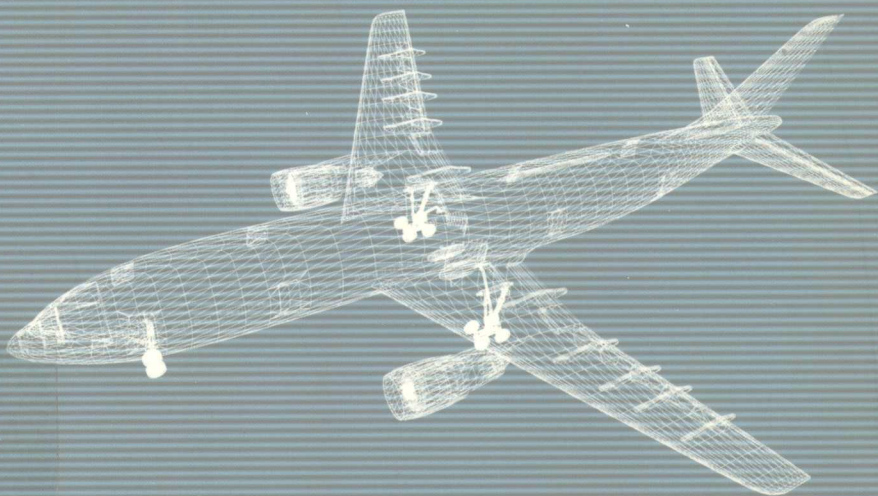


机械工程



飞机高压液压 能源系统

王占林 著



北京航空航天大学出版社

北京理工大学出版社

哈尔滨工业大学出版社

西北工业大学出版社

哈尔滨工程大学出版社

国防科工委「十五」规划专著

第1章 绪 论

第二次世界大战以来,液压技术在飞机上得到了广泛的应用。最初,液压系统的作用是给当时的高速飞机的平尾助力器提供液压动力。20世纪60年代以后,随着液压技术与电气电子技术和自动控制理论等相关学科的有机结合,液压技术逐渐成为机械电子工程领域的主要方向,飞机液压系统也得到了突飞猛进的发展,担负着飞机的特定操纵与驱动任务。

为保证液压系统可靠工作,现代飞机上大多装有两套(或多套)相互独立的液压系统,分别称为公用液压系统(或主液压系统)和助力液压系统。公用液压系统用于起落架、襟翼和减速板的收放、前轮转弯操纵、机轮刹车、驱动风挡板雨刷和燃油泵的液压马达;同时还用于驱动部分副翼、升降舵(或全动平尾)和方向舵的助力器。助力液压系统仅用于驱动飞机操纵系统的助力器和阻尼舵机。助力液压系统本身也可包含两套独立的液压系统。为了提高液压系统的可靠性,系统中还并联有应急电动泵和风动泵,当飞机发动机发生故障时,可由应急电动泵或应急风动泵使液压系统连续工作。

液压系统由液压能源装置、控制装置、执行装置,以及包括液压油箱、液压管路、蓄压器和油滤在内的其他装置组成。其中,液压能源装置主要包括作为主液压泵的发动机驱动泵,作为应急泵的电动泵和风动泵,以及作为备份泵提供辅助功率用的辅助动力装置驱动泵;控制装置主要包括各种阀、油路断路器、液压保险器、流量调节器、自动压力调节器和系统低压告警器等;执行作动装置主要包括液压马达、液压作动器、组合式马达伺服装置以及助力器和舵机等。因此,机载液压系统对于飞机安全正常飞行、实现设计



性能及飞行员的生存保障,起着举足轻重的作用^[1~3]。

现代战斗机的特点是高马赫数巡航,超机动性能,要求飞行平台自重小,有效载荷大。为了满足高性能战斗机的战术需求,适应世界军用飞机的发展趋势,飞机总体设计对液压系统提出了十分苛刻的设计要求:既要重量轻、体积小,又要功率大、工作可靠。迎接这一新挑战的最佳途径是提高液压系统的工作压力^[4]。但是采用高压化的飞机液压系统必然要考虑一系列新的课题,不仅需要重新研究、设计和试制液压泵、油滤、电磁阀、舵机和作动筒等液压元部件,而且需要对液压管路系统的动态特性、运动摩擦副的润滑、油液的密封和液压系统工作温度的变化规律进行深入的探讨,尤其是在管路振动研究和温升规律探索方面,仍然存在尚需攻关的难关。

