_i 和 T_r 分别为检测电路的放大系数和时间常数。

2.2 BTB 和 BPCU 功能的实现

BTB的实际工作原理相当于一个可控开关,控制

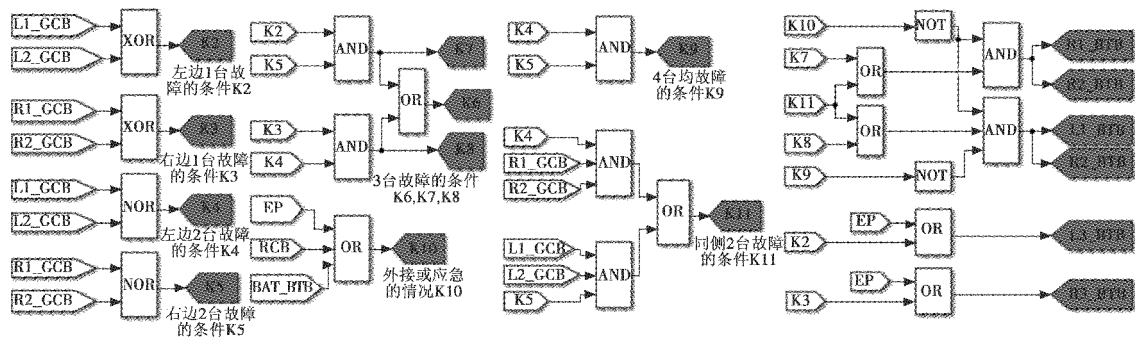


图 7 BPCU 部分仿真模型

Fig. 7 Parts of the BPCU simulation model

图 7 中最左边的 GCB 输入信号是来自于各发电机的状态信号,信号为低电平时代表相应的发电机处

线路的连接和断开。搭建实现 BTB 功能的 L3_BT B 仿真模型如图 6 所示。

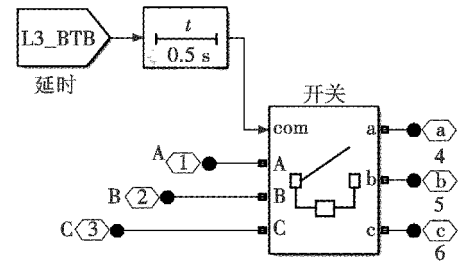


图 6 BTB 仿真模型

Fig. 6 BTB simulation model

图中:开关模块为可控开关;L3_BT B 是来自于 BPCU 的控制信号,当 BPCU 根据系统发电机故障情况发出闭合指令时,L3_BT B 信号将变为高电平,控制 L3_BT B 闭合;延时模块的作用是防止系统短暂非正常状态出现的误操作,保证只有当 BPCU 的控制信号持续 0.5 s 以上时,BTB 才会闭合。

BTB 是否关断由 BPCU 直接控制,但 BPCU 结构复杂,难以对其实际结构进行仿真还原。考虑到 BPCU 采用的是逻辑判断控制结构,本文采用功能性建模思路,通过逻辑判定的方法实现 BPCU 的功能。

BPCU 的目的是根据系统发电机的故障状态,制定出 BTB 的开关策略。每台发电机有正常和故障 2 种状态,4 台主发电机组共有 16 种状态,可利用穷举法列出发电机状态与 BTB 开关之间的逻辑关系,直接搭建逻辑元件来实现 BPCU 对 BTB 的控制。发电机组的 16 种状态中,不同的状态还有可能采取同样的操作。例如,仅有 1 台发电机故障的情况下,VFSG_L1 或 VFSG_L2 发生故障采取的操作都是闭合 L3_BT B,因此 BPCU 的控制逻辑关系得到了进一步简化。

利用逻辑元件搭建出 BPCU 中通过发电机 GCB 状态信号控制 L1_BT B ~ L3_BT B, R1_BT B ~ R3_BT B 开关的部分仿真模型如图 7 所示。

