

机載电源系統設計 参 考 资 料

Ⅲ. 系 统 综 合



国 外 航 空 编 辑 部

1978

机 载 电 源 系 统 设 计

参 考 资 料

Ⅲ. 系 统 综 合

出 版 说 明

根据伟大领袖毛主席“**洋为中用**”的指示，考虑到我国航空工业发展的需要，我们把美国海军武器局1964年出版的一本设计手册——《海军飞机和导弹电气系统设计》中的一些章节翻译出版，以供有关专业的工人和技术人员在设计机载交流电源系统和部件时参考。

这次接着出版原文第四章“系统综合”。考虑到直流电源方面的内容已为广大读者所熟悉，故将这部分内容删去。另外，由于原文资料是缩微卡，有些图上的说明模糊不清无法译出。

由于我们外文水平低，专业知识有限，因而翻译不当之处实为难免。为此，请读者阅后提出批评和意见。

目 录

一、概述	(1)
二、主电源的分析	(1)
1. 分析的主要因素	(1)
三、备分电源的选择	(5)
1. 决定备分电源的要求	(5)
2. 备分电源和原动机型式的分析	(5)
四、辅助电源的选择	(6)
1. 决定辅助电源的要求	(6)
2. 电源和原动机型式的分析	(8)
3. 用于导弹电源的特殊考虑	(9)
五、次级电源的选择	(9)
1. 电源型式的分析	(10)
六、应急电源的选择	(13)
1. 应急电源的基本要求	(13)
2. 短距起落和垂直起落飞行器的特殊要求	(13)
3. 电源和原动机型式的分析	(14)
七、电源系统的基本型式	(14)
1. 主直流系统 (删去)	(14)
(1) 单发电机的汇流条配置	
(2) 多发电机的汇流条配置	
(3) 不同汇流条配置法的优缺点	
(4) 单蓄电池主系统	
(5) 蓄电池系统的优缺点	
2. 主交流系统	(14)
(1) 单发电机的汇流条配置	(15)
(2) 多发电机的汇流条配置	(16)
(3) 单发电机系统相对于多发电机系统的优缺点	(18)
(4) 多发电机系统的优缺点	(18)
3. 复合交/直流系统	(18)
八、发电系统控制方法的选择	(18)
1. 发电机电压调节的概述	(18)
2. 直流系统的电压调节 (删去)	(19)
(1) 碳片直流调节器	
(2) 晶体管式直流调压器	
3. 交流系统的电压调节	(19)
(1) 碳片交流调压器 (删去)	(19)
(2) 磁放大器式交流调压器	(19)

(3) 晶体管式交流调压器	(20)
(4) 各类调压器的比较	(21)
4. 确定调节点	(21)
5. 发电机控制的要求	(22)
(1) 驾驶员手动控制——直流系统 (删去)	(22)
(2) 驾驶员手动控制——交流系统	(22)
(3) 两种交流发电机控制系统的比较	(24)
(4) 自动控制	(24)
(5) 并联控制——概述	(26)
(6) 直流系统的并联控制 (删去)	(26)
(7) 交流系统的并联控制	(26)
九、地面电源控制	(32)
1. 直流地面电源的控制 (删去)	(32)
2. 交流地面电源的控制	(32)
十、系统保护方法的选择	(34)
1. 适当的故障感受问题	(34)
2. 直流系统 (删去)	(35)
(1) 反向电流	
(2) 差动电流	
(3) 过电流	
(4) 过压	
(5) 欠压	
(6) 故障隔离	
(7) 控制用电源	
3. 交流系统	(35)
(1) 过压	(35)
(2) 欠压	(37)
(3) 过励磁	(40)
(4) 过频和欠频	(41)
(5) 馈电线断开	(43)
(6) 馈电线故障 (差动保护)	(44)
(7) 故障隔离	(45)
(8) 控制用电源	(46)
十一、输电线的最佳化	(47)
(1) 最佳馈电线的特性	(47)
十二、配电系统结构及其保护的确定	(49)
1. 概述	(49)
2. 直流系统 (删去)	(51)
3. 交流系统	(51)
十三、图中外文缩语与符号表	(51)

