

民用飞机蓄电池系统设计分析研究

Research on the Battery System Design for Civil Aircraft

曹 涛 吴善永 邱俊杰 / Cao Tao Wu Shanyong Qiu Junjie

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

首先介绍民用飞机蓄电池系统的组成及民用飞机蓄电池的类型;其次,介绍了适航条款对民用飞机蓄电池系统设计的要求,并且将适航条款对民用飞机蓄电池系统设计要求进行分类研究;最后,针对适航条款对民用飞机蓄电池系统设计的要求进行详细说明,表明其对适航条款的符合性。

关键词:民用飞机;适航;蓄电池

[Abstract] Firstly, the configuration of the battery system and battery types for civil aircraft are introduced; Secondly, the airworthiness clauses for the battery system design of civil aircraft are analyzed in a categorized manner; Finally, the design details of the battery systems of civil aircraft are introduced and meet the airworthiness requirements.

[Key words] Civil Aircraft; Airworthiness; Battery

0 引言

目前,绝大部分民用飞机蓄电池系统主要由蓄电池、蓄电池控制器和蓄电池控制盒组成。蓄电池可向蓄电池直接汇流条供电,并可用于 APU 的启动。当无交流电源时,蓄电池可向重要直流用电设备供电,也可通过静止变流器向单相交流重要用电设备供电。蓄电池控制器根据电源系统的工作状态,控制蓄电池的充放电。蓄电池控制盒主要用于蓄电池电源分配管理。

蓄电池作为飞机电源系统的最后一道防线,显得尤为重要,同时,又由于蓄电池由化学物质组成,所以,飞机蓄电池安装需要考虑多方面的因素。

1 民用飞机蓄电池类型

目前,民用飞机蓄电池主要有以下三种类型。

铅酸蓄电池:电极主要由铅及其氧化物制成,电解液为硫酸溶液的一种蓄电池。铅酸蓄电池具有质量稳定、可靠性高、寿命长和成本低等优点。但是,铅酸蓄电池具有电解液(液体)、能量密度小、重量重和不环保等缺点。

镉镍蓄电池:是指采用金属镉作负极活性物

质,氢氧化镍作正极活性物质的碱性蓄电池。镉镍蓄电池具有内阻小、可大电流充放电、能量密度较高、耐过充、维护较简单和充放电循环次数较多等优点。同时,镉镍蓄电池也因有镉的排放会对生态环境产生很大影响、记忆效应严重等缺点。

锂电池:是一类由锂金属或锂合金为负极材料、使用非水电解质溶液的电池。锂电池具有能量密度高、使用寿命长、重量轻、和高功率承受力等优点。同时,锂电池也有安全性差、易发生爆炸、不能大电流放电、充放电电路复杂和成本高等缺点。

目前,大多数飞机上所使用的蓄电池都为镉镍蓄电池,也有部分铅酸电池。锂电池由于具有能量密度高和重量轻等优点,随着蓄电池技术的不断发展,已开始在新机型使用,比如波音 787 已开始使用锂电池。

2 适航条款对蓄电池系统的要求

适航条款在 25.1353 电气设备及安装的(c)条中对蓄电池安装有专门的要求,条款具体内容如下。

(c) 蓄电池必须按下列要求设计和安装。

(1) 在任何可能的充电或放电状态下,单体蓄电池的温度和压力必须保持在安全范围之内。当

蓄电池(在预先安全放电之后)在下列情况重新充电时,单体蓄电池的温度不得有不可控制的升高:

- (i) 以调定的最大电压或功率;
- (ii) 最长持续飞行期间;
- (iii) 服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

(2) 必须通过试验表明符合本条(c)(1)的要求,但是,如果类似的蓄电池和安装方法的使用经验已表明,使单体蓄电池保持安全的温度和压力不存在问题,则除外。

(3) 正常工作时,或充电系统或蓄电池装置发生任何可能的故障时,从任何蓄电池逸出的易爆或有毒气体,在飞机内的积聚量不得达到危险程度。

(4) 蓄电池可能逸出的腐蚀性液体或气体,均不得损坏周围的飞机结构或邻近的重要设备。

(5) 能够用于起动发动机或辅助动力装置的每个镉镍蓄电池装置,必须有措施防止蓄电池或某个单体蓄电池短路时所发出的最大热量危及结构或重要系统。

(6) 能够用于起动发动机或辅助动力装置的镉镍蓄电池必须具有下列系统之一:

