



南京航空航天大学

本科毕业设计（论文）

题目 基于超级电容组的全电飞机实时推进功率补偿装置研究

学生姓名	彭施聪
学 号	181912314
学 院	能源与动力学院
专 业	飞行器设计与工程
班 级	0219103
指导教师	徐爱民讲师

二〇二三年六月

南京航空航天大学

本科毕业设计（论文）诚信承诺书

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文）是本人在导师的指导下独立进行研究所取得的成果。尽我所知，除了文中特别加以标注和致谢的内容外，本设计（论文）不包含任何其他个人或集体已经发表或撰写的成果作品。对本设计（论文）所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。

作者签名：



日 期： 2023 年 5 月 18 日

南京航空航天大学

毕业设计（论文）使用授权书

本人完全了解南京航空航天大学有关收集、保留和使用本人所送交的毕业设计（论文）的规定，即：本科生在校攻读学位期间毕业设计（论文）工作的知识产权单位属南京航空航天大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交毕业设计（论文）的复印件和电子版，允许论文被查阅和借阅，可以公布论文的全部或部分内容，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编论文。保密的论文在解密后适用本声明。

论文涉密情况：

☐ 不保密

☐ 保密，保密期（起讫日期： ）

作者签名：



导师签名：

日 期：

2023 年 5 月 18

日

日 期：

20 年 月 日

摘 要

多电、全电飞机的发展为飞机能源结构带来全新变革，电能作为二次能源的比例大幅提高。飞机直流电网驱动的大功率负载具有能量回馈特性，严重影响直流母线安全性和稳定性。采用混合储能系统，结合合理的负载管理策略，平抑大功率负载冲击。

设计基于超级电容的混合储能系统；选取典型 BLDC 负载，建立混合储能系统-负载仿真模型；提出双向半桥变换器的基于 PID 控制器的双闭环控制策略。

制作小功率样机并进行实验，结合仿真与实验结果表明基于超级电容的混合储能系统能够提高直流母线对负载扰动的响应速度，减小电网受到的冲击。

关键词：全电飞机，混合储能，负载管理策略，PID 控制器，超级电容，双向半桥变换器

ABSTRACT

The development of multi-electric and all-electric aircraft has brought new changes to the energy structure of aircraft, and the proportion of electric energy as secondary energy has been greatly increased. The high power load driven by aircraft DC power grid has the characteristics of energy feedback, which seriously affects the safety and stability of DC bus. The hybrid energy storage system and reasonable load management strategy are adopted to smooth the impact of high-power load.

Design hybrid energy storage system based on supercapacitor; A typical BLDC load was selected to establish a hybrid energy storage system-load simulation model. A double closed-loop control strategy based on PID controller for bidirectional half-bridge converter is proposed.

The low-power prototype is made and tested. Combined with the simulation and experimental results, it is shown that the hybrid energy storage system based on supercapacitor can improve the response speed of DC bus to load disturbance and reduce the impact on the power grid.

KEY WORDS: All-electric aircraft, Hybrid energy storage, Load management strategy, PID controller, supercapacitor, Bidirectional half-bridge converter

目录	
第一章 绪论	1
1.1 背景和意义	1
1.1.1 全电飞机	1
1.1.2 全电飞机混合储能	1
1.1.3 全电飞机负载特性	1
1.2 国内外研究现状	2
1.3 本文主要工作	3
第二章 小型全电飞机负载特性研究	4
2.1 全电飞机负载原理分析	4
2.2 全电飞机负载建模	5
2.3 本章小结	7
第三章 基于超级电容的负载管理策略	8
3.1 储能装置特性分析	8
3.1.1 锂离子电池特性分析	8
3.1.2 超级电容特性分析	8
3.2 直流母线汇流条储能结构分析	10
3.2.1 无源结构	10
3.2.2 有源结构	10
3.2.3 储能系统中的双向 dcdc 功率变换器设计	11
3.2.4 超级电容容量设计	13
3.3 超级电容混合储能系统系统设计	15
3.4 基于混合储能系统的飞机负载功率管理策略	15
3.5 本章小结	16
第四章 超级电容混合储能系统仿真与分析	18
4.1 系统仿真模型建立	18
4.1.1 直流无刷电机负载仿真模型建立	18
4.1.2 超级电容混合储能系统仿真模型建立	18
4.2 系统仿真结果分析	19
4.2.1 负载起动/制动响应仿真结果分析	19
4.2.2 负载扰动响应仿真结果分析	20
4.3 本章小结	21
第五章 直流母线超级电容储能系统实验	22
5.1 储能系统中的双向 dcdc 功率变换器硬件设计	22
5.1.1 双向半桥变换器功率主回路原理图设计	22
5.1.2 半桥驱动电路设计	24
5.1.3 采样电路设计	24
5.1.4 主控制器及其外围电路设计	25
5.1.5 辅助电源设计	26
5.1.6 双向 DC-DC 变换器 PCB 设计	26
5.2 储能系统中的双向 dcdc 功率变换器软件设计	27
5.3 飞机推进功率实时补偿实验与结果分析	28
5.3.1 实验平台总体设计	28
5.3.2 实验结果及分析	29
5.4 本章小结	29

第六章 总结与展望.....	30
6.1 全文工作总结	30
6.2 后续工作展望	30
参考文献.....	31
学位研究期间取得的主要成果.....	32
附录 附录名称.....	33
致谢.....	34

第一章 绪论

1.1 背景和意义

1.1.1 全电飞机

全电飞机是一种以电能作为二次能源的飞机，一般以无刷电机带动螺旋桨作为主要推进装置，无刷电机对控制指令响应迅速，使得无刷电机负载电流快速变化，这对全电飞机电源系统的瞬时响应能力提出较高的需求。

1.1.2 全电飞机混合储能

通常，全电飞机电源系统主要依靠光伏电池或锂电池作为供能装置。然而，受生产工艺、材料的影响，高能量密度的锂电池通常难以实现高功率密度，仅仅依靠锂电池供能限制了全电飞机动力装置的推进功率上限。超级电容有着功率密度大，充放电迅速的优势，因此，有必要研究锂电池、超级电容混合储能在全电飞机中应用的可行性与优势。

全电飞机新型电源系统主要由混合储能装置与电能变换器构成。

混合储能装置包括锂电池组、超级电容组，大部分电能由高能量密度锂电池组储存，能够有效提高全电飞机的有效载荷；超级电容组能够快速充放电，使电源系统能够更好响应电机的功率需求，同时能够快速储存电机的能量回馈。混合储能装置能够同时实现全电飞机长航时、动力强劲的设计需求。

电能变换器一般由多个 DC-DC 开关变换器构成，通过隔离或非隔离电路拓扑，再加上软件闭环控制算法，当飞机直流母线电压发生波动时，电能变换器能够调动储存于超级电容中的能量，迅速响应飞机负载的功率需求波动。这种方案能够很好地平抑负载波动对全电飞机电源直流母线的冲击，避免瞬时的大电流对电池的损伤，提高电池的使用寿命。

所以，由混合储能装置和电能变换装置构成的全电飞机新型电源系统能够很好地满足全电飞机对长航时、快速响应的需求，能够极大拓宽全电飞机的应用场景，研究该类型储能装置与电能变换器具有重要意义。

1.1.3 全电飞机负载特性

全电飞机一般使用直流无刷电机驱动螺旋桨输出推进功率；采用机电作动器（EMA）作为舵面控制的主要手段。直流无刷电机通常可以视为一种恒功率负载，其在起动和制动的瞬间，会对飞机直流母线产生近似阶跃的功率需求，会对直流电网产生冲击，最恶劣情形下可导致直流母线欠压或者超压。同样，直流无刷电机在驱动螺旋桨时，气动载荷的扰

动可以在直流母线的偏置电流上叠加具有消极意义的交流分量,这种冲击性质的电流在没有混合储能装置时会完全由锂电池提供,会大大折损电池的寿命。因此,研究基于混合储能系统的全电飞机推进功率补偿具有十分重要的意义。

1.2 国内外研究现状

国内学者在多方面展开对超电容混合储能的电源系统的研究。宋清超等人在某一供电单元因故障而退出系统后,该策略仍能实现负荷功率在其余供电单元间的动态分配,确保关键负荷的供电。最后通过实验验证了所提方法的有效性和可行性^[1]。刘文强基于各经典数学理论模型在 MATLAB/simulink 中利用现有的模块搭建发动机、桨叶、电机、控制器、超级电容等模型,对于光伏电池发电系统结合 MPPT 控制策略不断的寻优计算太阳能最大功率点,近似实现锂电池组的最大充电功率为太阳能电池板的最大发电功率^[2]。姚旭分析了多电飞机的供电方式,设计了应用于机载直流配电网的储能模块 EAU。在上述分析的基础上综合考虑系统电压稳定性及加改装过程面临的空间、成本等需求,给出 EAU 并入系统的最佳拓扑结构^[3]。周迪建立一种在多电飞机电网中可实现的混合储能系统仿真模型,对其各部分进行了研究和设计。采用模糊控制法对电网需调功率进行计算与分配,通过 DC/DC 双向变流器控制超级电容器和蓄电池存储和产生功率,抑制直流母线电压波动,提高能源使用效率,是一种很有发展前景的设计方案^[4]。唐彬鑫针对多电负载特性影响系统稳定性问题,提出了应用储能系统实现多电化负载动态管理的方法。讨论了不同储能装置的特性及储能结构,得到了适用于飞机高压直流系统负载管理的超级电容储能架构。提出能超级电容容量设计的原则和方法^[5]。李涛研究了一种带有超级电容器的多电飞机储能系统,分析了该系统中超级电容器的作用及其控制策略,并针对于飞机电网突加和突卸负载时电压不同状态设计了相应控制策略,通过仿真实验验证了带有超级电容器的混合储能系统的有效性^[6]。程龙本文以锂电池和超级电容组成的混合储能系统(HESS)为研究对象,针对应用 HESS 平抑脉动功率时面临的高功率密度配置、功率分配和系统控制等问题展开了讨论和研究^[9]。牟成铭针对特定的多电飞机,本文首先研究了其电力系统中关键作动器的物理特征,建立其数学模型;然后,运用泰勒级数进行小信号线性化处理,实现了其动态特性的线性小信号分析模型;再次运用特征值法对系统进行了稳定性分析,确定了系统的稳定边界;同时,分析了系统参数变化时系统稳定性变化情况,得到了保证系统稳定的参数设计建议^[10]。孙雨研究了非线性负载的恒功率特性,建立恒功率负载的小信号模型,利用李雅普诺夫第二法对恒功率负载与恒压负载并联系统的大信号扰动进行分析,利用状态空间平均法和 DQ 轴变换

