

大型客机液压能源系统

杨华勇¹ 丁 斐¹ 欧阳小平¹ 陆 清²

1. 浙江大学流体传动及控制国家重点实验室, 杭州, 310027
2. 中国商用飞机有限公司上海飞机设计研究所, 上海, 200232

摘要:介绍了开展大飞机项目研制工作的背景和意义,分别阐述了当前空客公司与波音公司主流客机与新型客机的液压能源系统结构及特点。指出商用客机液压系统发展趋势的特点是高压化、分布式、故障诊断及健康管理、自增压油箱、智能泵源系统。对主流客机A320和B737的液压能源系统进行了对比分析,提出了2种大型客机液压能源系统方案。指出发展飞机液压能源系统尚需解决的关键技术问题——高可靠性液压系统设计、压力脉动抑制、油温控制、油液污染度控制等。

关键词:飞机;液压能源系统;发展趋势;方案;关键技术

中图分类号:V228;V271.1 **文章编号:**1004-132X(2009)18-2152-08

Hydraulic Power Systems for Trunk Line Aircrafts

Yang Huayong¹ Ding Fei¹ Ouyang Xiaoping¹ Lu Qing²

1.State Key Laboratory of Fluid Power Transmission and Control,
Zhejiang University, Hangzhou, 310027

2.Institute of Shanghai Aircraft Design and Research,
Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai, 200232

Abstract: The background of developing large commercial aircraft was given. The hydraulic power systems of popular and new type commercial aircrafts from Airbus and Boeing Company were introduced. The future trends of hydraulic system for civil aircraft were outlined, namely high pressure, distributed system, DPHM (diagnostics, prognostics and health management), bootstrap reservoir and intelligent pumping source system. The hydraulic power systems of A320 and B737 were compared and the two proposals of hydraulic power system for China commercial aircraft were brought forward. The key techniques of developing commercial crafts, namely high reliability, pressure pulsation control, temperature control and contamination control were indicated.

Key words: aircraft; hydraulic power system trend; proposal; key technique

0 引言

随着民用飞机需求总量的不断上升,中国已成为世界第二大民用航空市场。但作为航空大国,目前我国还不能自行生产大型客机,航空公司使用的大型客机全部依赖进口,这不仅浪费了大量国家外汇资源,同时体现了我国大型飞机设计制造技术的巨大差距。研制和发展大型飞机,不仅能适应国内快速增长的航空市场需求,同时也能促进关联产业发展和多学科进步^[1]。温家宝总理指出:“研制大型飞机,是国家中长期科学和技术发展规划纲要(2006—2020年)确定的重大科技专项,是建设创新型国家、提高我国自主创新能力和增强国家核心竞争力的重大战略举措^[2]”。

大型客机(国内简称大客)液压系统是一个多余度、大功率的复杂综合系统,由多套相互独立、

相互备份的液压系统组成。每套液压系统由液压能源系统及其对应的不同液压用户系统组成。液压能源系统包括油箱增压系统、泵源系统以及能量转换系统等;用户系统包括飞控系统、起落架系统以及反推力系统等。其中液压能源系统是综合系统的动力核心,也是本文主要论述对象。我国在大型客机液压系统研究方面刚刚起步,从元件级到系统级供应商全由国外公司垄断。因此综合研究设计高效、可靠的大型客机液压系统,是国家大型飞机研制计划成功实施的重要保证。

1 空中客车公司大型客机液压能源系统

根据空中客车公司(Airbus)与波音公司(Boeing)飞机液压能源系统的各自特点,分别讨论两公司主流客机A320、B737与新型客机A380、B787的液压能源系统构架。4款机型体现了目前主流客机的传统实用性与新型客机的技术创新性。

收稿日期:2009-04-30

基金项目:中国商用飞机有限公司资助项目(2009-109102-4
E80929-034)

1.1 空客 A320^[3-4]

A 320 系列客机是空中客车公司研制的双发、中短程、单过道、150 座级客机,包括 A 318、A 319、A 320 及 A 321 4 种机型,是第一款采用电传操纵飞行控制系统的亚音速民航飞机。

A 320 液压系统由 3 个封闭的、相互独立的液压源组成,分别用绿、黄、蓝来表示。执行机构的配置形式保证了在 2 个液压系统失效情况下,飞机能够安全飞行和着落,其液压系统配置见图 1。在正常工作(无故障)情况下,绿系统和黄系统中的发动机驱动泵(EDP)和蓝系统中的电动泵

