

机载液压系统设计原则与发展趋势

Design Principle and Development Trend of Airborne Hydraulic System

骆美玲¹ 郭涛² 曹维佳³

1 中航工业沈飞民用飞机有限责任公司工程研发中心 2 93618部队 3 沈阳机床集团沈一车床厂

摘要: 通过总结几种典型的机载液压系统的设计特点, 归纳出未来机载液压系统的基本设计原则以及发展趋势。

Abstract: The article describes the function and constitution of airborne hydraulic system. It introduces some type kinds of design characteristic of the airborne hydraulic system, and summarizes design principle and the development trend of the airborne hydraulic system in the future.

关键词: 设计原则; 发展趋势; 高压化; 冗余技术

Keywords: design principle; development trend; high pressure; redundancy technology

0 引言

在机载液压系统中,机载电液伺服系统和机载液压传动系统担负着飞机操纵系统、收放系统、机轮刹车及地面转向驾驶等工作,对飞机的安全飞行和着陆等极为重要。本文通过分析国外已有机载液压系统的功用、原理、结构和组成特点,归纳出机载液压系统的基本设计原则,并总结出机载液压系统的发展趋势,希望有助于我国先进机载液压系统的设计。

1 液压系统的功能及组成

液压系统是指飞机上以油液为工作介质、靠油压驱动执行机构完成特定操纵动作的整套装置^[1]。为保证液压系统工作可靠,特别是提高飞行操纵系统的液压力源的可靠性,现代大型民用飞机上大多装有两套(或多套)互相独立的液压系统。

一般来说,液压系统用于起落架、襟翼和减速板的收放,前轮转弯操纵、

舱门的开关、驱动风挡雨刷等,同时还用于驱动部分副翼、升降舵和方向舵的助力器。很多情况下,各套液压系统同时具备多项相同职能。

为进一步提高液压系统的可靠性,系统中还应并联应急电动泵和冲压空气涡轮泵,当飞机发动机发生故障使液压系统失去能源时,应急电动泵或冲压空气涡轮泵可使液压系统继续工作。

液压系统一般包括动力元件、执行元件、控制调节元件和辅助元件4种^[2]。

1) 动力元件是指液压泵,其作用是将电动机或发动机产生的机械能转换成液体的压力能。

2) 执行元件包括液压作动筒和液压马达,其功能是将液体的压力能转换成机械能。

3) 控制调节元件包括各种阀,主要用于调节各部分液体的压力、流量和方向。

4) 除上述3项元件之外的其他元件都称为辅助元件,具体包括油箱、油

滤、散热器、蓄压器及导管、接头和密封件等。

2 典型机载液压系统的设计特点

2.1 波音737飞机液压系统

波音737飞机的液压系统主要由主液压系统、辅助液压系统、液压指示系统、地面勤务系统等子系统组成。功能上,其液压系统是通过油箱增压系统的空气压力保持液压系统A、系统B和备用液压系统油箱的背压,增压油箱向液压泵提供连续的油液使液压泵工作,从而保证各个系统的压力。

液压系统A向动力转换组件马达、左侧反推装置、起落架收放、前轮转弯、备用刹车、副翼、自动驾驶仪A、升降舵、升降舵载荷感觉器、部分飞行扰流板、部分地面扰流板、方向舵等系统提供压力,如图1所示;液压系统B向右侧反推装置、备用起落架放下系统、备用前轮转弯、正常刹车、副翼、自动驾驶仪B、升降舵、升降舵载荷感觉器、部分飞