法对同步发电机带并联负载进行稳定性分析,推导传递函数,建立精确状态方程,得到稳定工作条件^[11]。

目前在全电飞机新型电源系统研究方面,国内外学者在混合储能装置建模与仿真、DC-DC 变换器拓扑研究、MPPT 控制策略、电能变换控制策略等多个方面展开了诸多研究。

1.3 本文主要工作

本文针对全电飞机推进负载对飞机直流母线电压的冲击现象提出一种基于超级电容混合储能系统并通过仿真与实验验证了其有效性。

首先本文将对全电飞机负载特性进行研究,建立直流无刷电机的负载模型。

进一步,本文将对储能装置特性、半桥变换器拓扑工作原理进行研究,同时建立其数学模型。

进一步,本文将提出适合小型全电飞机的推进负载管理策略,并对混合储能系统进行建模仿真,验证该管理策略的作用。

最后本文将试制混合储能系统样机,验证样机对电网电压波动的平抑作用。

第二章 小型全电飞机负载特性研究

2.1 全电飞机负载原理分析

机电作动器（EMA）是常见的电能-机械能负载。EMA 全电飞机关键部件，将电能转换为机械能，驱动飞机水平安定面和襟翼、缝翼等机械负载运动^[7]。图 2.1 和图 2.2 分别为 EMA 系统结构图和原理图

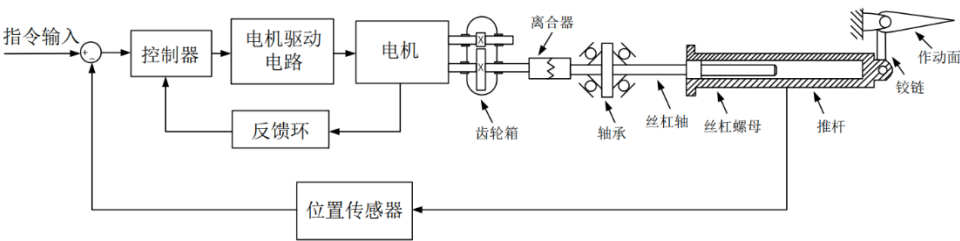


图 2.1 EMA 结构图

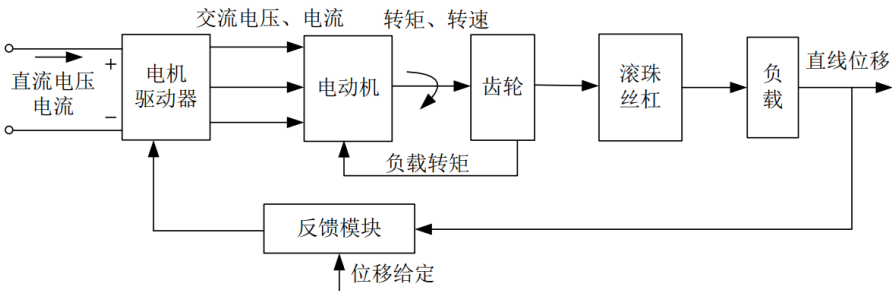


图 2.2 EMA 原理图

EMA 由无刷直流电机或永磁同步电机驱动，电机驱动器将直流母线上的电能转换为三相交流电驱动电机运转，电动机的旋转经过齿轮和滚珠丝杆转化为机械负载的直线位移。其中，位置传感器将机械负载的直线位移反馈给控制器用以实现对机械负载直线位移的闭环控制。

受到气动载荷的扰动，控制器驱动负载响应偏转指令，因而会产生负载能量的回馈，具体机理可以从以下几个方面解释：

首先，上位机发出偏转指令，为响应偏转指令，控制器驱动电机加速。电机启动时产生电流尖峰；受到气动载荷扰动时，控制器为消除扰动产生的偏差，会驱动电机处于发电或用电状态，由此将会在汇流条上产生双向流动的能量。由此可得，作动器对直流母线电压的扰动源自：（1）电机起动和刹车造成的功率扰动；（2）气动负荷突变造成的功率扰动。

本文根据 EMA 结构和工作原理建立如图所示电气原理图 2.3，系统由逆变器、直流无刷电机（BLDC）和气动负载三部分组成。在此基础上对电机控制部分进行建模

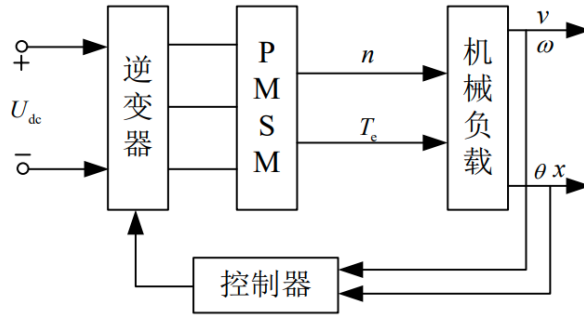


图 2.3 电气原理图

2.2 全电飞机负载建模

无刷直流电机（BLDC）具有能量利用率高、转矩大和调速性能好的优点。适合作为全电飞机的螺旋桨驱动电机，如图 2.4 所示为其系统框图。下面建立其数学模型，假设损耗忽略不计，三相绕组高度对称。

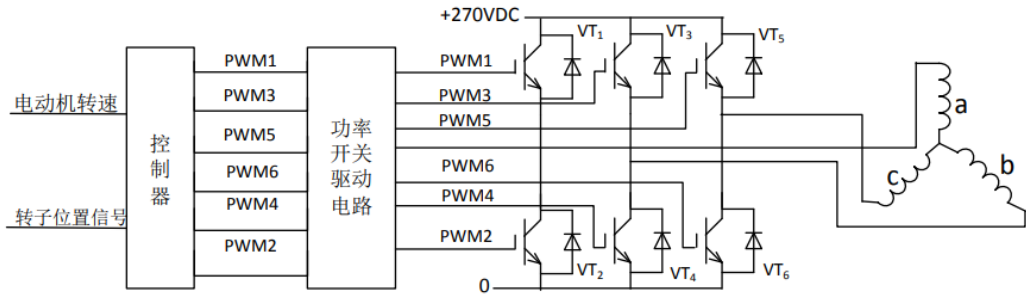


图 2.4 BLDC 电气原理图

BLDC 交流母线电压平衡方程：

$$\begin{bmatrix} u_a \\ u_b \\ u_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r & 0 & 0 \\ 0 & r & 0 \\ 0 & 0 & r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L & M & M \\ M & L & M \\ M & M & L \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_a \\ e_b \\ e_c \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

电机功率为：

$$\begin{bmatrix} u_a \\ u_b \\ u_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r & 0 & 0 \\ 0 & r & 0 \\ 0 & 0 & r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L-M & 0 & 0 \\ 0 & L-M & 0 \\ 0 & 0 & L-M \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_a \\ e_b \\ e_c \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

电机功率完全转换为转子能量：

$$P_e = e i_a + e i_b + e i_c \quad (2.3)$$

由式 (1.2)、(1.3) 可得电机扭矩方程:

$$P_e = T_e \omega \quad (2.4)$$

机械运动方程:

$$T_e = \frac{P_e}{\omega} = \frac{ei_a + ei_b + ei_c}{\omega} \quad (2.5)$$

BLDC 采用串联闭环控制策略, 电机绕组电流滞环调节器充当内环, 外环使用离散 PID 控制器调节转速。如图 2.5 所示是直流无刷电机控制系统原理图, 外环的参考值是电机的参考转速, 与反馈的实际转速比较后由转速控制器生成电流内环的电机绕组参考电流^[8], 参考电流与反馈回来的实际三相电流比较后由电流滞环调节器产生作用于逆变器的 PWM 控制信号, 进而由逆变器驱动 BLDC 旋转。

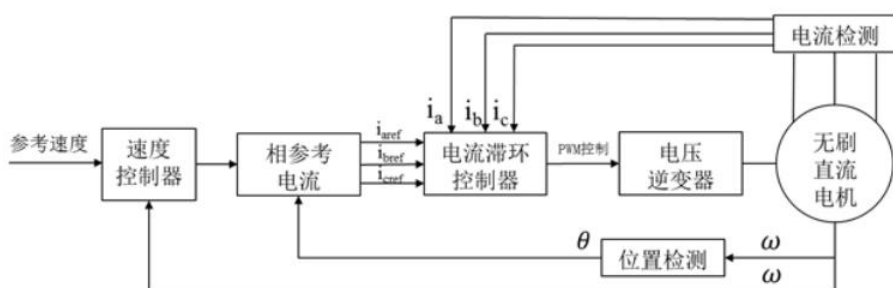


图 2.5 直流无刷电机控制框图

如图 2.6 所示, 本文分别对 BLDC 电机、电流滞环调节器、转速控制器以及逆变器进行了建模。

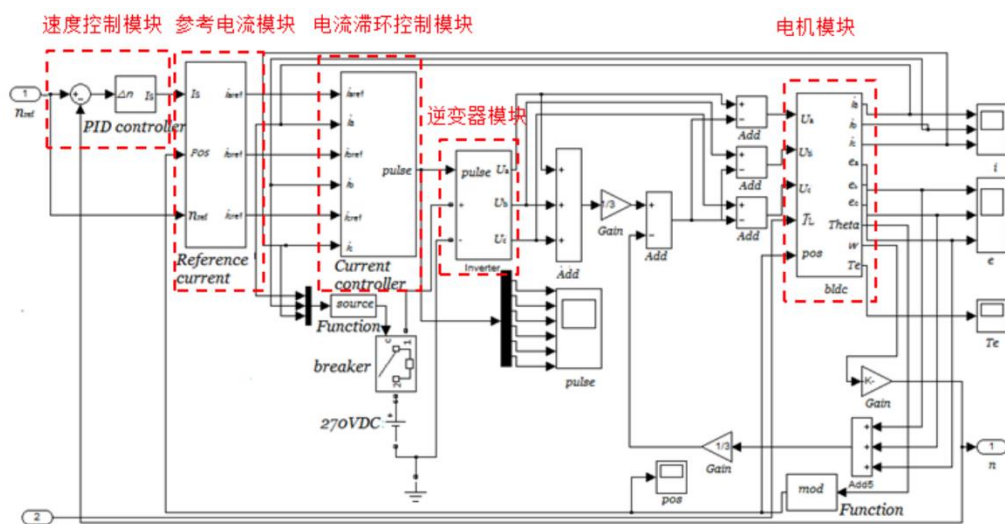


图 2.6 直流无刷电机控制系统建模

2.3 本章小结

本章主要研究了全电飞机的主要负载：机电作动器、无刷直流电机。分析了机电作动器的主要结构和工作原理。EMA 采用基于偏差的闭环控制实现对负载直线位移的精确控制，受到气动载荷扰动时，控制环路及时响应会使得直流母线响应地产生功率流地扰动。基于以上分析，本章得出作动器对飞机直流母线电压的扰动来源；同时本章进一步研究了直流无刷电机的工作原理，建立了直流无刷电机的数学模型，并利用 Matlab/Simulink 软件完成了 BLDC 电机及其驱动器的建模工作。

