

飞行器 液压系统 可靠性

T. M. 巴史塔

B. M. 鲁 让

Г. Н. 扎奥尼珂夫斯基

等著

30926703

航空工业出版社

飞行器液压系统可靠性

T. M. 巴史塔

B. M. 鲁 让

等著

Г. И. 扎奥尼珂夫斯基

吴金玉 王德英 陈子玉 译

孙治邦 裴丽华 校

025/05



C0064184

航空工业出版社

1992

(京)新登字161号

内 容 提 要

本书介绍了飞行器液压系统的结构原理,论述了评估液压系统可靠性的主要判据和特性,列举了液压系统功能可靠性的评估方法,阐明了液压系统的鉴定问题。对苏联现代飞机、直升机和其他国家现代飞机、直升机的可靠性进行了分析和评估。

本书是从事航空液压系统使用、制造、设计工作的工程技术人员和科学工作者的专业参考书。

飞行器液压系统可靠性

T.M.巴史塔

B.M.鲁 让 等著

Г.И.扎奥尼珂夫斯基

吴金玉 王德英 陈子玉 译

孙治邦 裘丽华 校

航空工业出版社出版发行

(北京市和平里小关东里14号)

—邮政编码: 100029—

全国各地新华书店经售

航空工业出版社印刷厂印刷

1992年1月第1版

1992年1月第1次印刷

开本: 787×1092毫米 1/16 印张: 11¹⁰/₁₆

印数: 1—1000 字数: 290千字

ISBN 7-80046-399-0/V·096

定价: 6.80元

前 言

为使航空技术更趋完善,为制造出载重量更大的近音速和超音速飞行器,我们必须研究如何提高功能系统的可靠性,因为它们的故障将影响飞行器的安全飞行。飞行器的液压系统就是这样一种功能系统,本书将专门研究其可靠性问题。

经验证明,可靠性问题只能用综合方法解决,因此在飞行器的设计、制造和使用各阶段都应加以重视。

应用可靠性理论,可确定飞行器功能系统在内外因素的影响下产生故障的规律性,并可制定飞行器功能系统技术维护和修理的最佳方案。不但在制定试验大纲时,而且在评估、计算和预测具体航空产品的可靠性时,都应重视对可靠性基本理论的应用。在采用概率判据来评估产生特殊飞行状态的可容许性时,必须研究出一些更有效的方法,以保证航空技术装备有足够高的可靠性和寿命。

本书讨论了飞行器液压系统的可靠性问题,并总结了民航和航空工业各企业机构保证飞行器液压系统及其元部件可靠性的经验。

书中叙述了研究飞行器液压系统可靠性问题的基本方法,并对液压部件可靠性和寿命与飞行安全性的相互关系进行了较详尽的论述;推导了液压系统及各个部件在不同因素影响下其可靠性指标在设计、制造、试验、使用各阶段的计算方法;阐述了造成飞行器液压系统失效的过程及其发展规律;分析了影响航空液压系统各个部件可靠性的主要因素,并举例说明了可靠性参数的计算方法。书中还研究了液压系统的诊断问题和最佳使用方法。最后论证了按技术状态使用航空液压传动装置部件这一先进对策的应用前景,该对策是以通过各个部件本身的物理寿命来有效地控制可靠性的原理为基础的。

本书第一章由T.M.巴斯塔、Г.И.扎奥尼珂夫斯基(1.1, 1.3)和B.M.鲁让(1.1)编写;第二章由B.M.鲁让(2.1, 2.2)、Г.И.扎奥尼珂夫斯基(2.3)和Ю.С.戈洛夫科(2.4)编写;第三章由Ю.С.戈洛夫科、А.А.科马罗夫编写;第四章由B.Л.巴班斯卡娅、А.А.科马罗夫编写;第五章由B.Л.巴班斯卡娅(5.2, 5.4)、Г.И.扎奥尼珂夫斯基编写;第六章由Г.И.扎奥尼珂夫斯基编写。