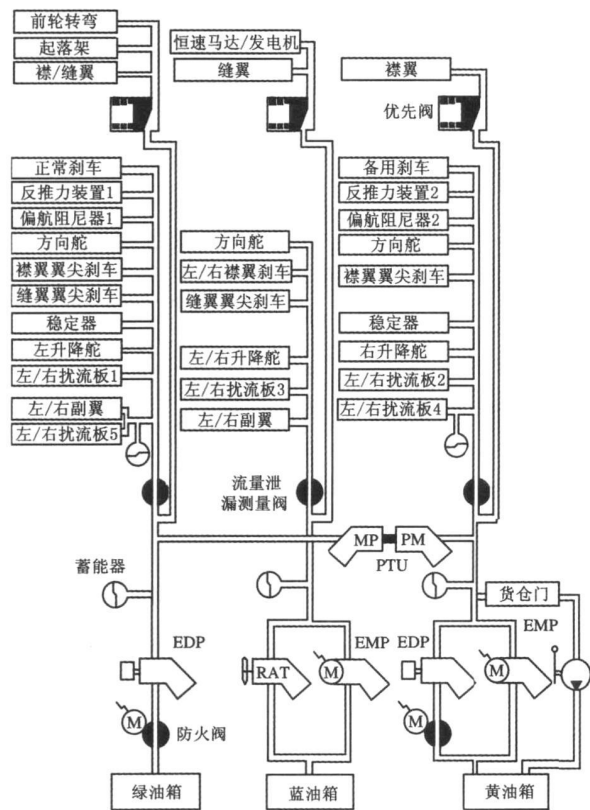


图 1 空客 A320 液压系统配置

(EMP) 作为系统主泵, 为各系统用户提供所需要的实时液压功率。黄系统中的电动泵(EMP) 只在飞行剖面中大流量工况或主泵故障工况时启动。当任何一个发动机运转时, 蓝系统的电动泵自动启动。³ 个系统主泵通常设置为开机自动启动, 无电情况下, 手动泵作为应急动力对货舱门进行控制。蓝系统为备份系统, 其冲压空气涡轮(RAT) 在飞机失去电源或者发动机全部故障时, 通过与其连接的液压泵为蓝系统提供应急压力, 此外RAT 也可通过恒速马达/发电机(CSM/G) 为飞机提供部分应急电源。系统中的双向动力转换单元(PTU) 在绿、黄两个液压系统间机械连接, 当一个发动机或EDP 发生故障, 导致两系统压力差大于 3.5MPa 时, PTU 自动启动为故障系

统提供压力。优先阀在系统低压情况下,切断重负载用户,优先维持高优先级用户(如主飞控舵面)压力。前轮转弯、起落架、正常刹车由绿系统提供压力,备用刹车由黄系统提供压力。

1.2 空客A380^[5-6]

A 380 是空客公司研制的四发、远程、600 座级超大型宽体客机,是迄今为止世界上建造的最先进、最宽敞和最高效的飞机,已于 2007 年投入运营。它是目前世界上唯一采用全机身长度双层客舱、4 通道的民航客机,被空客视为 21 世纪‘旗舰’产品,其液压系统特点如下:

(1) 2H/2E 系统结构。A 380 飞机将液压能与电能有效结合,采用 2 套液压回路+2 套电路的 2H/2E 双体系飞行控制系统,如图 2 所示。其中 2H 为传统液压动力作动系统,由 8 台威格士发动机驱动泵(EDP)和 4 台带电控及电保护的交

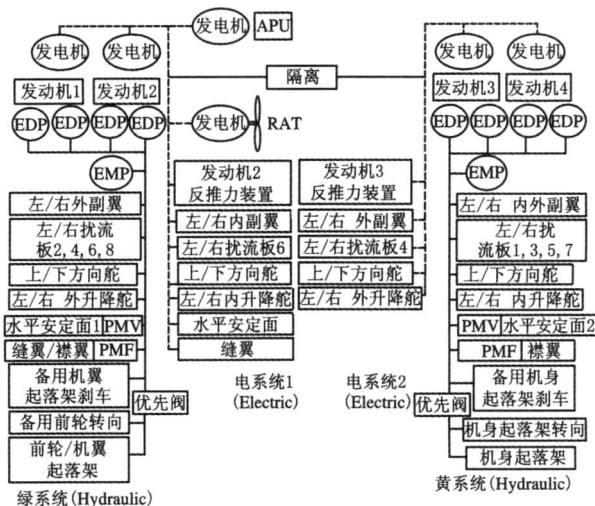


图 2 空客 A380 液压系统配置

流电动泵(EMP) 组成两主液压系统的泵源, 为飞机主飞控、起落架、前轮转弯及其他相关系统提供液压动力; 2E 为电动力的分布式电液作动器系统, 用于取代早期空客机型的备份系统, 该系统由电液作动器与备用电液作动器组成。4 套系统中的任何一套都可以对飞机进行单独控制, 使 A 380 液压系统的独立性、冗余度和可靠性达到新的高度。所有 EDP 通过离合器与发动机相连, 单独关闭任何一个 EDP 都不会影响其他 EDP 工作及系统级性能, 因此即便 8 个 EDP 中有一个不工作, 飞机仍可被放行。EMP 作为辅助液压系统备用。

(2) 35MPa 压力等级。尽管 35MPa 高压系统在部分军用飞机(如 F-22、F-35、C-17)上得到应用,但是 A380 是首架采用 35MPa 高压系统的大型民用客机,它既满足了飞机液压系统工作需求,又减小了其体积和重量。据统计,35MPa 压力等级的引进为 A380 飞机减轻了 1.4 的重

量,并提高了飞控系统的响应速度。

(3) EHA/EBHA。电液作动器 EHA/EBHA 与分散式电液能源系统 LEHGS 等新型技术在 A 380 飞机上的成功使用,开启了飞机液压系统从传统液压伺服控制到多电、多控制的技术先河。通过新一代电液作动器的使用,使得系统设计从传统分配式模式向分布式模式转变,减少了液压元件与管路的使用,减少了飞机重量。

