

全电飞机电力系统多级可靠性分析与 多目标优化设计方法

文启东^{1,2}, 梁得亮^{1,2}, 张立石^{1,2}, 梁哲^{1,2}

(1. 西安交通大学电力设备电气绝缘国家重点实验室, 710049, 西安;

2. 西安交通大学电气学院陕西省智能电网重点实验室, 710049, 西安)

摘要: 为了解决全电飞机电力系统对可靠性和安全性要求都较高的问题,本文提出了一种基于多级可靠性分析的全电飞机电力系统多目标优化设计方法。此方法首先将全电飞机中复杂的电力系统设计过程解耦为多级设计过程,每一级设计过程都在考虑成本、可靠性等指标的基础上建立一个非线性优化模型,然后利用层次分析法确定权重系数,将多目标优化问题转换为单目标优化问题,并将非线性模型线性化最终转化为01规划模型,通过求解该模型获得不同权重系数下对应的电力系统最优拓扑结构以及相应功率器件的额定功率。对不同权重系数下的设计结果分析得出:当可靠性指标权重较小时,全电飞机电力系统拓扑结构较为简单,同时电力系统总成本较低;当可靠性权重较大时,电力系统拓扑结构较为复杂但是成本较高。仿真结果表明,该方法能在成本、可靠性等指标中进行优化设计,体现出该方法在全电飞机电力系统设计初期具有较好的指导意义。

关键词: 全电飞机;电力系统设计;01规划;多级设计

中图分类号: TM351 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202211013 **文章编号:** 0253-987X(2022)11-0126-12

Multi-Level Reliability Analysis and Multi-Objective Optimal Design for All-Electric Aircraft Power System

WEN Qidong^{1,2}, LIANG Deliang^{1,2}, ZHANG Lishi^{1,2}, LIANG Zhe^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Electrical Insulation and Power Equipment, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Shaanxi Key Laboratory of Smart Power Grid, School of Electrical Engineering, Xi'an Jiaotong University,
Xi'an 710049, China)

Abstract: This paper proposes a multi-objective optimization design method based on multi-level reliability analysis to ensure higher reliability and safety of all-electric aircraft power system. With this method, the complex all-electric aircraft power system design process is decoupled into two levels, and a nonlinear optimization model is established for each level by considering such indexes as cost and reliability. Then hierarchic analysis is carried out to determine the weight coefficients and simplify the multi-objective optimization problem into a single-objective optimization problem by using such weight coefficients. Meanwhile, a nonlinear model is linearized into a 01 programming model and the optimal power system topology and rated power of each power device under different weight coefficients are obtained by solving this model. According to the analysis results of design under different weight coefficients, the following

收稿日期: 2022-04-15。 作者简介: 文启东(1999—),男,硕士生;梁得亮(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51737010)。

网络出版时间: 2022-07-05

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20220704.1049.002.html>

conclusions are made: Under a low weight coefficient of reliability, the all-electric aircraft power system has a simple topology with low costs; Under a high weight coefficient of reliability, the all-electric aircraft power system has a complex topology with high costs. Simulation results show that this method can optimize the design in cost, reliability and other indexes. This reflects that this method is of good guiding significance in the initial design of all-electric aircraft power system.

Keywords: all-electric aircraft; power system design; 01 programming; multi-level design

在众多的电气化技术中,全电飞机电力系统设计是其关键技术之一^[1-2]。相较于传统飞机的喷气式驱动,全电飞机采用电推进驱动,分布式电推进就是一种被视作未来最具有前景的电推进方案之一^[3]。相比于单一的推进引擎,分布式电推进方案采用多个高功率密度电机作为动力来源。因为电机具有精确的可控性^[4-8],所以可以灵活地控制各电机的输出转矩进而实现各类飞行姿态。图 1 给出了 NASA X57 飞机概念图^[9],NASA 的全电飞机 X57 采用的是分布式电推进方案,此方案需要数量较多的电机,进而导致全电飞机电力系统功率等级更大,电路系统更复杂。



图 1 NASA X57 飞机概念图

Fig. 1 NASA X57 Aircraft concept figure

除了推进功能之外,全电飞机电力系统还承担着能量传输、分配等功能^[10]。各级各类能量变换器、电气化负载的加入,都将使机载电力系统面临愈来愈多的挑战^[11-12],而其中全电飞机电力系统设计就是挑战之一。作为载人交通工具,全电飞机对可靠性要求较高,因此全电飞机电力系统在设计之初就要严格考虑可靠性问题。除了考虑各类电力设备可靠性问题,还需要考虑电力系统拓扑结构可靠性问题,其中一种常见的针对电力系统拓扑结构可靠性问题的解决方案就是对某些关键负载提供两条不相交且互为冗余的供电路径^[13]。除了可靠性之外,电力系统的经济性也是在设计之初需要着重考虑的问题,由于可靠性的提高势必会增加成本,降低飞机的经济性,因此需要对全电飞机电力系统进行优化设计。

国外学者 Ounis 等针对飞机的一路电推进系统

进行了多层优化设计,先从器件级的角度入手进行优化设计,然后再从整个推进系统的角度进行综合优化^[14]。这种设计的优点是先从局部器件优化入手,可以有效地降低求解迭代的次数,但是这种设计思路没有考虑整个电力系统系统级层面的设计,同时也没有从电力系统的拓扑结构角度进行设计。Chen 等针对目前各种已知的飞机电力系统进行分析,首先从电力系统的总重量角度进行分析建模,在得到重量较轻的系统之后对这些电力系统继续进行稳定性分析,最后得到了重量轻且稳定性高的电力系统^[15],并将这一电力系统视作未来最有前景的飞机电力系统。他们的研究主要集中于飞机电力系统评价上而非设计飞机电力系统。此外 Recalde 等针对多电飞机从考虑可靠性的角度建立了一个优化模型。较为完善地从飞机电力系统系统级的角度进行设计,获得了器件的功率等级,以及飞机整体的拓扑结构^[10]。上述学者研究的内容主要针对多电飞机,能量来源主要是发电机产生的电源。全电飞机的能量主要来自于电池等其他储能元件,相比于发电机,在进行电力系统设计的时候需要综合考虑更多的因素。

本文针对全电飞机的电力系统设计提出了一种分层优化的设计思想。在综合考虑成本、可靠性、电池的 SOC(state of charge)、功率器件的有效使用率等指标基础上,采用线性化处理方式将非线性问题转换为 01 规划问题,从而可以利用成熟的商用求解器进行快速求解,避免了采用启发式算法使得求解时间较长以及陷入局部最优解的问题^[16-17]。

1 电力系统优化模型

1.1 全电飞机多级分层设计框架

全电飞机电力系统是一个较为复杂的电力系统,除了各种储能元件之外还包含电机、逆变器、直流母线、双向 DC/DC 变换器等。全电飞机电力系统拓扑结构,器件选型都较为复杂。相比于交流电力系统,直流电力系统具有更多的优势,例如电能质量仅由母线电压决定,控制方便;可以使用变换效率

更高的 DC/DC 变换器;直流电力系统能量传输效率更高^[18-22]。本文的电力系统设计采取直流电力系统。能量来源为低压蓄电池,负载使用电机用于给飞机提供飞行动力。电池经过一个双向 DC/DC 变换器将电压升高给高压母线,高压母线再经由逆变器给电机进行能量供应。

考虑到电力系统是一个较为复杂的直流电网,如果直接对其进行总体设计会使得设计过程较为复杂,且计算机在后期求解过程中收敛时间较长,因此本文采取分级设计流程,将复杂的电力系统设计过程简化为多级设计过程,如图 2 所示。图 2 中 C 表示总成本, r 表示可靠性, F 表示失效率, S_{OC_ALL} 表示