目 录

第一章 飞行器液压系统

1.1. 功用及主要技术要求	(1)
1.2. 构成原理	(7)
1.3. 典型元件	(21)
1.4. 主要特性	(41)

第二章 液压系统功能可靠性的评估方法

2.1. 功能可靠性分析的基本原理	(46)
2.2. 功能可靠性评估算法的构成	(51)
2.3. 在设计阶段对功能分系统无故障率定量指标的评估	(59)
2.4. 在使用过程中对可靠性的统计评估方法	(67)

第三章 对液压系统可靠性水平的分析和评估

3.1. 故障及失效的分类	(72)
3.2. 在使用过程中可靠性的变化	(76)
3.3. 液压系统的工作状态	(82)
3.4. 工作液的技术状态对液压系统工作能力的影响	(84)

第四章 液压系统附件的可靠性

4.1. 影响附件可靠性的主要因素	(94)
4.2. 液压装置工作过程的统计模型	(101)
4.3. 附件使用中的变化对其功能参数的影响	(108)
4.4. 主要附件技术状态在使用中的变化	(111)
4.5. 附件可靠性特性在使用过程中的变化	(115)
4.6. 附件的试验	(128)

第五章 液压系统的诊断

5.1. 诊断的理论基础	(136)
5.2. 诊断模型	(150)
5.3. 技术状态的检验	(160)
5.4. 诊断方法	(165)

第六章 液压系统的最佳使用方法

6.1. 使用策略	(169)
6.2. 使用过程中提高可靠性的方法	(172)
6.3. 使用工艺性和保证使用工艺性的方法	(174)

附录	(178)
----	-------

参考文献	(179)
------	-------

第一章 飞行器液压系统

1.1 功用及主要技术要求

飞行器液压系统由一些设备和附件组成，这些设备和附件能保证负载（液压传动装置）对液压源的要求，这些设备和附件还能利用来自自动驾驶仪和飞行自动操纵系统的信号控制负载和航空发动机等的工作状态。液压系统和操纵机构共同组成了所谓的飞行器“肌体”，用以保证飞机和直升机操纵系统、起落架收放系统、减速板操纵系统、机翼机械操纵系统、可变机翼几何结构机械系统、垂直起落飞机机翼或航空发动机转速调节系统、发动机操纵系统及旋翼操纵系统、农用飞机专用设备及超音速飞机进气道结构操纵系统中的动力装置和传动装置的工作。

液压系统的应用在很多情况下简化了现代飞行器的设备。雷达寻的设备传动系统的液压传动装置之所以不能被任何其他装置所代替，是因为对其快速性要求特别高，而且要在体积小、重量轻的情况下能保证大的传动力，这就使舵机在多种飞行器助力操纵系统中得到了广泛应用。在现代飞行器上，液压系统能保证起落架收放系统、刹车系统、起落架前轮转弯操纵系统等几个重要功能系统的工作。当驱动发动机旋转频率可能发生摆动时，用液压传动装置来调节交流发电机的旋转频率。液压系统还在加油系统、升降机、卷扬机、运输车及其他各种飞行器地面服务设备中得到了广泛应用。

容积液压传动装置是飞行器液压系统的基础。参考文献(35)的作者们根据ГОСТ17752-81编制的容积液压传动装置的分类如图1.1所示。

容积式液压传动装置

按工作液的供给源分	按输出回路运动特点分	按调节的可能性分	按工作液循环形式分	按可调装置分	按调节目的分	按调节方法分
—油泵式	—直线运动式	—可调的	—闭合循环	—节流调节的	—稳定式	—手动式
—蓄压式	—转动运动式	—不可调的	—开路循环	—容积调节的	—程控式	—自动调节式
—管路式	—旋转运动式			—容积节流调节的	—随动式	
				—驱动发动机调节的		