A 380 飞机采用 EHA /EBHA 系统来控制主飞行控制舵面,从而减少了一套液压系统,由于 EHA /EBHA 布置在执行器的附近,因而使驱动舵面的反应速度更快,也简化了液压管路的布置。

2 波音公司大型客机液压能源系统

2.1 波音B737^[7-8]

波音 737 系列客机是波音公司生产的一种中短程、双发喷气式客机,被称为世界航空史上最成功的窄体民航客机,具有可靠、简捷、运营和维护成本低等特点,是目前民航飞机系列中生产历史最长、交付量最多的飞机。目前市场上主流 737 为-300/-400/-500 型,最新一代 737 为 737-NG(next generation)。

波音 737 有 3 个独立的液压系统,分别为 A 系统、B 系统和备用系统,为飞行操纵系统、襟/缝翼、起落架、前轮转向和机轮刹车等提供动力。波音 737 由缆绳等机械装置传输指令进行飞机姿态控制。图 3 显示了波音 737 的液压系统配置。

系统 A 与系统 B 是飞机主液压系统, 正常飞行状态下由系统 A 和系统 B 提供飞机飞行控制所需压力; A/B 系统泵配置均由一个 EDP 和一个 EMP 组成; A/B 系统的正常压力由系统中的 EDP 提供; 如果 EDP 失效, 由 EMP 为 A/B 系统补充压力; 备用系统由 EMP 为飞机提供动力。B737 液压系统中的 PTU 为单向动力传递, 即只有当 B 系统中出现严重低压现象时, PTU 在 A 系统的动力驱动下, 将动力传递给 B 系统用户, 由于传递过程使用同轴连接结构, 可保证两系统不发生串油现象; 两系统都可以通过起落架转换阀对起落架系统进行供压, 保证两主系统都可以对起落架液压系统进行独立控制。

2.2 波音B787^[9-11]

波音 787 是波音公司最新发展的双发、中型宽体客机,可载 210 ~ 330 人,航程 6500 ~ 16000 km,预计 2009 年投入服务。波音 787 的突出特点是采用了高达 50% 的复合材料来建造主体结构(包括机身和机翼),具有强度高、重量轻等

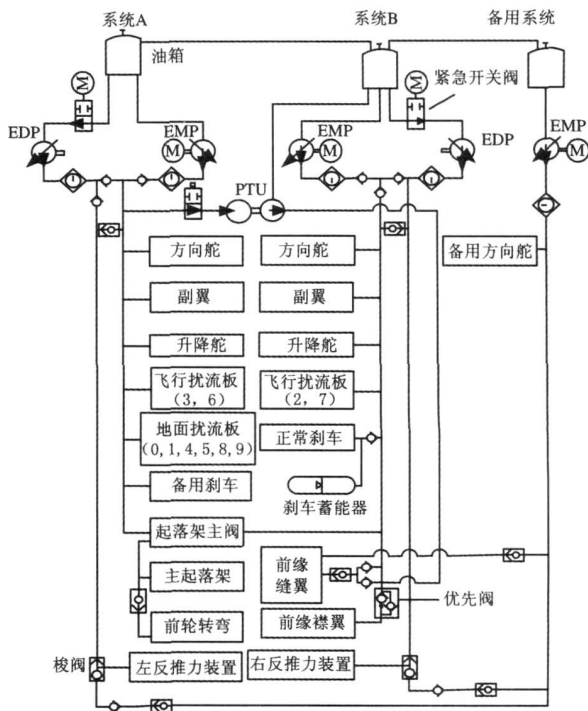


图3 波音B737 液压系统配置

优点。

波音 787 同样采用 35MPa 工作压力来降低系统重量。液压系统仍由左、中、右三套独立系统构成,其中左/右液压系统由一个 EDP 和一个 E MP 来提供压力,中央系统由两个 E MP 和一个涡轮冲压泵 RAT 来提供压力。液压系统用户分配见图 4。

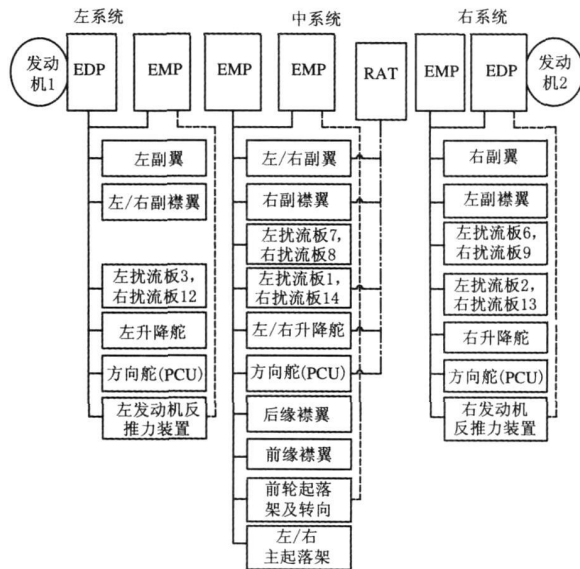


图 4 B787 液压系统配置

B787 液压系统设计体现了未来多电飞机的发展趋势。与B737 相比,由于B787 采用电机械(EMA) 技术来控制部分飞行控制舵面,因此其液压系统用户减少。此外,波音787 采用电刹车系统来替代传统的液压刹车系统,刹车系统得到大