第三章 基于超级电容的负载管理策略

目前针对负载稳态管理的研究成果颇丰，本文主要对全电飞机推进负载特性对飞机直流母线的影响进行负载动态管理策略研究[]。针对该种负载特性，本文认为储能技术削峰填谷的作用能够有效地解决由于负载起动、制动、突变而导致的直流母线失稳的现象。本章将对储能装置选型、直流母线能量流结构以及超级电容容量进行分析，并设计实时负载管理功率管理策略[]。

3.1 储能装置特性分析

根据第二章全电飞机推进复合特点以及推进功率管理对储能系统提出的需求，综合考虑功率密度、能量密度和响应时间等特征，选取超级电容和锂电池进行详细分析。

3.1.1 锂离子电池特性分析

(1) 锂离子电池工作原理及特性

锂离子电池（BAT）具有能量密度高、低污染、循环寿命长的特点。

BAT 正极主要为 LiFePO_5 、 Li_2CoO_3 等锂的离子化合物，负极材料采用 Li-C 复合物。BAT 对吸收和释放能量的速度要求高，不能进行长时间快速吸收和释放能量，其不能过度充放，否则会造成电池结构的永久损坏，降低电池容量。

(2) 锂离子电池等效模型

如图 3.1 所示为 BAT 常用的电气等效模型。

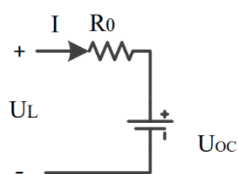


图 3.1 锂电池等效模型

3.1.2 超级电容特性分析

(1) 超级电容工作原理及特性

作为一种储能元件，超级电容器（SC）特性与传统电解电容和电池具有相似性。SC 能够快速释放和吸收电能，同时，其介电常数和电容量都远高于传统电解电容。如图 3.2 所示，SC 由铝箔碳素电极-隔膜构成的层叠结构并联组成电容。

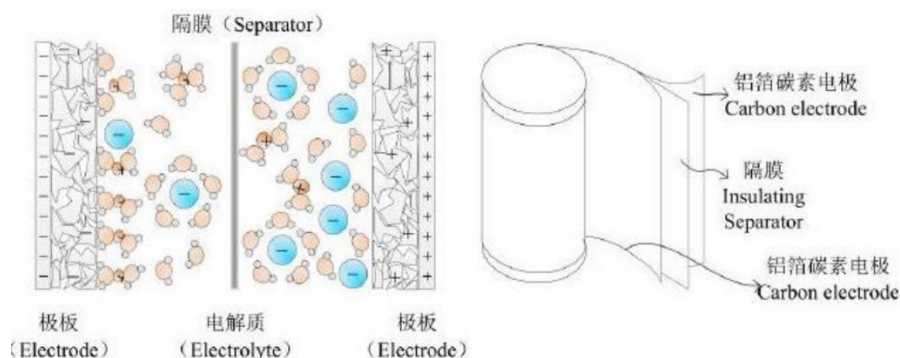


图 3.2 超级电容结构图

SC 的容值铝箔碳素电极间距和表面积有关。活性炭具有较大的表面积，所以 SC 具有远高于传统电容的容量。目前可生产最大 4500F。SC 的极限耐压由电解液的解离电压决定。目前最高的 SC 单体电压可以达到 5.5V。在储能系统中需要根据容量和电压需要将超级电容单体经过混联成超级电容组使用。

超级电容的功率密度远高于锂离子电池，但能量密度相较于锂离子电池还是较低，所以适合作为短时间的高功率输出源。超级电容的端电压随快速充放电变化范围较大，因而需要搭配功率变换器挂载到飞机直流母线上。

(2) 超级电容等效模型

工程上一般将串并联组后后的超级电容组等效为如图 3.3 所示的电路模型，其结构简单，能够反映超级电容在电气上的对外输出特性。

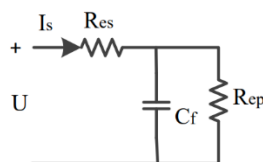


图 3.3 超级电容等效模型

该模型将超级电容组等效为一个由理想电容器、等效串联电阻、漏电阻混联后的整体。 R_{es} 是超级电容的串联等效电阻，其大小体现超级电容吸收或释放能量过程中的效率， R_{es} 越大，充放电时损耗越大。 R_{ep} 称为超级电容的漏电阻，其大小表征超级电容长时间存放时能量流失的程度， R_{ep} 越大，长时间漏电越缓慢。

锂离子电池和超级电容的特点说明，二者在功率密度、能量密度两个方面具有互补性，二者组成混合储能系统将有效地实现储能系统在功率密度和能量密度两方面的均衡。

3.2 直流母线汇流条储能结构分析

3.2.1 无源结构

无源储能结构直接将储能装置并接入直流母线，如图 3.4 所示，这样的结构形式简单，对于母线上功率需求响应迅速，但其具有明显的缺点：由于超级电容的单体电压通常较低，为了使超级电容组和锂离子电池组的额定电压与直流母线匹配，通常需要大量的单体进行组合，极大地增加了储能系统的总重量和体积。并且随着储能系统对负载充放能时，直流母线电压无法维持稳定，对负载产生消极影响；且电容组和电池组的放电电流不可控，容易降低电池的寿命。

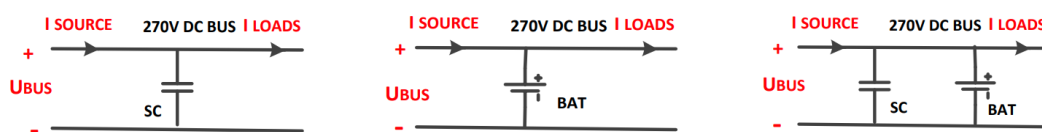


图 3.4 无源结构汇流条

3.2.2 有源结构

有源结构通过 DC-DC 功率变换器将混合储能装置挂载到直流母线实现。DC-DC 功率变换器通过软件实现超级电容及电池输出电流的恒流控制和直流母线电压的恒压控制。其结构有如图 3.5 两种形式。

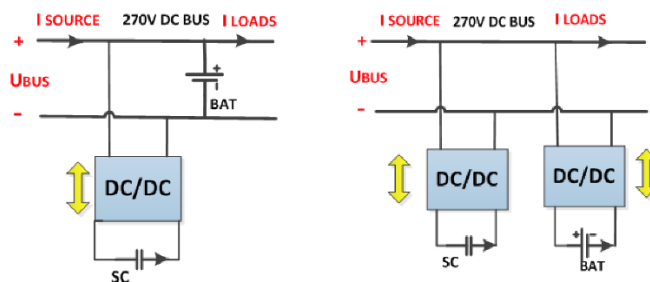


图 3.5 有源结构汇流条

如图 3.5 所示，锂离子电池组与飞机电源母线直接并联，超级电容组则通过电能变换器挂载到电源母线。此种结构通过实时监控直流母线上的负载电流需求通过软件对超级电容输出电流进行闭环控制实现对飞机推进功率突变的实时补偿，避免大的负载电流对锂离子电池的冲击降低电池寿命，同时实现对直流母线电压的稳定。

如图 3.5 所示的结构则通过两个 DC-DC 控制器分别将超级电容和电池接入直流母线。其优势是直流母线电压可以实现绝对稳定，解决了电池组长时间放电导致直流母线电压缓

慢下降的问题。但此种结构也有明显的缺点，两个 DCDC 变换器无疑增大了储能系统的体积并降低了电能利用效率，增加了成本。

因而在小型全电飞机上，本文认为前种结构更为适合。

3.2.3 储能系统中的双向 dcdc 功率变换器设计

(1) 双向 dcdc 功率变换器拓扑选型

双向 DC-DC 变换器根据拓扑中有无变压器分为隔离型与非隔离型，根据输入输出电压大小关系可以分为升压型、降压型以及升降压型，其基本原理都是基于 Buck 和 Boost 电路^[7]。由于功率变压器具有体积大重量大的缺点，会减小小型全电飞机的有效载荷，且隔离型双向 DC-DC 拓扑结构复杂，电路元器件参数不易设计等问题，本文采用非隔离结构，主要拓扑结构有如图 3.6 四种。

