

机载液压系统的主要发展趋势

陈 斌 王占林 裘丽华

(北京航空航天大学自动控制系, 北京, 100083)

MAIN DEVELOPMENTAL TREND OF AIRCRAFT HYDRAULIC SYSTEMS

Chen Bin, Wang Zhanlin, Qiu Lihua

(Automatic Control Department, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘 要 对飞机特别是军用飞机机载液压系统的主要发展趋势进行了综述, 并对国内外的机载液压系统的研究工作进行了一定的介绍, 重量轻、体积小、高压化、大功率、变压力等是机载液压系统的主要发展趋势, 尤其是高压变压力泵源系统对未来飞机的发展尤为重要。

关键词 机载液压系统 高压化 变压力

中图分类号 V245

Abstract Main developmental trend of aircraft, especially military aircraft, hydraulic systems is summarized. And some research works on aircraft hydraulic systems of domestic and overseas are introduced. Light, smallness, high-pressure, high-power, variable pressure, etc. are the main developmental trend of aircraft hydraulic systems. Especially, high-pressure variable pressure hydraulic pump source is very important for the development of future aircraft.

Key words aircraft hydraulic systems, high-pressure, variable pressure

液压伺服技术应用于航空领域是二战末期才开始的, 开始阶段的发展很缓慢。60 年代以来, 随着电气技术、自动控制理论等的发展和应用, 液压伺服技术进入了一个新的阶段, 它在航空、航天领域发挥着越来越大的作用。随着液压伺服技术特别是电液伺服技术的发展和运用, 机-电-液作动系统已成为飞机作动系统的主要形式。电液伺服作动系统随着航空、航天技术的发展和需要, 以及伴随着微电子技术及其他相关技术的发展而逐渐发展成成熟起来。现在绝大多数飞机作动系统都是电液伺服系统, 最主要的飞机舵面全部采用电液伺服系统驱动, 电液伺服系统已经是比较成熟和完善的机载液压作动系统。同时, 机载液压系统的液压传动系统在飞机上亦有重大应用, 现代飞机起落架的收放动作几乎都是采用液压传动系统实现的。作为机载液压系统的两个方面: 机载电液伺服系统和机载液压传动系统, 它们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, 对飞机的安全飞行及着陆等极为重要^[1~3]。飞机特别是军用飞机的进一步发展对机载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、变压力等方向发展^[1, 2, 4~12]。

1 重量轻体积小

随着飞机特别是军用飞机向着高速、高机动性方向发展, 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: 首先, 下一代战斗机要求具有高超音速巡航能力,

这就要求飞机本身的重量要适当减轻。因而,作为飞机的一部分的液压系统的重量必然要减轻;同时,对高超音速飞机的气动力模型研究发现,要实现高超音速,下一代飞机的翼面必须小而薄,而目前安装在机翼内的操纵舵面的液压元部件的体积根本不能使飞机翼面达到要求,因而要求液压元部件减小体积^[4~6]。美国空军要求机翼内的液压元部件的安装体积缩小 60%^[5]。再者,现代地对空、空对空等武器系统的发展对飞机生存力的威胁日趋增加,减轻机载液压系统的重量和缩小其体积是提高飞机生存力、增加飞机战斗飞行安全的有效手段之一。另外,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%^[6]。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

自从机载液压系统出现 20.7MPa{3000psi}、27.6MPa{4000psi}压力之后,世界上飞机液压系统最高压力已保持了 40 余年没有改变,图 1^[4]所示是世界各国主要机型机载液压系统的工作压力。但是世界各国特别是美国近 20 年来的大量研究表明:减轻机载液压系统重量和缩小其体积的最有利的途径是提高机载液压系统的工作压力。图 2^[4]表示的是提高机载液压系统工作压力的必要性。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)^[4,5]。