于故障状态。BPCU 通过各个发电机的 GCB 状态信号,判断出飞机目前可用的电源情况,制定出电源切换

策略,给相应的 BTB 发送控制信号。假设某个时刻 VFSG_L1 和 VFSG_L2 均故障,此时,图 7 中 L1_GCB 和 L2_GCB 为低电平,通过逻辑判定,K4,K11 将变为高电平,则右侧 L1_BTBT,L2_BTBT,R1_BTBT 和 R2_BTBT 的控制信号均变为高电平并控制这 4 个 BTB 闭合,将 230VAC_L2 转由 VFSG_R1 供电,230VAC_L1 转由 VFSG_R2 供电,完成电源切换和网络重构。

通过识别发电机的故障状态,BPCU 就能通过此逻辑关系控制 BTB 的开关,实现发电机故障状态下电源的切换。由于采用的都是简单的逻辑部件,BPCU 模型反应迅速,能很好地实现 BPCU 的功能,达到根据系统故障情况制定电源切换策略的目的。

2.3 电能变换装置

文献[11]已经详细介绍了 12 脉冲整流器的模型及建模过程,本文不再赘述,利用 Simulink 搭建的整流器在结构上与图 3 一一对应,进行参数计算时,整流桥后平衡电抗器和滤波电容的值可选取为^[12]

$$\begin{cases} L = \frac{\sqrt{2} \left(1 - \frac{\sqrt{3}}{2}\right) V_i}{3\omega I_{dmin}} \\ C = \frac{2}{2\pi f R_{ef}} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $V_i = V_d \cdot \pi/3\sqrt{2}$,为整流桥输入线电压有效值; I_{dmin} 为最小负载电流,取直流侧电流的 1%; R_{ef} 为直流侧等效电阻; ω 和 f 分别为发电机角频率和频率。根据相关参数^[13]计算得出 ATRU 平衡电抗和滤波电容分别为 1.67 mH,0.99 mF,TRU 平衡电抗和滤波电容分别为 0.13 mH,13 mF。

至此,多电飞机变速变频电力系统的主要部件建模完毕,综合以上模型,可建立与图 1 中各部件对应的整体仿真模型。汇流条模型直接采用电压电流测量模块,利用测量标签观察波形。设置线路阻抗为 3.71 m Ω /m,线路电感为 3.28 nH/m。负载采用静态模型,用三相并联 RL 负载表示,设置功率因数为 0.85,稳态飞行状态下 230 V 交流总负载为 24.35 kVA,115 V 交流总负载为 56.93 kVA,270 V 直流总负载为 171.68 kW,28 V 直流总负载为 22.62 kW。

3 仿真实验

仿真实验分为两部分:1)通过稳态运行和负载波动进行模型的合理性验证;2)通过不同发电机故障状态进行网络重构和电源切换验证。

3.1 稳态运行和负载波动研究

美国的军方标准,MIL-STD-704F^[14]中对飞机稳态运行时交流和直流的电能指标有明确标准,如表 1 和表 2

所示。

表 1 MIL-STD-704F 交流电能指标

Table 1 MIL-STD-704F AC standard

稳态指标	交流 230 V	交流 115 V
稳态相电压/V	208.0 ~ 244.0	108.0 ~ 118.0
电压不平衡/V	<5.0	<3.0
电流 THD/%	<5	<5

表 2 MIL-STD-704F 直流电能指标

Table 2 MIL-STD-704F DC standard

稳态指标	直流 270 V	直流 28 V
稳态电压/V	250.0 ~ 280.0	22.0 ~ 29.0
波纹振幅/V	<6.0	<1.5

正常稳态飞行时,飞机电力系统工作在 4 条独立的单线状态下,选取其中一条用来展示系统的稳态运行特点。运行得到 230VAC_R1 母线和 270VDC_R1 母线的电压电流波形如图 8 所示。分析得出,230VAC_R1 母线的相电压有效值为 228.7 V,电流总谐波(Total Harmonic Distortion,THD)值为 4.301%;270VDC_R1 母线电压为 271 V,纹波振幅为 3 V;同时仿真结果显示 115VAC_R 母线相电压有效值为 114.3 V,电流 THD 值为 3.68%;28VDC_R 母线电压为 28.55 V,纹波振幅为 0.9 V,均满足表 1 和表 2 中稳态运行的电能质量要求。