所有电池的剩余 SOC 之间差值的总和, η 表示功率器件的能量使用率,这些都是在设计过程中需要考虑的目标函数。第 1 级设计平台为能量流通对的设计,主要用于确定电池的数量、能量等级以及电池和电机的能量供应关系。第 2 级设计平台为主拓扑结构的设计,利用第 1 级设计平台的电池数量、能量等级、能量流通关系设计结果,通过加入双向 DC/DC 变换器,直流高压母线以获得飞机电力系统的主拓扑结构。第 3 级以及第 n 级平台将在前两级设计平台基础上加入超级电容、航空仪表、空调照明等非关键负载元件。本文将对前两级设计平台进行详细的建模求解。

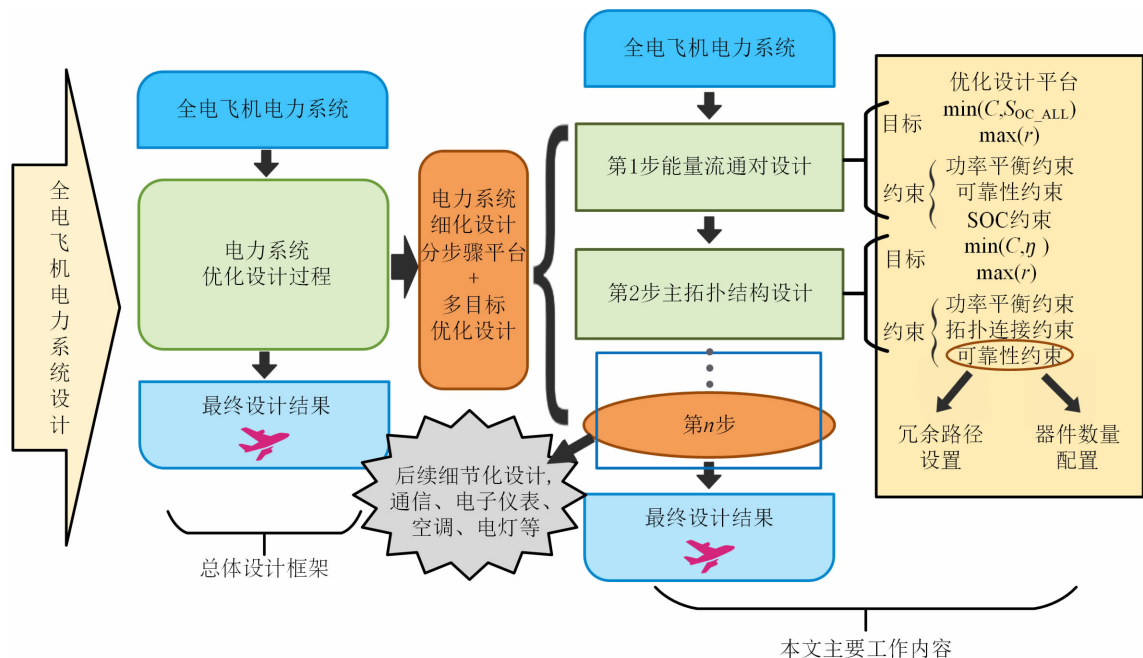


图 2 全电飞机电力系统总体设计框架图

Fig. 2 Main design frame diagram of all-aircraft electric power System

1.2 能量流通对设计(第 1 级平台)

在飞机设计之初需要根据其最大起飞质量、航速、总续航里程等参数来设计飞机推进系统所需要的功率^[23]。本文将采用几个功率给定的永磁同步电机作为飞机的推进系统来进行后续电力系统设计。考虑到一台永磁同步电机需要一台对应功率的逆变器作为控制驱动器,在之后的设计中电机模块包含永磁同步电机以及一台对应功率的驱动器,在能量流通对设计过程中需要确定 3 个问题:①确定电池的数量和每一个电池的能量大小;②为每一个电机选择一个或者多个电池作为能量来源;③确定需要设计冗余路径的电机。

为了实现这一设计,需要涉及到两类变量,一类

是用于表示选择的 01 变量,在本级的设计中会涉及到两种类型的 01 选择变量。第 1 种 01 变量 b_s 表示某一个电池是否被选择,若 $b_s = 1$ 则表示第 s 个电池被选择,若 $b_s = 0$ 则表示第 s 个电池不被选择。第 2 种 01 变量 y_{sm} 表示第 s 个电池和第 m 台电机之间是否有能量流通关系的 01 变量。若 $y_{sm} = 1$ 则表示第 s 个电池和第 m 台电机之间的能量流路径被选择;若 $y_{sm} = 0$ 则表示第 s 个电池和第 m 台电机之间的能量流路径不被选择。另一类则是用于表示电池能量大小的连续变量 E_{bat} 。

考虑上述表示选择的 01 变量以及表示电池能量的连续变量之后,第 1 级的能量流通对选择问题就转化为从图 3 的设计模板中根据一种优化模型选

取一种最优连接结果,同时确定每个所选电池的能量大小,进而为下一步设计提供一个良好的基础。

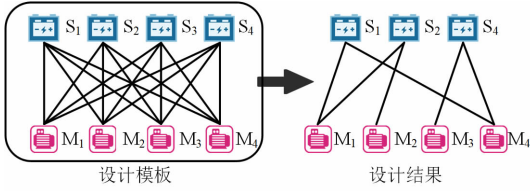


图 3 能量流对模板及设计结果图例

Fig. 3 Energy flow template and design result legend

1.2.1 目标函数

全飞机电力系统对安全性和可靠性都有着较高的要求,而这两者是互相矛盾的,一旦追求高可靠性势必会带来成本的增长。因此建立一个包含成本和可靠性指标的多目标的优化模型在电力系统的设计过程中显得尤为重要。

第 1 级设计平台的目标函数如下式

$$\begin{cases} \min(\sum_s C_{\text{bat}}^s b_s + \sum_s \sum_m C_{\text{connect}}^{sm} y_{sm}) \\ \min(\sum_s \sum_g \Delta S_{\text{OC}_{sg}}) \\ \max(\sum_m (1 - \prod_p (1 - r_{sd}))) \end{cases} \quad (1)$$

其中第 1 项表示成本最小化, C_{bat}^s 表示第 s 个电池的成本, b_s 表示选择第 s 个电池的 01 变量。式中 C_{connect}^{sm} 表示的是第 s 个电池和第 m 台电机之间的连接成本。第 2 项目标函数旨在让所有电池的 SOC 在一次飞行结束之后尽可能的相等,本文采用符号 S_{OC} 表示电池的剩余可用容量。一次循环使用中 S_{OC} 越低表示电池放电程度越大,同时对于电池的寿命损害越大^[24-25],电池的 S_{OC} 越均等说明不存在某一个电池的过放问题,可以最大限度保证电池的安全。因此在第 1 级平台建模时对电池的 SOC 也进行了考虑,同时为了方便后续计算机求解,将这一指标表示为电池之间 SOC 差值的绝对值求和,将和的结果越小表示所有电池的 SOC 越平均。

第 3 项表示所有电机负载正常获得能量的总可靠性。 r_{sd} 表示第 s 个电池和其连接的一条能量流路径 d 的总可靠性。由于是串联形式可以表示为电池可靠性和能量通路可靠性的乘积,此外由于一个电机可能有 p 条能量路径提供能量,这 p 条路径并联且互相构成冗余路径,因此可以采取乘法原理表示具有多个能量路径电机的可靠性。