(i) 自动控制蓄电池充电速率的系统,以防止蓄电池过热;

(ii) 蓄电池温度敏感和超温警告系统,该系统具有一旦出现超温情况即可将蓄电池与其充电电源断开的措施;

通过对适航条款 25.1353 分析可以将适航条款对蓄电池系统的要求进行分类说明,此条款主要是对蓄电池系统的性能、功能和安装三方面的要求,具体如下:

a) 蓄电池系统的性能要求,主要是指蓄电池能够承受在可预期的充放电状态下的压力和温度,以及因短路引起的大电流冲击或蓄电池爆炸;

b) 蓄电池系统的功能要求,主要包括蓄电池的充放电及其控制功能,起动 APU 功能,以及故障状态下的检测和保护功能;

c) 蓄电池系统的安装要求,主要是指蓄电池的安装,应充分考虑蓄电池发生故障时可能对其它机体结构和机载设备造成的影响。

3 蓄电池系统对适航条款的符合性设计

3.1 蓄电池系统性能设计

蓄电池系统的性能应满足以下几方面的要求。

1) 蓄电池的正常充放电性能

在正常的可预期状态下,蓄电池的充放电由蓄电池控制器控制。通过充放电试验可测量蓄电池是否能够承受正常的充放电所引起的压力和温度,蓄电池的充放电控制逻辑如图 1 所示。

2) 蓄电池外部短路性能

民用蓄电池要求在完全充电时能够承受短路试验电流且不被损坏。例如,将一个容量为 27Ah,额定电压 24V 的蓄电池通过 $2\text{m}\Omega$ 短接放电 60s(试验条件比蓄电池安装在飞机上发生短路时更严酷,因为飞机上任意一处引起蓄电池短路的电阻值都要大于 $2\text{m}\Omega$)进行试验,试验数据如下所示:

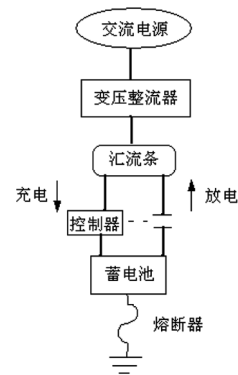


图 1 蓄电池充放电原理图

- (1) 蓄电池的初始短路电流为 2 923 A;
- (2) 60s 后蓄电池短路电流为 597 A;
- (3) 蓄电池的最高温度为 118℃;
- (4) 没有任何电解液漏出;
- (5) 试验完成后蓄电池没有损坏。

从以上试验可以看出蓄电池自身能够承受因外部短路而引起的大电流冲击,也能承受短路引起的高温,但仍然有必要对蓄电池进行短路保护。通常采取在蓄电池内部设置熔断器的方法,比如 NB-400 熔断器,额定电流为 400A,当电流为两倍额定电流时,其熔断时间为 2s ~ 20s,短路电流高于 800A 的持续时间远大于 20s,因此,蓄电池短路时,蓄电池熔断器可以对蓄电池进行短路保护。

3.2 蓄电池系统的功能设计

蓄电池系统的功能设计应涵盖以下几个方面。

1) 蓄电池供电和起动 APU 的功能

民用飞机蓄电池可通过直流汇流条向重要直流用电设备供电,也可通过静止变流器向单相交流重要用电设备供电。同时,民用飞机的 APU 基本上采用电起动,而 APU 起动所用电动机基本上都是直

流电动机,APU 启动时由蓄电池提供电能,而且要求蓄电池能够有三次启动 APU 的能力。蓄电池启动 APU 原理框图如图 3 所示,蓄电池启动 APU 的电流曲线如图 4 所示。

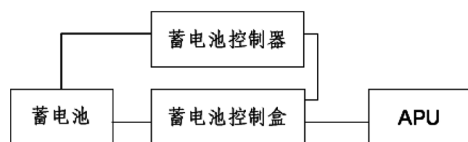


图 3 蓄电池启动 APU 原理框图

2) 蓄电池告警检测

蓄电池的告警检测主要针对影响蓄电池正常工作的告警,如温度告警,当蓄电池出现温度过高或温度过低时在飞机驾驶舱的告警显示器上就会出现相应的告警信息;放电告警,在应急情况下,蓄电池进入放电模式,在这种情况下飞机驾驶舱的告警显示器就会出现相应的告警信息;蓄电池断开告警,当飞机上电后,蓄电池因和直流汇流条断开而不能充电时就出现蓄电池断开告警。