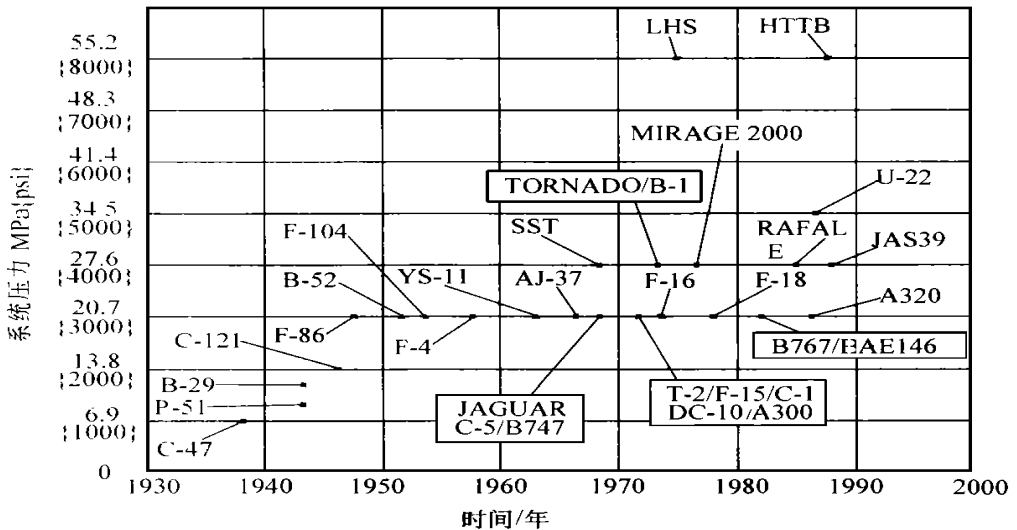


图 1 世界各国主要机型机载液压系统的工作压力

民用运输机: A300, A320, B747, B767, BAE146, DC-10, SST, YS-11

军用运输机: C-1, C-5, C-47, C-121, V-22

战斗机: AJ-37, F-4, F-15, F-16, F-18, F-86, F-104, JAGUAR, JAS39, MIRAGE 2000, P-51, RAFALE, TORNADO

轰炸机: B-1, B-29, B-52

实验机: LHS, HTTB

美国海军在 F-14 战斗机上进行了压力分别为 20.7MPa {3000psi} 和 55.2MPa {8000psi} 2 种机载液压系统的对比研究, 结果表明: 相对于压力为 20.7MPa {3000psi} 的机

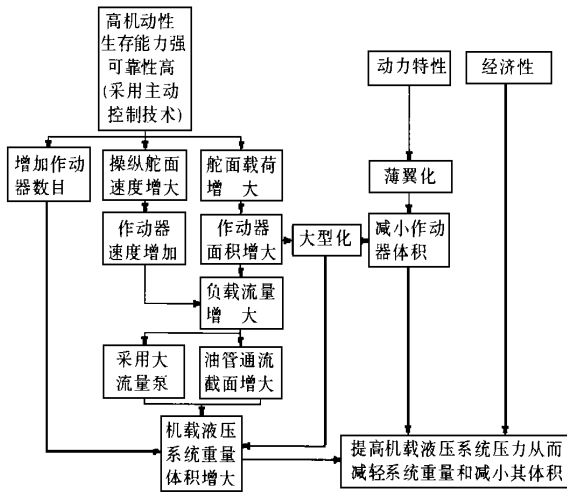


图2 提高机载液压的必要性

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%^[5]。同时, 也进一步证实将 F-15, KC-10 飞机机载液压系统压力从 20.7MPa { 3000psi } 提高到 55.2MPa { 8000psi } , 系统的重量至少减轻 25%~30%^[6]。美国海军还与洛克韦尔公司、沃特公司共同进行了超高压机载液压系统的全面地面与飞行试验研究, 利用 A-7E 的机载液压系统作为研究对象, 试验结果表明系统重量减轻 30%^[6]。前苏联在苏-27 战斗机上进行了压力分别为 20.7MPa { 3000psi } 和 27.6MPa { 4000psi } 2 种机载液压系统的对比研究, 与压力为 20.7MPa { 3000psi } 的机载液压系统相比, 采用压力为 27.6MPa { 4000psi } 的机载液压系统的重量减轻 40%^[5]。目前, 美国至少有一架研制中的飞机采用了压力为 34.5MPa { 5000psi } 的机载液压系统, 其他国家为提高机载液压系统的压力正在做大量的研究。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

未来飞机特别是军用飞机不断向着高速、高机动性方向发展, 不但要求机载液压系统减小体积和减轻重量, 而且要求机载液压系统的功率大幅度地提高。这主要因为: 1 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, 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%^[10]; 2 飞机速度加快和机动性的提高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^[10]。随着飞机的不断发展, 特别是主动控制技术的应用和发展, 机载液压系统的功率会不断提高, YF-22A 机载液压系统的功率为 560kW, 约为 F-15 战斗机的 2 倍; YF-23A 机载液压系统的功率也在 450kW 以上。对先进战术战斗机来讲, 要求其机载液压系统应具有近 600kW 的功率^[5]。目前高性能战斗机所需的机载液压系统的功率为二战时的 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^[7]。

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。

4 变压力

随着机载液压系统向着高压化、大功率的方向发展,它带来了新的问题:

(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_l 由下式决定

$$Q_l = K_l P_s \quad (1)$$

式中: K_l 为泵的泄漏系数(近似为常数与具体系统有关); P_s 为泵源压力。

则泵的容积损失 W_v (功率)为

$$W_v = P_s Q_l \quad (2)$$

由式(1)和式(2)得

$$W_v = K_l P_s^2 \quad (3)$$

可见泵的容积损失(功率)与泵的压力平方成正比,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 3000r/min 的条件下,如果系统压力从 10.35MPa {1500psi} 提高到 20.7MPa {3000psi}(系统压力提高 100%),则泵的容积损失(功率)从 0.735kW 提高到 2.94kW^[13]。