式(1)中的电池成本、连接成本以及 SOC 的差值可以由下式表示

$$C_{\text{bat}}^s = C_{\text{bat}}^f + C_{\text{bat}}^v E_{\text{bat}}^s \quad (2)$$

$$C_{\text{connect}}^{sm} = C_{\text{connect}}^f + C_{\text{connect}}^v P_{sm} \quad (3)$$

$$\Delta S_{\text{OC}_{sg}} = |b_s S_{\text{OC}_s} - b_g S_{\text{OC}_g}| \quad (4)$$

式中: C_{bat}^f 表示电池的固定成本; C_{bat}^v 表示电池的可变成本系数,电池的可变成本和电池的容量成正比; E_{bat}^s 表示第 s 个电池的额定能量值; C_{connect}^f 表示能量流路径的固定成本; C_{connect}^v 表示能量流路径的可变成本系数; P_{sm} 表示第 s 个电池和第 m 台电机之间流过的额定功率。式(4)中 S_{OC_s} 和 S_{OC_g} 分别表示第 s 个电池和第 g 个电池的 SOC 值, b_s 和 b_g 分别表示第 s 个电池和第 g 个电池的 01 选择变量。

1.2.2 约束条件

建立了目标函数之后需要对约束条件进行建模,第 1 级设计平台中主要的约束条件可以分为 3 类:第 1 类为功率、能量平衡约束;第 2 类为可靠性约束;第 3 类为 SOC 约束。电机侧的功率约束具体表达式如下式

$$\sum_s y_{sm} P_{sm} \geq \sum_s y_{sm} P_m \quad (5)$$

为了设计冗余路径,在第 1 级设计平台中的每一条能量路径都需要满足电机的额定功率。如果电机 m 有 n 条能量流路径,则所有流向电机 m 的功率和需要大于等于 p 倍电机 m 的额定功率。其中 P_{sm} 表示第 s 个电池和第 m 台电机之间流过的额定功率、 P_m 表示第 m 台电机所需的额定功率。 $\sum_s y_{sm}$ 表示第 m 台电机的能量流路径条数,电池侧的功率约束表达式如下

$$\sum_s y_{sm} P_{sm} \leq b_s \frac{E_{\text{bat}}^s}{3 \cdot 600} V_s \quad (6)$$

式中 V_s 表示第 s 个电池的额定电压。电池所能提供的总能量需要大于等于飞机完成一次飞行任务所需要的总能量,表达式如下

$$\sum_s b_s (1 - S_{\text{OC}_s}) E_{\text{bat}}^s \geq E_{\text{ALL}} \quad (7)$$

式中 E_{ALL} 表示飞机完成一次飞行任务所需要的总能量。第 m 台电机只有一条能量路径时的可靠性约束如下

$$r_d r_s > R_{\text{target}}^m \quad (8)$$

式中: r_d 表示第 d 条能量流路径的可靠性; r_s 表示第 s 个电机的可靠性; R_{target}^m 表示第 m 个电机对能量从电池侧流过来的最低可靠性要求。

同式(1)中最大化可靠性类似,考虑到电机的能量可能来自多个电池而这些能量流路径之间构成了并联关系,所以需要使用下式表示能量成功抵达第 m 台电机的可靠性

$$1 - \prod_p (1 - r_d r_s) > R_{\text{target}}^m \quad (9)$$

所有从第 s 个电池流通出去的能量应该不超过第 s 个电池所能提供的最大能量,这一最大能量应当是考虑到电池 SOC 之后所能提供的最大能量

$$\sum_s y_{sm} E_{sm} \leq b_s (1 - S_{OCs}) E_{\text{bat}}^s \quad (10)$$

1.3 主拓扑结构设计(第2级平台)

第1级能量流通对设计平台在已知电机功率参数的基础上,通过优化设计获得了电池的数量、每个电池的能量大小以及电池和电机能量流通关系。第2级主拓扑结构设计平台将在第1级设计平台结果的基础上加入双向 DC/DC 变换器、高压母线,进而对整个电力系统的拓扑结构进行细化完善,最终获得全电机电力系统主拓扑结构。

1.3.1 目标函数

同第1级设计平台类似,第2级设计平台也需要根据优化模型从一个复杂的设计模板中选出一最优结果。具体设计图例如图4所示。

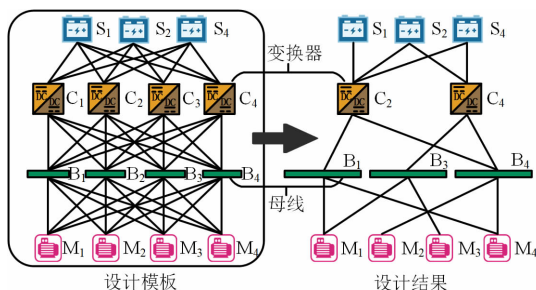


图4 主拓扑结构模板及设计结果图例

Fig. 4 Main topology template and design result legend

由图4可知,在进行电力系统主拓扑结构设计的过程中,需要确定双向 DC/DC 变换器、高压母线的数量及其额定功率,同时也要确定各个功率器件之间的连接关系。由于第2级设计平台加入了双向 DC/DC 变换器以及高压母线,除了和第1级设计平台一样需要考虑成本和安全性两大指标外,在优化模型建立的时候还需要考虑到器件的有效使用率,即让功率器件的工作功率在飞机的每一时刻都尽可能接近其额定功率。考虑一个设计集合 $\mathbf{R}$ 包含所有的功率器件(电池、变换器、母线、电机),另一个集合 $\mathbf{Q}$ 表示功率器件之间的连接关系集合。

第2级设计平台的目标函数如下

$$\begin{cases} \min(\sum_{i \in \mathbf{R}} C_i s_i + \sum_{i,j \in \mathbf{Q}} C_{ij} x_{ij}) \\ \max(\sum_{i \in \mathbf{R}} \eta_i), \min(\prod_{i \in \mathbf{R}} F_i) \end{cases} \quad (11)$$

式(11)由3个目标函数组成,第1个目标函数表示成本最小化。其中 $\sum_{i \in \mathbf{R}} C_i s_i$ 表示功率器件的总成本, s_i 表示功率器件的选择 01 变量; $\sum_{i,j \in \mathbf{Q}} C_{ij} x_{ij}$ 表示功率器件之间的连接成本, x_{ij} 表示功率器件 i 、 j 连接关系的 01 变量,功率器件和连接线由固定成本和可变成成本构成,可变成成本和流过的额定功率成正比。功率器件的数量增加,由固定成本带来的成本增量也增加,但是数量的增加使得单台设备的故障不会导致整个系统失效进而提高整个系统的可靠性。

同理,连接线数量增加会造成成本增加,同时提高整个系统的可靠性。由于成本和可靠性之间的矛盾性,需要通过求解优化函数来获得不同条件下最优经济性和可靠性的解。

第2个目标函数表示器件有效使用率最大化,其中 η_i 表示功率器件 i 的有效使用率。

第3个目标函数表示变换器和母线失效率最小化,考虑多个变换器和母线,且每一个器件具有独立的失效率,因此在此处使用失效率的累乘表示总失效率,其中 F_i 表示功率器件 i 的失效率。

成本表达式如下

$$C_i = C_i^f + C_i^v P_i \quad (12)$$

式中: C_i^f 表示功率器件 i 的固定成本; C_i^v 表示功率器件 i 的可变成成本,可变成成本和额定功率成正比; P_i 表示功率器件 i 的额定功率。同理可得其他连接关系 C_{ij} 的成本表达式。

