

第二届电力电子与运动控制学术年会

APSC'2001

论文集

2001年10月·南京航空航天大学



航空电源航空科技重点实验室

第二届电力电子与运动控制学术年会
APSC'2001

论文集

2001 年 10 月 • 南京航空航天大学

前 言

航空电源航空科技重点实验室 APSC 2001 电力电子与运动控制学术年会召开了, 会议的宗旨是开展学术交流, 增加学术研讨气氛, 促进科技人才的成长, 繁荣电力电子与运动控制和航空电气科技事业。

在新的世纪, 我国将从发展中国家转变为发达国家, 我国的国民经济将有一个大的发展, 我国的航空事业和航空科学也将有一个大的发展, 相应的航空电气科技也将有一个大的发展, 我国航空电气和航空电源将赶上和达到国际先进水平。近二十年航空电气科技的发展表明电力电子与运动控制学科对航空电气科技的发展起了重要的推动作用, 而电工科技的发展又促进了航空科技的发展。因此, 仅从这一个方面来看, 发展电力电子和运动控制学科的意义也是十分重大的。

开展学术交流和学术讨论是繁荣科学文化的关键之一, 让我们共同努力, 在 APSC 2001 园地上, 为促进我国电力电子和运动控制学科的发展做一点贡献。

APSC 2001 和大家见面了, 由于我们水平有限, 工作又较仓促, 文集中必有很多不足之处, 敬请各界同仁和读者批评指正, 深表谢意。在此顺向为 APSC 2001 付出辛勤劳动的同志表示衷心感谢。

严仰光

2001 年 10 月于

南航航空电源航空科技重点实验室

杨

目 录

一、综述

飞机高压直流电气系统的构成与发展.....	严仰光	1
-----------------------	-----	---

二、直流变换器

加钳位二极管的零电压开关 PWM 三电平直流变换器	阮新波	许大宇	9		
简化型加钳位二极管的 ZVS PWM 三电平直流变换器	阮新波	许大宇	17		
倍流整流方式 ZVS PWM 三电平直流变换器	李 斌	阮新波	李金钟	25	
一种新型零电压、零电流开关复合式全桥三电平直流变换器	李 斌	阮新波	35		
软开关 PWM 推挽三电平直流变换器	马运东	阮新波	45		
移相控制零电压零电流开关 PWM 推挽三电平直流变换器	马运东	阮新波	54		
升降压三电平变换器	张元媛	阮新波	63		
丘克三电平变换器	陈志英	阮新波	69		
Zeta 三电平变换器	刘福鑫	阮新波	76		
Sepic 三电平 DC/DC 变换器的原理分析	危 建	阮新波	84		
一种新型磁集成正激有源钳位变换器	陈乾宏	阮新波	91		
磁集成变换器研究方法中的两点改进	陈乾宏	阮新波	99		
推挽正激电路的研究及工程实现	张方华	王慧贞	刘 军	108	
DC/DC 模块电源并联研究	石健将	王慧贞	114		
隔离式低压/大电流输出 DC/DC 变换器中几种副边整流电路的比较	秦海鸿	杨正龙	任翌华	王慧贞	124
双管正激变换器交叉并联技术的研究分析	石健将	王慧贞	136		
半桥变换器 PCB 的电磁兼容性计算机辅助分析	杨志勇	穆新华	吴文江	146	
采用电流控制策略的新型电火花加工电源研究	吴文江	穆新华	刘 闯	杨志勇	152
两级式结构的无阻电流型电火花加工脉冲电源的研究	穆新华	刘 闯	吴文江	杨志勇	159

三、逆变器

四桥臂 DSP 控制逆变器	郦 鸣	龚春英	165
采用 SVM 控制的四桥臂三相逆变器	杨 宏	阮新波	174
逆变器并联技术	陈 宏	胡育文	179
基于 DSP 的逆变电源冗余并联控制	胡文斌	肖 岚	187
一种新型全桥隔离式高功率密度逆变器	杨 宏	阮新波	193
基于逆变电源的重复控制器设计	陈 宏	胡育文	198
在线式 UPS 数字化控制	王大庆	邢 岩	204
神经网络在逆变器控制中的应用——线性负载	沈忠亭	严仰光	209
神经网络在逆变器控制中的应用——非线性负载	沈忠亭	严仰光	220

四、运动控制

一种新型双凸极无刷直流电机	孟小利	严仰光	226
双凸极无刷直流电机的静态特性	孟小利	严仰光	234
一种新型的双凸极起动/发电系统的研究及实践	刘 闯	周 波	241
一种无位置传感器的开关磁阻发电机控制策略的研究	刘 闯	刘迪吉	248
电励磁双凸极电机调速系统研究	韦海荣	周 波	254
基于理想线性模型的电励磁式双凸极电机模型与仿真验证	杨振浩	韦海荣	260
双凸极电机的角度优化控制策略	曹 啡	周 波	267
基于全桥变换器的双凸极永磁电机系统的研究和实现	王川云	周 波	274
双凸极电机两种主电路拓扑的分析与比较	王川云	周 波	280
永磁双凸极电机的绕组互感对电机稳态性能的影响	相 蓉	周 波	286
永磁与电励磁双凸极电机的比较	相 蓉	周 波	293
整流器式无刷同步交流电机的 MATLAB/PSB 建模	顾毅康	胡育文	302
在 MATLAB 中应用 PSB 进行电气传动系统混合仿真	顾毅康	胡育文	310
一种新颖的异步发电机高压直流发电系统的自励建压方法	黄文新	胡育文	315
DSP 的正交解码电路与捕获单元在电机测速中的运用	王晓琳	张宏荃	320