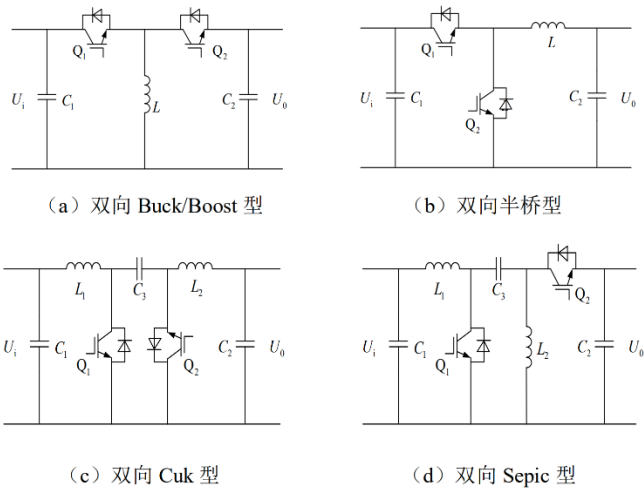


图 3.6 非隔离拓扑结构

变换器母线侧电压为 U_i ，超级电容侧电压为 U_o ，四种拓扑中功率 Mos 管的电压应力如下表 3.1 所示

表 3.1 变换器电压应力表

变换器结构	开关电压应力	二极管电压应力
双向 Buck/Boost 型	$U_i + U_o$	$U_i + U_o$
双向半桥	U_i	U_i
双向 Cuk 型	$U_i + U_o$	$U_i + U_o$
双向 Sepic 型	$U_i + U_o$	$U_i + U_o$

上表显示，双向半桥变换器所承受的电压应力明显地低于其他三个拓扑。能够增大功率 Mos 管的选型范围。同时该种拓扑相较于双向 Cuk 和双向 Sepic 电路减少一个功率电

感，有利于减小变换器体积，提高变换器工作效率^[12]。这大大有利于降低变换器发热，降低对冷却系统的设计。因此选择双向半桥拓扑作为超级电容的储能变换器。

(2) 双向半桥功率变换器拓扑及工作原理分析

双向半桥功率变换器分 Buck、Boost 两种工作模式。

当超级电容对飞机直流母线放能时，变换器处于升压状态，即 Boost 模式^[13]。此状态下半桥中的上 Mos 管可以视为理想二极管，下 Mos 管间断导通实现升压输出。其工作状态如图 3.7 所示

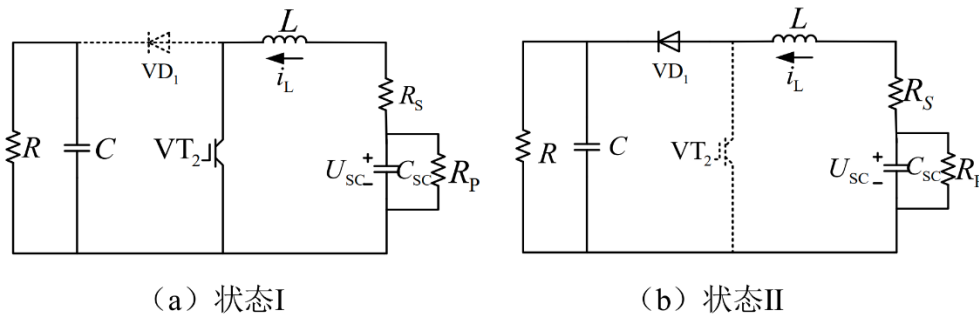


图 3.7 Boost 模式图

可以定义开关函数如下：

$$u(t) = \begin{cases} 0, & \text{VT}_2 \text{ 关断} \\ 1, & \text{VT}_2 \text{ 导通} \end{cases} \quad (3.1)$$

状态 I：下管导通，电感从超级电容取电，电流逐渐增大，将电能转换为磁能储存。此时电路状态方程如下：

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = U_{SC} - R_S i_L \\ C \frac{du_C}{dt} = -\frac{u_C}{R} \end{cases} \quad (3.2)$$

状态 II：下管关断，上管被动导通，电感通过上管续流，电流逐渐下降，储存于电感中的磁能转换为电能释放到直流母线。此时电路状态方程如下：

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = U_{SC} - R_S i_L - u_C \\ C \frac{du_C}{dt} = -\frac{u_C}{R} + i_L \end{cases} \quad (3.3)$$

联立式可以得到 Boost 模式下的半桥拓扑电路状态方程如下：

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = U_{SC} - R_S i_L - (1 - u)u_C \\ C \frac{du_C}{dt} = -\frac{u_C}{R} + (1 - u)i_L \end{cases} \quad (3.4)$$

当直流母线受到负载的回馈能量时，超级电容处于充能状态，半桥变换器工作于 Buck 模式。此状态下半桥下管可视为理想二极管，上管间断导通实现变换器降压输出。其工作状态如图 3.8 所示：

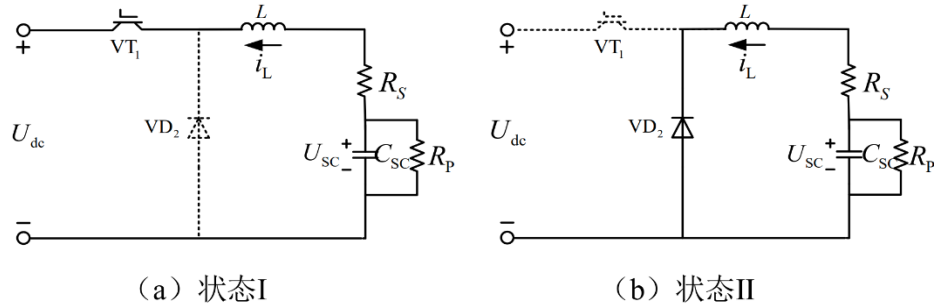


图 3.8 Buck 模式图

同样可定义开关函数如下：

$$u(t) = \begin{cases} 0, & \text{VT}_1 \text{ 关断} \\ 1, & \text{VT}_1 \text{ 导通} \end{cases} \quad (3.5)$$

状态 I：上管导通，超级电容从飞机电源母线吸收电能，电感电流逐渐上升，电能转换为磁能储存于电感中。此时的电路状态方程如下：

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = U_{dc} - (R_S i_L + u_{SC}) \\ C_{SC} \frac{du_{SC}}{dt} = i_L - \frac{u_{SC}}{R_P} \end{cases} \quad (3.6)$$

状态 II：上管关断，电感通过下管续流，电感电流逐渐下降，储存的磁能转换为电能充入超级电容。此时的电路状态方程如下：

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = -u_{SC} - R_S i_L \\ C_{SC} \frac{du_{SC}}{dt} = -\frac{u_{SC}}{R_P} + i_L \end{cases} \quad (3.7)$$

联立式可以得到 Buck 模式下的半桥拓扑电路状态方程如下：

$$\begin{cases} L \frac{di_L}{dt} = u U_{dc} - (R_S \cdot i_L + u_{SC}) \\ C_{SC} \frac{du_{SC}}{dt} = i_L - \frac{u_{SC}}{R_P} \end{cases} \quad (3.8)$$

3.2.4 超级电容容量设计

超级电容的容量设计主要受到飞机推进功率波动程度的约束。同时为了保证变换器的正常工作，电容组的额定电压也要受到限制。

(1) 电压约束

超级电容充电特性：

超级电容储存的能量为：

$$W = \frac{1}{2} C_{SC} U_{SC}^2 \quad (3.9)$$

可知超级电容电压存在范围：

$$U_{\min} \leq U_{SC} \leq U_{\max} \quad (3.10)$$

定义超级电容荷电状态（SOC）：

$$SOC = \frac{U - U_{\min}}{U_{\max} - U} \quad (3.11)$$

SOC 过高会导致超级电容无法吸收负载回馈的能量，SOC 过低会导致超级电容无法及时响应推进负载的突变。

（2）能量约束：

超级电容单体充放电循环的有效能量为：

$$E_{SC} = \frac{n}{2m} C (U_{\max}^2 - U_{\min}^2) \quad (3.12)$$

定义电容放电深度 α 为：

$$\alpha = \frac{U_e - U}{U_e} \times 100\%, \quad 0 \leq \alpha \leq 1 \quad (3.13)$$

超级电容有效容量为：

$$E_{SC} = \frac{n}{2m} C (U_e^2 - U^2) = \frac{n}{2m} C U_e^2 \alpha (2 - \alpha), \quad 0 \leq \alpha \leq 1 \quad (3.14)$$