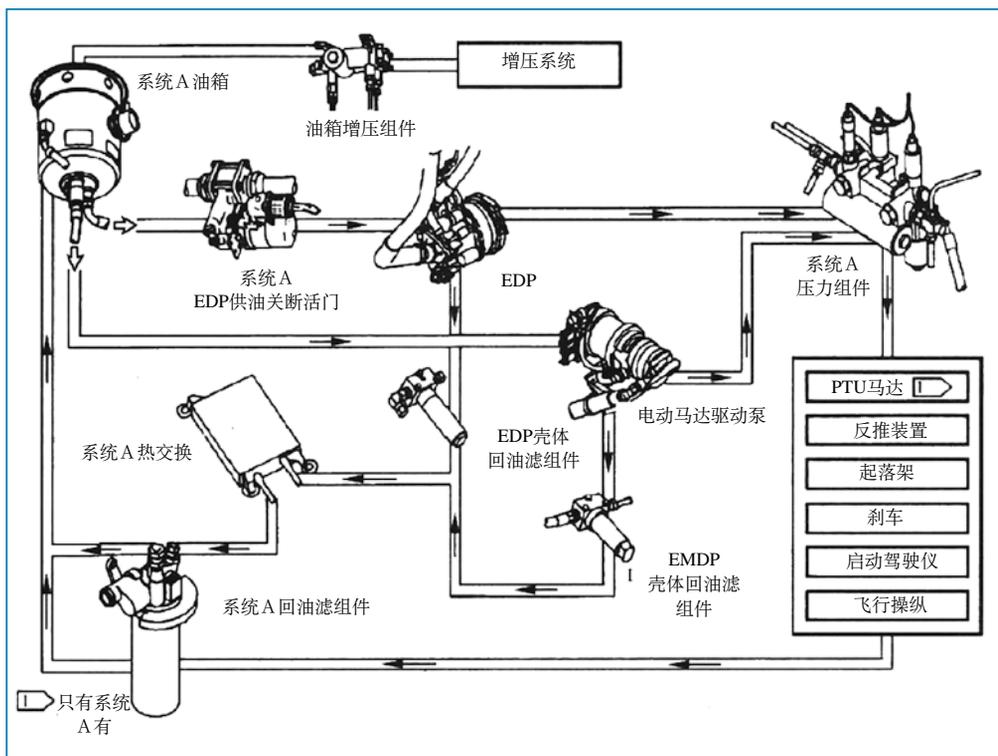


图1 波音737飞机主液压系统A(系统B与之类似)

行扰流板、方向舵、后缘襟翼、前缘襟翼和缝翼等系统提供压力;备用液压系统向两侧反推装置、备用方向舵系统、前缘襟翼和缝翼提供备用液压压力。具体由PTU(动力转换组件)控制活门控制,当B系统失压时PTU向前缘襟翼和缝翼以及自动缝翼系统提供备用压力。当PTU控制活门打开时,系统A为马达增压,系统B为液压泵提供液压油。

2.2 波音777飞机液压系统

波音777飞机的液压系统由3个独立的压力系统组成,为飞机的飞行控制系统、增压装置、着陆装置、反推力装置和地面操纵系统提供动力。每个系统有其各自的油箱、发动机驱动泵和电动泵,发动机驱动泵始终在工作,而电动泵仅当系统和流量需求超过发动机驱动泵的流量能力时才启动工作。

在配置上,一台冲压空气涡轮为绿液压系统的主飞机控制系统提供动

力。蓝液压系统向以下部件供液源:2、4、11、13扰流板,左外、右外副翼,左外襟副翼,左外、右外升降舵,方向舵中PCU,稳定配平片,左发动机反推力,主轮刹车,前轮转弯,起落架收放,左轮转弯,增压装置(前缘缝翼和后缘缝翼);黄系统向以下部件供液源:3、6、9、12号扰流板,左内、右外襟副翼,右内升降舵,方向舵下PCU,稳定配平片右STCM,右发动机反推力,正常主轮刹车;绿系统向以下部件供液源:1、5、7、8、10、11号扰流板,左内右内副翼,右外襟副翼,左升降舵,方向舵上PCU,稳定配平片左STCM,备用、应急主轮刹车,正常、应急前轮转弯,前轮、主轮起落架收放,主轮转弯主控制,增压装置主控制。

波音787飞机^[3]与777飞机相似,其液压系统也由蓝系统、绿系统、黄系统等3套独立系统构成,绿系统完全由2个

电动泵提供液压。只是工作压力由以往的3000psi增加到了5000psi,提高了工作压力,有助于降低系统的重量。

2.3 空客A320飞机液压系统

A320飞机安装有3个连续工作的液压系统,分别称为蓝系统、绿系统和黄系统。每一系统都有各自的液压油箱,液压油不能从一个系统传输到另一个系统。三个系统的正常工作压力均为3000psi(冲压空气涡轮作动时为2500psi)