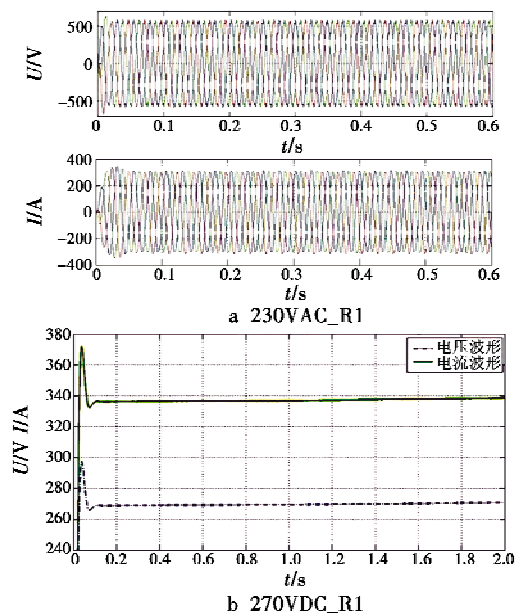


图 8 稳态情况下 230VAC_R1 和 270VDC_R1 母线电压电流波形图

Fig. 8 Voltage and current of 230VAC_R1 and 270VDC_R1 bus under normal operation

通过突加突减模拟负荷的波动情况:初始状态带 50%的负载,当 $t = 2$ s 时,加上另一半负载,当 $t = 4$ s 时,将加上的一半负载撤除,观察发电机的电压调节能力和整流器的动态响应。230VAC_R1 和 270VDC_R1 母线的电压电流情况如图 9 所示。

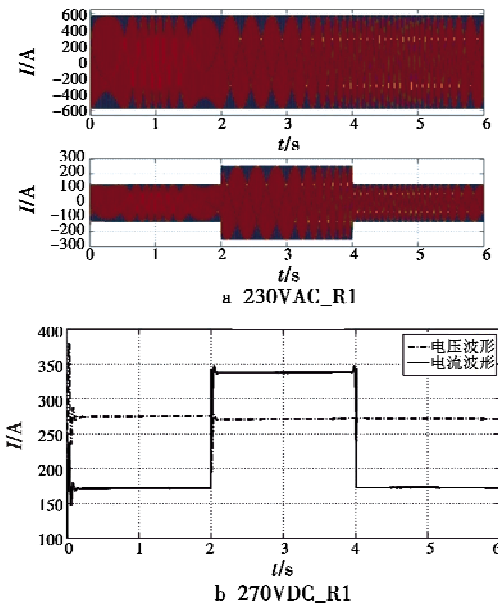


图9 负荷波动情况下230VAC_R1和270VDC_R1母线电压电流波形图

Fig.9 Voltage and current of 230VAC_R1 and 270VDC_R1 bus when loads changing

仿真结果表明,负荷波动时,230VAC母线电压基本保持稳定,电流有一个明显的突增突降过程,270VDC母线的电压电流变换情况显示出 ATRU 模型在负荷波动时有良好的动态响应能力。从图9中电压电流波形能明显地观察到 VFSG 模型的变频发电特性。以上算例分析说明,构建的综合模型能够在满足电能质量要求的情况下很好地展现多电飞机电力系统的变频发电特点和稳态运行情况,并具备很好的电压调节能力。

3.2 发电机故障下电源切换研究

验证电源切换策略时,假定 B787 的发电机从正常运行下相继发生 VFSG_L1 故障、VFSG_R1 故障、VFSG_R2 故障,最终只有一台主发电机 VFSG_L2 正常运行。运行仿真模型,观察 B787 综合模型的电源切换情况。仿真结果显示联结4条230VAC母线的6个BTB状态信号图如图10所示,4条230VAC和270VDC母线的仿真波形如图11所示。