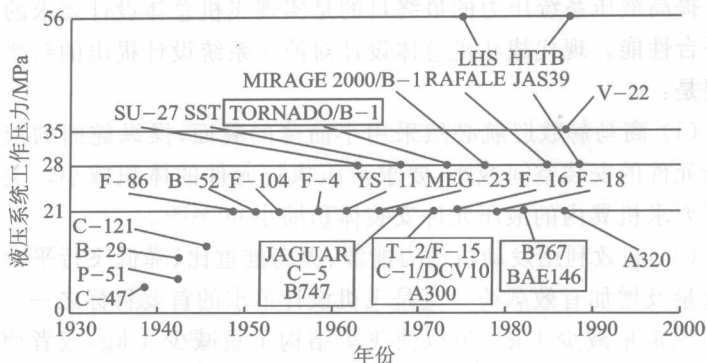
本书将不对整个液压系统及其附件进行论述,而只是从系统的角度对飞机液压能源系统及其地面驱动系统进行论述。有关的液压附件的内容,可参阅参考文献^[1~3]或其他有关的书籍。

1.1 机载液压系统的主要发展趋势

1.1.1 高压化的意义

在飞机上应用 21MPa 和 28MPa 压力的液压系统之后,军用飞机液压系统的最高压力在这个水平上已经保持了 40 余年之久。但是从 20 世纪 60 年代初开始,有关飞机高压液压系统的研究却一直在进行着^[4~15]。图 1-1 所示为世界上主要机型的液压系统工作压力和飞机液压系统压力随年份增长的情况^[5,6]。

20 世纪 60 年代初期,马丁公司通过大量的分析与估算,建议美国空军以 21MPa 作为飞机液压系统的实用压力上限,这个结论影响至今;70 年代初期,洛克韦尔公司的计算机仿真与原理性实验表明,在当时的设计条件下飞机液压系统的最佳压力为



战斗机: F-4, F-15, F-16, F-18, F-86, F-104, JAGUAR, JAS39
 MIRAGE2000, P-51, RAFALE, TORNADO, SU-27, MEG-23
 轰炸机: B-1, B-29, B-52
 实验机: LHS, HTTB
 军用运输机: C-1, C-5, C-47, C-121, U-2
 民用运输机: A300, A320, B747, B767, BAE146, DC-10, SST, YS-11
 喷气式教练机: T-2

图 1-1 飞机液压系统工作压力的发展状况

56MPa;20 世纪 70 年代中期,美国和欧洲的一些国家已经开始采用 28 MPa 液压系统,并在多种机型上投入使用^[5],如“狂风”、幻影 2000、B-1B、“协和”等;20 世纪 80 年代初期,美国空军和海军将大量的人力、物力和财力投入到飞机高压液压系统的地面模拟试验和飞行试验中。新研制的飞机有“阵风”、JAS39、F-22、B-2 和 C-17 等。56 MPa 液压系统的飞行试验业已完成^[7,8]。美国海军在 F-14 战斗机上进行了 21~56 MPa 对比研究,结果表明 56 MPa 液压系统重量可减轻 30%,体积可缩小 40%。俄罗斯苏霍伊飞机设计局研制的“SU”系列战斗机大多采用 28 MPa 液压系统^[9]。北京航空航天大学联合多家航空企业经过多年努力研制了 28 MPa 的飞机液压系统^[10],但是我国自行研制的飞机中尚未装备压力超过 21 MPa 的液压系统^[7,9]。20 世纪 90 年代初,新研制的“阵风”战斗机和 V-22 飞机上装备了 34.5 MPa 的液压系统,这是目前世界上额定工作电压最高的恒压液压系统。



提高液压系统压力的最终目的是实现飞机总体设计要求的飞行平台性能。现代战斗机总体设计对液压系统设计提出的新要求主要是：

(1) 高马赫数巡航必然采用小而薄的翼面,操纵舵面的液压执行元件的安装空间减小,要求液压执行元件的体积减小。美国空军要求机翼内的液压元件安装体积缩小 60%^[9]。

(2) 高效利用发动机动力能源、提高推重比、降低飞行平台自身重量及增加有效载荷一直是飞机设计追求的首要目标之一。液压系统重量减少 1 kg,可以使飞机结构重量减少 4 kg,或者使飞机承载能力提高 15 kg,因此要求把目前占飞机总重量 3%~15% 的液压系统重量,降低到理想的 1% 以下^[8]。

(3) 超机动性能使飞控舵面承受的气动载荷更大、作动速率更快,需要液压系统提供更大的功率。YF-22A 战斗机的液压系统功率接近 600 kW,约为 F-15 战斗机液压系统功率的 2 倍^[7],由此导致液压系统体积和重量的增加。