基于 IPM 和马达控制 IC——SA866AE 的变频调速装置
.....张宏荃 王晓琳 邓智泉 326

复杂系统中通用变频调速器提高动态响应的一种方法..... 何礼高 330

Saber 的 Mast 语言建模方法研究..... 余 恒 胡育文 335

晶体管型电压调节器改善稳态调压精度的措施及其分析
..... 陈志辉 严仰光 339

数字电压调节器中电压的数字测量方法..... 陈志辉 严仰光 344

基于 TM320C240 的 PMSM 控制系统设计.....王 莉 彭小兵 351

飞机高压直流电气系统的构成与发展

严仰光

1. 飞机电源系统的发展

二次大战期间,飞机电气系统得到了迅速发展。飞机舵面的操纵、发动机的控制、着落灯和起落架的收放、燃油的输送、炮塔的旋转、和炸弹的投放都采用电动机或电动机构,机载设备用电量增大、直流发电机的功率从几百瓦发展到 6~9KW。由于低压直流电源的电压低(28VDC),大功率电能传输使电网重量急剧增加。于是某些大型飞机如依里亚飞船开始采用 110V 直流电源,但 110V 直流电源没有得到发展,主要是两个关键技术未得到解决: 1) 110V 有刷电机高空换向恶化; 2) 有触点开关电器高空断弧困难。

1946 年美国发明了差动式液压恒速传动装置 CSD, 400HZ 115/200V 恒频交流电源在飞机上得到应用。1950 年后, 齿轮差动液压恒装和飞机无刷交流发电机问世。恒速恒频交流电源 CSCF 发展到了第二阶段, 能量转换效率和电源可靠性显著提高, Boeing707 飞机采用了这种电源。

交流电源的主要优点是: 1) 发电机功率显著加大, Boeing707 单通道电源额定容量为 30KVA, 总容量为 120KVA, 比直流发电机功率增加两倍, 满足了用电设备增长的需要; 2) 电网重量显著减轻; 3) 电能变换器结构简单, 效率提高。

1970 年前后, CSCF 电源发展到组合传动发电机 IDG 阶段, 由于联合设计恒装与发电机, 并采用了高饱和磁感应铁心材料, 喷油冷却, 电机转速的提高, 使 IDG 的功率重量比大幅度提高。

CSCF 电源的主要缺点是: 1) CSD 是个精密液压机械, 加工制造及维护困难; 2) CSCF 电源损耗大, 效率低, 一般为 68~72%。

电力电子器件的发展为变速恒频电源 VSCF 的诞生创造了条件。1972 年 A-4 飞机首次使用 20KVA 交交型 VSCF 电源, 该电源由 6 相高速发电机和交交型晶闸管变换器(36 只晶闸管)构成。20 世纪 80 年代开始, 大功率晶体管构成的交直交型 VSCF 电源替代了交交型 VSCF 电源, 因为交交型电源采用晶闸管, 它数量多、结温低, 可靠性较差。

VSCF 电源和 CSCF 电源均为 400HZ 恒频电源, 不改变电源体制, 互相可以替代。VSCF 电源的主要优点是: ①用变换器代替了 CSD, 电源效率提高到 80%以上; 变换器可以不装在发动机机匣上, 结构灵活; 可以实现无刷起动发电, 因为变换器可逆性好; VSCF 电源电能质量高, 输出电压频率不受发动机转速和负载大小的影响; 电源工作不受飞机飞行姿态的影响。②VSCF 电源发电机的类型、工作转速和极对数可以最佳选择, 发电机可靠性增加, 体积重量可进一步降低。由于功率电子器件的限制, 现在的 VSCF 电源有两个主要问题: 1) 功率三极管结温低, 故 VSCF 电源允许工作温度低; 2) 电源过载能力没有 CSCF 电源强。

现在的功率三极管都是以硅芯片为基础制成的, 目前碳化硅 SiC 半导体技术已渐趋成熟,

SiC 功率器件的允许结温达 400 摄氏度以上, 它的应用将使飞机电源技术达到一个新的高度。

20 世纪 70 年代以来电工和电子技术 (计算机、集成电路、电力电子器件、新型电工材料等) 发展极为迅速, 在这种背景条件下考察飞机恒速恒频 CSCF 和变速恒频 VSCF 电源, 有不少问题值得思索。

1) 这两种恒频交流电源的能量均进行了两次变换, 才得到 400HZ 115V/200V 三相交流电。能量的多次变换导致损耗大、发热大、热处理困难, 效率低。发出的电功率越大, 损耗也越大。因此这种电源的功率将受损耗和发热的限制, 不能进一步加大。

2) 恒频交流电源的电机转速受频率和极对数的制约, 不可能借进一步提高转速来降低电机体积重量。使用交流电源的 3 个优点逐渐失去。(异步电动机结构简单, 体积重量小; 交流电压用变压器变换方便, 体积小; 用变压整流器将交流电变为直流电方便、体积小、效率高)