大简化,系统可靠性得到提高;同时由于没有液压管路,避免了油液泄漏,降低了维修成本。

3 液压能源系统发展趋势

3.1 高压化^[5,19]

传统客机液压系统压力等级主要为 21MPa,但从新型客机 A 380 和 B 787 应用 35MPa 压力等级可以看出,民用飞机紧随军用飞机液压技术,也具有发展高压系统的趋势,这是因为就传动力和做功而言,高压意味着可以缩小动力元件尺寸、减轻液压系统重量、提升飞机承载能力。当然,高压系统也对设备的强度和密封材料的性能提出了更高的要求。液压系统是否采用高压,还要考虑飞机燃油经济性和维护便利性的要求。

3.2 分布式^[12-14]

电液作动器 EHA 与分散式电液能源系统 LEHGS 等新型电液技术在 A 380 飞机上的成功使用,是大型客机液压能源系统设计理念的创新,使得液压能源系统设计首次从传统集中分配式模式向独立分布式模式转变,大大减少了液压元件与液压管路。EHA 与 LEHGS 的结合运用,替代传统第三套液压能源系统(备用系统),实现了小功率负载用户到大功率负载用户的飞机液压动力备份。

电液作动器 EHA 将液压能源系统与用户系统有效地集成于同一元件内,从而实现了小功率作动子系统的分散化。图 5 所示为 EHA 基本原理构架,图 6 为 EHA 实物图。

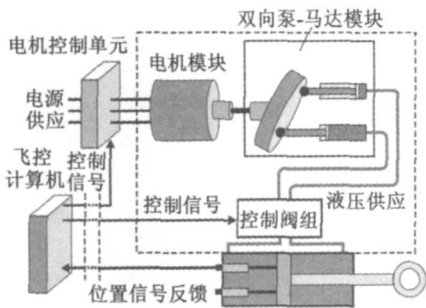


图 5 EHA 原理构架

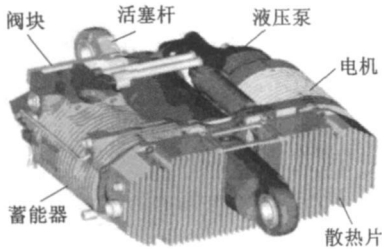


图 6 EHA 实物图

为了减轻 A 380 的重量,创新设计的分散式电液能源系统(LEHGS)通过微型泵技术为大功

率用户如制动系统及起落架转向系统提供动力。从电控单元发出的信号激活多个轻质的电动微型泵,每个微型泵都安装在各分系统附近对负载用户进行控制。微型泵能够为制动及转向系统提供 35MPa 的油压,在应急情况下能为用户提供动力,图 7 为 LEHGS 实物图。

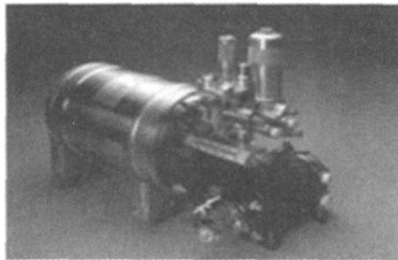


图 7 LEHGS 实物图

3.3 自增压油箱技术^[4,13]

飞机上每个液压系统都有自己的油箱,为防止液压系统产生气穴现象,飞机油箱压力需保持在一定值(如 0.35MPa)以上。大多数飞机(如 A 320、B 737、A 380 等)利用来自发动机的压缩空气对油箱进行增压,油箱内压力油与空气间没有隔膜,多余气体自动经溢流阀排气,其原理如图 8 所示。这种油箱需要大量的引气管路、水分离器以及油箱增压组件,导致系统结构复杂、系统重量增加。

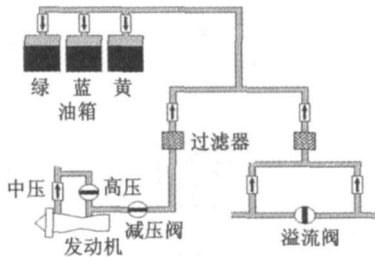


图 8 液压系统引气增压原理

图 9 为自举式增压油箱结构示意图。油箱中使用了个差动面积的柱塞,柱塞泵出口高压油通过优先阀被引回到柱塞的小面积有杆腔,从而带动大柱塞向下运动,对油箱中的吸油腔油液增

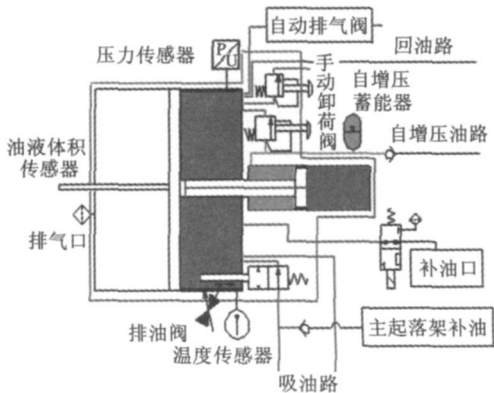


图 9 自增压油箱原理图

压。蓄能器设置在油箱和单向阀间,用以保持自增压回路的压力稳定,减小系统压力波动带来的油箱吸油腔压力波动。该油箱的优点是通过油箱结构的创新设计避免了油箱引气增压系统带来的系统复杂、管路繁多的缺点,使得油箱增压系统得以简化。目前波音 787 及我国自主研发的 ARJ 21 飞机上都应用了自增压油箱技术。