(4) 飞机的高可靠性要求液压系统应用冗余技术^[1~3,6],系统和元件数量的增加导致液压系统安装体积和重量的增加;安全性要求液压系统使用不燃的液压油,美国空军选择了一种不燃的饱和低分子聚合物——氯三氟乙烯(CTFE)作为液压油,其密度是目前使用的耐燃液压油的 2.2 倍^[7~9,11],也增加了液压系统的重量。

这些新要求使飞机液压系统设计面临解决重量、体积、功率、有效载荷和可靠性等各种设计要素之间矛盾冲突的难题,在必须满足高速度、超机动、大功率、安全可靠性和有效载荷等飞行性能要求的前提下,问题的焦点集中在降低重量和减小体积上。如果保持液压系统的输出功率不变,即流量与压力的乘积不变,根据液压系统的相似准则,流量正比于液压元件体积的 $2/3$ 次方与流速的乘积^[8]。由此可见,提高液压系统压力是克服矛盾冲突的惟一解决方案。



国外近 20 年来的大量研究表明:飞机液压系统减小体积和降低重量的最有效途径是提高工作压力^[4~9,12~14]。以 21 MPa 作为飞机液压系统的基础压力,综合考虑多种设计因素,在不计最初的试制成本时,使系统重量最小的压力是 28 MPa;采用钢或合金钢材料的液压系统,最佳压力是 35 MPa;采用钛合金材料的液压系统,最佳压力是 56 MPa^[6,8]。表 1-1 给出了以 21 MPa 为基准压力,提高系统工作压力之后飞机液压系统重量、体积的变化情况^[7~9]。

表 1-1 液压系统重量、体积变化与提高工作压力的关系

压力提高情况		21 MPa 提高到 28 MPa	21 MPa 提高到 35 MPa	21 MPa 提高到 56 MPa
系统 变化	重量降低	2.46%	12.2%	30%
	体积缩小	13.8%	28.3%	40%

1.1.2 大功率

未来飞机(特别是军用飞机)不断向高速、高机动性方面发展,不但要求机载液压系统的体积和重量有显著的减小(轻),而且要求提高机载液压系统功率。这主要因为:① 飞机整体性能的提高使得机上利用液压动力的控制操纵功能增多,例如发动机及矢量推力的控制使得机载液压功率增加 50%~100%;② 控制较高的舵面速度需要提高其液压驱动功率,未来先进战斗机要求降低静态稳定性和提高机动性,从而导致飞行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。SU-27 飞机液压能源功率是我国歼-8 飞机的 7 倍,故 SU-27 才可能做眼镜蛇式的机动飞行。随着飞机特别是军用飞机的不断发展,机载液压系统的功率在不断提高(见图 1-2,单位:kW)^[7]。

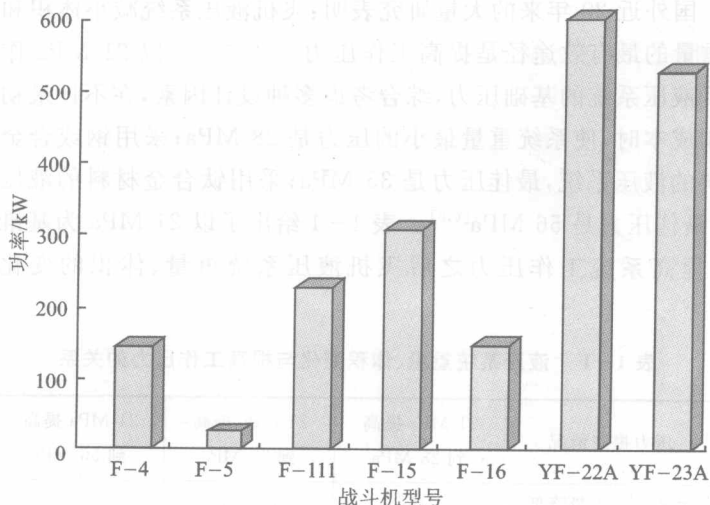


图 1-2 美国几种型号战斗机机载液压系统功率

对先进战术战斗机来讲,要求其机载液压系统应具有近 600 kW 的功率。YF-22A 的机载液压系统采用 4 台功率为 140 kW 的液压泵,压力 28 MPa,流量 270 L/min,功率重量比为 9.2 kW/kg,功率接近 560 kW,约为 F-15 战斗机的 2 倍。YF-23A 机载液压系统的功率也在 450 kW 以上^[7]。V-22 飞机整个系统由 2 个主系统和 1 个备份系统组成,液压泵功率 82.6 kW,流量 143 L/min,功率重量比为 7.3 kW/kg。