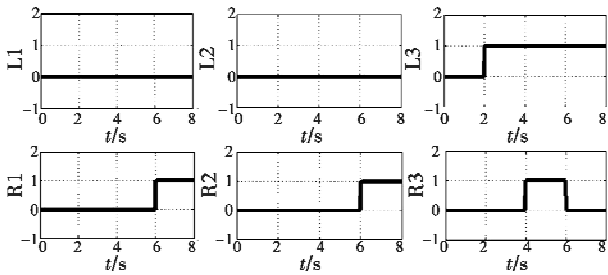


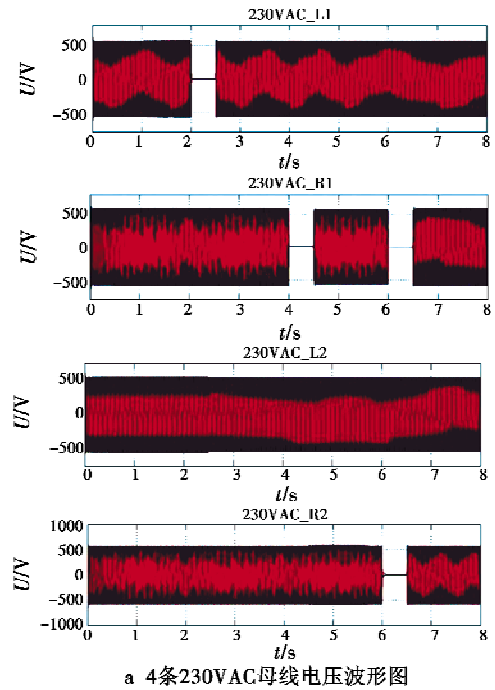
图10 连接230V交流汇流条的BTB状态信号图

Fig.10 State of BTBs consolidating the primary 230VAC Bus

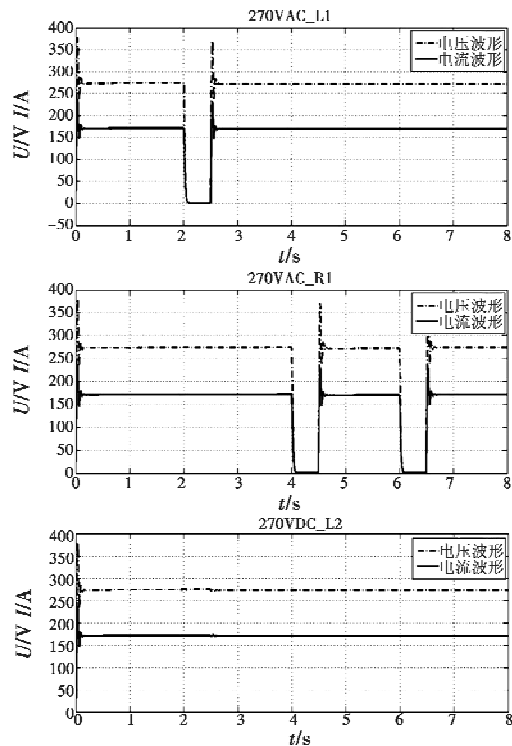
分析仿真结果可知 B787 系统的运行过程如下所述。

当 $t=2\text{ s}$ 时, VFSG_L1 故障。图10中, L3_BT B 通过 BPCU 的控制, 在高电平控制信号下闭合; 图11中, 230VAC_L1 和 270VDC_L1 电压波形显示 230VAC_L1 母线负荷在 0.5 s 的延时以后, 转移至 230VAC_L2 母线。

当 $t=4\text{ s}$ 时, VFSG_R1 故障。图10中, R3_BT B 的控制信号变为高电平, R3_BT B 也闭合; 图11中, 230VAC_R1 和 270VDC_R1 仿真波形表明 230VAC_R1 母线负荷转移至 230VAC_R2 母线。



a 4条230VAC母线电压波形图



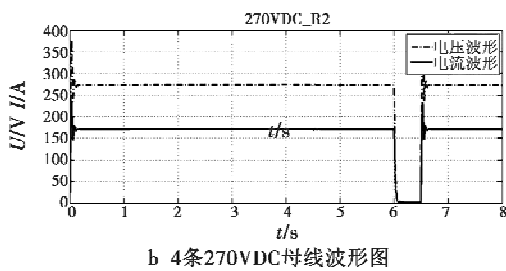


图 11 故障状态下 230VAC 和 270VDC 母线电压电流波形图

Fig. 11 Voltage and current of 230VAC and 270VDC bus during fault process

当 $t=6$ s 时, VFSG_R2 也故障。系统只剩 1 台主发电机工作, 系统处于紧急状态, 此时控制 2 台 ASG 起动, 给右侧系统供电。图 10 中, R1_BT B 和 R2_BT B 闭合信号表明, 此时系统中 ASG_L 给 230VAC_R1 母线供电, ASG_R 给 230VAC_R2 母线供电。R3_BT B 在此时从闭合状态变为断开是因为 ASG_L 和 ASG_R 之间不能并联供电, 必须断开联结着 230VAC_R1 和 230VAC_R2 的断路器 R3_BT B。