避免容量浪费，取 $\alpha=0.5$ ，则：

$$E_{SC} \geq 0.5 \eta_{avg} E \quad (3.15)$$

（3）功率约束：

超级电容需要吸收和提供飞机推进负载的功率波动，此即超级电容组的功率约束。

超级电容输出功率为：

$$P_{SCmax} = \frac{n}{m} U_{SCmax} I_{SCmax} \quad (3.16)$$

超级电容需要提供的平均功率为：

$$P_{avg} = \frac{E}{2T} \quad (3.17)$$

超级电容的额定电压和容量需要综合上述约束综合考虑。

3.3 超级电容混合储能系统系统设计

锂电池、超级电容、双向半桥变换器构成整个超级电容混合储能系统，其结构如图 3.9 所示：

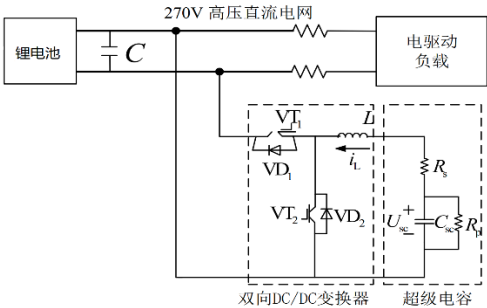


图 3.9 混合储能系统结构

当飞机推进负载工作时，由超级电容和锂电池共同为负载提供能量^[14]。锂电池提供推进功率的直流偏置，超级电容则提供推进功率的交流分量。

当推进负载稳定工作时，储能装置和负载的功率处于稳态，由锂电池提供所有推进功率，超级电容荷电状态稳定。

当推进负载起动或突增时，超级电容放能，补偿突增的功率，降低直流母线电压窜动；当推进负载制动或突减时，超级电容充能，吸收回馈的功率，降低直流母线电压窜动。

3.4 基于混合储能系统的飞机负载功率管理策略

超级电容通过双向半桥变换器并入直流母线。如图 3.10 所示为电流型双向半桥混合储能系统能量管理策略结构示意图。

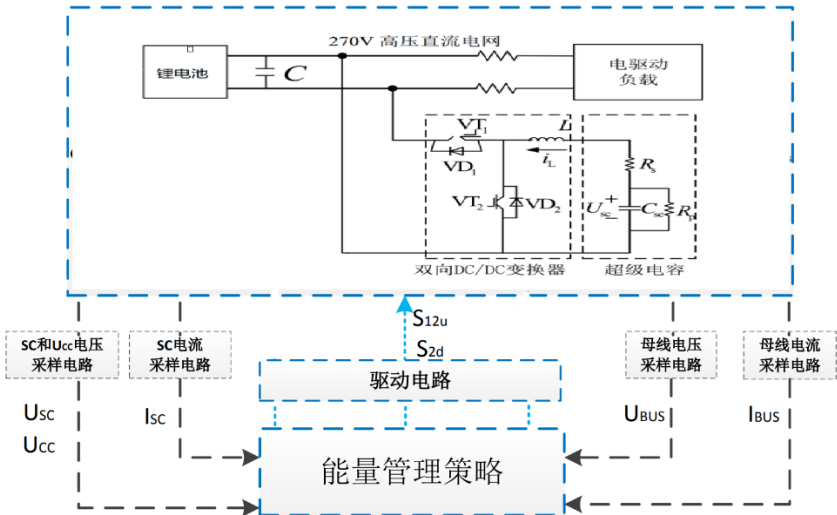


图 3.10 电流型双向半桥混合储能系统能量管理策略结构示意图

电压、电流采样电路采集飞机电网电压、超级电容端电压、负载电流、锂电池供电电流以及超级电容充放电电流反馈给控制器。变换器包含两个控制环路：直流母线电压外环以及超级电容电流内环。变换器双环控制框图如图 3.11 所示：

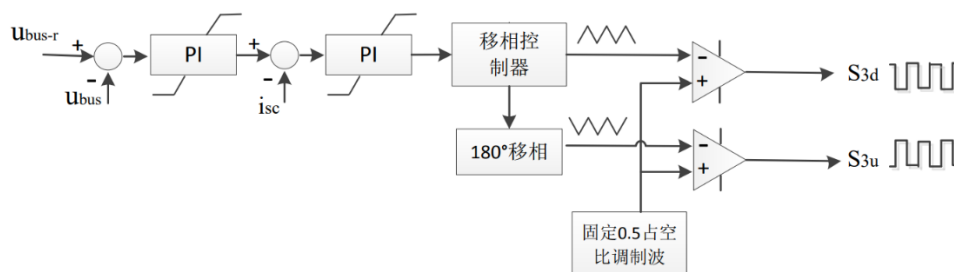


图 3.11 变换器双环控制框图

直流母线电压外环能够控制变换器功率传递的方向。电压环采样母线电压将其与电压基准比较，经过电压环 PI 调节器输出电流环的基准值。该基准值与采样的超级电容电流值进行比较，经过电流环 PI 调节器输出半桥驱动 PWM 信号。

负载功率突增时，母线电压突降至参考电压以下，电压环输出值提高，PWM 信号占空比因而增加，超级电容电流正向充入电容。负载功率突减时，母线电压突增至参考电压以下，变换器工作状态与之相反。

3.5 本章小结

本章研究了混合储能系统系统的结构并对该系统中超级电容容量以及功率变换器拓扑进行选型；同时提出一种基于双 PID 闭环控制的全电飞机负载能量管理策略。

首先本章对常见储能装置：锂电池、超级电容，进行工作原理及特性的分析，锂电池能量密度高但功率密度不及超级电容；超级电容能量密度低但是功率密度明显高于锂电池。二者在这两方面优势互补，因此本章提出了一种基于这二者的混合储能装置。

针对全电飞机直流母线汇流条结构，本章研究了基于混合储能装置的常见汇流条。分析了无源式结构虽然形式简单，但存在着输出电流不可控、无法稳定母线电压等诸多缺陷。进而，本章进一步研究有源式结构中的两种形式的优劣，得出锂电池直挂母线，超级电容通过功率变换器接入母线的方案更适合小型全电飞机的结论。

进一步本章对常见的双向 DC-DC 变换器拓扑进行比较分析，选择双向半桥变换器作为本章研究的对象。本章分析了双向半桥变换器在混合储能系统中的两种工作模态，Buck 模式和 Boost 模式下的电路原理，并得出了两种模态下的电路状态方程。

针对超级电容容量设计，本章提出了其容量设计的三个约束，即电压约束、能量约束、功率约束。超级电容额定电压应适当处于其工作电压范围的中间位置，满足随时重放能的需求；超级电容总储存能量过低会导致无法完全吸收直流母线的功率回馈，过高则会导致飞机有效载荷的浪费；超级电容的额定功率应高于直流母线功率的交流分量峰峰值。

最后，本章提出了基于 PI 控制器的双闭环控制策略实现对飞机直流母线负载能量的实时管理。

第四章 超级电容混合储能系统仿真与分析

本章将建立整个超级电容混合储能系统的仿真模型并对仿真结果予以分析。

4.1 系统仿真模型建立

4.1.1 直流无刷电机负载仿真模型建立

如图 4.1 所示为第二章中建立的直流无刷电机及其驱动器的仿真模型。

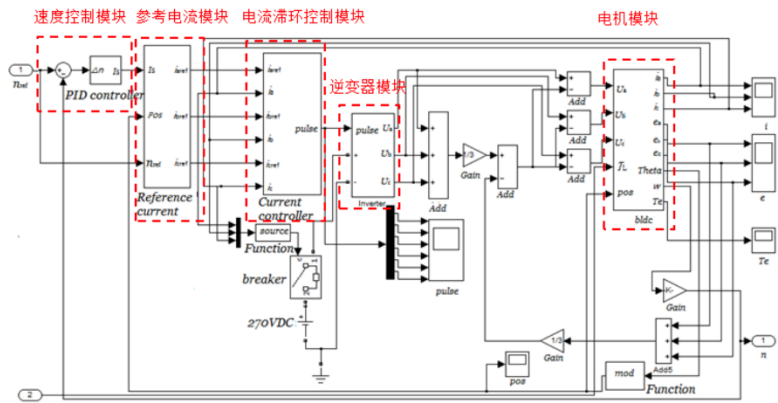


图 4.1 无刷直流电机仿真模型

4.1.2 超级电容混合储能系统仿真模型建立

根据半桥双向 DC-DC 变换器和超级电容结构，制作该系统的模型，如图 4.2 所示：

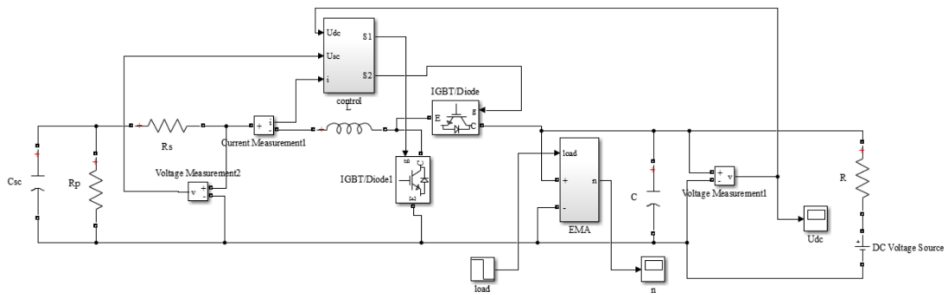


图 4.2 半桥双向 DC-DC 变换器及超级电容仿真模型

整合直流母线系统模型，负载模型以及混合储能系统模型，进行联合仿真，得到如图

4.3 所示电源-负载仿真模型：

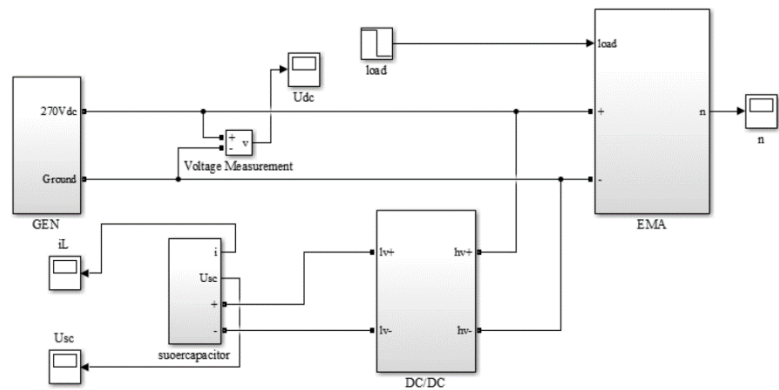


图 4.3 混合储能系统-负载仿真模型

4.2 系统仿真结果分析

双向 DC-DC 变换器开关频率 100Khz，输入电容 2000uF，超级电容容值 5F，额定电压 28V。

4.2.1 负载启动/制动响应仿真结果分析

系统响应特性如图 4.4 所示。

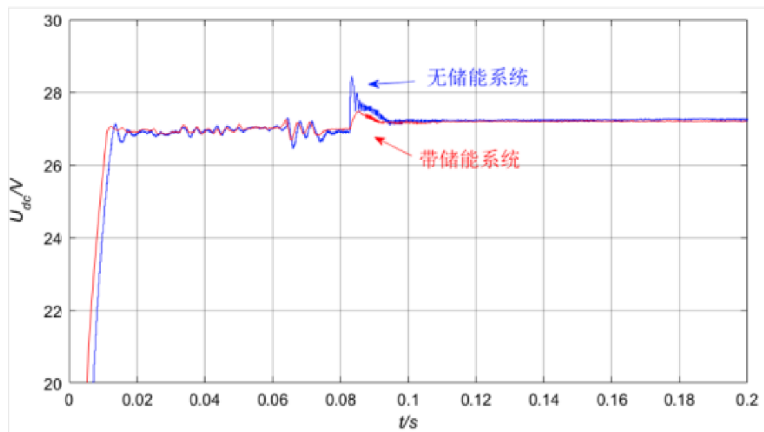
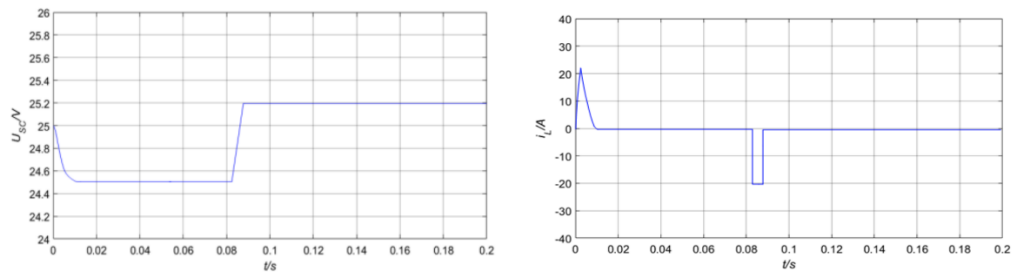