在高空飞行过程中,需要液压最大功率的情形会随时出现。这就需要飞机发动机提供给液压系统的功率应足够高。但是,随着飞行高度的增加,发动机所能提供的功率却在逐步减小。图 1-3^[15]所示就是近来实验研究时所出现的一种飞行情况:尽管带有蓄压器,发动机提供给液压系统的功率不足以满足飞行的正常需要。对于下一代战斗机来说,这种情况很容易出现。

目前,高性能战斗机所需的机载液压系统的功率为第二次世

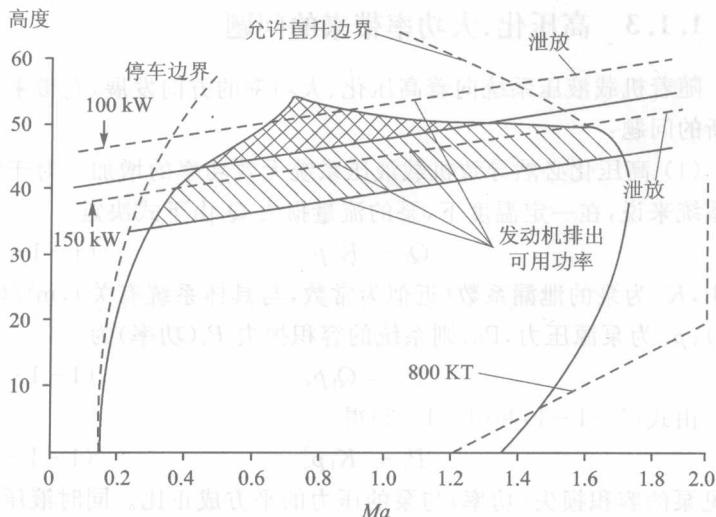


图 1-3 某型号飞机发动机提供的可用功率

界大战时的 5 倍以上,未来飞机需要的机载液压系统的功率将是现在的 5 倍以上。总之,提高机载液压系统的功率是飞机发展的必然需要,大功率是机载液压系统发展的又一必然趋势。

表 1-2 以 F/A-18C/D、F-22 和 F/A-18E/F 为例说明机载液压系统发展的过程和技术水平。

表 1-2 战斗机液压系统的装备现状

机种	液压系统
F/A-18C/D	采用 20.7 MPa 的恒压液压系统,装有 2 台主液压泵,功率 69.4 kW,额定流量为 210 L/min,功率重量比为 7.3 kW/kg
F-22	采用 27.6 MPa 的恒压液压系统,装有 4 台主液压泵,功率 140 kW,额定流量为 270 L/min,功率重量比为 9.2 kW/kg
F/A-18E/F	采用 20.7~34.5 MPa 的恒压液压系统,装有 2 台主液压泵,功率 137kW,额定流量为 236 L/min,功率重量比为 10 kW/kg



1.1.3 高压化、大功率带来的问题

随着机载液压系统向着高压化、大功率的方向发展,它带来如下新的问题:

(1) 高压化必然导致机载液压系统无效功率的增加。对于液压系统来说,在一定温度下,泵的流量损失 Q_1 由下式决定

$$Q_1 = K_1 p_s \quad (1-1-1)$$

式中, K_1 为泵的泄漏系数(近似为常数,与具体系统有关), $\text{m}^3/(\text{N} \cdot \text{s})$; p_s 为泵源压力, Pa; 则系统的容积损失 P_1 (功率) 为

$$P_1 = Q_1 p_s \quad (1-1-2)$$

由式(1-1-1)和(1-1-2)得

$$P_1 = K_1 p_s^2 \quad (1-1-3)$$

可见泵的容积损失(功率)与泵的压力的平方成正比。同时液压系统中其他元部件的泄漏也有此种规律,只是它们的泄漏系数相对较小,所以液压系统较小的压力提高就能产生很大的能量损失。例如,对于 DRPV3-240-1 液压泵来说,在转速为 3 000 r/min 条件下,如果系统压力从 10.35 MPa (1 500 psi)^① 提高到 20.7 MPa (3 000 psi) (系统压力提高 100%), 则泵的容积功率损失从 0.735 kW 提高到 2.94 kW^[16]。