一、概 述

通过Ⅱ“系统要求”所叙述的主要的分析工作,已确定了电气系统的全部要求,包括电源的容量、类型和参数。从逻辑上讲设计的下一步是通过分析验证试选的主电源是否是最好的选择。再从这一点出发,就能提出其他电源的选择方案和系统的全部配置。画出试选的每个电源系统的基本方块图,图1~4即为具有代表性的基本方块图。原文第二章就这方面介绍了“电气系统设计程序”的评论。在原文第五章中提到了设备的详细说明和特性。原文参考文献4-1R包括有电源标准图的字母和数字目录表。各种电源的定义已在原文第二章中介绍了。

二、主电源的分析

1. 分析的主要因素

假设已经试选了一种主电源,但必须考虑到在对全部因素作详细的分析后被证明最佳的是第二种选择而不是第一种。因此,在最后作出选择之前,至少要分析两种不同的主电源和基本系统。例如,这些电源可能是交流、直流或者交/直流复合电源。在这方面所作的分析由在确定初始系统要求中要考虑的各因素以及可能与决定有关的某些重要的新因素的评述组成。在设计飞行器时,一定要记住,电气负载和很多参数,例如设备舱的温度、振动的范围等估计值可能会改变。必须定期的检查电气系统的各参数,以保证所作的任何分析是根据最新数据得到的。下面列举了在分析主电源时要研究的重要因素。不是每一种用途都必须列出这种表,因为一个专门的飞行器可能要求包括一个或更多的特殊因素。

a. 可达性的要求:飞行器要求提供的数据将影响主电源的选择。如果计划进度允许的话,可能有希望采用新的设计或取得正在研制中的电源的优点,新的设计或正在研制的电源可能有更长的预期寿命、要求较少的维护或有超过旧设计的其他优点。例如,宁可采用直流无刷发电机,而不采用有刷的发电机。如果提出的预定计划是……(原文缺)。

b. (原文缺)

c. 尺寸:必须考虑电源以及有关设备的物理尺寸、形状。有一个电源比起其他的电源可能更适应于可利用的空间。允许为拆卸设备和四周的防震设备而留有一些附加空间是很重要的。

d. 电源容量的协调:通常不希望由于速度和温度不满足要求而协调容量。例如,对于要求最大转速为8,000转/分时提供400安培的发电机的地方采用了设计成以7,500转/分的最大转速工作的500安培的直流发电机。