功率器件有效使用率的表达式如下

$$\eta_i = \frac{\sum_j \sum_k P_{ij}^k T_k}{P_i T} \quad (13)$$

式中: P_{ij}^k 代表功率器件 i 、 j 之间的连接线路中由路径 k 所提供的额定功率,路径 k 的额定功率由第1级设计平台中的第 k 条能量流通对的额定功率表示; T_k 表示第 k 条能量路径在一次飞行中的有效工作时间; T 表示飞机一次飞行的时间。

1.3.2 约束条件

由于第1级设计平台的能量流路径 k 并不代表实际的拓扑连接关系,所以在第2级设计平台中的某一条拓扑结构可能包含有多条能量流路径。

图5中的左图给出了一级设计平台在一种设计结果下的能量路径分配,一共有6条能量流路径,故 $k=6$ 。能量流路径和拓扑结构关系与图4中右图一致,且同时以变换器 C_2 为主体,通过展示所

有和其有连接关系支路上的功率所包含的能量流通过路径,可以更直观的展示能量流通过路径 k 的功率和实际拓扑连线功率间的关系。

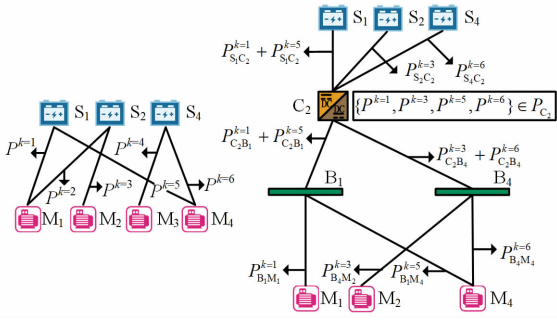


图 5 能量流通过路径和拓扑结构关系图

Fig. 5 Energy flow path and topology diagram

以电池 S_1 和变换器 C_2 之间连接关系为例,由图 5 可知电池 S_1 有两条能量流通过路径 $P^{k=1}$ 和 $P^{k=5}$,分别供给电机 M_1 和电机 M_4 。同时由图 4 中右图可知电池 S_1 仅和变换器 C_2 有连接关系,所以电池 S_1 和变换器 C_2 之间的连接线上有两条能量流通过路径通过。例如图 5 中 $P_{S_1C_2}^{k=1} + P_{S_1C_2}^{k=5}$ 表示电池 S_1 以及变换器 C_2 之间的连接线包含能量流通过路径 $k=1$ 和 $k=5$ 的部分。

第 2 级设计平台的功率约束条件如下

$$\sum_j P_{ji}^k + P_{\text{bat}}^k = \sum_j P_{ij}^k + P_{\text{motor}}^k \quad (14)$$

式中: P_{ij}^k 表示从功率器件 i 流出的功率; P_{ji}^k 表示流入功率器件 i 的功率; P_{bat}^k 表示电池的功率,若功率器件 i 表示电池,则 $P_{\text{bat}}^k \neq 0$, 否则 $P_{\text{bat}}^k = 0$; P_{motor}^k 表示电机的功率,若功率器件 i 表示电机,则 $P_{\text{motor}}^k \neq 0$, 否则 $P_{\text{motor}}^k = 0$ 。可靠性约束如下

$$\prod_i r_i^k \prod_{i,j} r_{ji}^k \geq R_k \quad (15)$$

式中: r_i^k 表示路径 k 上的第 i 个元件的可靠性, i 可以表示电池、变换器、母线 ($i=S$ 表示电池, $i=C$ 表示变换器, $i=B$ 表示母线); r_{ji}^k 表示路径 k 在功率器件 i 和 j 之间连接关系上的可靠性; R_{target}^k 表示路径 k 的最低可靠性。在考虑冗余路径的情况下可靠性表达式如下

$$\prod_i r_i^k \prod_n (1 - \prod_{i,j} r_{ji}^k) \geq R_{\text{target}}^k \quad (16)$$

由于各条冗余路径独立工作,在进行可靠性计算时需要利用并联系统可靠性原理对系统可靠性进行求解。

式(11)~(16)表示第 2 级设计平台的优化模型。在第 1 级设计平台结果的基础上求解第 2 级模型,就可以获得飞机电力系统主拓扑结构。

2 模型线性化

2.1 能量流通过对设计模型线性化

式(1)中第 1 项成本目标函数存在连续变量 C_{bat}^s 和 01 选择变量 b_s 的乘积,为了将乘积关系线性化可以对连续变量 C_{bat} 离散化处理,离散化之后的成本用一个区间表示。由于电池成本和电池能量大小有关,因此对电池成本离散化处理可以转化为对电池能量的离散化处理。离散化处理的好处是可以使用市面上量产电池的能量数值。同时通过一个 01 选择变量给电池选择一个离散的值,从而将乘法运算转换为加法运算达到模型线性化的目的。

用 E_{bat}^b 表示电池能量的离散化值, u_{sb} 表示给第 s 个电池选择一个能量值 E_{bat}^b 的 01 变量。因为每一个电池只能选择一个特定的能量值,所以 01 变量 u_{sb} 有如下约束条件

$$\sum_b u_{sb} \leq 1, \quad \forall s \quad (17)$$

第 m 台电机如果需要和第 s 个电池有连接关系则需要第 s 个电池被选择,约束关系为

$$y_{sm} \leq \sum_b u_{sb}, \quad \forall s, m \quad (18)$$

考虑到每一个电机至少要和一个电池有能量流通过关系,所以还需要如下约束条件

$$\sum_m y_{sm} \geq 1, \quad \forall s \quad (19)$$

同理能量流通过对成本的离散化处理可以转化为传输功率的离散值 P_{snd} ,用 y_{snd} 表示给第 s 个电池和第 m 台电机之间的能量流通过选择一个特定功率值 P_{snd} 。式(5)的线性化形式可以表示为

$$\sum_m \sum_d y_{\text{snd}} P_{\text{snd}} \geq \sum_s y_{sm} P_m, \quad \forall s, m \quad (20)$$

式(6)的线性化形式可以表示为

$$\sum_m \sum_d y_{\text{snd}} P_{\text{snd}} \leq \frac{\sum_b E_{\text{bat}}^b u_{sb} V_s}{3600}, \quad \forall s \quad (21)$$

其中 y_{snd} 和 y_{sm} 的约束关系为

$$\sum_d y_{\text{snd}} = y_{sm}, \quad \forall s, m \quad (22)$$

对式(1)中的第 2 项的目标函数线性化处理,目标函数本身是一个线性式,在此处需要进行线性化处理的是式(4)中的 SOC 差值绝对值函数,式(4)中涉及连续变量和 01 变量的乘积。

令 SOC_{sh} 表示第 s 个电池的 SOC 离散值, SOC_{gh} 表示第 g 个电池的 SOC 离散值, z_{sh} 表示给第 s 个电池选择参数值 SOC_{sh} 的 01 变量。 z_{gh} 表示给电池 g 选择参数值 SOC_{sh} 的 01 变量。式(4)的线性化表达式为

$$\Delta S_{OCsg} \geq \sum_h \Delta S_{OCsh} z_{sh} - \sum_g \Delta S_{OCgh} z_{gh}, \quad \forall s, g \quad (23)$$

$$\Delta S_{OCsg} \geq \sum_g \Delta S_{OCgh} z_{gh} - \sum_s \Delta S_{OCsh} z_{sh}, \quad \forall s, g \quad (24)$$