(2) 无效功率增加必然导致系统发热。对于传统的机载液压系统来说,其效率较低。那么,随着机载液压系统功率的增加其无效功率也会成比例地增加。图 1-4^[7] 是某机载泵源输出功率与液压舵机负载匹配图。从图中可以明显看出此种匹配形式很不合适,系统将会产生很大一部分的无效功率。

机载液压系统向着高压化、大功率方向发展,带来的是系统无效功率的增加。机载液压系统无效功率的主要体现形式就是产生大量的热,从而导致机载液压系统的温度急剧升高。预计飞机液

① 1 psi = 6.890 1 kPa。

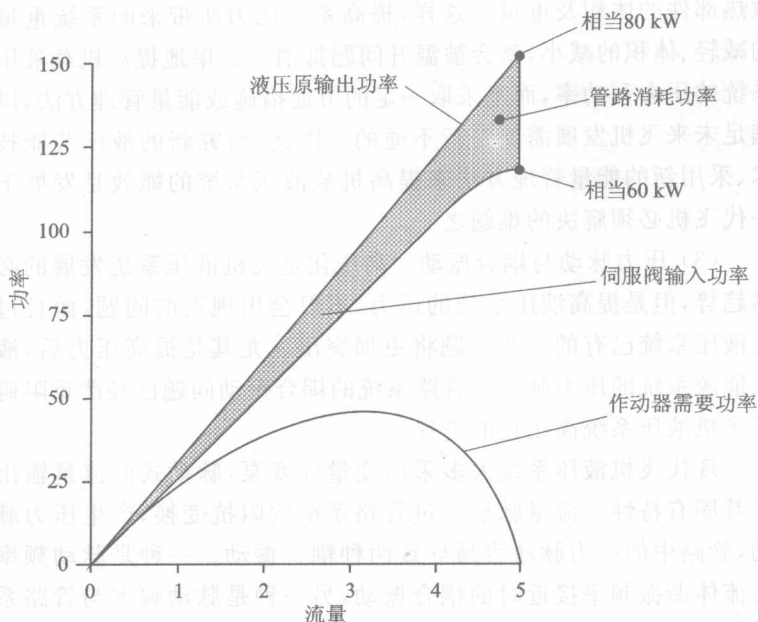


图 1-4 泵源输出功率与液压舵机负载匹配图

压系统压力从 21 MPa 提高到 56 MPa, 温度会从现在的 110℃ 升高到 180℃。温度升高将加速介质老化。国外资料表明: 温度超过油的正常温度时, 每当温度升高 15℃, 矿物油介质的稳定使用寿命将降低 90%; 温升对介质的极其不利的影响还在于粘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的导热能力差, 飞机在超音速飞行时机壳温度的升高及发动机超过 600℃ 的辐射热将进一步促进机载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来降低功率损耗、提高机载液压系统的能效, 势必要增加液压油箱及冷却、



散热部件的体积及重量。这样,提高系统压力所带来的系统重量的减轻、体积的减小,就会被温升问题抵消。简单地提高机载液压系统的压力和功率,而不采取一定的节能措施或能量管理方法,以满足未来飞机发展需要是行不通的。因此,研究新的液压节能技术、采用新的能量管理方法来提高机载液压系统的能效是发展下一代飞机必须解决的难题之一。

(3) 压力脉动与耦合振动。高压化是飞机液压系统发展的必然趋势,但是提高液压系统的压力,不仅会出现新的问题,而且过去液压系统已有的一些问题将更加突出。尤其是提高压力后,液压能源系统的压力脉动与管路系统的耦合振动问题已经严重阻碍了飞机液压系统高压化的进程。

现代飞机液压系统大多采用变量柱塞泵,脉动式的流量输出是其固有特性。流量脉动经过管路系统的阻抗变换,产生压力脉动,管路中的压力脉动容易导致两种耦合振动。一种是脉动频率与流体谐振频率接近时的耦合振动,另一种是脉动频率与管路系统结构的固有频率接近时,发生流固耦合振动。这些耦合振动有时是破坏性的,轻则使机件磨损、失灵,管路支承结构失效,导管损坏,重则造成机毁人亡的事故。20 世纪 80 年代初期,我国某型战斗机由于流体谐振使液压泵出口导管断裂,起火后烧毁整架飞机。20 世纪 90 年代后期,我国某型战斗机在空中飞行时由于流固耦合振动使支承结构破坏,油滤前的导管断裂,造成液压系统失效。美国的 F-15、F-18、F-4B 战斗机和 B-1 轰炸机等都采取了不同的措施解决液压能源管路的振动问题。俄罗斯的 SU-27 战斗机也发生过液压能源系统管路支承结构失效、管路断裂的事故。飞机液压管路系统的故障几乎都发生在能源管路部分,能源管路系统的振动、疲劳及破坏,仍然是一个没有完全解决的难题。