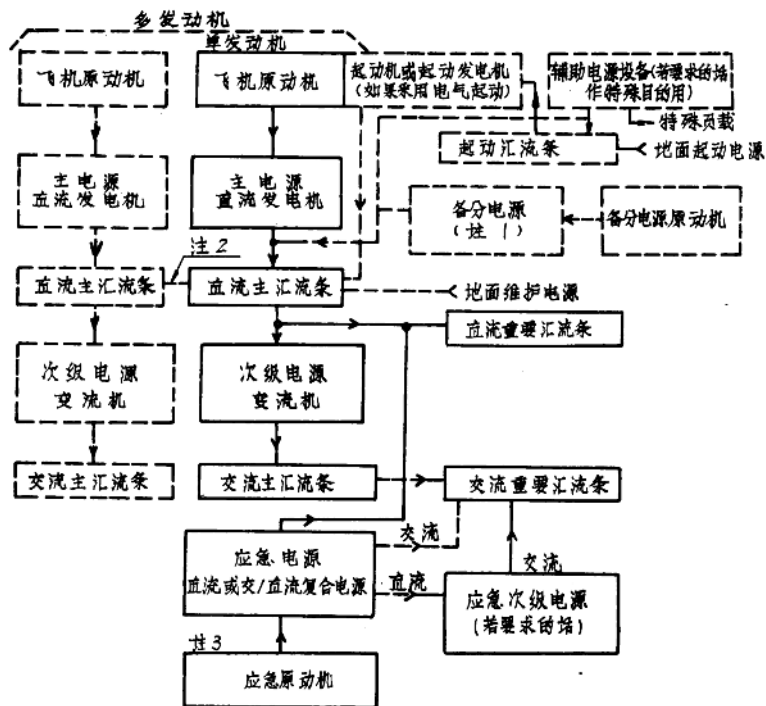
e. 维护和试验:应该比较维护的频繁度以及维护和试验的可达性。

f. 寿命:超过技术规范要求的设备的预期寿命一般来说要对各种裕度进行比较。

g. 可靠性:应该对采用各种电源的电源系统的可靠性指标作比较,而不是仅对电源的可靠性指标作比较。

h. 成本：也应以系统为基准进行成本比较，其中包括研制费用。为了比较要计算包括研制和鉴定费用（可适用时）在内的每个系统的平均成本。

比较基于各种主电源的两个（或数个）系统的分析结果，可能无法立即指出确定的选择。那时，要根据各因素在具体应用中相对的重要性来衡量各种因素的好坏，或者根据明晰的比较鉴定法来确定选择。