由于只有第 s 和第 g 个电池被选择才能选择相应的 SOC 值,所以 z_{sh} 和 z_{gh} 有如下约束条件

$$\sum_h z_{sh} \leq 1, \quad \forall s \quad (25)$$

$$\sum_h z_{gh} \leq 1, \quad \forall g \quad (26)$$

对式(1)中的第3项的目标函数线性化处理,由于第3项目标函数由最大化函数表示,为了将多目标函数转换为单目标函数,可以利用下式将最大化函数转换为最小化函数

$$\max\left(\sum_s (1 - \prod_n (1 - r_{sd}))\right) \Rightarrow \min\left(\sum_m \left(\prod_n (1 - r_{sd})\right)\right) \quad (27)$$

在式(27)基础上,将乘法关系利用对数函数转化为加法形式,转化结果如下

$$\min\left(\sum_m \sum_s \ln(1 - r_{sd}) y_{sm}\right) \quad (28)$$

对式(10)进行线性化处理。考虑离散变量 E_{offer}^{hb} ,此变量用于描述 SOC 第 h 个离散值和 E_{bat}^b 第 b 个离散值共同表示的第 s 个电池所能提供的能量大小,具体表达式为

$$(1 - S_{OCh}) E_{bat}^b = E_{offer}^{hb} \quad (29)$$

式(10)线性化之后的表达形式为

$$\sum_m \sum_d y_{smd} E_{smd} \leq \sum_h \sum_b E_{offer}^{hb} s_{hbs} \quad (30)$$

式中: E_{smd} 表示能量流路径上流过能量的离散值,其具体求解可以通过功率离散值 P_{smd} 表示

$$E_{smd} = P_{smd} T_m \quad (31)$$

式中 T_m 表示第 m 台电机的工作时间。式(30)中的 s_{hbs} 为给第 s 个电池选择离散变量 E_{offer}^{hb} 中某一个特定值的 01 变量。由于只有当第 b 个电池的能量离散值 E_{bat}^b 被选择且第 h 个 SOC 的离散值 S_{OCh} 被选择, s_{hbs} 才能为第 s 个电池选择一个特定值 E_{offer}^{hb} 。因此有如下约束条件

$$\sum_h s_{hbs} \leq u_{su}, \quad \forall b, s \quad (32)$$

$$\sum_b s_{hbs} \leq z_{su}, \quad \forall h, s \quad (33)$$

对式(7)线性化处理可得

$$\sum_s \sum_h \sum_b E_{offer}^{hb} s_{hbs} \geq E_{ALL} \quad (34)$$

对可靠性约束式(9)线性化处理,为了将式(9)

中的乘积线性化处理可以采取对数运算,将乘法转换为加法运算。线性化表达如下

$$\sum_s y_{sm} \ln(1 - r_d r_s) \leq \ln(1 - R_{target}^m) \quad (35)$$

最后,第1级能量流通对设计模型是一个多目标优化模型,需要利用权重系数将多目标函数转化为单目标函数。考虑到成本,荷电状态以及可靠性指标的单位 and 量级相差较大,需要先对目标函数的参数进行归一化处理。本文采取最大-最小标准化方法进行数据归一化处理,表达式如下

$$C_{ALL_final} = \frac{C_{ALL} - C_{ALL_min}}{C_{ALL_max} - C_{ALL_min}} \quad (36)$$

式中: C_{ALL_final} 表示归一化后的总成本; C_{ALL} 表示归一化之前的总成本; C_{ALL_min} 表示成本最小值; C_{ALL_max} 表示成本最大值。同理, SOC 和可靠性目标函数采取同样处理方式。第1级设计平台的目标函数可以用下式表示

$$\min(a_1 C_{ALL_final} + a_2 S_{OC_ALL_final} + a_3 R_{ALL_final}) \quad (37)$$

式中: a_1 表示成本指标的权重系数; a_2 表示 SOC 差值绝对值总和指标的权重系数; a_3 则表示失效率指标的权重系数。考虑到不同的客户对成本、可靠性、荷电状态等指标的重视程度不尽相同,具有一定的主观性,因此本文采取层次分析法来确定各指标的权重系数。

综上,第1级能量流通对选择设计平台的优化模型式(1)~式(10)被线性化处理成式(17)~式(37)。

2.2 主拓扑结构设计模型线性化

对第2级设计平台目标函数线性化处理,式(11)中成本目标函数同第1级设计平台线性化处理方法一样。将连续变量 C_i 和 C_{ij} 全部转换为离散变量。考虑到功率器件和连接关系的成本和额定功率有关,因此根据式(12)可以将成本目标函数线性化处理成如下式

$$\min\left(\sum_{i \in \mathbf{R}} \sum_r (C_i^f + C_i^v P_i^r) z_{ir} + \sum_{i,j \in \mathbf{R}} \sum_q (C_{ij}^f + C_{ij}^v P_{ijq}^k) z_{ijqk}\right) \quad (38)$$

式中: z_{ir} 表示给功率器件 i 从离散化之后的功率变量 P_i^r 中选择一个特定的功率值 r 。考虑到只有变换器 c 被选中之后才能给其分配一个特定的功率值,因此 z_{cr} 有如下约束条件

$$\sum_r z_{ir} \leq 1, \quad \forall i \quad (39)$$

式中: P_{ijq}^k 表示功率器件 i, j 之间流过的额定功率; z_{ijqk} 表示给功率器件 i, j 之间流过路径 k 的功率选

择一个离散值。同理,有如下约束条件

$$\sum_q z_{ijk} \leq x_{ij}, \quad \forall i, j \quad (40)$$

对式(13)的有效使用率目标函数进行线性化处理。由式(13)可知,有效使用率函数涉及到两个连续变量相除的运算,其线性化处理需要同前文处理 E_{offer}^{hb} 一样,在确定好流过功率器件 i 的能量及其能流过的最大能量这两个变量后方可确定变换器的有效使用率。式(13)线性化结果如下所示

$$\eta_i = \sum_j \sum_k \sum_t \sum_q \frac{E_{ijq}^k}{E_i^t} e_{ijkq}, \quad \forall i \quad (41)$$

式中: E_{ijq}^k 表示功率器件 i, j 之间流过能量路径 k 的能量离散值; E_i^t 表示功率器件 i 流过的最大能量的离散值; e_{ijkq} 为 01 选择变量,表示选择两个特定的能量值 E_{ijq}^k 和 E_i^t ,用以表示功率器件 i 的能量有效使用率。功率器件 i, j 有连接关系才能选择对应的能量有效使用率,因此 e_{ijkq} 有如下所示的约束条件

$$\sum_t \sum_q e_{ijkq} \leq x_{ij}, \quad \forall i, j, k \quad (42)$$

式(41)对式(13)中有效使用率最大化目标函数进行线性化处理,其次将针对失效率这一目标函数进行线性化处理。由于式(11)中使用乘法原理分别得到了变换器和母线的失效率表达式,因此可以使用对数函数将失效率表达式线性化,具体表达式为

$$\prod_{i \in \mathbf{R}} F_i = \sum_{i \in \mathbf{R}} \sum_n \ln(F_i) z_{in} \quad (43)$$

同第 1 级能量流通对设计平台类似,第 2 级主拓扑结构设计平台的目标函数也是一个多目标函数,同样采取最大-最小标准化方法进行数据归一化处理。第 2 级设计平台目标函数如下式

$$\min(b_1 C_{\text{ALL_final}} - b_2 \eta_{\text{ALL_final}} + b_3 F_{\text{ALL_final}}) \quad (44)$$

式中: b_1 表示成本目标函数的权重系数; b_2 表示功率器件有效使用率权重系数; b_3 则表示失效率权重系数。由于第 2 项是最大化目标函数,因此在转化为单目标函数时,需要在权重系数 b_2 前添加负号使其转化为最小化目标函数。考虑到不同客户对成本、可靠性、使用率等指标的重视程度不尽相同,具有一定的主观性,同样采取层次分析法来确定各指标权重系数。