(2) 机载液压系统功率的增大,同样会使系统的无效功率增加。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的增加。图 3^[14] 是某机载泵源输出功率与舵机负载匹配图,从图中可以明显看出此种匹配形式很不合适,系统将会有很大一部分的无效功率产生。

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,温度升高将加速介质老化。国外资料表明: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^[1]。而且,未来飞机上大量使用的复合材料导热能力差,飞机在超音速飞行时机壳温度的升高进一步促进了液压系统的温度升高^[13]。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、提高机载液压系统系统的能效,那么势必要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。

同时,美国的研究结果表明,对于一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 55.2MPa {8000psi} 的时间还不到飞行时间的 10%,在其余时间内,包括起飞、飞

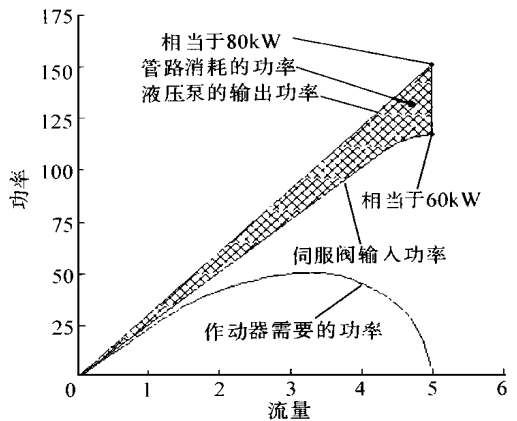


图 3 某机载泵源输出功率与舵机负载匹配图

行到战斗位置、反航和着陆, 20. 7MPa {3000psi} 的机载液压系统已能完全满足要求, 表 1^[14] 是在洛克韦尔公司实施的军用飞机某项研究所得到的统计结果。

因而, 对于现今的机载液压系统的恒压变量泵源系统来说是不能胜任未来飞机发展需要的, 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, 这显然要带来很大的能源浪费。

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。鉴于此, 西方发达国家特别是美国、英国正在研制变压力机载液压系统, 提出了双级压力变量泵 (Dual Pressure Pump)^[10, 11] 及智能泵 (Intelligent Pump or Smart Pump)^[5, 13~20] 2 种机载液压系统的泵源形式:

(1) 双级压力变量泵 针对表 1 的统计结果, 采用双级压力变量泵, 当需要高压时, 泵源工作于高压变量状态; 其他则工作于低压变量状态。这将大大减小因系统压力的提高而带来的无效功率的急剧增加。美国对 27. 6MPa {4000psi} ~ 55. 2MPa {8000psi} 的双级压力变量泵作了大量的理论和实验研究工作, 结果表明泵工作正常, 能满足未来飞机的需要^[10, 11], 已决定在实施 F/A-18E/F 计划时将采用 20. 7MPa {3000psi} ~ 34. 5MPa {5000psi} 的双级压力变量泵源系统; 我国对双级压力变量泵也作了大量的研究工作, 北京航空航天大学王占林教授等人和原航空总公司的厂所合作研制了 20. 7MPa {3000psi} ~ 27. 6MPa {4000psi} 的双级压力变量泵源系统, 实验结果理想, 达到了预期的目的^[21]。

(2) 智能泵源系统 其核心就是微处理器控制的变量泵, 它能实现多种功能, 与飞行主控计算机形成一种上下位机形式的智能系统, 能实现流量、压力、功率及综合 4 种工作方式, 并具有状态监测功能, 它根据飞行状态 (高度、速度等) 的不同而实时地实现功率匹配, 是现今最为理想的泵源系统。对于机载液压系统智能泵源的研究, 国外特别是美国和英国从 80 年代起, 已作了大量工作, 从目前的资料可以估计, 美国对智能泵源的研究已到了实用水平, Vickers 公司从事泵的智能控制已有数年历史, 该公司与原麦道公司一起执行了包括 “智能” 控制 DPRV 3-305-1 液压泵在内的预研

计划, 该泵的工作压力是 55. 2MPa {8000psi}, 另外, 英国宇航公司公用系统验证试验架上的两台泵也是智能控制的 DPRV 3-115-EAT 泵, 工作压力为 27. 6MPa {4000psi}。图 4 是

表 1 飞行过程统计表

航程	飞行方式	持续时间 /min	高度 /km	占总飞行时间百分比	马赫数
1	起飞	3	S. L.	1. 9	0. 28
2	爬升和巡航	48	11	29. 6	0. 8
3	搜巡和下降	36	9	22. 2	0. 7
4	突击	4	S. L.	2. 4	1. 1
5	战斗	5	3	3. 2	0. 6
6	巡航和下降	48	12	29. 6	0. 8
7	着陆	18	S. L.	11. 1	0. 28
总计		162		100%	