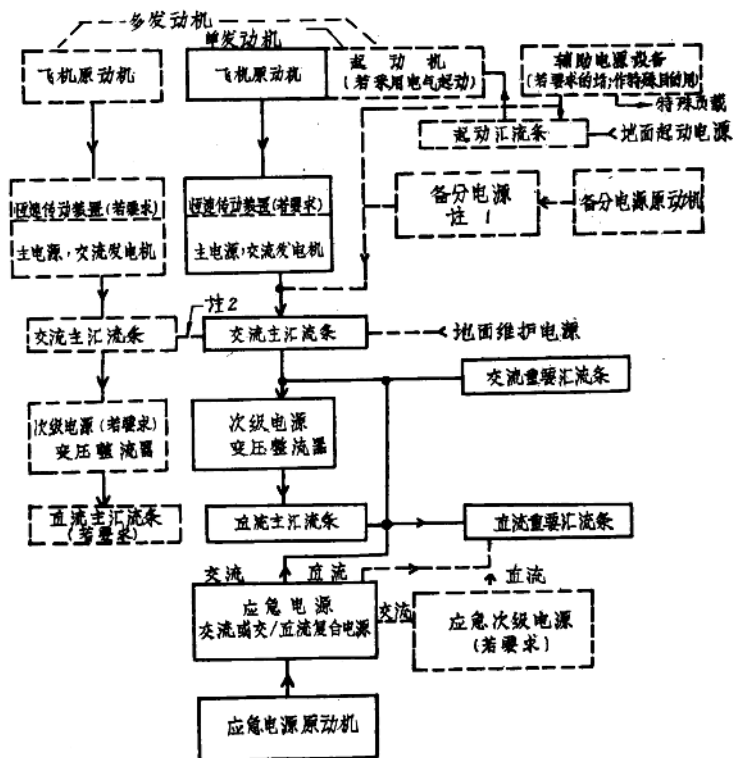


注1：在多发动机飞机中，当一台发电机故障时，可用一台工作发电机作备分。

2：在三台或更多台发电机的多发电机系统中，各汇流条可并联或独立。

3：当用蓄电池作为主应急电源时不要求原动机。

图1 方块图——主直流系统



注1、2见图1

图2 方块图——主交流系统

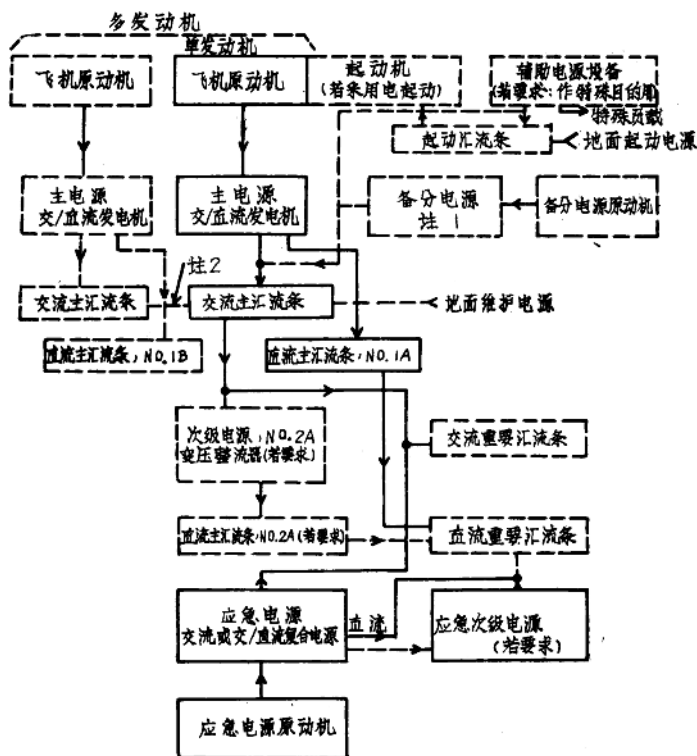
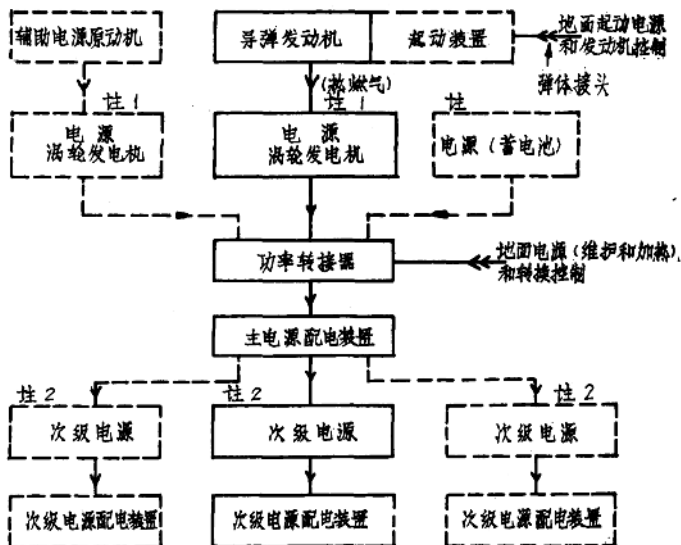


图 3 方块图——交/直流复合系统



注 1：导弹可能有一个或多个电源，例如，28 伏直流、400 赫交流和 3200 赫交流。

2：可能要求一种或多种型式的次级电源；例如，6 伏直流、12 伏直流和 120 伏直流。

图 4 方块图——导弹主电源系统

三、备分电源的选择

1. 决定备分电源的要求

在原文第二章中已把备分电源定义为通常在正常电源故障时用来代替它的第二个电源。对备分电源的要求取决于采办机构确定的要完成的任务和可靠性要求。如果单发动机的飞机要求备分电源，除正常电源外还要有一个电源。在这种情况下备分电源也可以由推进发动机提供动力。万一部分电源有故障，但主电源系统不全有故障，还可能提供完成任务所需的功率。在具有几台发电机的多发动机飞机上，发电机至少装在两台发动机上，正常电源可能会碰到这种要求。这通过选择足够容量发电机和控制电路的设计来实现，这样每台发电机除了正常负载外还能向故障发电机的负载供电。如果必要，完成任务所不需要的负载可以不要监控。在考虑备分电源中，要研究次级备分电源可能的要求。

2. 备分电源和原动机型号的分析

在试选备分电源和原动机之前，必须类似于机载电源系统设计参考资料 I 中所叙述的主电源的程序确定备分电源的要求。即采用为主电源制定的负载分析法来确定完成任务必需的负载以及在主电源有故障时不进行监控的那些负载。一定要注意工作时间，包括电子设备的

加热时间，其变化可能从几秒钟到1小时。负载顺序可被用来作为使备分电源容量减小到最小值的一种相当有力的手段。备分电源的参数可与主电源的相同，除非对主任务未能完成时而要执行的备分任务已规定了一些具有不同电气参数的特殊负载组。在这种特殊情况下，就很像主电源那样，需要进行单独的负载分析，同时必须分析电气参数。也要着重考虑备分电源和它的原动机（若不同于正常电源的原动机）的环境条件及其冷却要求。确定了这些要求，就可试选提供备分功率的方法和设备。在多发发动机飞机上，在两台发动机上的每一台发电机可作为另一台的备分系统对一些飞机说来是有效的安排，并在本章后面详述。在要求独立备分电源的地方，可用多种方法和电源型式。应该考虑备分电源和应急电源组合的可能性。对这样的系统，电源和原动机必须满足备分电源和应急电源的全部要求。