对功率平衡约束条件也需要线性化处理,将前文中和功率有关的连续变量替换成离散变量即可获得线性化约束条件,对式(14)线性化得

$$\sum_j \sum_q P_{ijq}^k e_{ijkq} + P_{\text{bat}}^k b_i = P_{\text{motor}}^k m_i + \sum_j \sum_q P_{jiq}^k e_{jiqk} \quad (45)$$

式中: e_{ijkq} 、 e_{jiqk} 表示流入流出功率器件 i 的功率离散

变量选择 01 变量。若功率器件 i 表示电池,则 $b_i = 1$,否则 $b_i = 0$;若功率器件 i 表示电机,则 $m_i = 1$,否则 $m_i = 0$ 。

同时每条路径 k 的功率应和第 1 级设计平台中对应路径的功率相等。有如下约束条件

$$\sum_i \sum_j \sum_q P_{ijq}^k e_{ijkq} = P^k \quad (46)$$

其次将对可靠性约束线性化处理,此处可靠性约束不考虑冗余路径。冗余路径将在之后的约束中体现。对式(15)进行线性化处理,此处将各个连接关系可靠性离散化,同时对约束中的乘积关系取对数,最终表达式如下

$$\sum_{i \in \mathbf{R}} \ln(r_i^k) s_{ki} + \sum_i \sum_j \sum_l \ln(r_{ijl}^k) s_{ijkl} \geq R_{\text{target}}^k \quad (47)$$

式中: r_i^k 表示功率器件 i 可靠性的离散值; s_{ki} 表示 r_i^k 的 01 选择变量; r_{ijl}^k 表示功率器件 i, j 之间连接可靠性的离散值; s_{ijkl} 表示 r_{ijl}^k 的 01 选择变量。

式(43)还需要给失效率一个最大上限值,具体表达式如下

$$\sum_i \sum_n \ln(F_i) z_{in} \leq F_{\text{target}}^i \quad (48)$$

式中: F_{target}^i 表示功率器件 i 的最低可靠性。最后需要对冗余路径进行设计,冗余路径的设计是为了给关键的电机负载提供一条和之前没有任何能量交集的能量通道。

以功率器件 i 为例,若路径 k_1 经过功率器件 i ,则和路径 k_1 互为冗余的路径 k_2 不能流过功率器件 i ,所以拓扑结构选择变量的约束条件如下

$$\sum_j r_{ijk} \leq 1 - \sum_j \sum_q e_{ijkq}, \quad \forall i, k \quad (49)$$

式中: r_{ijk} 为给功率器件 i 和功率器件 j 之间选择冗余路径的 01 变量。考虑到只有功率器件被选择的时候才可以设计冗余路径,因此有如下约束条件

$$\sum_j \sum_k r_{ijk} \leq \sum_r z_{ir}, \quad \forall i \quad (50)$$

3 模型求解

3.1 能量流通对模型设计结果

首先选取初始化参数,表 1 为本文案例使用的电机的可靠性及其功率参数,表 2 为能量流通对设计平台的成本参数。考虑到设备可靠性要求较高,因此本文采用 1 减去一个较小的数字表示可靠性。

本案例中需要对 6 个电机进行设计,考虑如图 6 所示的设计模板。在上述初始参数的设置下,基于线性化处理后的优化模型式(17)~式(37),可以

得到图 7(a)、图 7(b)所示的设计结果。其中 4 组权重系数可由层次分析法求得。

表 1 电机可靠性和功率参数(两台高可靠性电机)
Table 1 Reliability and power parameter of motor (two high reliability motors)

电机	P_M/kW	R_{target_m}
M_1	48.1	$1-10^{-9}$
M_2	14.4	$1-10^{-5}$
M_3	14.4	$1-10^{-5}$
M_4	14.4	$1-10^{-5}$
M_5	14.4	$1-10^{-5}$
M_6	48.1	$1-10^{-9}$

表 2 能量流通对设计平台成本参数

Table 2 Cost parameter of energy flow design platform

参数	固定成本/元	可变成本/元
电池	100	50
能量流通对	100	25

以图 7(a)为例,如果对成本的重视程度比可靠性高,同时对成本和可靠性的重视程度高于 SOC 差值绝对值总和,则考虑判断矩阵如下

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 9 & 5 \\ 1/9 & 1 & 1/2 \\ 1/5 & 2 & 1 \end{bmatrix} \quad (51)$$

其中成本相对于可靠性的重视程度为 5,成本相对于荷电状态的重视程度为 9,可靠性相对于荷电状态的重视程度为 2,矩阵通过一致性检验。求得的权重系数 $a_1=0.76, a_2=0.08, a_3=0.16$ 。

从表 3 中电机可靠性参数可知电机 1 和电机 6 的可靠性参数最高,因此在各种权重系数下电机 1 和电机 6 的能量流通对数量最多。此外由于权重系数 a_3 代表可靠性,权重系数 a_1 表示成本,则可靠性权重越大能量流通对连接关系越复杂。通过两张图

表 3 电机可靠性和功率参数(一台高可靠性电机)
Table 3 Reliability and power parameter of motor (one high reliability motor)

电机	电机功率/kW	R_{target}
M_1	48.1	$1-10^{-5}$
M_2	14.4	$1-10^{-5}$
M_3	14.4	$1-10^{-5}$
M_4	14.4	$1-10^{-5}$
M_5	14.4	$1-10^{-5}$
M_6	48.1	$1-10^{-9}$

的对比分析可以验证这一结论:图 7(b)的可靠性权重重大,电机 1 和电机 6 的能量流路径分别为 3 条和 4 条;图 7(a)的可靠性权重小,因此电机 1 和电机 6 分别只有两条能量流路径。如果电机可靠性和功率参数如表 3 所示,可以得到图 7(c)、图 7(d)所示的结果。

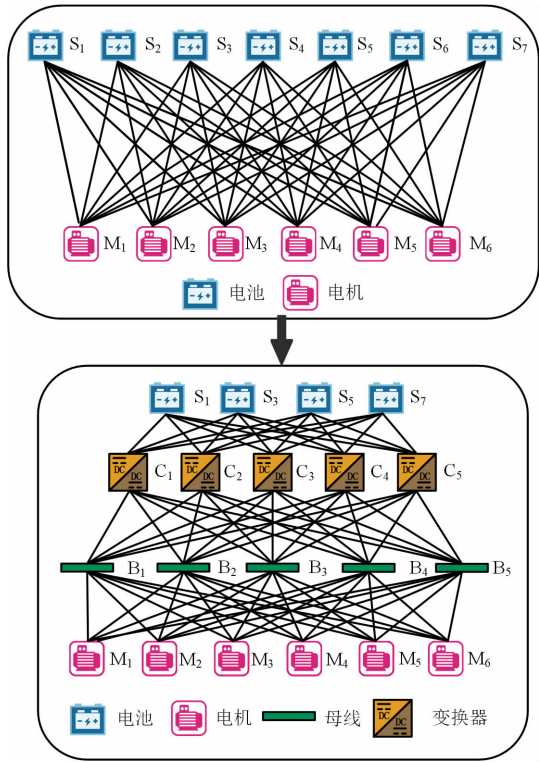


图 6 第 1 级和第 2 级平台模板图

Fig. 6 Template diagrams of first level and second level platform

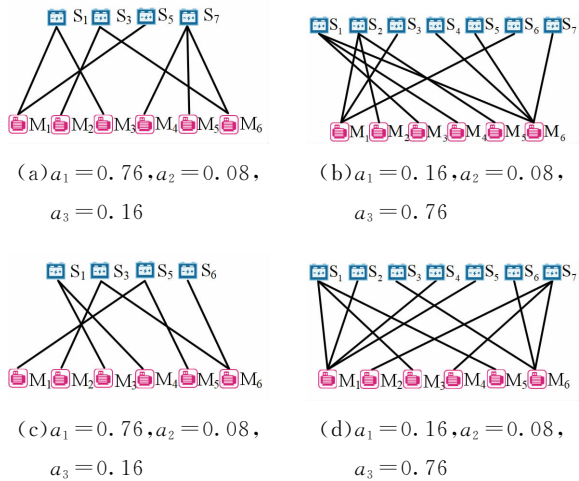


图 7 不同高可靠性电机不同权重能量流通对设计结果图
Fig. 7 Design results of different high reliability motors with different coefficients