3) 三相交流电有频率、相位、电压、相序和波形 5 个参数均要控制到位才能实现交流电源的并联和交流电源间的不中断转换。尽管不中断电源 UPS 已问世多年, 但交流电源的不中断供电至今未解决, 而计算机、电传操纵等设备必须要求不中断供电, 导致采用交流电源的飞机电源设备十分复杂 (F-16 飞机就是一个典型的例子)

4) 机载电子火控设备对电源来讲是典型的非线性负载 (如整流负载、脉冲负载和恒功率负载等), 它们与线形负载有本质的不同, 线形负载不会使电源电压的波形变化, 非线性负载却首先改变了交流电的波形, 从而降低了电能的品质, 为此发展了一系列的无源和有源滤波器, 功率因数校正器 (PFC)。电网中增加了这些设备不仅增加了网络重量, 也加大了网络损耗。

5) 电源功率进一步加大后, 115/200V 三相电网重量也显得较大。

6) 电力电子技术的发展, 高压直流电源发展中的两个关键问题已得到解决, 有刷直流电机的高空换相问题用无刷直流电机代替, 有触点电器用无触点电器代替。于是高压直流电源又提到了研究日程上。1983 年航空工业部机载局邀请美国洛克希德飞机公司 Cloud 先生来华讲学, 介绍了 270V 高压电气系统美国研制情况概况。1999 年美国第四代战斗机 F-22 试飞成功, 该机用的就是高压直流电气系统, 与此同时卡曼奇直升机也装备了高压直流电源。高压直流电源成为继低压直流电源和恒频交流电源后的第三种飞机主电源。

7) 由于 115/200V 三相交流电源经三相桥式整流电路整流后的直流电压为 270VDC, 现代飞机高压电源的额定电压也取 270VDC。这样采用恒频交流电源的飞机也可部分形成 270VDC 电网。

2. 高压直流电气系统的构成

飞机高压直流电气系统由高压直流电源系统, 固态配电系统和用电设备构成, 高压直流用电设备种类很多, 无刷直流电动机是其中一种, 没有无刷直流电动机高压直流电气系统就无法在飞机上应用。

2.1 270V 高压直流电源

270V 高压直流电源由主电源、辅助电源、应急电源和二次电源等构成。

高压无刷直流发电机和发电机控制器 GCU 构成单发电通道。按飞机不同, 由一个或多个

发电通道构成飞机主电源。无刷直流发电机直接由航空发动机传动，采用油冷，典型工作转速为 15000~30000r/min。控制器 GCU 由微处理器构成，实现对发电机的励磁控制、电压调节、故障检测、故障保护与记忆，完成自检和与飞机电气系统总线的接口。

F-22 飞机用 65KW 无刷直流发电机是三级式旋转整流器式无刷交流发电机与二极管整流桥构成，三级式无刷交流发电机由主发电机、励磁机、副励磁机和旋转整流器组件等组成，三个电机的转子与旋转整流器在同一电机轴上。

目前，美国还在发展具有起动发电双功能的无刷直流电机。

高压直流发电机通过在 270V 电源汇流条附近的反流阻断二极管接到 270V 汇流条。反流阻断二极管的使用防止了发电机或馈电线故障对电源汇流条的影响。反流阻断二极管应具有低的通态压降。见图 1。

高压直流电源的辅助和备份电源一般用辅助动力装置发电机 APUG，通常 APUG 的额定功率和主发电机相同。APUG 在飞机飞行时也能供电，使主电源增加一个余度。双发动机飞机主电源成为三裕度电源。航空蓄电池通常作为应急电源用。由于单格电池的电压较低，要构成电压达 270V 的电池组需要 100 多个单格电池串联。这样一方面使电池结构材料的比例显著增加，电池的单位体积功率和贮电量降低。另一方面多个电池串联后工作可靠性也降低了。再考虑飞机大量用电设备的功率较小，用低压电能较合适。因此仍用 24V 的蓄电池，同时有 27V 低压直流汇流条。

高压直流电源的二次电源有两种，一种是将 270V 直流电转变为 400HZ 115/200V 三相交流电的静止变流器，另一种是将 270V 直流电转为 27V 直流电的直流变换器，该变换器在主电源故障不能供电后，能将电池电能转为 270V 直流电，保证使 270V 的重要用电设备有电能供应。

飞机高压直流电源系统和通信电源系统、航天器电源系统和大型计算机电源系统一样为分布式电源系统。分布式电源由不同电压的 2~3 级电源构成，如通信电源，第一级为 220/380V 50HZ 工频交流电，第二级为 48V 直流电，在 48V 汇流条上并有大容量蓄电池，成为不中断汇流条，第三级模块电源再将 48VDC 变为 3.3V 等直接向通信设备供电的电能。分布式电源系统的第二个特征是采用 N+1 (或 N+2) 的余度电源，220/380V 50HZ 电源有 2~3 个余度。48V 电源由多台 (多至数十台) 开关整流器并联构成，第三个特征是在 48V 汇流条上有蓄电池，保证不中断供电。这种布局保证了供电的高可靠性和不间断。飞机高压直流电源和通信电源一样，为分布式电源系统。因此 DC/AC 和 DC/DC 变换器也有 N+1 或 N+2 余度，在 27VDC 汇流条上并有蓄电池，保证 27V 汇流条供电不中断。同时变换器设在各用电设备汇流条附近 (即电气负载管理中心 ELMC 附近)，成为分布式布局，这种布局有三个优点：1) 变换器的电源线为 270VDC 线，导线细，重量轻；2) 变换器的输出线很短，减小了短路的可能性；3) 输出线路压降小，故 27V 汇流条和 400HZ 汇流条的电能质量高，有利于减轻用电设备的体积重量，提高用电设备性能。