备分电源包括用于主电源的装置以及专门设计成为一原动机组成一体的电源或适宜与一特殊型式的原动机配套的电源装置。其中独立备分电源要求的一些电源及其原动机是：

- a. 由直接耦合的冲压空气涡轮或导管式空气涡轮驱动的交流、直流或复合发电机；
- b. 与液压马达组成一体的发电机（交流要求恒速的）以及用空气涡轮和液压泵组合驱动

动的发电机；

- c. 耦合到采用固体燃料的热燃气涡轮上去的发电机。

备分电源将要求适合的调节器。

分析和比较试选的备分电源，将包括下面列出的诸因素：

- a. 性能
- b. 重量
- c. 包装方法（希望成为单个设备）
- d. 尺寸（与现有空间的适应性）
- e. 可靠性（数值）
- f. 维护性
- g. 寿命
- h. 成本
- i. 可达性。

四、辅助电源的选择

辅助电源的范围可以从蓄电池到专门设计成由发动机与它的附件、发电机、控制器、起动系统、冷却系统、润滑系统和燃料系统组成的电源设备中的大型发电机。在后一情况下，电源是“辅助动力装置”的一部分。总的说来，“辅助动力装置的定义是指具有一种或多种功能的独立飞机功率源。这些功能常认为是“特殊”的，如为去冰而供给功率，或使飞机的起动或维护成为自足的。在导弹的术语中，辅助动力装置是向导弹系统提供电和/或液压功率的独立功率源。无论是不是辅助动力装置的一部分，本节的讨论主要与电源有关。

1. 决定辅助电源的要求

飞行器的任务和它的电气负载通常确定了辅助电源的要求。下列一个或数个功能要求常常决定了辅助电源的要求。

- a. 自足式起动系统（与地面电源无关）；

- b. 大的电去冰和防冰负载；
- c. 驱货舱门的电动机；
- d. 货物操纵纹盘；
- e. 电子系统地面维护和校准用的自足式电源系统；
- f. 在主电源是可再充电的蓄电池系统之处蓄电池的充电。

至于在说明辅助电源的要求时总负载的重要性可引用下述例子。飞机的防冰负载为15千瓦，它占总负载的50%。用任何其他的方法不可能达到防冰的目的，由于在临界状态下从推进发动机抽取马力过大，也不可能提供一30千瓦的主系统。解决的办法是用包括一台轻重量宽频率范围(320~480赫)发电机的燃气涡轮辅助动力装置，以提供防冰负载。对于飞机，下述电源型式中的每一种都可用来作为辅助电源：

- a. 由燃气涡轮或活塞式发动机驱动的交流、直流或复合发电机；
- b. 由压缩燃气涡轮驱动的发电机；
- c. 可再充电的蓄电池。

对于导弹，由于工作时间较短，可使用各种各样的电源。通常可使用下列型式中的一种：

- a. 由采用固体或液体推进剂或压缩燃气涡轮驱动的交流、直流或复合发电机。见图5、6；
- b. 管道式的冲压空气涡轮驱动的发电机(不常使用)。见图7；
- c. 能或不能自动激活的可再充电或一次使用的蓄电池；
- d. 功率很小、工作时间很短的特殊能量存储装置，如飞轮或压缩弹簧。