图 4.4 负载启动/制动直流母线电压响应



(a) 启动、制动 SC 电压

(b) 启动、制动 SC 电流

图 4.5 负载启动/制动超级电容电压电流

如图 4.4 为无刷电机起动时的直流母线电压，仿真结果显示相较于无超级电容的直流母线，电机起动时母线电压波形明显减小，且迅速稳定；同样，制动时直流母线电压也更加平缓

如图 4.5 为超级电容在无刷电机起动时的端电压和电流波形，当母线电压低于参考电压时，超级电容迅速放电，增大至 22A 左右，并随着直流母线电压回复之后快速停止放电；超级电容端电压从 25V 逐渐减小至 24.42V；制动时，超级电容从直流母线取电，电压呈线性增长，达到 26.1V，负载功率稳定后，超级电容电流恢复至 0A，母线电压维持稳定。

4.2.2 负载扰动响应仿真结果分析

系统响应如图 4.6 所示：

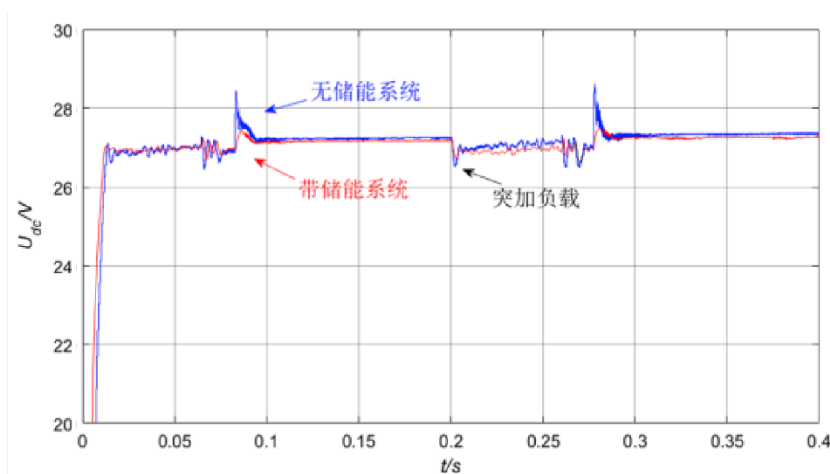


图 4.6 负载扰动直流母线电压响应

负载突增后，相较于无超级电容的系统，混合储能系统对在 0.2s 负载突加时造成的直流母线电压降低与电机再次制动时造成的电压尖峰都有很好的补偿作用，母线电压更加平缓。与此同时超级电容电流同步响应，图 4.7 显示 0.2s 时超级电容迅速放电，电流反向增大，电压值在短时间内快速降低约 0.1V 后稳定，制动时，母线对超级电容充电，端电压逐渐增长，达到 25.8V。

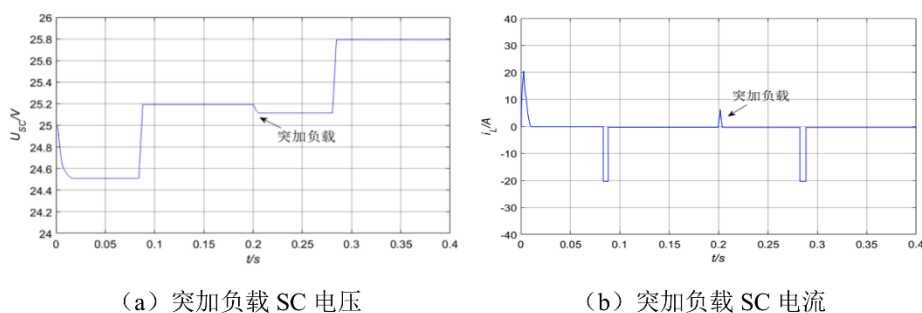


图 4.7 负载扰动超级电容电压电流响应

综合上述仿真结果，本文提出的全电飞机推进负载管理策略能够很好地解决由于负载波动带来的直流母线电压失稳的问题，平抑了负载对全电飞机电源母线的冲击。

4.3 本章小结

本章对基于超级电容的混合储能系统进行建模仿真并分析了仿真结果。分别对负载启动/制动和负载扰动两种情形在有无超级电容的前提下做了仿真，根据仿真结果，得出混合储能系统对上述两种负载突变的情形对飞机直流母线造成的电压失稳现象有很好的平抑效果。

第五章 直流母线超级电容储能系统实验

本章将试制小功率超级电容储能变换器样机并进行负载功率波动补偿实验。

5.1 储能系统中的双向 dcdc 功率变换器硬件设计

本文采用国产 EDA 软件嘉立创 EDA 专业版设计双向半桥变换器的原理图与 PCB，嘉立创 EDA 相较于 Altium Designer、Cadence 等传统 EDA 软件而言有明显的优势。嘉立创 EDA 有着充足的元器件供应链优势，十分便于样品迭代周期。

5.1.1 双向半桥变换器功率主回路原理图设计

如图 5.1 所示为功率主回路原理图：

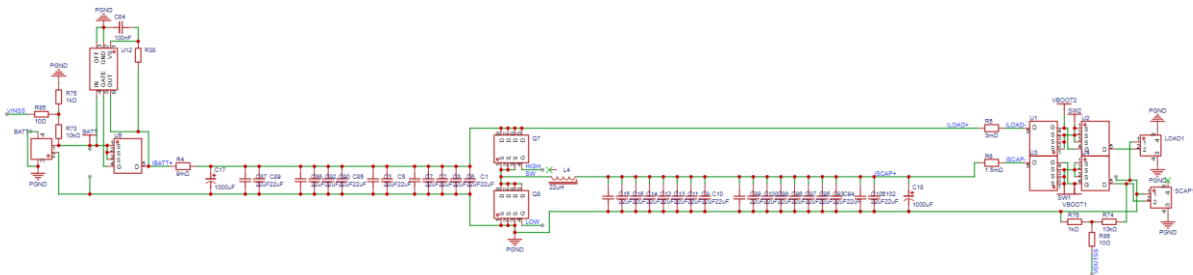


图 5.1 半桥变换器功率主回路

本文采用英飞凌公司的 Mos 管 BSC005N03LS5 与德州仪器公司的 LM5050 实现与锂电池串联的理想二极管。如图 5.2 所示，BSC005N03LS5 具有极低的开通电阻 $R_{ds(on)}$ ，只有 0.55 欧姆，相较于导通压降较低的肖特基二极管更有利于降低电路的损耗。

Parameter	Value	Unit
V_{DS}	30	V
$R_{DS(on),max}$	0.55	m Ω
I_D	433	A
Q_{oss}	70	nC
$Q_G(0V..4.5V)$	59	nC



图 5.2 BSC005N03LS5 参数图

LM5050 是德州仪器公司生产的高侧 OR-ing FET 控制器，其与 BSC005N03LS5 配合工作，与锂电池串联时作为理想二极管整流器。此 ORing 控制器可使 MOSFET 替换电源分配网络中的二极管整流器，从而降低功率损耗和压降。LM5050-1/-Q1 控制器为外 N 沟道 MOSFET 和快速响应比较器提供电荷泵栅极驱动，以在电流反向流动时关断 FET。LM5050-1/-Q1 可连接 5V 至 75V 的电源，可承受高达 100V 的瞬态电压。其典型应用示意图如图 5.3 所示：

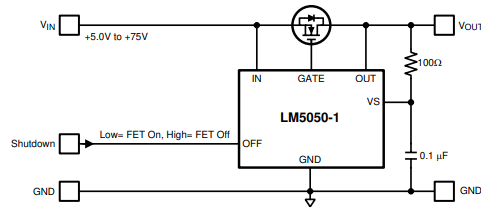


图 5.3 LM5050 典型应用

双向半桥变换器的输入/输出滤波电容由 12 颗 TDK 公司的陶瓷电容 C3216X5R1V226 MTJ00E 和一颗 KNSCHA(科尼盛)公司的固态电容 ZE11000UF35V119EC0014 共同组成。陶瓷电容 C3216X5R1V226MTJ00E 容值 22 μ F，温度等级 X7R，具有超低的等效串联电阻 ESR 可以有效降低 Mos 的漏源尖峰电压，为半桥变换器的 Mos 管矩形波电流提供低阻抗回流通路，有效降低变换器的 EMI 和 EMC。固态电容 ZE11000UF35V119EC0014 容值 1000 μ F，相较于传统电解电容具有更低的 ESR 与更高的使用寿命，能够很好抑制高压母线电压波动。

半桥 Mos 管采用英飞凌公司生产的 BSC0503NSI，如图 5.4 所示为 BSC0503NSI 的参数表，该型 N-Mos 管耐压 30V，导通电阻为 3.0 毫欧，额定漏极电流为 88A，输出电荷为 10.6nC，栅极电荷为 7.1nC。其栅极电荷极低，便于提高双向半桥的开关频率的同时降低电路开关损耗；较低的导通电阻有利于降低双向半桥的导通损耗。

Parameter	Value	Unit
V_{DS}	30	V
$R_{DS(on),max}$	3.0	m Ω
I_D	88	A
Q_{OSS}	10.6	nC
$Q_G(0V..4.5V)$	7.1	nC



图 5.4 BSC0503NSI 参数表

同时本文采用 N-Mos+隔离电源芯片的方式实现对传统继电器的替代工作，取消了体积硕大的机械式继电器。采用两颗前文所述的 BSC005N03LS5Mos 管组成半桥变换器输入输出的母线高侧开关，两颗 N-Mos 的开通与关断由 VPSC 公司生产的隔离电源芯片 VPS8 703 搭配隔离变压器 VPT87DDF01B 驱动。如图 5.5 所示为其具体电路实现：