对于接在 27V 汇流条上的电子设备，机内电源由低压电源模块供给。低压电源模块是一种薄型、高功率密度和长的无故障间隔时间的电源，它将 27V 直流电转变为 5V、3.3V 或其它

所需电压的电源。接在 270V 汇流条上的大功率电子设备内部电源则采用高压输入电源模块, 它将 270V 直流电压直接变为 5V、3.3V 低压直流电。

由此可见, 270V 高压直流电源系统的分布式电源结构和分布式布局, 反流阻断二极管和固态功率控制器 SSPC 的应用, 实现了电源的冗余、容错和不中断供电, 满足了新型飞机电子和武器控制设备对电源的要求, 同时也降低了飞机供电网的重量。

2.2 固态配电系统

固态配电系统是由固态功率控制器构成的飞机自动配电系统。该系统由电源系统处理机 PSP、电气负载管理中心 ELMC、远程终端 RT 和多路传输总线等构成, 发动机控制器和二次电源内计算机也挂在总线上, 1553B 或其它高速总线和航空电子系统 AES 连接, 借助航电显示器显示电气系统的组态和运行参数, 见图 2。

电气负载管理中心 ELMC 的功能与常规配电系统的配电盘类似, 由电源或前级汇流条来的电能送到 ELMC 的汇流条, 然后通过固态功率控制器 SSPC 送到负载或下一级汇流条。与配电盘不同之处是 ELMC 内有电子控制器 EEU。EEU 实际上是由微处理器组成的控制器, 用于检测汇流条的电压及其质量, 实现汇流条转换; 接通断开 SSPC, 接收 SSPC 的状态信息, 实现负载管理; 通信口实现 EEU 与 1553B 总线的连接, 向 PSP 发送 ELMC 的运行和状态参数, 接收 PSP 的控制命令。

发电机控制器 GCU 和二次电源控制单元 EU 也通过总线向 PSP 发运行参数和状态信息, 但是 PSP 不能直接控制 GCU 和 CU, 以保证主电源和二次电源可靠供电, 防止干扰信号使正常工作的发电通道和二次电源脱离电网。

固态功率控制器 SSPC 是固态配电系统的基础元件, 用于接通断开电路, 实现过流和短路电流快速限制, 向 ELMC 发送本身的状态信号和在本身故障时保证电路安全。SSPC 由直流和交流两种, 前者用于直流电网, 后者用于交流电网, 交流 SSPC 又有单相和三相两类。

早在 1970 年, 美国在半导体器件发展的基础上开始研究固态配电器件, 但多年来没有得到实际应用, 主要原因是半导体三极管的压降较大, 达 0.4~0.5V, 通过 10A 电流的损耗即达 4~5W, 若一个 ELMC 中有 100 个 SSPC, 功耗达 400~500W, 远大于自动保护开关、继电器和接触器的触点损耗, 从而使 ELMC 的体积重量无法减小。近几年来, 功率 MOS 器件有了突破性发展, 低压器件的通态电阻已降到毫欧级, 使器件的通态损耗降低了一个数量级。另一方面, 半导体封装技术的发展, 实现了功率器件, 控制电路和无源元件组装在陶瓷基板上, 并整体密封于金属盒中。这种半导体电路的直接封装方式, 既有高的绝缘性能和机械强度, 又有好的导热性, 是一种高密度封装方式。从而使 SSPC 不仅具有体积重量小的特点, 而且有好的抗干扰能力和长的无故障间隔时间。SSPC 用半导体器件作为开关元件, 消除了机械触点, 消除了高空电弧不能熄灭的问题, 它的发展为高压直流电气系统的装机应用铺平了道路。

SSPC 对控制信号的响应速度为微秒级, 电磁电器为毫秒级。SSPC 的快速特性基本上消除了电网某处短路导致整个电网电压急剧降低的现象, 即消除了电网短路导致的供电中断。由此可见, 具有反流阻断二极管的直流电源系统与固态配电系统的组合实现了真正意义上的不间断供电。

固态配电系统具有汇流条组态管理和负载管理功能。汇流条组态管理用于在一个或多个电源故障后,保证汇流条特别是重要汇流条的电能供应。负载管理实际是用电设备优先级管理,即在一个或多个电源故障后,先卸去次要负载,后卸去任务负载,保证最危险的情况下,飞机重要用电设备的供电,使飞机安全返航和降落。汇流条和负载的管理实现了电源与负载间的优化,既防止电源的过载运行,又让尽可能多的必须用电的设备有电能供应。

2.3 无刷直流电动机

高压直流电源的发展,要求同步发展无刷直流电动机。无刷直流电动机的发展,促进了飞机及机载设备的发展。

无刷直流电动机由无刷交流电动机,变换器和控制器构成,输入直流电即能实现电能到机械能的转换并控制输出转速的电动机,是高压直流电气系统基础元件。无刷直流电动机有两种,一种为伺服型,另一种为驱动型。前者用于操纵飞机的舵面和控制发动机,后者用于收放起落架、襟翼、驱动油泵、空气压缩机和风扇等。