图 1.1 容积液压传动装置分类图

液压传动装置的优点 液压传动装置之所以在现代飞行器上获得了广泛应用，是因为它们具有一系列优点，其中主要的是单位功率的体积小、重量轻。后一个参数常用单位重量功率，即传动功率对重量之比来评估。现代旋转式液压马达的体积只占同样功率的电动机体积的12~13%；油泵和液压马达的重量只占同功率同功能机电部件重量的10~20%。尤其当工作旋转频率约为3000转/分、压力为20~25兆帕时，油泵的重量在功率为1千瓦时不超过0.20千克(即单位重量功率为5千瓦/千克)。

正如参考文献(35)中指出的，不同系统传动装置的单位重量效率是：电动机为2~4千克/千瓦；电力传动装置（马达、减速器、螺杆—螺套传动装置）为10~30千克/千瓦；液压

马达为0.1~0.4千克/千瓦；液压作动筒和气压作动筒为0.3~0.4千克/千瓦。

液压传动装置的优点之一是动作速度快。试验证明，在功率为3.7千瓦的旋转液压马达换向时，换向时间和使其反方向旋转频率达到2500转/分的时间为0.03~0.04秒。

油泵的动作速度也很高。例如，现代航空泵从零速到最大速度所用时间不超过0.04秒，而从最大速度降到零速时仅用0.02秒。在完成指令信号时，液压传动装置所具有的高灵敏度及短延迟时间对快速动作的机械装置，特别是对飞行器操纵系统的舵机尤为重要。

液压传动装置还具有输出速度可连续（无级）调节，调速范围宽，运动平稳、均匀及稳定，寿命长和有效系数高等优点。

旋转式液压马达与电动机不同，它在负载作用下具有固定的速度特性，可在任意小的角速度下无限期地工作，而且此时仍能保持角速度同负载间的特性关系不变。

现代航空技术的飞速发展大大提高了对飞行器的速度及载重量的要求，这就促使制造不同功能的超音速飞行设备，同时也大大扩大了航空液压传动装置的应用范围。目前，液压系统可保证飞行器的20~30个子功能系统的工作，其总功率可达数百千瓦。近年来舵面操纵部件在飞行器自动驾驶仪系统、稳定系统和增稳系统中得到了广泛应用。

对飞行器主要功能系统可靠性及安全性的基本要求 人们常称液压系统为“关键”系统，属飞行器重要安全功能保证系统范畴^[65]。对它们的可靠性和安全性的要求在苏联的《民用飞机适航性条例（HJTC）》及美国、英国和其他国家类似标准文件中已有严格规定。

根据现行标准文件规定，凡是飞行器的“关键”系统，在设计时应遵守故障产生概率同其产生后果的严重性成反比的原则。图1.2示出了由《英国民航适航性标准》^[65]所规定的飞行器功能系统故障可能的后果同允许故障产生概率之间的交叉图表。此时，根据所采用的事件概率分类表，全部事件（这里指飞行器功能系统可能故障、故障状态、特殊情况、外部影响等）分为可能事件、或然率不大事件和实际不可能事件。可能事件本身分为频繁（重复）事件和很可能事件，而或然率不大事件分为或然率很小事件和或然率极小事件^[24]。

事件概率	可 能 事 件					或 然 率 不 大 事 件				实际不可能事件								
						很 小		极 小										
概率范围	10^0	10^{-1}	10^{-2}	10^{-3}	10^{-4}	10^{-5}	10^{-6}	10^{-7}	10^{-8}	10^{-9}								
	1		2		3		4		5		6		7		8		9	
故障后果	不 严 重					严 重					危 急							
对机上人员的影响	无感觉		不舒适		不安宁		受 伤		很多人受 伤		严重受伤或死亡		发生很多人死亡的情况					
对飞机的影响	无影响		有干扰		飞行受到很大限制		紧急状态		迅速迫降		飞行性能受限制 严重损伤 不致想落架着陆		水上着陆		破 坏			

图 1.2 飞行器功能系统故障的可能后果及故障产生允许概率的交叉图表

为了对事件产生概率给予定量评价，常使用一个飞行小时的概率值或一次飞行的概率值，选取的出发点取决于被研究事件的性质。

频繁事件或重复事件可能产生在这种飞行器的整个使用期内，其概率大于 10^{-3} /飞行小时，很可能事件或适度可能事件在每一个该种飞行器的全部工作期内重复若干次，其产生的