如图2所示,A320飞机液压系统的主要组件包括绿系统液压泵、蓝系统液压泵、黄系统液压泵、动力转换组件(PTU)、冲压空气涡轮(RAT)、防火关断活门、系统

蓄压器、优先活门以及泄漏测量活门。

2.4 空客A380飞机液压系统

与早期空客飞机采用的3套液压系统不同,A380飞机使用2套液压系统和1套电动液压系统^[4],采用5000psi液压泵和系统,压力的增加使需要的动力可以通过更小的管道和液压部件传输,因此飞机的重量减轻了1t。液压系统由8台发动机驱动的液压泵(EDP)向飞机主飞行控制、起落架、前轮转弯和其他相关系统提供液压力,具有液压油的分布系统,因此即使8个EDP中有1个不工作,A380飞机仍然可被放行。

A380飞机的液压系统有一个突出的特点是每台发动机驱动液压泵都带1个整体式离合器,可以在飞行中关闭,以节省使用液压泵和/或防止液压油受到污染,这是其他民用飞机都不具备的。

2.5 伊尔76飞机液压系统

伊尔76是前苏联伊留申设计局设计制造的大型军民两用飞机,其液压系统由2套互相独立的蓝、黄液压系统组成^[5],每套分别设有2台由发动机驱动的液压泵,作为主液压源,另外还配有1台交流电动液压泵作为辅助液压源,刹车蓄能器也可作为应急能源使用。蓝系统向登机门、前轮转弯、左风挡雨刷、应急舱门、外扰流板、前缘缝翼、前主起机轮刹车、前主起收放、襟翼、外减速板等部位提供液压源。黄系统向登机门、前轮转弯、前起收放、右风挡雨刷、应急舱门、内扰流板、前缘缝翼、后主起机轮刹车、收放后主起、襟翼、内减速板等部位提供液压源。

该系统的工作压力为3000psi,整个系统中大约需要注入200L液压油。操纵系统有独立的液压系统,与飞机液压系统无关。机上有地面维护口盖,飞机在地面时可以用地面设备为系统增压。广泛采用了机电液一体化控制技术,但由于是上世纪70年代设计的,电气附件

比较落后。

3 机载液压系统的设计原则

通过以上几种典型机载液压系统设计特点的分析,可以得到一些设计机载液压系统(主要是供压系统)时必须遵守的原则。这些原则都以保证系统可靠、安全、稳定工作为设计基础,将先进理念和技术运用到系统的设计中,追求安全、节能的设计方案,并尽可能减轻飞机重量,达到高效的目的,飞机液压系统的设计过程如图3所示。

3.1 采用两套或两套以上的独立系统

采用两套或两套以上的独立系统,多余度,以提高系统工作效率、稳定性和可靠性。

在液压系统设计过程中,提供稳定的液压流量是液压系统必须完成的职能。因此正确地确定系统的流量十分重要。在确定正常液压系统流量时,应注意如下问题。

1) 液压系统的流量应在满足用户

功率需求下留有约10%~15%的余量,以避免计算误差造成被动和型号改进改型对流量需求的增加。

2) 在确保安全和确保飞控等关键用户的前提下合理均衡各功能子系统对流量的需求,尽可能使各系统的功率接近,以减少成品的规格,减小技术难度。

3) 要全面分析,正确确定各子系统工作状态、对应的发动机转速、执行机构的动作速度,以便较准确地确定各子系统的需求流量。

4) 全面分析系统的内部渗漏情况,特别是大量采用伺服控制子系统的液压系统时更应认真对待。

5) 飞控子系统的流量估算最为困难,又最为关键,应作为系统功率计算的重点。

6) 工程实践证明,不考虑蓄能器瞬间能量补充作用时功率估算能满足方案设计的要求并稍有余量。

在确定应急液压系统流量时,应按以下方法确定。

1) 操纵面流量的确定

根据应急状态下操纵面偏转角速度,可按下式估算操纵面在应急状态下所需的流量 Q ,单位为L/min。

$$Q = 6 \times \frac{\omega}{57.3} \frac{1.15 M_h}{p} \times 10^{-2}$$

其中, p 为系统额定工作压力下限,MPa; M_h 为操纵面最大铰链力矩,单位为N·m; ω 为应急状态下舵面最大偏角速度,单位为($^{\circ}$)/s。