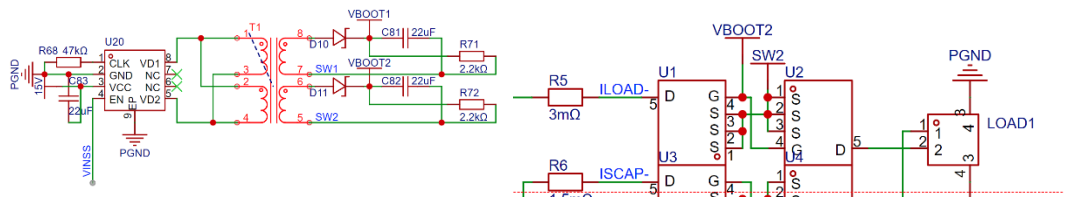


图 5.5 高侧开关原理图

5.1.2 半桥驱动电路设计

如图 5.6 为半桥驱动电路原理图:

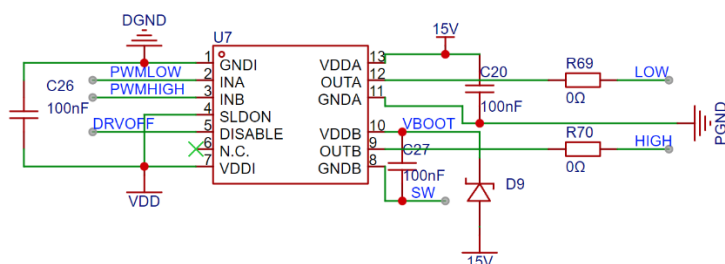


图 5.6 半桥驱动原理图

采用英飞凌公司生产的 2EDF7275K 隔离栅极驱动, 如图 5.7 所示为其典型应用示意

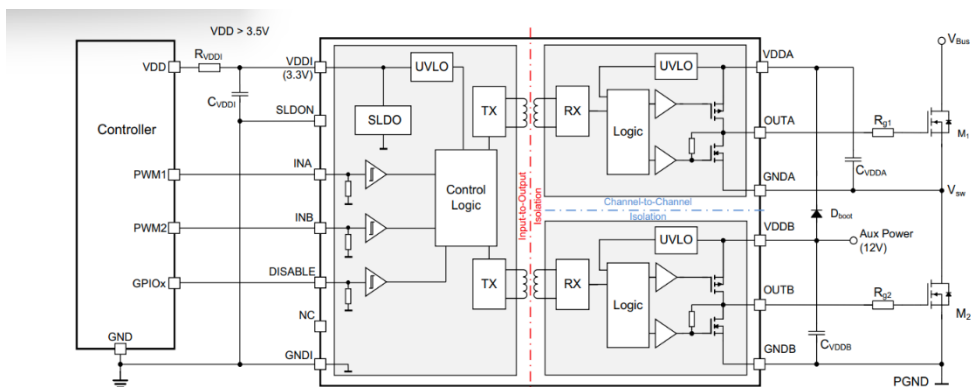


图 5.7 半桥驱动典型应用

2EDF7275K 具有超高的灌拉电流，灌电流 4A，拉电流 8A，能够实现对半桥的高频开关；该型栅极驱动的逻辑侧和功率侧采用磁隔离技术实现信号传输，可以有效提高电路的安全性；同时逻辑侧与功率侧具有低至 3ns 的传输延迟，可以有效提高数字控制的实时性。

5.1.3 采样电路设计

如图 5.8 所示分别为双向半桥变换器的电压、电流采样电路:

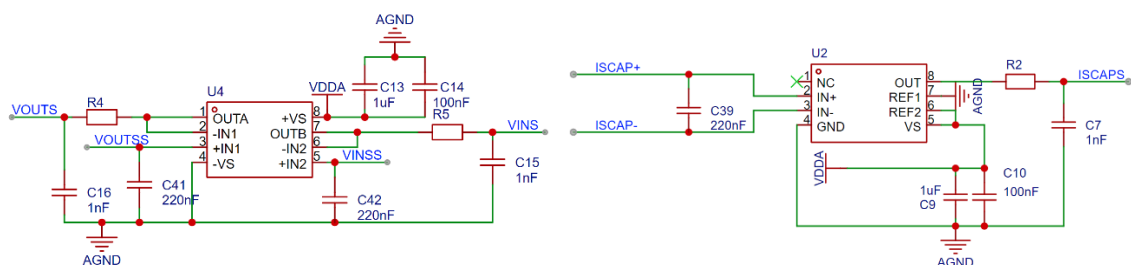


图 5.8 电压电流采样原理图

5.1.4 主控制器及其外围电路设计

本文使用意法半导体公司生产的 F334 作为储能系统的微控制器。该主控芯片采用 ARM Cortex-M4 内核,具有 FPU 运算单元,64KB Flash,16KB SRAM,其主频高达 72MHz;有两个高速 ADC,最小采样时间 0.2us;内部集成超快轨道轨运放、高速比较器单元;有一个 6 通道高精度 HRTIM,其时间分辨率可达到 217ps,其具备一个主时钟,六个子时钟,每个子时钟关联两个输出通道,两个通道可配置独立输出或互补输出;配置为互补输

出时可以配置互补通道的死区时间；同时 HRTIM 具备 6 路刹车信号,10 路外部事件信号，有利于实现变换器短路超压等保护；因此 STM32F334 适用于数字电源的开发。

同时，该控制器通过美信公司生产的 MAX3051EKA+T 芯片实现与上位机的 CAN 通信。

5.1.5 辅助电源设计

辅助电源原理图如图 5.10 所示：

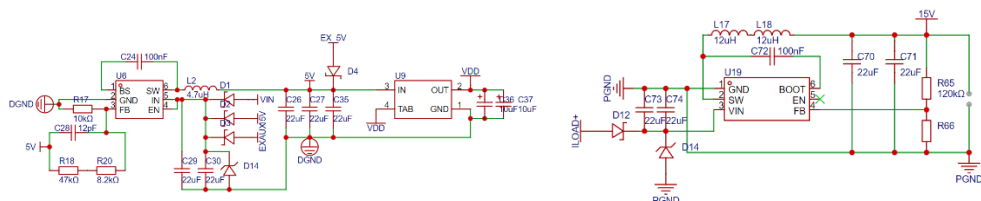


图 5.10 辅助电源原理图

辅助电源 DC/DC 芯片分别采用德州仪器公司生产的 TPS54202DDCR、芯源公司生产的 RY8310 分别提供 15V 和 5V 辅助电源母线；采用低压差线性降压芯片 LM1117-3.3 输出 3.3V 作为主控芯片的数字电源；同时，采用德州仪器公司的 REF3025 芯片作为 ADC 的电压参考源，该芯片输出 2.5V 作为单片机 ADC 的参考源，其精度达到 0.2%。

5.1.6 双向 DC-DC 变换器 PCB 设计

如图 5.11 所示为使用嘉立创 EDA 专业版设计的变换器主板 PCB 图：

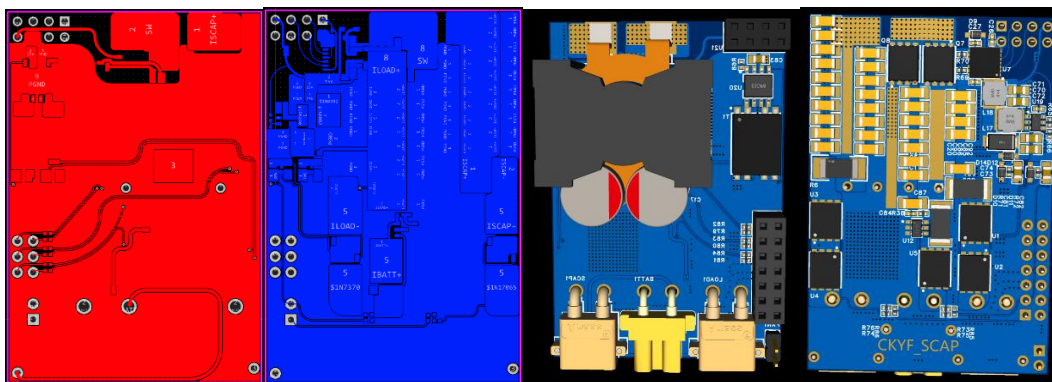


图 5.11 变换器主板 PCB

如图 5.12 所示为使用嘉立创 EDA 专业版设计的变换器控制板 PCB 图：

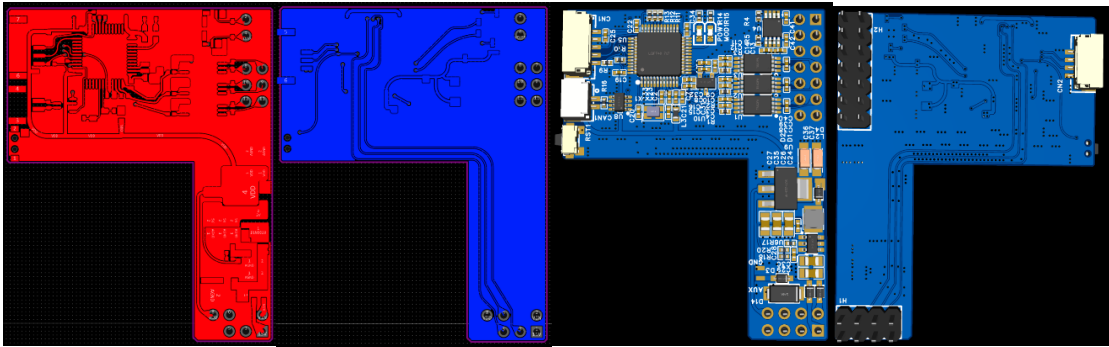


图 5.12 变换器控制板 PCB

5.2 储能系统中的双向 dcdc 功率变换器软件设计

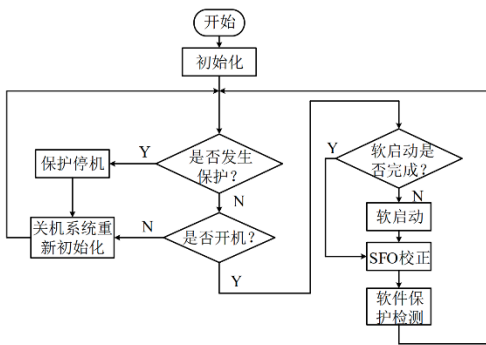


图 5.13 主程序流程图

如图 5.13 所示为变换器主程序流程图，主要流程有变换器物理层的初始化、欠压超压过流短路保护检测、软启动等。半桥变换器的闭环控制任务则通过主控芯片的 HRTIM 周期中断服务函数来实现。其流程如图 5.14 所示，HRTIM 计数器溢出时拉起系统中断，首先进行 ADC 采样取得电路中当前各个电压电流参数，经过直流母线电压环和超级电容电流环输出 PWM，最后更新 HRTIM 比较器比较值。