常用的无刷交流电动机有:永磁同步电动机,永磁式双凸极电机,开关磁阻电机和异步电动机。

20 世纪 70 年代,在稀土永磁材料、高饱和磁感应磁性材料、耐高温绝缘材料,功率三极管和微处理器等电工和电子新技术基础上发展机电作动机构(MEA),以图代替飞机上使用的液压作动机构。研究表明机电作动机构与液压作动机构的体积和重量相同时,两者的性能相当,但 MEA 的可靠性显著提高。MEA 由永磁无刷直流电动机、减速器、离合器和输出机构组成。根据任务重要性不同,具有 2、3、4 余度。稀土永磁电动机具有体积小、重量轻、效率高、线性度好和过载能力强等特点,是 MEA 的首选电动机型式。电子变换器与电机组合构成的无刷直流电动机是一种高性能伺服电机,能四象限运行,有好的加速和减速特性和宽的调速范围(1:1000),控制器实现电机的电流\转速和位置控制,进行余度管理、功率均分,故障检测、故障保护和自检,接受飞控或发动机控制系统的指令。机电作动机构的发展导致了全电(AEA)和多电(MEA)飞机概念的诞生,而全电与多电飞机的发展又向 MEA 提出了新的要求。

早在 80 年代,国外为飞机环境控制系统研制了转速为 45000r/min 45Hp 的高速电动机,突破了飞机驱动电动机转速仅在 10000r/min 左右的旧概念,降低了电机的体积重量,促进了飞机环境控制系统和其它机载设备的发展。高速大功率飞机电动机需要变频器供电,而由高压直流电源供电的变频器可以显著降低输入滤波电路的复杂性和体积重量。

3. 高压直流电气系统的特点

1. 高压直流电源简单,能量转换效率高

高压直流发电系统与 28V 直流发电系统一样由发电机和发电机控制器构成。没有 CSCF 电源的恒速传动装置 CSD,也没有 VSCF 电源的功率变换器,只有一次能量变换,效率高,在 90%以上,适合于大功率发电系统。

恒频交流发电机产生 400HZ 交流电,交流电有频率、相位、相数、相序、多相电压对称性、电压大小和电压波形等多个电气性能指标,因此至今为止仅电磁式同步发电机才能满足这

些要求,且电机转速受额定频率的制约,发展余地较小。无刷直流发电机只有输出电压和电压纹波等技术指标,多种类型电机可选用,特别是可以选择转子无绕组、结构简单的单级式电机。并且直流电源的控制与保护也比交流电源简单。

无刷直流发电机是无刷交流发电机与整流电路的组合,工作转速不象 CSCF 电源的发电机那样受到限制,电机的转速可以较高,从而提高了发电系统的功率重量比。

2.易于构成无刷起动发电系统,像 28V 直流起动发电机那样具有起动发电双功能,简化了机载设备。与低压直流起动发电机相比没有电刷与换向器,工作可靠性和高空适应性显著提高。

3.高压直流电源与固态配电系统的结合,真正实现了供电系统的余度容错和不中断供电。

高压直流电源和反流阻断二极管的组合,消除了电源及其馈电线的故障对电网的影响。

固态功率控制器的使用消除了用电设备故障和配电线短路导致的电网电压下降。

4.分布式电源结构与布局提高了供电可靠性、供电质量,降低了供电电网的重量。

分布式电源结构保证了主电源和二次电源的 N+1 或 N+2 余度,代替了主备电源方式,既提高了可靠性,又降低了重量。

分布式电源布局,用 270V 高压线输送电力,电源在用电设备区,提高了供电质量,降低了电网和用电设备的重量。

5.固态配电系统通过数据总线传送信息,实现了汇流条组态和负载管理。大量减小了信号线与控制线。实现了电源与用电设备间优化,保证了重要用电设备的供电。实现了全系统自检,提高了维修性,易于机内用电设备的加改装。

6.高压直流电源的二次电源效率高,功率密度高

变压整流器是 400HZ 交流电源中将交流电转变为 28V 直流电的二次电源,有输出电压变化范围大 (25~34V)、变换效率低 (<0.8) 和体积重量大等缺点,为了减小它对飞机主电源电压波形的影响,必须另加输入无源滤波器,导致重量进一步加大。高压直流电源的直流变换器将 270V 直流电转变为 28V 直流电,提高了输出电能质量 ($28 \pm 0.5V$),提高了变换效率 (>0.9),降低了体积重量,采用 N+1 或 N+2 余度方式,提高了可靠性。

将直流电转变为 400HZ 交流电的静止变流器有类似特点。

为了减小非线性负载对 400HZ 交流电源的污染,采用有源功率因素校正装置 APF 或滤波器,增加了电网或用电设备重量,增加了损耗。直流电源的滤波器比交流电的要简单得多,且体积重量小。

7.无刷直流电动机尽管比异步电动机复杂,但性能大幅度提高。

无刷直流电动机的转速可以控制,使由它传动的装置可运行于最佳状态。

无刷直流电动机有好的起动特性、控制特性、动态特性和强的过载能力,使机电传动机构得以诞生,多电与全电飞机技术得到发展,这是电工与电子科学对航空科学技术的重大贡献。

异步机转速受电源频率的限制,电源频率一定时电机结构又受转速制约无法优化。无刷直流电动机则不受此限制,在任意转速下工作,其结构均可优化。无刷直流电动机可以多机运行,构成余度驱动机构,提高可靠性,无刷直流电动机可以高速运行,提高功率密度。