对于容量相当小的交流发电机(约达5千瓦)，可以采用不是永磁式、感应式就是磁通摆动型的实心转子，因为它们本来就适应于高速运转。

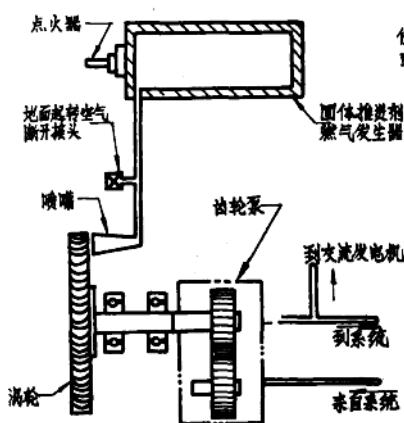


图5 固体推进剂型的涡轮发电机

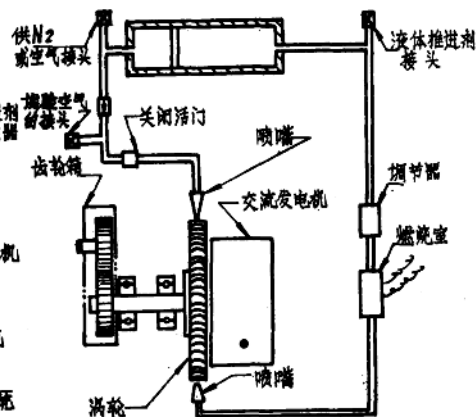
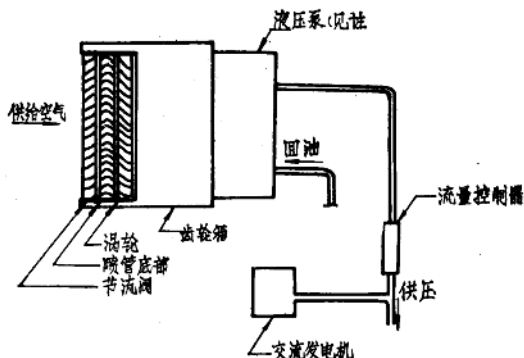


图6 液体推进剂型的涡轮发电机



注：交流发电机是否能直接与齿轮箱耦合取决于系统的要求

图7 空气涡轮型涡轮发电机

2. 电源和原动机型号的分析

电源的容量要求，除了所涉及的内容少得多外，通常很容易用类似于主电源容量的分析方法确定。在准备分析辅助电源时，可使用为备分电源分析所列出的因素。对于导弹，必须考虑几种附加的因素。这些因素为：

- a. 长期贮藏要求的影响(通常3~5年)；
- b. 运输和装卸的影响(环境影响，特别是冲击和振动不同于工作中遇到的环境影响)；
- c. 固体推进剂的特性：
 - (a) 能量装置具有不能进行试验且不能间断工作的一次试用装置的全部缺点；
 - (b) 推进剂燃烧速度对点火时的推进剂温度很敏感；
 - (c) 必须十分注意控制贮藏温度的要求，以防止由于推进剂不均匀燃烧而降低效率；
 - (d) 不管负载多大都产生全部功率，从而浪费了使用的能量。
- d. 液体推进剂的特性：
 - (a) 贮藏寿命较短(两年)。
- e. 飞轮装置的特性：
 - (a) 这些装置要求某些形式的外部功率(通常为液压的)，以使飞轮达到初始工作转速。加速循环时可由主发动机系统恒定输入1~3分钟。由于主发动机系统脱开，飞轮转速就立刻开始下降。因此，此装置适用于短期工作(少于三分钟)。
 - (b) 从重量和平衡的观点看来，飞轮可能使整个飞行器的设计复杂化；
 - (c) 这种装置是相当重的。
- f. 压缩弹簧装置的特性：
 - (a) 这种装置对工作时间非常短的用途(少于一分钟)是很实际的；
 - (b) 这种装置是相当重的。
- g. 高速旋转装置的惯性陀螺效应。

3. 用于导弹电源的特殊考虑

有关设备寿命、尺寸、重量和包装的导弹设计要求往往决定了适于特殊用途的电气系统。按照飞机的标准看来,要求的工作时间是短的,并且从一个导弹到另一个导弹在工作时间上有很大变化,往往导致无法采用现成的设备。电源的容量必须严格地与最小尺寸和重量的要求一致;它常常必须适应装在尺寸有限的空间内,在用蓄电池的情况下,这空间能迫使蓄电池做成特殊的形状。因为导弹是一次使用的装置(除有些靶机导弹外),设备的设计寿命仅比要求的略长一点;例如,很多导弹发电机设计成无冷却地工作。这种发电机用它的外壳作为吸热设备,并且不希望工作时间超过设计值(加上很小的余量),但其工作时间可能是短暂的。相当短的工作寿命使发电机和涡轮比飞机上实际使用的装置具有更高的转速,而更高的转速又导致导弹的设备比其他领域中可能使用的设备更轻、更小。

通常使用蓄电池和热燃气涡轮发电机作为导弹的电源。表1表明在从小到大的许多导弹中,它们的电源采用蓄电池或燃气涡轮发电机的比例几乎相等。此表也表明导弹的一般型式或大小都不是与这两种电源一一对应的,以便简化选择。选择必须根据对指定用途的分析作出。在原文第五章中的设备说明将有助于作出最佳选择。