同样可以得到当可靠性指标所占权重越大时,

设计结果的能量流通对路径越多。由于表 3 中只有电机 6 的可靠性最大,当可靠性权重较小时,如图 7 (c)所示,则只有电机 6 拥有多条能量流通过。

3.2 主拓扑结构设计结果

主拓扑结构的设计将在第 1 级设计平台结果的基础上展开。考虑到篇幅限制,选取图 7(a)和图 7 (c)的设计结果(电池数量、电池能量参数、能量流通对关系)作为第 2 级设计平台初始参数,其他参数见表 4 和表 5。在图 7(a)的基础上,基于线性化处理后的优化模型式(38)~式(50),可以得到图 9(a)~图 9(d)的 4 种设计结果。根据图 9(a)~图 9(d)可作如下分析:第 2 级设计平台由成本、可靠性、使用率 3 个目标函数组成,且成本目标和可靠性目标相互矛盾。当可靠性目标所占的权重较大时电力系统拓扑结构较为复杂,权重系数由层次分析法求得。如图 8 所示, b_3 越大则变换器和母线的数量越多,整个电力系统的拓扑结构越复杂。由于采用的第 1 级设计平台中图 7(a)结果作为设计模板,且此结果图中 M_1 和 M_6 分别有一条冗余路径,因此图 8(a)~图 8(d)设计结果中 M_1 和 M_6 分别连接到了两个不同的母线,两者互为冗余路径。如果采用图 7(c)作为第 1 级设计平台的结果,由于此结果中只有 M_1 拥有冗余路径,因此最后的主拓扑结构中只有 M_1 和两个母线拥有连接关系。设计结果如图 9 所示,最后表 6 给出了第 1 级设计平台中图 7(a)和图 7 (c)的电池能量值设计结果。表 7 和表 8 分别给出了图 8 和图 9 中各功率器件的额定值结果。表 9 和表 10 分别给出了图 7~图 9 对应设计平台的目标函数结果。

表 4 主拓扑结构设计平台成本参数

Table 4 Cost parameter of main topology design platform		
功率器件	固定成本/元	可变成本/元
变换器	2 000	50
母线	1 000	25
电池-变换器	100	25
变换器-母线	100	25
母线-电机	100	25

表 5 功率器件可靠性参数

Table 5 Reliability parameter of power device	
功率器件	可靠性参数
变换器	$1-10^{-6}$
母线	$1-10^{-6}$

表 6 电池额定值设计结果

Table 6 Results of battery rating design

图号	电池能量/(kW·h)						
	S ₁	S ₂	S ₃	S ₄	S ₅	S ₆	S ₇
图 6(a)	74.4	0	77.2	0	54.8	0	80.0
图 7(a)	80.0	0	74.4	0	77.2	54.8	0

表 7 变换器额定值设计结果

Table 7 Results of converter rating design

图号	变换器额定功率/kW				
	C ₁	C ₂	C ₃	C ₄	C ₅
图 8(a)	134.00	159.14	0	0	0
图 8(b)	93.14	93.14	0	105.71	0
图 8(c)	93.14	93.14	93.14	93.14	0
图 8(d)	93.14	93.14	93.14	93.14	93.14
图 9(a)	118.28	0	0	0	93.14
图 9(b)	93.14	93.14	0	0	93.14
图 9(c)	93.14	93.14	0	93.14	93.14
图 9(d)	93.14	93.14	93.14	93.14	93.14

表 8 母线额定值设计结果

Table 8 Results of bus rating design

图号	母线额定功率/kW				
	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅
图 8(a)	52.86	52.86	52.86	61.43	52.86
图 8(b)	52.86	61.43	52.86	52.86	52.86
图 8(c)	61.43	52.86	52.86	52.86	52.86
图 8(d)	61.43	52.86	52.86	52.86	52.86
图 9(a)	52.86	52.86	52.86	52.86	52.86
图 9(b)	52.86	52.86	52.86	52.86	52.86
图 9(c)	52.86	52.86	52.86	52.86	52.86
图 9(d)	52.86	52.86	52.86	52.86	52.86

表 9 能量流通对设计平台目标函数结果

Table 9 Objective function results of energy flow design platform

图号	总成本/元	可靠性 目标函数结果	SOC 目标 函数结果
图 6(a)	19 120	$1-6.56\times10^{-13}$	4.614
图 6(b)	28 400	$1-1.77\times10^{-17}$	0
图 7(a)	19 020	$1-2.19\times10^{-11}$	4.638
图 7(b)	28 400	$1-1.77\times10^{-17}$	0

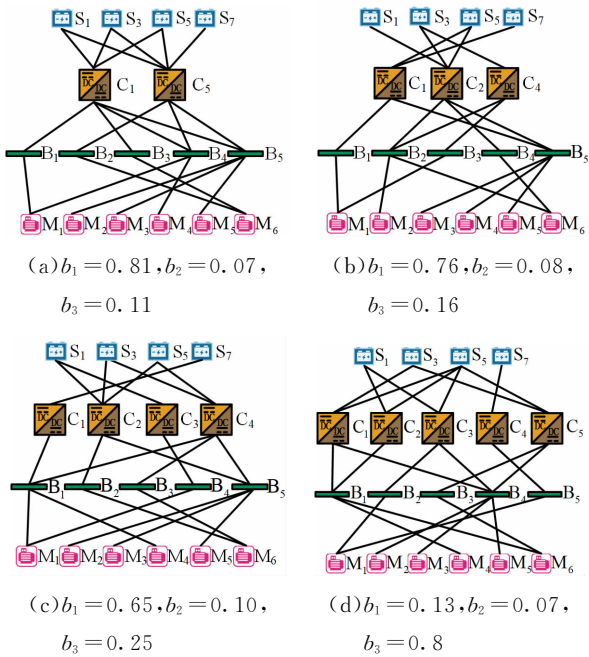


图8 两条冗余路径不同权重系数下拓扑结构设计
Fig. 8 Topology design diagram of two redundant paths with different coefficients