以上仿真结果表明, 所构建的多电飞机变速变频系统在多电源运行的情况下, 能够判定不同的发电机故障情况, 做出准确的决策并通过网络重构实现电源切换, 恢复设备供电, 保证了系统的供电可靠性。

4 结束语

本文所构建的仿真模型作为综合性的整体仿真模型, 体现了多电飞机变速变频系统的特点。算例分析表明, 建立的综合仿真模型能够很好地模拟多电飞机变速变频系统的稳态和负荷干扰运行状态, 并能应对不同的发电机故障情况做出正确的电源切换策略, 在满足飞机电能质量要求的基础上, 完整地展现多电飞机电力系统的运行过程, 为后续多电飞机电力系统故障诊断和安全性分析提供了很好的仿真工具。

参考文献

- [1] 刘建英, 任仁良. 飞机电源系统[M]. 北京: 中国民航出版社, 2012.
- [2] 黄茜汀. 飞机电源系统的建模与仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [3] 王薛洲, 张晓斌, 潘获. 飞机三级发电机的建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2013, 30(4): 59-62.
- [4] 薛梦娇, 李玉忍, 梁波. 飞机交流励磁变速恒频发电系统的建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2013, 30(7): 49-54.
- [5] 唐虹, 黄茜汀, 唐万忠, 等. 基于 Simulink 的飞机电源系统建模与仿真[J]. 电网技术, 2007, 31(19): 87-90.
- [6] WU T, BOZHKO S V, ASHER G M, et al. A fast dynamic phasor model of autotransformer rectifier unit for more electric aircraft[C]//Industrial Electronics, 35th Annual Conference of IEEE, 2009: 2531-2536.
- [7] GRIFFO A, WANG J B. Modeling and stability analysis of hybrid power systems for the more electric aircraft [J]. Electric Power Systems Research, 2012, 82(1): 59-67.
- [8] EID A, EL-KISHKY H, ABDEL-SALAM M, et al. Modeling and characterization of an aircraft electric power system with a fuel cell-equipped APU paralleled at main AC bus [C]//Power Modulator and High Voltage Conference, 2010: 891-904.
- [9] EID A, EL-KISHKY H, ABDEL-SALAM M, et al. Modeling and characterization of an aircraft electric power system with a fuel cell-equipped APU connected at HVDC bus [C]//Power Modulator and High Voltage Conference, 2010: 639-642.
- [10] 秦海鸿, 严仰光. 多电飞机的电气系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [11] HAN L, WANG J, HOWE D. State-space average modelling of 6-and 12-pulse diode rectifiers [C]//European Conference on Power Electronics and Applications, 2007: 1-10.
- [12] 谢小威. 飞机变压整流器的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [13] XIA X. Dynamic power distribution management for all electric aircraft [D]. Cranfield: Cranfield University, 2011.
- [14] Department of Defense Interface Standard. MIL-STD-704F Aircraft electric power characteristic [S]. [s. l.]: DOD, 2004.

(上接第 71 页)

- [3] 杨百剑, 万欣. 新一代机载红外搜索跟踪系统技术发展分析[J]. 激光与红外, 2011, 41(9): 961-964.
- [4] 申洋, 唐明文. 机载红外搜索跟踪系统 (IRST) 综述[J]. 红外技术, 2003, 25(1): 13-18.
- [5] 张延坤, 王旭. 美国机载红外搜索与跟踪系统的发展[J]. 舰船电子工程, 2008, 28(6): 40-43.

- [6] 潘明杰, 连续, 张红刚. 红外搜索跟踪系统探测距离估算方法[J]. 电光与控制, 2012, 19(9): 47-49.
- [7] 陈衡. 红外物理学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985.
- [8] 杨宜合, 岳敏. 红外系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [9] 《红外系统原理》翻译组. 红外系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1975.