表1 导弹及其电源

导 弹	任 务	辅助电源
麻雀I	空-空	蓄电池
麻雀II	空-空	蓄电池
麻雀III	空-空	涡轮发电机
响尾蛇	空-空	涡轮发电机
鹰	空-空	涡轮发电机
萨布罗克	反潜	涡轮发电机
小猫-粘糊人	舰-空	涡轮发电机
猎鹰	空-空	涡轮发电机
阿特拉斯	地-地	蓄电池
大力神	地-地	蓄电池
潘兴	地-地	蓄电池
雷神	中程弹道式导弹	蓄电池
奈克II	地-空	蓄电池
奈克III	反洲际弹道导弹	涡轮发电机
民兵	地-地	蓄电池
北极星	中程弹道式导弹	蓄电池
鲍马克	地-空	涡轮发电机

五、次级电源的选择

当选择好了主电源,也就自然而然地选择了次级电源的型式。根据初始的电气负载分析确的容量要求,同时用与主电源同样的方法计算增长的容限(见机载电源系统设计参考资料I)。次级电源采用的型式如下:

a. 直流变交流

(a) 旋转变流机(电动机-发电机)

(b) 静止的或固态的变流器

交流变直流

(a) 旋转式

- (b) 静止式晶体管型的
- (c) 变压整流器
- c. 改变直流电压
 - (a) 静止式晶体管型的
- d. 改变交流电压
 - (a) 变压器
- e. 改变交流频率
 - (a) 旋转式变频器(电动机-发电动)
 - (b) 静止变频器

图8~11表示了应用上述列出的次级电源的一些例子。

1. 电源型式的分析

在选择次级电源的过程中，希望完整地分析两个或更多的试验性的次级系统。在分析中要包括每一个次级系统所要求的有关设备，如继电器和接触器。当然，可考虑的每个电源的输出必须符合全部工作环境条件下的系统要求。要仔细地对照要求检查电源特性。确定次级电源对主系统的任何可能的有害影响那是很重要的，例如，在直流系统中产生假信号和在交流系统中波形的严重失真。分析的方法与前面为主电源叙述的方法相同。另外，某些次级电源型式的临界特性要给予特别注意，以便尽可能地消除后面的问题。例如：

a. 变压整流器式变换器：目前使用的变压整流器有可调节的和不可调节的两类。在飞行器工作时直流负载从几乎空载到满载之处，或要求在精密的极限范围内精确调节之处就采用前一种设备。在不要求精确调节之处和全部时间中都连接相当负载量(15~20%)之处采用