2) 应急液压泵流量的确定

根据应急状态下操纵面动作的组合,确定整个应急液压泵的流量。推荐两种估算方法。

方法1:用于初期估算,可按各操纵面所需最大流量总和的50%考虑;

方法2:按飞机着陆时拉平动作(初步按飞机姿态在2s内由 -15° 变化到

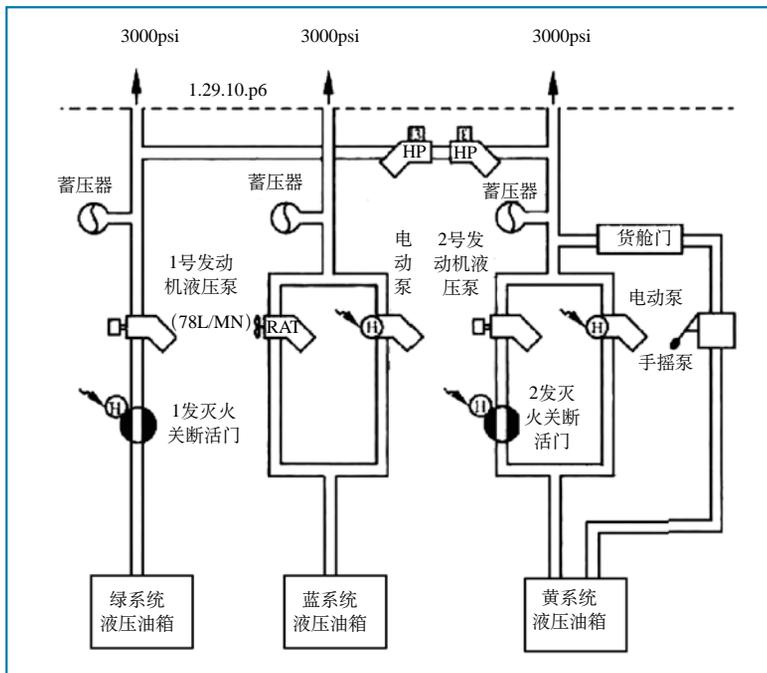


图2 A320飞机液压系统

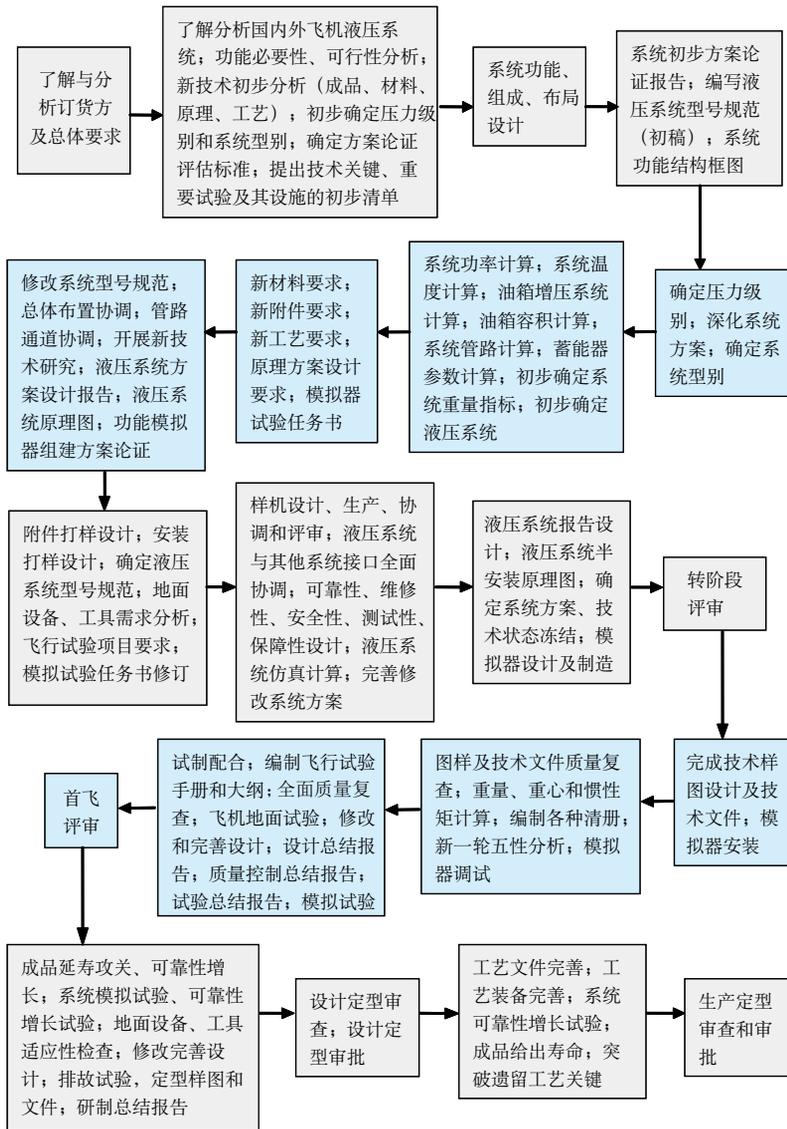


图3 飞机液压系统的设计过程

+15°)操纵面所需的流量。

3.2 先进机型采用高压系统

如采用5000psi液压泵和系统的先进机型采用高压系统,需要较少的液压油、液压油箱和阀门,可以减轻液压系统重量,并为飞机控制带来好处。伊顿系统公司已经成功开发了8000psi的液压泵,应用于军用和民用飞机。

3.3 设有增压设备和元件

液压泵进口设有增压设备和元件,以增大液压泵进口压力,提高液压泵工

作的效率。

伊尔76飞机装有由液压泵自身带动的HC51泵站,为液压泵进口加压,由液压马达、齿轮泵、供油调节器和安全活门等组成。经过泵站的调节,可将液压泵进口压力保持在30~35psi。

3.4 存在电动备份系统

备有电动备份系统,以便地面停机检查和飞行中应急供压。

目前,飞机上所采用的应急能源系统形式有手摇泵、应急电动泵、冲压空

气涡轮和辅助动力装置(APU)四种^[6]。

3.5 机电液高度结合

为便于操纵和使用,采用机电液高度结合,应更多地以电信号控制液压系统的工作和信号的传递,如刹车、襟缝翼的收放、前轮转弯等。

3.6 人性化的显示和监控设备