3.4 故障诊断与健康管理¹⁶⁻¹⁷⁾

故障诊断与健康管理(diagnostics , prognos - tics and health management ,DPHM) 实现了从基于传感器的反应式事后维修到基于智能系统的先导式视情维修(CBM) 的转变,使飞机能诊断自身健康状况,在事故发生前预测故障。飞机液压系统健康管理的主要难点是如何在有限传感器基础上对所检测的液压系统状况进行智能判别,例如,准确判断柱塞泵失效状况需要大量实验数据作为参数化依据,同时需要合理有效的数据处理方法。图 10 所示的 DPHM 系统结构主要由机载系统和地面系统组成。

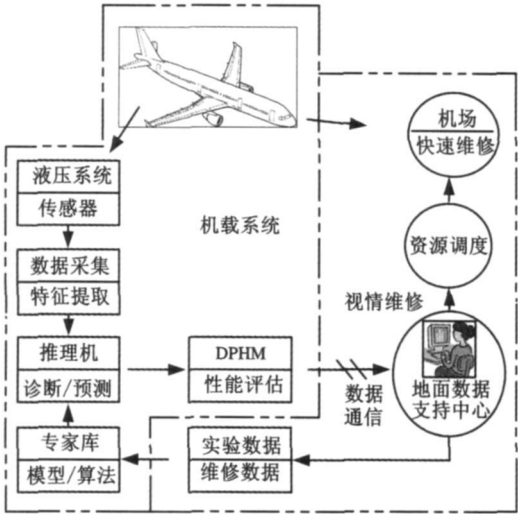


图 10 DPHM 结构体系

3.5 智能泵源系统¹⁸⁻¹⁹⁾

目前,飞机液压系统中的 EDP 和 EMP 大多为恒压变量柱塞泵,系统压力设定为负载的最大值,柱塞泵不能根据飞行负载变化输出不同压力值,由此带来了能量的浪费。如果采用带负载敏感的智能泵源系统,液压系统输出压力和流量随飞行负载的变化而实时调解,将大大降低液压系统能耗。

智能泵源系统可根据负载工况自动调节输出功率,使输出与输入最佳匹配,是解决飞机液压系统无效功耗和温升问题的有效途径,其关键技术主要涉及变压力/变流量技术、负载敏感技术、耐久性试验技术以及智能控制技术等。

4 大客液压能源系统方案

4.1 主流机型方案对比

根据国家立项与专家论证,我国大客机型定位 150 座级,座位规模在 130~200 个座位之间,也就是目前畅销的波音 737 和空客 320 的竞争机型,目前全世界的在飞客机中有 70%~80% 是这一级别。

B 737 和 A 320 系列客机为目前市场占有率最高的两种 150 座级客机。鉴于目前我国大客的机型定位,通过比较两机型液压能源系统特点,能为我国大客液压能源系统设计提供有益参考。比较结果见表 1。

表 1 A 320 和 B 737 液压系统的比较³⁻⁹⁾

比较项目	B 737-300/400/500	A 320
液压系统	A:EDP+EMP+PTU B:EDP+EMP+PTU C:EMP	绿:EDP+PTU 黄:EDP+EMP+PTU+手动泵 蓝:EMP+RAT
CSM/G	无	有
RAT	无	有
蓄能器个数	1	8
PTU	单向(A→B)	双向(G↔Y)
方向舵	A/B/C	绿/黄/蓝/PTU
副翼	A/B	绿/蓝/PTU
升降舵	A/B	左:绿/蓝/PTU 右:黄/蓝/PTU
正常刹车	B/蓄能器	绿/PTU
备用刹车	A	绿/PTU/蓄能器
扰流板	10 个 0/1/4/5/8/9:A 3/6:A 2/7:B	5 对 1:绿/PTU 2:黄/PTU/蓄能器 3:蓝 4:黄/PTU/蓄能器 5:绿/PTU/蓄能器
起落架/前轮转弯	A/B/PTU	绿/PTU
反推力装置	左:A/C 右:B/C	左:绿/PTU 右:黄/PTU
襟翼	前缘襟翼: B/C/PTU 后缘襟翼:B	翼尖刹车: 绿/蓝/PTU/蓄能器 左:绿/PTU 右:黄/PTU
缝翼	前缘缝翼: B/C/PTU	翼尖刹车: 绿/蓝/PTU/蓄能器 左:蓝/PTU 右:绿/PTU

从两者液压系统比较可发现,B 737 液压系统相对 A 320 液压系统简洁,可有效减轻飞机液压系统重量,但在系统功能结构、冗余度以及可靠性方面明显不足。B 737 没有采用冲压空气涡轮(RAT)作为备份系统能源,且主系统间 PTU 装置仅采用单向结构而非双向结构,减少了飞机液

压能源供给途径,降低了飞机应对紧急情况的能源供给能力。同时备份系统对应的执行机构功能简单,紧急情况下对飞机的控制能力有限,降低了备份系统的有效性。故总体上讲,A 320 飞机液压系统相比B 737 飞机液压系统先进,拥有更高安全裕度,B 737 机型液压系统配置则更为简洁、轻便。因此,在开发国产大飞机液压系统时,应着重借鉴空客 A 320 机型的高冗余度设计与波音 B 737 机型的系统简洁性设计。