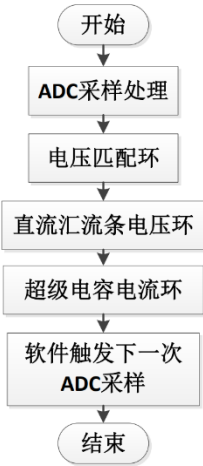


图 5.14 HRTIM 中断流程图

5.3 飞机推进功率实时补偿实验与结果分析

5.3.1 实验平台总体设计

实验平台总体设计如图 5.15 所示：

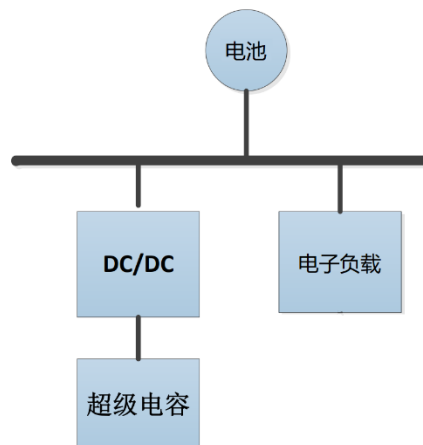


图 5.15 实验平台总体设计

该平台主要由电源、超级电容、双向半桥变换器、直流电子负载构成。直流电子负载通过恒流模式模拟的推进负载，超级电容和双向半桥变换器以及电源则构成混合储能系统，采用意法半导体的 ST-Link V3 硬件调试器搭配 Cube Monitor 在线调试软件监测系统关键参数。如图 5.16 所示为双向半桥变换器实物图：



图 5.16 双向半桥变换器实物

电池采用 6S 锂电池，电池电压范围为 22-26V。超级电容单体耐压 2.7V，容量 60F，采用 9 个单体串联，设计额定电压为 24.3V，电容量 6.6F。直流电子负载采用 East Test 公司生产的 ET5409，工作于恒流模式。

设定电子负载电流值 7A，开机后，电子负载还未启动，7s 时电子负载启动，超级电容向直流母线放电；23s 时，关闭电子负载，直流母线向电容逐渐充电。

5.3.2 实验结果及分析

如图 5.17 所示，7s 时负载功率阶跃上升，功率达到约 170W，半桥变换器以约 120W 将超级电容中的能量向直流母线放电，电池功率为约 40W，电容电压逐渐下降至 5V；23s 时，关闭电子负载，负载功率产生下降沿，半桥变换器以 40W 功率向电容充电，电容电压逐渐恢复至 23V。

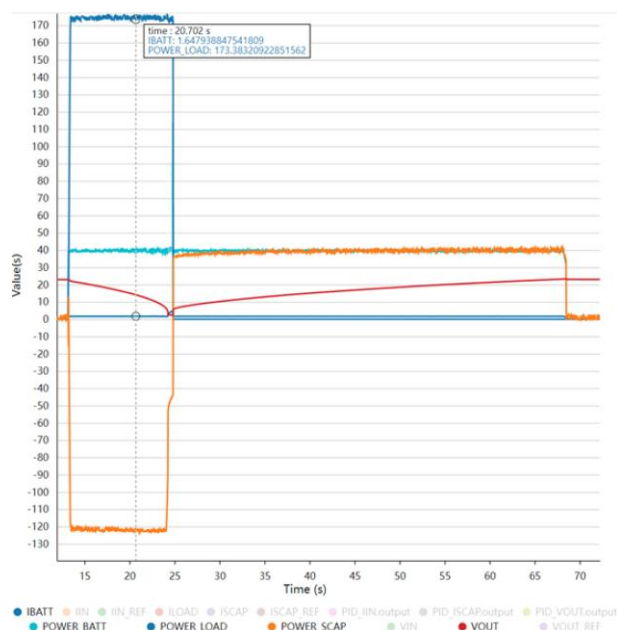


图 5.17 实验结果

如上图，在负载启动和关闭时，电池功率并未产生双向功率尖峰。由此可得，本文提出的基于超级电容的混合储能系统能够对飞机直流母线的功率尖峰起到平抑作用。

5.4 本章小结

本章针对本文提出的基于超级电容的混合储能系统试制了小功率验证样机，进行了实时功率补偿实验，根据实验结果得出混合储能系统对飞机直流母线电压超压欠压具有平抑作用。

第六章 总结与展望

6.1 全文工作总结

本文针对全电飞机推进负载对飞机直流母线电压的冲击现象提出一种基于超级电容混合储能系统并通过仿真与实验验证了其有效性。结论如下：

(1) 对全电飞机的负载工作原理进行研究并建立直流无刷电机及其驱动器的模型，明确了全电飞机直流母线电压的波动来源于：(1) 电机起动和刹车造成的功率扰动；(2) 气动负荷突变造成的功率扰动。

(2) 对混合储能系统元件特性、双向 DC-DC 变换器工作原理及特性进行研究，分析全电飞机直流母线汇流条结构，提出基于锂离子电池、超级电容以及双向半桥变换器的混合储能系统。

(3) 提出基于 PI 控制器的双闭环控制模型，建立了混合储能系统-负载仿真模型并进行验证。从仿真结果得出混合储能系统有效的结果。

(4) 试制小功率样机，通过双向半桥变换器将超级电容并入驱动 BLDC 负载的样机，负载起动/制动/突变时，电网电压剧烈波动，半桥变换器快速响应，驱动超级电容从直流母线放电或者取电。混合储能系统对减缓全电飞机直流电网电压波动具有有效性。

6.2 后续工作展望

本文研究内容主要针对全电飞机 BLDC 驱动螺旋桨负载展开，但飞机负载结构多样，本文研究的负载覆盖范围有限。未来需要在以下几方面做深入研究：

(1) 对更多全电飞机电驱动负载进行研究整理并建立仿真模型，模拟更真实的全电飞机负载。

(2) 混合储能系统的加入相较于传统供能结构增加了重量、体积，有必要针对功率密度、能量密度、效率以及热损耗等参数作出优化，实现最高性价比。

由于作者水平时间有限，本文难免出现错误与不足，望读者批评指正。

参考文献

- [1]宋清超,陈家伟,蔡坤城,陈杰.多电飞机用燃料电池-蓄电池-超级电容混合供电系统的高可靠动态功率分配技术[J].电工技术学报,2022,37(02):445-458.
- [2]刘文弢.多动力源固定翼无人飞行器的动力匹配与控制策略研究[D].吉林大学,2017.
- [3]姚旭.面向多电飞机的直流配电系统储能技术研究[D].中国民航大学,2020.
- [4]周迪,周洁敏,姜春燕,杨钟鼎.多电飞机混合储能系统的模型研究[J].航空计算技术,2016,46(02):127-130+134.
- [5]唐彬鑫.飞机多电化负载特性分析和管理技术研究[D].南京航空航天大学,2017.
- [6]李涛,周迪.多电飞机混合储能系统的设计与仿真[J].航空计算技术,2016,46(04):131-134.
- [7]王佩.多电飞机电驱动负载能量管理技术研究[D].南京航空航天大学,2019.
- [8]朱玲.基于DSP的无刷直流电机控制系统研究[D].武汉理工大学,2010.
- [9]程龙.基于混合储能系统的多电飞机功率脉动平抑技术研究[D].南京航空航天大学,2020.
- [10]牟成铭.多电飞机电力系统稳定性分析[D].电子科技大学,2019.
- [11]孙雨.多电飞机电气负载特性研究[D].南京航空航天大学,2016.
- [12]程明谊.基于最优负电流控制的双向DC-DC变换器研究[D].广东工业大学,2017.
- [13]徐明辉.基于复合储能的混合动力电动汽车再生制动能量回馈研究[D].兰州理工大学,2013.
- [14]陈广朋.基于模糊控制的电动汽车混合储能系统的研究[D].天津理工大学,2014.

学位研究期间取得的主要成果

一、 已发表或已录用的论文

二、 已获专利或软件著作权

三、 曾获相关学科竞赛成绩

（1）2020 年全国机器人大赛全国三等奖

（2）2020 年江苏省大学生电子设计大赛一等奖

（3）2020 年 Robomaster 机甲大师超级对抗赛全国二等奖

（4）2021 年全国大学生电子设计大赛全国一等奖

（5）2021 年 Robomaster 机甲大师区域赛（中部分区）二等奖

四、 曾主持或参加的大学生创新创业训练计划

（1）2021 年《智能化、小型化直流电源及充电技术研究》国家级优秀结题

附录 附录名称

致 谢

光阴如梭，四年校园生活即将结束。至此论文完稿之时，在此对本科求学期间所有帮助过我的老师、同学们。

感谢我的导师张天宏、徐爱民，他们在我的论文完成期间提供了无微不至的帮助。

感谢长空御风的战友，四年，我与长空御风的每一位朋友共同成长，是我们相互扶持，共同熬过一个又一个夜晚，我永远记得我们大家一起克服种种困难后的兴奋与快乐。无论我走到哪里，都是长空御风的一份子！

感谢我的女友苟青青，感谢你三年来对我的陪伴，让我们继续携手，一辈子走下去！

感谢我的父母，感谢父母对我的养育之恩！

最后，向审阅本文的各位专家致敬！

彭施聪

2023 年 5 月