如EICAS、综合显示器、综合航电系统等人性化的显示和监控设备,将系统的工作原理以不同颜色的线条显示在显示器上,任一部分的工作状态用不同颜色的线条表示出来,极大地减轻了飞行员的负担。

4 机载液压系统的发展趋势

液压技术之所以在航空领域得到如此广泛的应用,主要原因是液压驱动功率密度大、快速性好、刚性大。此外,它还便于利用飞机上多种形式的能源系统。然而,飞机特别是机载液压系统的飞速发展对液压系统提出了更高的要求。机载液压系统将朝着重量轻、体积小、高压化、大功率、变压力、多余度等方向发展^[7]。

1) 重量轻、体积小

随着飞机向着高速、高机动性方面发展,减轻机载液压系统的重量和减小其体积是发展下一代飞机的必然要求,从未来高性能飞机的飞行性能与合理的重量分配来看,最有利的机载液压系统重量应小于全机重量的1%,而目前机载液压系统的重量约占整机重量的3%~15%。因此,减轻机载液压系统的重量和减小其体积是发展下一代飞机的必然趋势。

2) 高压化

早期的波音737、空客A320的液压系统多采用3000psi压力,波音787、空客A380的液压系统都采用5000psi的高压,减轻了液压系统重量和体积,引领

了液压系统高压化的发展趋势。

世界各国特别是美国近20年来来的大量研究表明,减轻机载液压系统重量和缩小其体积的最有效的途径是提高机载液压系统的工作压力。同时,美国海军的研究表明,机载液压系统的最优工作压力为55.2MPa(8000psi)。相对于压力为20.7MPa(3000psi)的机载液压系统来说,压力为55.2MPa(8000psi)的机载液压系统的重量可减轻30%,体积可缩小40%。可以预见高压化是未来飞机机载液压系统发展的一种主要趋势。