4.2 设计方案一^[4,13]

根据大客发展目标以及新老机型方案对比,在此提出 2 种飞机液压能源系统方案。第一种系统方案配置见图 11。液压系统压力采用 21MPa,系统由 3 套独立液压能源组成,分别标记为左、中、右系统。与 A 320 相比,每套液压系统均采用自增压油箱技术,同时简化用户系统配置。左/右液压源为飞机主液压系统,分别由一个 EDP 和一个 EMP 提供动力;中系统为备用系统,由一个 EMP 和一个 RAT 提供动力。飞机启动时,由左/右液压系统中的 EDP 为飞机提供动力。当发动机或 EDP 发生故障以及大流量需求工况(如飞机起飞和降落阶段)时,左/右系统中的 EMP 为飞机补充动力。在系统失电情况下,可利用左系统中的手动泵对舱门进行操作。左/右系统失效情况下,启动中系统 EMP 作为应急能源提供系统压力;当电力丢失以及 2 台发动机全部失效时,由冲压空气涡轮 RAT 为系统提供压力;此外 RAT 还为恒速马达发电机(CSM/G)提供动力。在一个发动机或对应的 EDP 失效时,双向 PTU 为故障系统或低压系统提供动力转换。

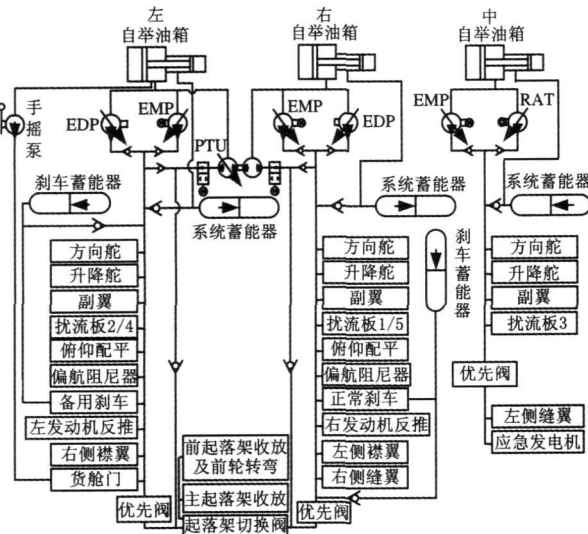


图 11 液压系统功能配置 (方案一)

4.3 设计方案二^[6,13]

第二种方案采用 28MPa 作为系统压力,这是

因为 28MPa 能够被目前的机载设备和维护设备强度所接受,同时能够减轻飞机液压系统的重量。此外,系统中采用电液驱动技术来驱动部分飞行负载,采用分布式电液能源系统代替传统备份系统。系统功能布置见图 12。系统采用 2 套液压回路(2H)+1 套电驱动回路(1E)的高可靠性方案。本方案中的每个液压能源系统由一个 EDP 和一个 EMP 提供动力。电驱动系统作为备份,在 2 套液压系统失效情况下为飞行控制提供应急动力;其中 EHA 用于驱动方向舵,EBHA 用于驱动升降舵、副翼和扰流板 3,局部电液能源系统(LEGHS)用于驱动刹车系统。发电设备包括恒频发电机 CFG、RAT、辅助动力单元(APU)及地面动力单元(GPU)等,其中 CFG 与发动机相连,当发动机运行时,CFG 自动为系统提供电源。

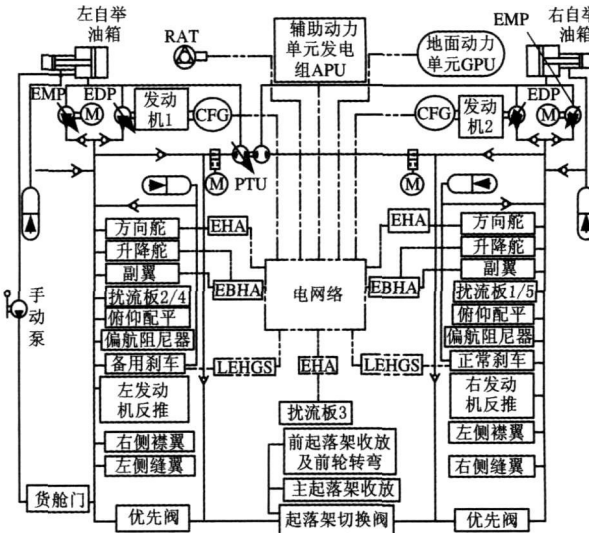


图 12 液压系统功能配置 (方案二)

5 液压能源系统关键技术

5.1 高可靠性液压系统^{29]}

高可靠性液压系统设计包括液压源的冗余配置、高可靠性液压元件、高可靠性传感器选择等。

液压系统冗余配置不仅影响飞机的安全性,同时也影响液压系统的重量和飞机控制性能。在进行飞机液压系统设计时,要进行液压系统多余度配置的优化设计论证,找出最佳的系统冗余配置。

高可靠的液压元件主要指 EDP、EMP、液压控制阀及附件等,以上元件性能的好坏直接影响液压系统的可靠性。目前国内公司还不能生产高可靠性的航空液压元件,因此研制开发具有自主知识产权的高可靠性液压元件是实现大客机国产化、带动国内相关技术领域发展的关键。