1.2 机载智能泵源系统的提出 及国内外发展概况

1.2.1 液压节能技术的发展概况

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的联系。液压节能技术的研究和发展主要是针对泵源,或者与泵源有关。

液压节能技术的发展主要有3个阶段:蓄能器的应用,采用恒压变量泵,负载敏感泵及功率匹配回路的实现。

定量泵+溢流阀的泵源形式是液压技术中最基本的泵源形式(如图1-5所示)。

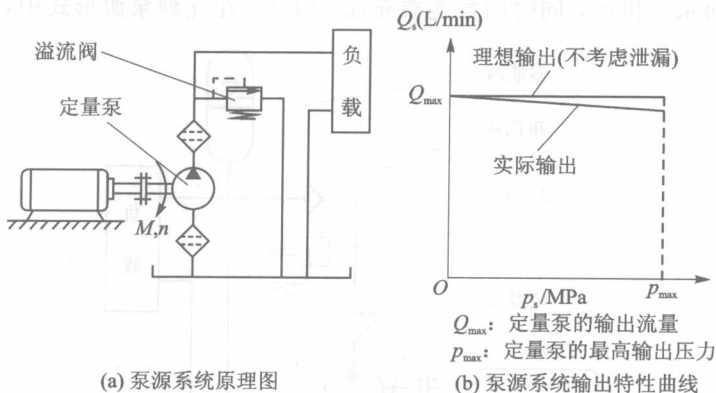


图 1-5 定量泵+溢流阀的泵源形式

泵的输出压力由溢流阀调定。当负载流量与定量泵的输出流量接近或相等时(匹配较好或完全匹配),系统的能效最高,但这种情形在实际应用中很难做到。在实际工作中泵的流量有一部分,



甚至全部(无流量要求时)经过溢流阀排回油箱,因而这种泵源形式的缺点就是能效太低,现在已很少应用于大功率的场合。随着蓄能器的出现及其应用于液压技术,出现了定量泵+溢流阀+蓄能器的泵源形式(见图 1-6),其能效相对定量泵+溢流阀来说有了一定的提高。这主要是由于在负载需要流量较小时,定量泵的输出流量有一部分不再通过溢流阀流回到油箱,而是储存到蓄能器中以便当负载流量增大时补充到液压回路中去。图 1-7 所示是一种采用较大容量的蓄能器、基于定量泵+安全阀(溢流阀)所组成的能效较高的泵源形式^[3]。其主要工作原理是:安全阀设定系统的最高安全压力,起到安全保护作用。当泵源压力上升到高压继电器设定的压力值(p_H)时,高压继电器工作,使二位二通电磁阀工作,通过安全阀使泵卸荷,此时系统的工作压力由蓄能器维持。工作一段时间后,当系统工作压力降低到低压继电器设定的压力值(p_L)时,低压继电器工作,使二位二通电磁阀断开,定量泵又向系统供油,同时向蓄能器充油。因此,在此种泵源形式中,最

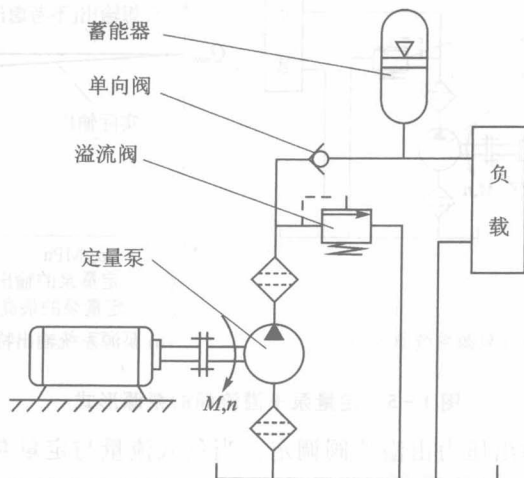
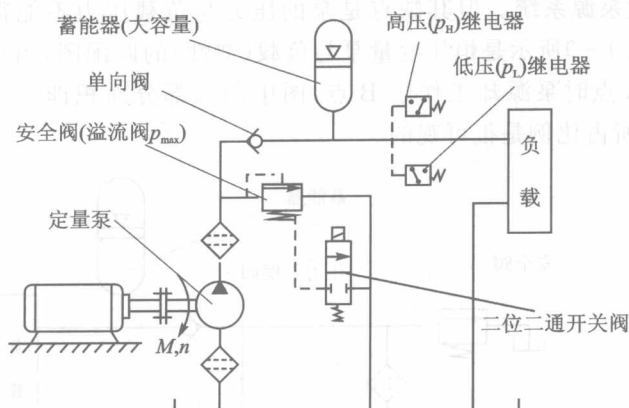