3) 大功率

未来飞机要求液压系统的功率大幅度地提高,主要原因是飞机性能的提高使得机上利用液压动力的控制操纵功能增多;飞机速度加快和机动性的提高导致飞机控制舵面承受的气动力载荷变得更大、作动速率也更快,因而驱动这些舵面的液压作动器的功率将更大;随着主要控制技术的应用和发展,飞机液压系统的功率也会不断提高。

4) 变压力泵源系统

机载液压系统向着高压化、大功率方向发展,其带来的是系统无效功率的增加,而机载液压系统无效功率的主要体现形式是产生大量的热,从而导致机载液压系统的温度急剧升高,温度升高将加速介质老化。资料表明,温度每升高15℃,矿物油介质的稳定使用寿命将降低90%;温升对介质极其不利的影响还在于黏度和润滑性能的降低,从而对高压系统的密封带来一定的困难;温升又会加剧沉淀物的聚集;温升也会使零件发生膨胀,加上润滑性能差,就会造成动作失效和控制失效。而且,未来飞机上大量使用的复合材料导热能力差,飞机在超声速飞行时蒙皮温度的升高进一步促进了液压系统的温度升高。而目前采用的散热方式即通过燃油交换

散热是有限的,如果不采取一定的节能手段或采用一种合理的能量管理方法降低功率损耗、提高机载液压系统的能效,那么势必增加液压油箱及冷却散热部件的体积及重量。那么,提高系统压力所带来的系统重量的减轻、体积的减小就会被温升问题所抵消。

因而,恒压变量泵源系统是不能胜任未来飞机发展需要的。对现有的机载液压系统来说,执行机构的工作效率相对高于系统泵源的效率,绝大部分的功率损耗是泵源产生的或与泵源的工作形式有着密切联系的。鉴于此,美国、英国等国家正在研制变压力机载液压系统,提出了双级压力变量泵及智能泵两种机载液压系统的泵源形式,以解决未来飞机机载液压系统高压化大功率所产生负面影响。

5) 工作部分采用余度技术

为了适应电传操纵系统和主动控制在飞行控制系统中的应用,液压系统的工作部分和能源部分日趋采用余度技术。如飞机舵面采用三余度或四余度驱动系统后,可实现单故障—工作、双故障—安全,或双故障—工作、三故障—安全的水平。可以预见,在不久的将来,三余度或四余度的高可靠性液压系统将会在飞机上得到普及。

6) 减小无效功耗技术

飞机对机载液压系统提出高压、大功率的要求,但是也带来了新的问题,突出的是液压系统发热量的增加。普通液压系统为了冷却液压油均采用散热装置,对于飞机液压系统,液压油需要由燃油进行冷却,但燃油的温升也有一定的限制。如加装冷却装置,则不仅大大增加了飞机的重量,而且机身蒙皮的高温也限制了热量的向外散发,因此实际中是不可行的。

为了解决减小无效功耗问题,国外

首先提出了机载智能泵源系统概念。智能泵源系统是利用负载敏感泵的原理,用微型计算机控制器对液压泵进行控制的泵源系统,为实现控制需要在液压泵和系统上安装必要的传感器包括压力传感器、流量传感器、位移传感器和温度传感器等。控制器通过感知系统的状态参数,按照压力和流量指令控制液压泵的排量,最终实现泵源与负载的最佳匹配。

AST

参考文献

- [1] 李培滋,王占林.飞机液压传动与伺服控制(上)[M].北京:国防工业出版社,1979:1-2.
- [2] 李艳军.飞机液压传动与控制[M].北京:科学出版社,2009:3-4.
- [3] 冯斌.波音787的新技术[J].航空维修与工程,2005(5):37-39.
- [4] 罗伯特.W.默尔曼.A380的高压液压系统[J].航空维修与工程,2005(6):18-19.
- [5] 姜百赢.伊尔-76飞机简介及结构系统分析[J].航空科学技术,2006(2):6-10.
- [6] 王永熙,张忠孝,朱序忠.《飞机设计手册》第12册飞行控制系统和液压系统设计[M].北京:航空工业出版社,2003:598-599.
- [7] 王占林,陈斌.未来飞机液压系统的特点[J].中国工程科学,1999(12):5-9.

作者简介

骆美玲,硕士,主管工程师,主要从事飞机液压系统的安装与设计。