4.我国发展飞机高压直流电气系统的可能性

电力电子器件及其相关技术的发展,用无刷电机代替有刷电机,用固态功率控制器代替触点电器,解决了有刷电机高空换向和触点电器高空断弧这两个关键技术问题,为 270VHVDC 电源的实际应用打下了基础。

美国胜德兰公司 80 年代在发展 B737-400 的 60KVA 组合式 VSCF 电源时用的无刷直流发电机就是 65KW 13700~25500r/min 的高速油冷电机,由于改善了电机转子结构强度,减小了转子旋转的阻力,减小了旋转整流管的机械应力,采用了优化设计,该电机的重量比同 12000r/min 容量的 CSCF 电源发电机减小近 30%。F-22 飞机的 65KW 无刷直流发电机就是在此基础上发展的。由于该电机已在 B737 飞机上通过了长期使用考核,因此在 F-22 上使用不会有风险。与此同时,该公司还大力气发展开关磁阻起动发电机,拟解决这种电机的装机使用技术。开关磁阻(SR)电机的主要优点是转子仅由迭片铁心构成没有绕组,结构简单,制造方便,可以高速工作。研制了 250KW, 50000r/min 高速开关磁阻起动发电机。电磁式双凸极电机是开关磁阻电机的变型,其定转子结构与 SR 电机相同,但发电工作时不需要变换器,与同步发电机一样可直接调节励磁电流调压。这三种电机在 95 计划期间均进行了研究,并取得了较好的结果。

在 20 世纪的最后几年中,电力电子器件有重大的发展,绝缘栅双极型晶体管 IGBT 的技术性能不断提高,拖尾电流的缺陷得到克服,负电阻温度系数也因 NPT 结构的出现而得到解决,代替大功率晶体管已成定局。超低导通电阻和兆赫级开关频率的功率场效应晶体管 MOSFET 已进入市场。电力电子器件的发展为飞机二次电源和固态功率控制器 SSPC 的发展创造了条件。在九五计划期间不仅发展了 PWM 硬开关静止变流器,变速恒频电源变换器,还开发了软开关静止变流器,270V 输入的静止变流器和电子式变压整流器与蓄电池充电器。应用基础模块思想,由多个单相模块构成三相或更大容量的单相静止变流器或电子式变压整流器(在 270V 直流电源中即为直流变换器 DC/DC 变换器),其有 N+1 或 N+2 余度的电子变换器工作可靠性将更高,系统总重量比主备方式更小,且易于生产制造。

固态配电技术的基础是固态功率控制器 SSPC,微型计算机构成的 EEU、PSP 与 GCU,总线及其接口和系统软件。在 95 计划期间,南航、西工大和 601 研究所合作发展 11 号的自动配电系统,已完成了实验室模拟试验系统。固态配电系统是采用固态功率控制器的自动配电系统,因此固态功率控制器的研制成功,固态配电系统也就诞生了。

我国现有供电体制主要有两种,28V 低压直流和 115/200V 400HZ 三相交流,因此目前用电设备也是按这两种供电条件研制生产的。270V 高压直流是飞机新的供电体制。从现有转变为新体制的主要困难是大功率电动机的供电。有刷直流电动机和异步电动机的起动电流达到其额定电流的 3~5 倍。大功率的直流电动机和异步电动机的起动电流相当大,要用 270V/27V 直流变换器和 270VDC/115-200V 三相变流器向这种电动机供电,则二次电源的容量要相当大,是不合理的,因此必须发展无刷直流电动机,特别是发展功率较大的无刷直流电动机,让它们直接由 270V 电网供电。

270V 高压直流电源和固态配电系统的应用,和 1946 年出现飞机恒频交流电源的情况有很多相同的地方,也有很多不同之处。CSCF 交流电源的出现使飞机电源的容量提高了一个数量

级。飞机直流发电机的最大容量为 12KW, (18KW 是个别的), 恒频交流电机的最大容量则已达到 150KVA。尽管 F-22 的无刷发电机容量较小, 为 65KW, 但更大容量的无刷直流发电机是可实现的。因为高压直流电源的能量转换效率比 CSCF 电源和 VSCF 电源分别要高 20 和 10 个百分点以上。同时机电作动机构、电动油泵、闭式电动环境控制系统中的电动机, 无刷直流起动发电机等机载设备也以使用 270 高压直流电为基础, 因此发展高压直流电气系统比 50 年代前发展恒频交流电有更大的意义, 它直接推动了飞机二次能源的统一, 导致全电和多电飞机的发展, 促进了航空科技向更高的层次前进。

5.小结

- 1) 高压直流电气系统由 270V 高压直流电源、固态配电系统和无刷直流电动机等用电设备构成。
- 2) 高压直流电气系统真正实现了电源的余度、容错和不中断供电, 提高了系统的可靠性、维修性, 降低了系统重量, 提高了供电质量。
- 3) 我国已具备了发展高压直流电气系统的条件, 重点是发展高压直流发电机、电动机和固态功率控制器。
- 4) 高压直流电气系统的发展为飞机二次能源的统一创造了条件, 促进了全电和多电飞机的发展, 促进了航空科技的发展。