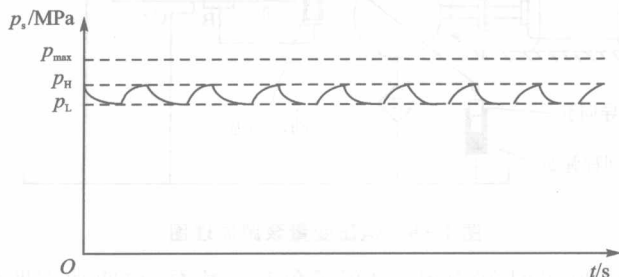
图 1-6 定量泵+溢流阀+蓄能器的泵源形式



主要的功率损失是泄漏,而没有过去泵源形式的多余流量损失。但其主要缺点是需要蓄能器的容量较大,且系统压力波动范围较大,不能适用于高性能的液压系统(特别是电液伺服系统)中。



(a) 泵源系统原理图



(b) 泵源系统输出压力特性曲线

图 1-7 大容量蓄能器+定量泵+溢流阀+压力继电器组成的节能泵源原理图及输出曲线

20 世纪五六十年代,恒压变量泵源开始应用于实际系统中,图 1-8 是恒压变量泵源系统的原理图。恒压变量泵源的核心是恒压变量泵,由泵及自动调压机构组成。油泵输出压力由滑阀右端弹簧设定,低于设定压力时,滑阀左移,斜盘角加大;高于设定压



力时,滑阀右移,斜盘角减小,详细原理可参考 6.1 节。这类泵源的特点是泵的输出流量取决于负载系统的需要,因而效率较高。现在多数的液压泵源都是这种泵源形式,现在飞机使用的亦是恒压变量泵源系统。但其缺点是泵的压力与负载压力不能很好匹配。图 1-9 所示是恒压变量泵与负载(惯性)的匹配图,当负载工作于 A 点时泵源却工作于 B 点,图中阴影部分面积即为无效功率,其所占比例是很可观的。

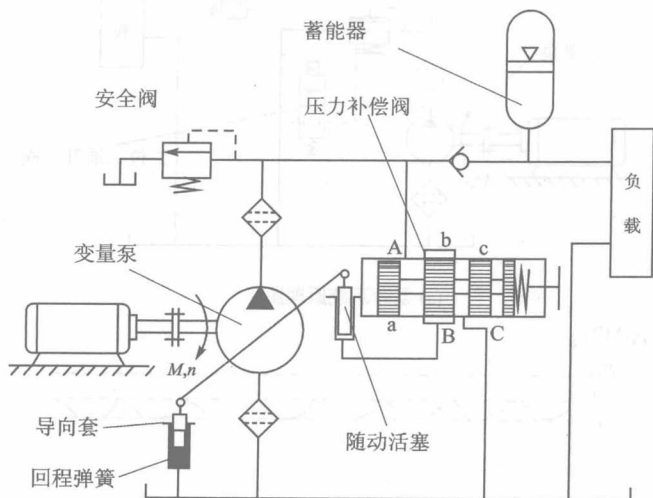


图 1-8 恒压变量泵源原理图

到了 20 世纪 70 年代,出现了负载敏感泵,也叫功率匹配泵。图 1-10 是负载敏感泵的基本原理图。与恒压变量泵比较,增加了一个负载敏感阀,从而能使泵的输出(压力与流量)与负载需要的压力和流量有一个较好的匹配关系,进一步提高了系统的能效。负载敏感泵的主要工作原理是:负载敏感阀的左端与泵输出压力油沟通,右端作用有负载压力和负载敏感阀弹簧。通过负载敏感阀弹簧的设定可以在泵出口与负载压力之间维持一个相应的恒定压差,当负载需要流量减少时,泵出口压力增加。此时,压差上升,