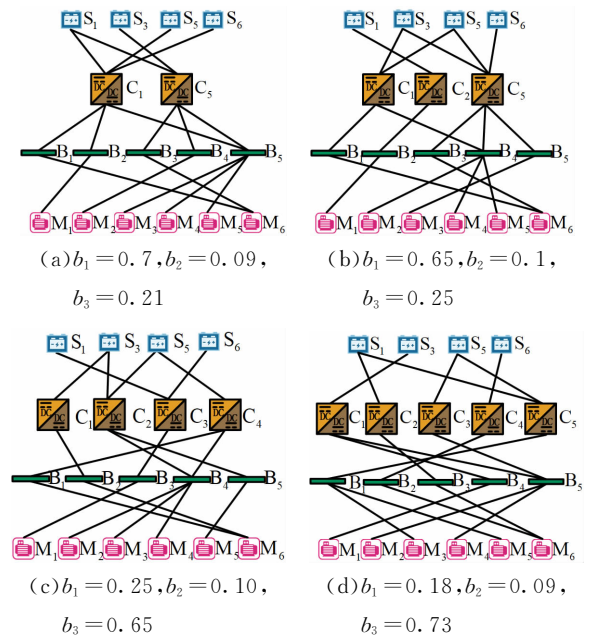


图9 一条冗余路径不同权重系数下拓扑结构设计结果
Fig. 9 Topology design diagram of one redundant path with different coefficients

4 结 论

本文提出了一种多级分析考虑可靠性的全电飞机电力系统的设计方法。该方法将复杂的电力系统设计过程拆分成多个部分。在求解过程中，对模型

表10 主拓扑结构设计平台目标函数结果
Table 10 Objective function results of main topology design platform

图号	总成本/元	变换器 可靠性	母线 可靠性	使用率/%
图 8(a)	44 094	$1-10^{-12}$	$1-10^{-30}$	98.88
图 8(b)	46 351	$1-10^{-18}$	$1-10^{-30}$	85.05
图 8(c)	52 065	$1-10^{-24}$	$1-10^{-30}$	76.90
图 8(d)	58 722	$1-10^{-30}$	$1-10^{-30}$	69.21
图 9(a)	39 607	$1-10^{-12}$	$1-10^{-30}$	97.21
图 9(b)	45 007	$1-10^{-18}$	$1-10^{-30}$	87.00
图 9(c)	58 322	$1-10^{-24}$	$1-10^{-30}$	76.90
图 9(d)	58 322	$1-10^{-30}$	$1-10^{-30}$	69.21

线性化处理,保证了模型求解的快速性。最后,基于本文线性化处理之后的优化模型,通过选取不同的权重系数可以获得相应的设计结果。分析表明,当可靠性指标权重较小时,电力系统拓扑结构较为简单,当可靠性权重较大时,电力系统拓扑结构较为复杂,实现了全电飞机电力系统的优化设计。可以体现出此方法在全电飞机电力系统设计初期具有较好的指导意义。后续将对电力系统设计平台的第3级以及第 n 级平台进行研究,以实现完整的全电飞机电力系统。

参考文献:

[1] BENZAQUEN J, HE Jiangbiao, MIRAFZAL B. Toward more electric powertrains in aircraft: Technical challenges and advancements [J]. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2021, 5(3): 177-193.

[2] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Division on Engineering and Physical Sciences, Aeronautics and Space Engineering Board, et al. Commercial aircraft propulsion and energy systems research: reducing global carbon emissions [M]. Washington, DC, USA: National Academies Press, 2016: 15-21.

[3] KOU Peng, WANG Jing, LIANG Deliang. Powered yaw control for distributed electric propulsion aircraft: a model predictive control approach [J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2021, 7(4): 3006-3020.

[4] 崔淑梅, 匡志, 杜博超, 等. 基于自抗扰控制原理的全电飞机用永磁同步电机转速闭环控制 [J]. 电工技术学报, 2017, 32(z1): 107-115.

CUI Shumei, KUANG Zhi, DU Bochao, et al. Speed

- closed-loop control of permanent magnet synchronous motor for all-electric aircraft applications based on active disturbance rejection controller [J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2017, 32(z1): 107-115.
- [5] 程伟, 杜钦君, 张铭, 等. 三次谐波抑制的五相永磁电机容错控制策略及仿真分析 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(2): 95-102.
- CHENG Yi, DU Qinjun, ZHANG Ming, et al. A fault-tolerant control strategy and simulation analysis of five-phase permanent magnet motor with third-harmonic suppression [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(2): 95-102.
- [6] 赵天旭. 全电飞机驱动用五相永磁同步电机研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 4-7.
- [7] 贾少锋, 刘紫薇, 梁得亮. 多相电机容错控制策略综述 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(6): 176-184.
- JIA Shaofeng, LIU Ziwei, LIANG Deliang. Review of fault-tolerant control strategies for multiphase machines [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(6): 176-184.
- [8] 孙沛亮. 全电飞机驱动用永磁同步电机高功率密度设计方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017: 6-8.
- [9] NASA. What is the X-57? [EB/OL]. [2021-04-08]. <https://www.nasa.gov/specials/X57/x-57.html>.
- [10] RECALDE A A, ATKIN J A, BOZHKO S V. Optimal design and synthesis of MEA power system architectures considering reliability specifications [J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2020, 6(4): 1801-1818.
- [11] LI Jianming, YU Zhiyuan, HUANG Yuping, et al. A review of electromechanical actuation system for more electric aircraft [C]//2016 IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS). Piscataway, NJ, USA; IEEE, 2016: 490-497.
- [12] 牟成铭. 多电飞机电力系统稳定性分析 [D]. 成都: 电子科技大学, 2019.
- [13] THOLEY T. Linear time algorithms for two disjoint paths problems on directed acyclic graphs [J]. Theoretical Computer Science, 2012, 465: 35-48.
- [14] OUNIS H, SARENI B, ROBOAM X, et al. Multi-level integrated optimal design for power systems of more electric aircraft [J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2016, 130: 223-235.
- [15] CHEN Jiawei, WANG Chengjun, CHEN Jie. Investigation on the selection of electric power system architecture for future more electric aircraft [J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2018, 4(2): 563-576.
- [16] ANDREAS A K, SMITH J C. Mathematical programming algorithms for two-path routing problems with reliability considerations [J]. INFORMS Journal on Computing, 2008, 20(4): 553-564.
- [17] 常媛, 张志远, 罗健, 等. 最优解算法综述 [J]. 土木工程建筑信息, 2017, 9(3): 115-118.
- CHANG Yuan, ZHANG Zhiyuan, LUO Jian, et al. Optimal solution of algorithms survey [J]. Journal of Information Technology in Civil Engineering and Architecture, 2017, 9(3): 115-118.
- [18] SARLIOGLU B, MORRIS C T. More electric aircraft: review, challenges, and opportunities for commercial transport aircraft [J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2015, 1(1): 54-64.
- [19] 王成君. 多电飞机电力系统结构优化与稳定性分析 [D]. 重庆: 重庆大学, 2018: 5-9.
- [20] NAAYAGI R T. A review of more electric aircraft technology [C]//2013 International Conference on Energy Efficient Technologies for Sustainability. Piscataway, NJ, USA; IEEE, 2013: 750-753.
- [21] BUTICCHI G, BOZHKO S, LISERRE M, et al. On-board microgrids for the more electric aircraft: technology review [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(7): 5588-5599.
- [22] WHEELER P, BOZHKO S. The more electric aircraft: technology and challenges [J]. IEEE Electrification Magazine, 2014, 2(4): 6-12.
- [23] 刘虎. 飞机总体设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2019: 57-61.
- [24] LIU Mingjun, LI Wenyuan, WANG Caisheng, et al. Reliability evaluation of large scale battery energy storage systems [J]. IEEE Transactions on Smart Grid, 2017, 8(6): 2733-2743.
- [25] 吴海桑, 刘伟, 陈英杰, 等. 锂离子动力电池充电优化技术现状 [J]. 电源学报, 2017, 15(5): 144-152.
- WU Haisang, LIU Wei, CHEN Yinjie, et al. Current situation of technology in charging optimization of lithium battery [J]. Journal of Power Supply, 2017, 15(5): 144-152.

(编辑 武红江 亢列梅)