参考文献

1. Migud A. Maldonado: Power Management and Distribution System for a More-Electric Aircraft IEEE AES December,1999
2. Emadi: Aircraft Power System: Technology, State of the Art and Future Trends IEEE AES January,2000
3. James S.Clogd: Status of the United States Air Force's More Electric Aircraft Initiative IEEE AES April,1998
4. Malik E.Elbuluk: Potential Starter/Generator Technologies for Future Aerospace Application IEEE AES October,1996

加钳位二极管的零电压开关 PWM 三电平直流变换器*

阮新波 许大字

摘要: 零电压开关 PWM 三电平直流变换器(ZVS PWM TL 变换器)利用变压器的漏感和开关管的结电容可以实现开关管的零电压开关,但是输出整流管仍然存在反向恢复带来的尖峰电压。为了解决这个问题,本文提出一种新的 ZVS PWM TL 变换器,它在基本的 ZVS PWM TL 变换器中增加两个二极管,消除了输出整流管的电压振荡,同时保留基本的 ZVS PWM TL 变换器的所有优点。本文分析这种新的变换器的工作原理,并在一个 600W 的原理样机上进行验证,最后给出实验结果。

关键词: 三电平直流变换器; 零电压开关, 脉宽调制

1.引言

随着电力电子技术的迅猛发展,对电能变换器的性能也提出了新的要求,尤其是对输入功率因数要求很高。为了满足这个要求,必须采用功率因数校正(Power Factor Correction, PFC)技术。三相PFC变换器的输出直流电压一般为760V~800V,有时甚至高达1000V,这使得后级的直流变换器开关管的选择变得十分困难。为了解决这个问题,1992年巴西的Pinheiro提出了零电压开关三电平直流变换器(Zero-Voltage-Switching Three-Level Converters, ZVS TL变换器)^[1],该变换器的开关管电压应力为输入直流电压的一半。同时该变换器利用变压器漏感(或外加谐振电感)和开关管的结电容实现开关管的ZVS^[1, 2]。F.Canales提出了零电压零电流开关(Zero-Voltage and Zero-Current-Switching, ZVZCS) TL变换器,其中两只开关管实现ZVS,另外两只开关管则实现ZCS^[3]。文献[4]系统地研究了TL变换器的软开关技术。这些变换器均只实现了开关管的软开关,而输出整流管依然存在反向恢复问题,反向恢复引起电压振荡,输出整流管要承受电压尖峰,很容易损坏。

本文提出一种新的ZVS TL变换器,如图1(a)所示,它在基本的ZVS TL变换器中增加两个二极管 D_7 和 D_8 ,从而消除输出整流管的电压振荡和电压尖峰,同时保留原来的ZVS TL变换器的优点,即利用谐振电感和开关管的结电容实现开关管的ZVS。

在图1(a)中, C_{d1} 和 C_{d2} 为两个分压电容,其容量很大,而且相等,其电压均为输入电压 V_m 的一半。 D_5 和 D_6 为续流二极管, $D_1 \sim D_4$ 分别是开关管 $Q_1 \sim Q_4$ 的体二极管, $C_1 \sim C_4$ 分别是 $Q_1 \sim Q_4$ 的寄生电容或外接电容, L_r 是谐振电感, C_{ss} 是联结电容,分别将 Q_1 和 Q_4 、 Q_2 和 Q_3 的开关过程联系起来。该变换器采用移相控制(Phase-Shifted, PS), Q_1 和 Q_4 为 180° 互补导通, Q_2 和 Q_3 也为 180° 互补导通, Q_1 和 Q_4 的驱动信号分别超前于 Q_2 和 Q_3 一个相位,即移相角,因此称 Q_1 和 Q_4 为超前管, Q_2 和 Q_3 为滞后管。通过调节移相角的大小来调节输出电压。图1(b)给出了该变换器的主要波形。

* 本文工作得到中国航空基础科学基金和台达电力电子科教发展基金资助

2.工作原理

在一个开关周期中,该变换器共有 18 种开关状态。分析前,我们作如下假设:①所有开关管、二极管均为理想器件(整流二极管除外,它等效为一个理想二极管和一个电容并联);②所有电感、电容和变压器均为理想元件;③ $C_1 = C_4 = C_{lead}$, $C_2 = C_3 = C_{lag}$;④ $L_f \gg L_r/K^2$, K 是变压器原副边匝比。⑤电容 C_{d1} 和 C_{d2} 容量很大,将它们看作是电压为 $V_{in}/2$ 的电压源;⑥ C_{ss} 容量很大,可等效为一个电压源 $V_{in}/2$ 。

图 2 给出了该变换器在不同开关状态下的等效电路,其工作情况描述如下。

(1) 开关模式 0 [t_0 时刻之前][对应于图 2(a)]

在 t_0 时刻之前, Q_1 和 Q_2 导通, 输出整流管 D_{R1} 导通, D_{R2} 截止。

从式(4)中可知, i_p 在 t_0 时刻阶跃下降, 而 i_{Lr} 保持不变, 其高于 i_p 的部分流过 D_7 。由于有 C_1 、 C_4 和 C'_D , Q_1 是零电压关断。到 t_1 时刻, C_4 、 C'_D 的电压下降到零, D_{R2} 自然导通, A 点电位降至 $V_{in}/2$, D_5 导通。

(2) 开关模式 1 [t_0 , t_1][对应于图 2(b)]