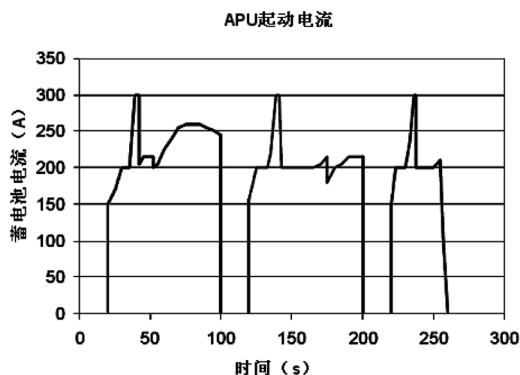


图 4 蓄电池启动 APU 的电流曲线

3) 蓄电池故障断开

飞机驾驶舱的顶部板上设置有蓄电池的开关,当蓄电池出温度告警时,可以通过按压顶部板上的蓄电池开关,手动将蓄电池与直流汇流条断开,从而对蓄电池保护和防止危险情况的发生。

3.3 蓄电池系统的安装设计

蓄电池系统的安装设计主要考虑以下几个方面的要求。

1) 蓄电池的安装能够利于实现其预期的功能

比如在某型民用飞机上,主蓄电池安装在有大量重要直流用电设备的电子电气设备舱,在蓄电池为重要直流用电设备供电时,可以缩短蓄电池与用电设备之间的配电线路。APU 蓄电池安装在离 APU 最近的舱段,这样有利于 APU 启动线路的铺设。

2) 蓄电安装必须考虑到蓄电池过充电状态时产生的易燃气体的排放问题

当蓄电池发生过充电时,在蓄电池单体内会有部分氢气和氧气产生,由于蓄电池箱体为密闭体,因此气体不会渗漏到蓄电池的安装舱内,同时,蓄电池箱体上安装有一个橡胶导管通向机体外部,蓄电池箱体上还安装有一个单向的气流阀,由于机体内外气压的不同,可以直接将产生的气体排到机体外部(蓄电池箱体上安装有一个单向的通气阀,飞机在飞行状态时舱内气压大于舱外气压,舱内气体通过单向气阀进入蓄电池箱体,最终通过排气管排到舱外。另外,由于蓄电池箱体为气密体,所以舱外气体和蓄电池过充电产生的气体都不会进入舱内。即使,出现舱外气流进入蓄电池箱体内,由于气流的循环流动,也会带走因蓄电池过充电而产生的氢气和氧气),不至于在飞机内部聚积,进而达到危险程度。

3) 蓄电池安装必须考虑蓄电池内部短路热辐射

蓄电池有可能出现单体内部短路(蓄电池自身的短路保护功能在这种情况下无效),从而引起热量的大量聚集而产生热辐射甚至引起爆炸。针对此问题,蓄电池在设计时,采用将蓄电池与重要设备分离的设计思路,蓄电池附近只有蓄电池控制盒和蓄电池控制器,其它重要设备距离较远,以免蓄电池内部单体短路所产生的热辐射对其它设备造成影响。同时,蓄电池箱体都具有防爆功能,可保证在蓄电池因为内部短路引起热量聚集而产生爆炸时,不会将箱体炸裂而损坏其它设备,也不会造成内部液体外漏。

4) 蓄电池安装必须考虑内部液体泄露

通常情况下,由于蓄电池内部材料具有防腐蚀性,且用密闭橡胶密封蓄电池箱体的口盖,因此,蓄电池内部的液体不会渗漏到蓄电池外部,即使当液体渗漏到飞机舱内,也不会损坏飞机结构。因为安装支架和蓄电池下部周围结构均按要求采用了防腐蚀工艺处理(安装蓄电池的结构都镀有 MC 膜层或 CC 膜层,并且都涂有 FR 防腐底漆和面漆,紧固件为合金钢材料具有防腐性),防止可能逸出的腐蚀性液体损坏周围的飞机结构。

此外,蓄电池作为一种机载设备,在设备安装时必须满足机械强度、设备标识和可维护性等通用要求,在此不再赘述。

4 结论

通过对适航条款对蓄电池系统的设计要求进行分析可知,蓄电池作为飞机上一种特殊的电气设备,在对其进行设计时必须充分考虑功能、性能和安装等各方面的问題,只有这样才能设计出安全、可靠的蓄电池系统。