此外,高可靠性传感器是飞机控制系统的重

要环节。精确可靠的反馈信号是液压系统故障诊断与高精伺服控制的前提。目前飞机液压系统的各类传感器多为进口。

5.2 压力脉动抑制^[21-23]

压力脉动引起的管路振动是许多液压系统失效的主要原因。柱塞泵由于其优越的性能在飞机液压系统中得到广泛应用,但其固有的自然频率的流量脉动(不能完全消除)特性,也影响了液压系统性能。流量脉动造成压力脉动和管路振动,不仅带来了严重的噪声,而且能够造成管道系统在过载或疲劳载荷下发生灾难性事故。飞机液压系统的管路振动多年来一直困扰着飞机液压系统设计,随着飞机液压系统的高压化,这一问题更加突出。因此在设计飞机液压系统时,必须采取有效的方法将管路振动限制在一定范围,尽可能减小压力峰值,并避免机械共振。尽管一些被动控制振动方法(如蓄能器、管夹、阻尼器和振动吸收材料等)证明是可行的,但是部分主动振动控制方法(需第二个能量源来抵消主能量源的振动)对进一步降低液压系统振动也能起到了良好的作用。

5.3 油液温度控制^[23]

飞机液压系统温度必须控制在一定范围内,否则直接影响飞机的控制性能、机载设备寿命及可靠性。飞机热负载主要来自于发动机热辐射、泵源容积损失与机械损失、液压长管道沿程损失、电液阀的节流损失、作动筒的容积损失以及反行程中气动力作用导致的系统温升等;液压系统高温使油液黏度降低、滑动面油膜破坏、磨损加快、密封件早期老化、油液泄漏增加;高温也使油液加速氧化变质、运动副间隙减小,产生的沉淀物质会堵塞液压元件。针对飞机液压系统温度影响,必须展开关于飞机液压系统温度控制技术的相关研究,从元件级—系统级—综合实验级分别对飞机液压系统温度特性进行热力学建模与仿真分析,同时以试验对比的方式验证飞机液压温控系统的合理性与有效性。

5.4 油液污染度控制^[24]

液压系统很多故障均与液压油污染有关。飞机液压系统多采用伺服执行器,因此对油液污染度有严格的要求。油液污染定义为油液中出现对液压系统性能产生负面影响的其他物质,这些有害的物质主要包括水、金属、灰尘和其他固体颗粒等。油液污染使液压泵和其他元件的磨损加快,导致液压元件提前失效,影响液压系统的可靠性。因此合理的油液污染检测和控制方法,对保证飞

机飞行安全是十分必要的。通常飞机液压油的污染由合理的过滤器来控制,在飞机降落后对液压油的污染度(主要包括颗粒大小、化学成分等)进行采样检测。目前一种轻型在线检测飞机油液污染度的技术正在发展中,可望在不久的将来应用到飞机上,将对飞机液压系统的监测起到很好的促进作用。

6 结论

介绍了当前主流客机 A 320、B 737、A 380、B 787 的液压能源系统结构及其特点,指出当前商用飞机液压能源系统的发展趋势——高压、分布式液压能源技术、故障诊断及健康管理、自增压油箱技术、智能泵源系统等。对 150 座级客机 A 320 和 B 737 的液压系统进行了对比分析。针对我国大型客机发展目标,提出了 2 种液压能源系统方案,分别为 3 套独立液压系统方案(3H)、2 套液压系统+1 套电操作系统(2H/1E)方案。指出发展飞机液压系统需要解决的高可靠性液压系统设计、压力脉动抑制、油温控制、油液污染度控制等关键技术问题。

参考文献:

- [1] 张庆伟.立志让中国的大型客机早日翱翔蓝天[J].求是,2008(18):10-11.
- [2] 温家宝.让中国的大飞机翱翔蓝天[J].国防科技工业,2008(5):6-9.
- [3] 王嘉明,张毓铨.A 320 飞机液压系统特点[J].民用飞机设计与研究,1995(1):1-10.
- [4] Airbus Company.A 319/A 320 Aircraft Maintenance Manual—chapter 29[R].Chicago:Boeing Company,2004.
- [5] Robert W M.High Pressure Hydraulics for the A 380[J].Overhaul & Maintenance,2005,18(6):43-45.
- [6] L'A 380 Pour Air France[EB/OL].[2009-01-10].http://www.aeroflight.com.br/Downloads/Airbus_A380_Presentation.pps.
- [7] Boeing Company.Boeing 737 Management Reference Guide[R].Chicago:Boeing Company,2005.
- [8] Boeing Company.PMDG 737 the Next Generation[R].Chicago:Boeing Company,2004.
- [9] Sinnett M.787 No-Bleed Systems Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies[J].Aero Quarterly,2009,4(7):6-11.
- [10] Nelson T.787 Systems and Performance[EB/OL].[2009-01-10].http://www.oaviao.com/oaviao_novo/newsletter/images/B787_Systems_and_Performance.pdf.

for mance .pdf .

[11] Hanlon E .The New Technology Boeing 787 Dreamliner[J] .Aviation Week & Space Technology Market Supplement ,2005,18(4) :15-19.