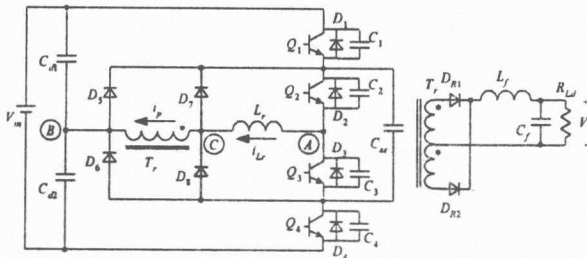
在 t_0 时刻关断 Q_1 , 原边电流 i_p 给 C_1 充电, 同时通过 C_{ss} 给 C_4 放电, v_{AB} 下降。若此时变压器原边电压 v_{CB} 不变, 则谐振电感两端电压 $v_{AC} < 0$, 二极管 D_7 立即导通, 将 v_{AC} 钳在 0, 因此 v_{CB} 必定下降, 副边电压相应下降, D_{R2} 的结电容 C_{DR2} 的电压也下降, C_{DR2} 被放电。这样输出滤波电感电流一部分给 C_{DR2} 放电, 其余部分折算到原边给 C_1 充电和给 C_4 放电。该模式进一步的等效电路如图 3 所示, 其中 C'_D 为 C_{DR2} 折算至原边的等效电容, I_1 为折算至原边的滤波电感电流, 亦即 t_0 时刻的原边电流。 C_1 、 C_4 的电压 v_{C1} 、 v_{C4} 和 i_p 、 i_{Lr} 分别为:

$$v_{C1}(t) = \frac{I_1}{2C_{lead} + C'_D} \cdot (t - t_0) \quad (1)$$

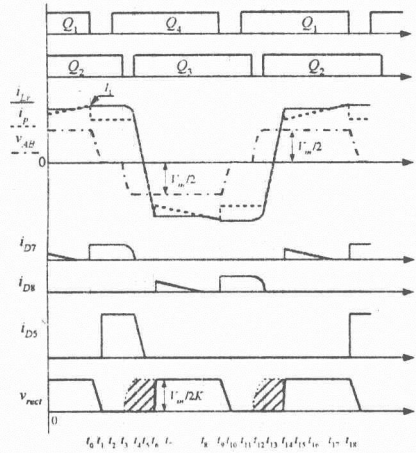
$$v_{C4}(t) = v_{CD'}(t) = \frac{V_{in}}{2} - \frac{I_1}{2C_{lead} + C'_D} \cdot (t - t_0) \quad (2)$$

$$i_{Lr}(t) = I_1 \quad (3)$$

$$i_p(t) = \frac{2C_{lead}}{2C_{lead} + C'_D} \cdot I_1 \quad (4)$$



(a) 主电路



(b) 主要波形

图 1 加钳位二极管的 ZVS PWM TL 变换器

(3) 开关模式 2 $[t_1, t_2]$ [对应于图 2(c)]

D_5 导通后，将 Q_4 两端电压钳在零位，此时可以零电压开通 Q_4 。此时 $v_{AB} = 0$ ， i_p 和 i_{Lr} 保持不变， D_{R1} 和 D_{R2} 同时导通。

(4) 开关模式 3 $[t_2, t_3]$ [对应于图 2(d)]

t_2 时刻关断 Q_2 ， i_{Lr} 给 C_2 充电，同时通过 C_{ss} 给 C_3 放电，由于 C_2 和 C_3 的存在， Q_2 是零电压关断。此时， $v_{AB} = -v_{C2}$ ，由于 D_{R1} 和 D_{R2} 都导通，变压器副边和原边电压均为零， v_{AB} 全部加在 L_r 上。因此在这段时间里， L_r 和 C_2 、 C_3 谐振工作， i_{Lr} 和 C_2 、 C_3 的电压分别为：

$$i_{Lr} = I_1 \cos \omega_1 (t - t_2) \tag{5}$$

$$v_{C2}(t) = Z_{r1} I_1 \sin \omega_1 (t - t_2) \tag{6}$$

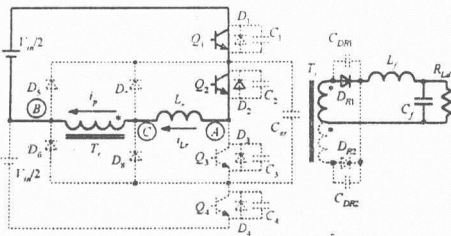
$$v_{C3}(t) = V_m/2 - Z_{r1} I_1 \sin \omega_1 (t - t_2) \tag{7}$$

式中 $Z_{r1} = \sqrt{L_r/2C_{lag}}$ ， $\omega_1 = 1/\sqrt{2L_rC_{lag}}$ 。

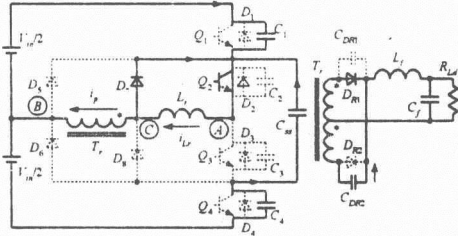
到 t_2 时刻， v_{C2} 升至 $V_{in}/2$ ， v_{C3} 降至 0，结束此开关模式。

(5) 开关模式 4 $[t_3, t_4]$ [对应于图 2(e)]

t_3 时刻， D_3 自然导通，此时可以零电压开通 Q_3 。由于 i_p 不足以提供负载电流， D_{R1} 和 D_{R2}



(a) t_0 时刻



(b) $[t_0, t_1]$