参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR25 中国民用航空规章第 25 部

(上接第 40 页)

这是由于梁式框架在这两处与机身连接所致;下沉速度 1.22m/s 和 3.05m/s 对应的弯矩最大值分别为 $0.89 \times 10^6 \text{ N} \cdot \text{m}$ 和 $1.80 \times 10^6 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。总体来说,下沉速度 3.05m/s 对应的各站位弯矩均比 1.22m/s 的大,这是因为较大的下沉速度导致较大的起落架激振力,所以结构响应也较大。由于飞机着陆滑跑状态是对称的,所建的半机体有限元模型约束条件也是对称的,所以机身 X 方向的扭矩恒为 0,如图 5 所示。

由以上计算结果,可以清晰地看出机体结构局部危险部位,即各部件较高载荷集中处,如机翼和机身框架连接处,因此需要对这些部位进行加强设计,从而使整架飞机的安全性得到保障,具有明显的实际意义。

5 结论

通过上述计算分析,可以得出以下结论:

(1) 飞机着陆滑跑过程是一个动态变化过程,飞机升力和滑跑速度会发生动态变化,本文考虑了这两个因素,能更合理地反映飞机着陆滑跑过程中起落架的动态性能,为有限元计算提供更可靠的外载输入。

(2) 运用 Patran 将前起落架支柱力、主起落架支柱力、气动升力和全机重力等外载荷施加到半机体有限元模型上,提交 Nastran 进行计算,最后提取机体各站位处的载荷响应峰值,做出动响应包线,确定各部件载荷的最大值,预判结构局部危险部位,如机翼和机身框架连接处,能够为结构强度设计提供参考。

参考文献:

[1] 曾宁. 结构动力学在飞机设计中的应用技术研究[J]. 西南交通大学学报,2002, 37, 增刊:110-112.

运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空总局,2001. 5. 14.

[2] 飞机镉镍蓄电池组和单体蓄电池通用规范[S]. 北京:中国航空工业总公司,1994. 6. 1.

[3] 民用航空器轻硫酸锂蓄电池最低性能要求[S]. 北京:中国航空工业总公司,1997. 1. 1.

[4] 马述训. 飞机设计手册第 16 册:电气系统设计[M]. 北京:航空工业出版社,1999.

[5] 谢少军,陈勇. 一种通用型航空蓄电池充电器研制[S]. 南京航空航天大学学报,2003,35(1):96-100.

[2] W Karam and J-C Mare. Advanced model development and validation of landing gear shock struts[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 2010 224: 575-586.

[3] Kapseong Ro. A Descriptive Modeling and Simulation of Aircraft - Runway Dynamics [C]. 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, Virginia, 7-10 April 2003; 1-11.

[4] Karen H. Lyle, Karen E. Jackson and Edwin L. Fasanel-la. Simulation of Aircraft Landing Gears with a Nonlinear Dynamic Finite Element Code[J]. Journal of Aircraft, January - February 2002, Vol. 39, No: 142-147.

[5] Phil Evans, Mario G. Perhinschi, and Steven Mullins. Modeling and Simulation of a Tricycle Landing Gear at Normal and Abnormal Conditions[C]. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Toronto, Ontario Canada, 2 - 5 August 2010;1-20.

[6] 王富耻,张朝晖. ANSYS10.0 有限元分析理论与工程应用[M]. 北京:电子工业出版社,2006:1-2.

[7] 江见鲸,何放龙,何益斌,等. 有限元法及其应用[M]. 北京:机械工业出版社,2006:1-7.

[8] 徐焱. 飞机带翼尖弹着陆响应研究[J]. 飞机设计,2003, 1:27-32.

[9] 孟庆贺. 飞机着陆撞击与滑跑响应分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.

[10] 陈旺. 小车式起落架落震及全机着陆动态仿真分析[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.

[11] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 9 册:载荷、强度和刚度[M]. 北京:航空工业出版社,2001:111-129.

[12] Donald Freund, Douglas R. McKissack, Laurence C. Hanson. Dynamic Taxi, Take-Off and Landing Roll Analyses for Large Business Jet Aircraft [J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 3-6 April 2000, A00-24567:1-11.

[13] 熊海泉,刘昶,郑本武. 飞机飞行动力学[M]. 北京:航空工业出版社,1990:86-88.

[14] 常振亚. 飞机飞行性能计算手册[M]. 陕西:飞行力学杂志社,1987:255-261.