[12] Nicolas B .Electrically Powered Control Surface Actuation [D] .Granfield :Granfield University ,2006.

[13] Botten S L ,Whitley C R ,King A D .Flight Control Actuation Technology for Next Generation All Electric Aircraft[J] .Technology Review Journal — Millennium Issue ,2000(3) :55-68.

[14] Rosero J A ,Ortega J A , Aldabas E .Moving towards a More Electric Aircraft[J] .Aerospace and Electronic Systems Magazine ,2007,22(3) :3-9.

[15] Design Aerospace LLC .Hydraulic System Design — reservoir [EB/OL] .[2009 - 01 - 10] .http ://www .daerospace . com /Articles /Reservoir ,% 20Hydraulic % 20— % 20Description .pdf .

[16] Industry Canada Web Service Center .Aircraft Systems Diagnostics Prognostics and Health Management Technology Insight Document [R] .Ottawa :Industry Canada We Service Center ,2004.

[17] Scanffa E ,Feldmanb K L ,Ghelamc S .Life Cycle Cost Impact of Using Prognostic Health Management (PHM) for Helicopter Avionics[J] .Microelectronics Reliability ,2007,47(12) :1857-1864.

[18] 王占林 .飞机高压液压能源系统 [M] .北京 :北京航空航天大学出版社,2004.

[19] 路多 .A 380 的液压与传动系统[J] .国际航空杂志,

2006(6) :72-73.

[20] Biswaws P ,Shri mali S C .Safety Assessment of Modern Aircraft —a Case Study[J] .Reliability and Maintainability Symposium ,2001,8(1) :365- 371.

[21] Wang Z L ,Chen B .Characters of Future Aircraft Hydraulic System[J] .Engineering Science ,1999(3) :5-10.

[22] Oliveira L P R ,Silva M M ,SAS P .Concurrent Mechatronic Design Approach for Active Control of Cavity Noise[J] .Journal of Sound and Vibration ,2008,314(5) :507-525.

[23] Flouros M .Correlations for Heat Generation and Outer Ring Temperature of High Speed and Highly Loaded Ball Bearings in an Aero —engine[J] .Aerospace Science and Technology ,2006,10(7) :611-617.

[24] Agoston A ,Jakoby B ,Schneidhofer C .A Concept of an Infrared Sensor System for Oil Condition Monitoring[J] .Elektrotechnik und Informationstechnik ,2008,125(3) :71-75.

(编辑 苏卫国)

作者简介:杨华勇,男,1961 年生。浙江大学流体传动及控制国家重点实验室教授、博士研究生导师,长江学者特聘教授。研究方向为机电控制工程、流体传动及控制技术。丁 斐,男,1986 年生。浙江大学流体传动及控制国家重点实验室硕士研究生。欧阳小平,男,1974 年生。浙江大学流体传动及控制国家重点实验室讲师、博士。陆 清,男,1974 年生。中国商用飞机有限公司上海飞机设计研究所研究员。

(上接第 2151 页)

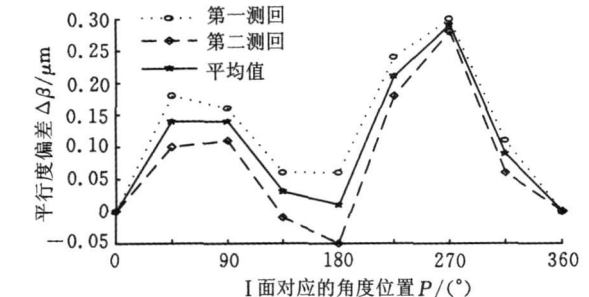


图 4 I 面相对于啮合平面的平行度误差曲线

由图 4 可以看出,两次测量偏差曲线一致性较好,并且偏差曲线已经没有了明显的一次谐波分量,说明 I 面相对于啮合平面的平行度偏差再减小的空间不大。此时,可以结束 I 面的研磨。最终, I 面相对于啮合平面的平行度误差的最大偏差 Δ 为

$$\Delta = 0.29 \pm 0.17(\mu\text{m})$$

由于在测量过程中,活动多齿盘的轴向移动与圆周转动均为手动操作,人为误差加上测量装置的系统误差、被研面的表面质量、测量环境等多

方面因素的影响,致使测量不确定度偏高。

参考文献:

[1] 王立鼎,卢占山 .模数 2 基准标准齿轮的研制[J] .光学精密工程,1982(4) :28-34.

[2] 刘维 .基于多齿分度盘的精密分度与测角技术研究 [D] .西安 :西北工业大学,2006.

[3] 郭胜 .排列互比法在角度计量建标中的应用[J] .计量技术,1999(7) :29-32.

[4] 国家质量监督检验检疫总局 JJG 472—2007 多齿分度台检定规程[S] .北京 :中国计量出版社,2007.

(编辑 苏卫国)

作者简介:凌四营,男,1978 年生。大连理工大学机械工程学院博士研究生。主要研究方向为精密齿轮级齿轮刀具制造技术。王立鼎,男,1934 年生。大连理工大学机械工程学院教授、博士研究生导师,中国科学院院士。马 勇,男,1956 年生。大连理工大学机械工程学院副教授。王晓东,男,1967 年生。大连理工大学机械工程学院教授、博士研究生导师。刘 兵,女,1984 年生。大连理工大学机械工程学院硕士研究生。