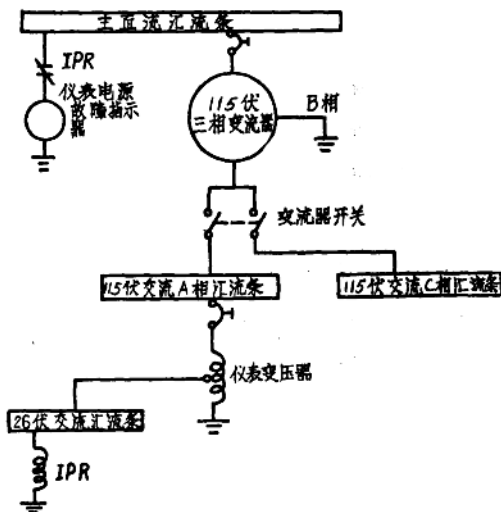


图8 交流次级电源

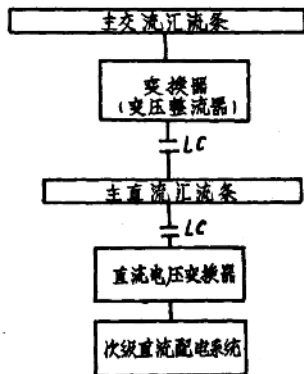


图9 直流次级电源

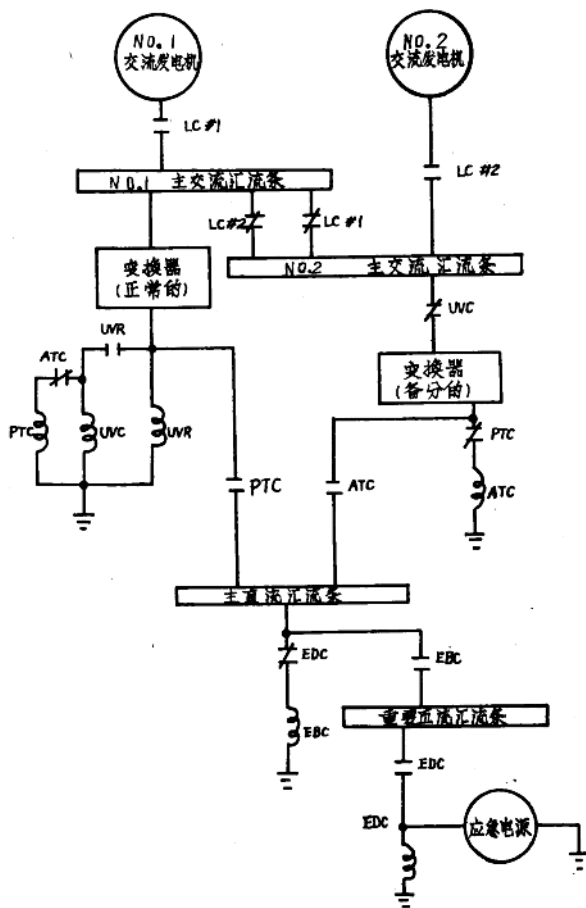


图10 正常-备分直流次级系统

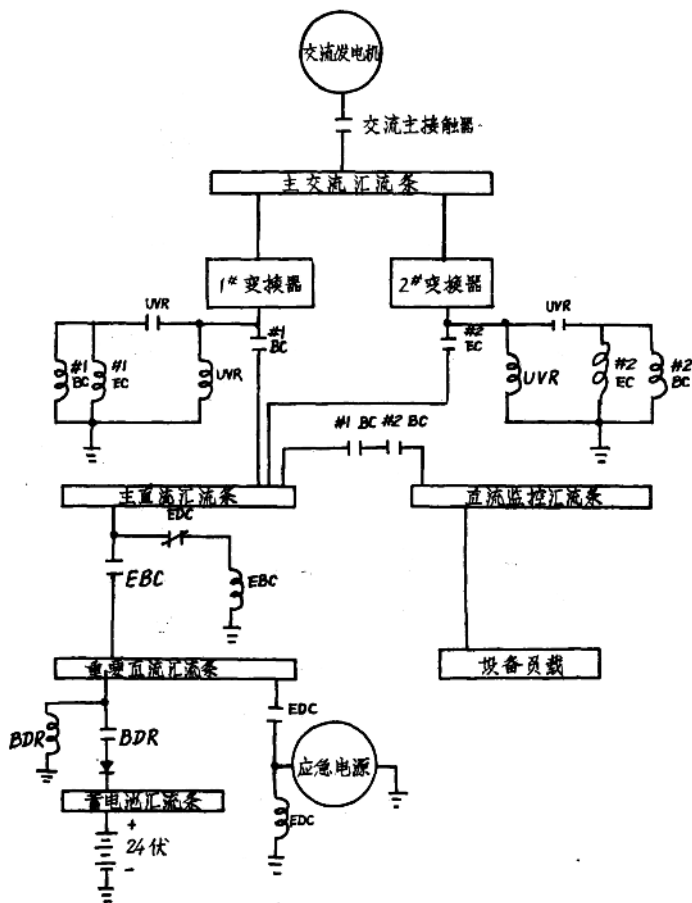


图11 并联直流次级电源

不可调节的变压整流器装置，输出电压不仅随负载变化，而且随输入电压变化。为了保证输出电压在整个时间内都保持在所要求的极限范围内，则应在下述稳态状态下决定极限值：

- 最小输入电压和满载；
- 最大输入电压和最小(永久速接的)负载。

脉动可能是个问题，出于这个原因要仔细地检查试验数据。通过适当的设计而不用外部的滤波器，往往能把脉动降低到允许值。

b. 旋转变流机：除非在整个时间内提供足够的冷却，旋转变流机的寿命可能是非常短的。为了在变流机周围提供适当的通风，在安装设备中必须作好准备，因而用内装风扇将是