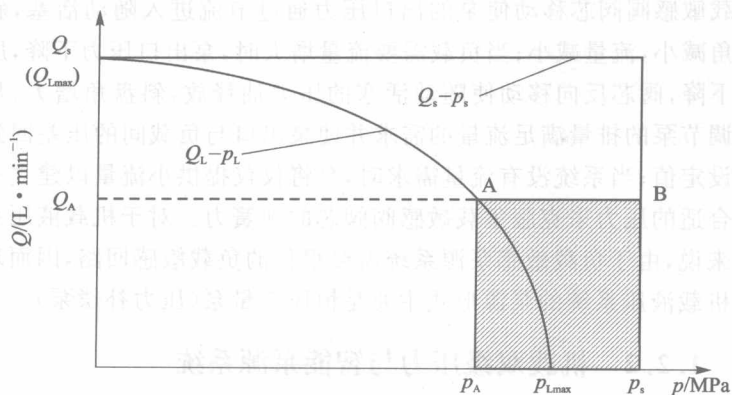


图 1-9 恒压变量泵与负载匹配图

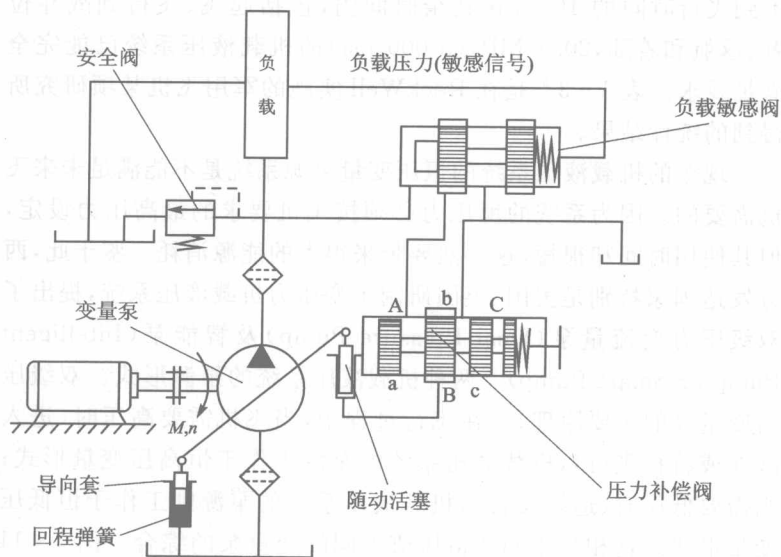


图 1-10 负载敏感泵源原理图



负载敏感阀阀芯移动使泵的出口压力通过节流进入随动活塞,斜盘角减小,流量减小;当负载需要流量增大时,泵出口压力下降,压差下降,阀芯反向移动使随动活塞的压力油释放,斜盘角增大,从而调节泵的排量满足流量的需求并使泵出口与负载间的压差回到原设定值;当系统没有流量需求时,泵将仅提供小流量以建立一个合适的压力来克服负载敏感阀阀芯的弹簧力。对于机载液压系统来说,由于负载敏感泵源系统需要很长的负载敏感回路,因而现在机载液压系统的泵源形式主要是恒压变量泵(压力补偿泵)。

1.2.2 机载双级压力与智能泵源系统

美国军方的研究表明,对于1架典型的战斗机来讲,飞机对机载液压泵源要求工作压力为55.2 MPa(8 000 psi)的时间还不到飞行时间的10%;在其余时间内,包括起飞、飞行到战斗位置、返航和着陆,20.7 MPa(3 000 psi)的机载液压系统已能完全满足要求。表1-3^[9]是在RockWell实施的军用飞机某项研究所得到的统计结果。

现今的机载液压系统的恒压变量泵源系统是不能满足未来飞机需要的。因为系统的恒压力必须按飞机要求的最高压力设定,但其使用时间却很短,这必然要带来很大的能源消耗。鉴于此,西方发达国家特别是美国、英国研制了变压力机载液压系统,提出了双级压力变流量泵(Dual Pressure Pump)及智能泵(Intelligent Pump or Smart Pump)^[9]两种机载液压系统的泵源形式。双级压力变量泵的主要原理是:在飞行过程中,当飞机需要高压时(进入战斗或特技飞行),机载液压系统的泵源工作于恒高压变量形式;当需要低压时(巡航飞行),机载液压系统的泵源则工作于恒低压变量形式。这相当于两个恒压值不同的变量泵的综合。图1-11是双级压力变量泵的输出特性曲线。美国决定实施F/A-18E/F计划时将采用20.7~34.5 MPa(3 000~5 000 psi)的变压力机载液压系统^[7],由飞控计算机根据飞行状态及舵面负载大小,通过调