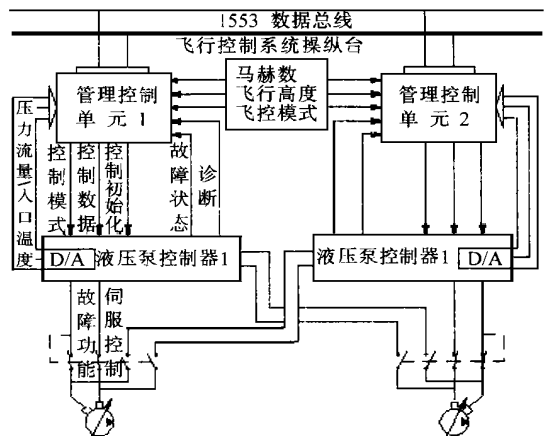


图 4 Vickers 公司机载液压系统智能泵源的控制结构图

Vikers 公司机载液压系统智能泵源的控制结构图。

因此,变压力泵源系统的应用是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的最佳途径,是未来飞机机载液压系统发展的必然趋势。

5 结束语

重量轻、体积小、高压化、大功率、变压力等是机载液压系统发展的主要方向。同时,飞机的主控计算机(飞控系统)已采用了数字计算机,因而数字化必将是机载电液作动系统发展的趋势^[22,23]。此外,高的安全性(抗燃的液压油)、高的生存能力^[1,2,4~7,24,25]亦是未来飞机发展不可缺少的条件。针对目前我国航空工业的现状应对此予以足够的重视,特别是对高压化变压力泵源系统的研究犹显重要和紧迫。

参 考 文 献

- 1 李培滋,王占林. 飞机液压传动与伺服控制(上). 北京:国防工业出版社,1979
- 2 王占林,李培滋,飞机液压传动与伺服控制(下). 北京:国防工业出版社,1979
- 3 王占林. 液压伺服控制. 北京:北京航空学院出版社,1987
- 4 高城 基. 航空机油压系统N 高压化. 油压H 空气压, 1988, 20(1): 26~31
- 5 于敦. 战斗机液压系统的发展动向. HY95010, 北京:航空信息研究所,1995. 8
- 6 王绍博. 飞机液压系统高压化研究及其发展. 国际航空,1993 (3): 55~56
- 7 Brahney J H. Hydraulic pumps: the key to power generation. Aerospace Engineering, 1991(12): 9~13
- 8 Yeaple F. Aerospace climbs higher with fluid power. Design News, 1992(7): 55~58
- 9 Lawhead P. Electro-modulated control of supply pressure in hydraulic systems. SAE 912119
- 10 Hupp R V, Haning R K. Power efficient hydraulic system. Vol. 1. (Research) ADA 203899
- 11 Hupp R V, Haning R K. Power efficient hydraulic system. Vol. 1. (Experiment) ADA 203400
- 12 Brahney J H. Will hydraulic systems meet tomorrow's aircraft power requirement. Aerospace Engineering, 1991 (11): 9~13
- 13 Peter T. Microprocessor control of aerospace hydraulic pumps. SAE Technical Paper Series 871863, 1987
- 14 Spencer J E. Development of variable pressure hydraulic systems for military aircraft utilising the "smart hydraulic pump". ImechE 1993, C474/002, 101~111
- 15 Milet J A, Lawhead P M. Controlled pressure pumps for more efficient hydraulic systems. SAE 1986 transactions: aerospace SAE-861844, 1986
- 16 金明译. 液压附件的“智能”控制. 国际航空,1988(2): 52~53
- 17 Case R L. Digital control of aerospace pumps and motors. Hydraulic & Pneumatics, 1992(12): 29~33
- 18 Lambeck R P. Energy saving controls for pumps. Machine Design, 1980(2): 22~27
- 19 1992 SAE aerospace fluid power, actuation and control technologies handbook. 1992, 1[K]/SAE: 813
- 20 1992 SAE aerospace fluid power, actuation and control technologies handbook. 1992, 2[K]/SAE: 1170
- 21 28MPa 飞机高压课题组. 28MPa 飞机液压能源研究系列报告. 北京航空航天大学自动控制系. 1995
- 22 凌和生. 下一代飞机舵机的雏形—F/A-18 灵巧式副翼舵机. 国际航空,1993(3): 53~54
- 23 McLaughlin R J, Shaw E D. F/A-18 aileron smart servoactuator. NAECON 89', 1989. 338~345
- 24 Sadeghi T, Lyons A. Fault tolerant EHA architecture. IEEE AES System Magazine, 1992(3), 32~42
- 25 Greene J B, Orf M A, Sheahan J J. Nonflammable hydraulic power system for tactical aircraft. ADA 239805