概率在 $10^{-3} \sim 10^{-5}$ /飞行小时之间。或然率很小的事件在每个飞行器的全部使用期内是不大可能事件,但在某些情况下,在研究该种飞行器的总批量时,在整个使用期内此种事件又是可能事件,它产生的概率在每飞行小时 $10^{-5} \sim 10^{-7}$ 之间。或然率极小的事件,在研究该种飞行器的全部使用期时,对该种飞行器的总批量来说几乎是不可能事件,其产生的概率为每飞行小时 $10^{-7} \sim 10^{-9}$ 。实际不可能事件(其产生概率低于 10^{-9})指的是那些不能看成是一飞行小时内的可能事件。

功能系统的故障常使飞行处于特殊状态,它们造成的后果常用以下判据来评估:与飞行特性、驾驶质量、系统结构和系统工作等相关的安全性水平下降;机组人员的载荷高于正常值;在飞行器上有不舒适感、人体受伤或死亡情况。此时,所谓的特殊状态就是由于某些不利因素或由于这些不利因素的共同影响而在飞行中出现并降低飞行安全性的状态。特殊状态分为飞行条件复杂化状态、复杂状态、紧急状态和危急状态。

飞行条件复杂化的特点是,飞行器机组人员的心理载荷略有增加,飞行器稳定性和操纵性特性略有下降。此时,飞行条件的恶化不会导致飞行计划的改变,也不影响飞行计划的顺利完成。

在复杂状态产生时,机组人员的心理载荷明显增加,或飞行器的稳定性和操纵性及其飞行特性明显恶化。飞行器的一个或几个参数可能超出允许使用界限,但还不到极限区。机组人员及时和正确的动作,其中包括根据《飞行使用指南》及时改变飞行计划、飞行轨迹或飞行状态,可防止飞行器从复杂状态进入紧急或危急状态。

紧急状态的特点是,机组人员的心理载荷明显增加,飞行器的稳定性和操纵性或其飞行特性明显变坏。此时飞行特性可能达到或超过飞行极限条件或设计条件。要想防止从紧急状态向危急状态的过渡,机组人员必须具备高超的职业技能。造成人员伤亡及飞行器毁坏的特殊状态称为危急状态。

根据《英国民航适航性标准》^[65],飞行器功能系统,其中包括液压系统,可以看成独立系统,也可与其他系统看成一个整体,对它们应设计成这样:

a) 导致危急状态的任一个故障状态都看成是实际不可能事件,或飞行器整体的危急状态产生的总概率(由系统总体可能故障引起的)不超过 10^{-7} /飞行小时;

b) 由功能故障引起的紧急状态所产生的概率不超过 10^{-6} /飞行小时,而且任一导致紧急状态的单一功能故障出现的次数不应超过或然率极小的事件次数;

c) 由功能故障引起的复杂状态产生的概率不超过 10^{-4} /飞行小时,此时导致复杂状态的单一功能故障应属于或然率不大的事件范畴。

应对所有造成飞行条件复杂化的可能故障状态进行分析,并应在具体类型的飞行器的《飞行使用指南》中予以详细说明。希望任何一个导致飞行条件复杂化的“关键”系统的功能故障都不属于重复事件的范畴,即其产生的概率不超过 10^{-3} /飞行小时。

国外适航性标准规定的特殊飞行状态出现概率的允许值列于表1.1。对表1.1进行分析可看出,如果将飞行器的任何一个故障状态(功能故障)看作是一个复杂系统的故障状态,则对每个飞行器功能系统来说,可采用以下的飞行特殊状态出现的概率值:

由于一个功能系统的“过失”所造成的人身事故应是实际不可能事件($P < 10^{-9}$);

紧急状态是或然率极小的事件($P < 10^{-7}$);

危险状态是或然率很小的事件($P < 10^{-5}$);

飞行条件复杂化是适度可能事件 ($P < 10^{-3}$)。

表 1.1

FAR-25		BCAR		IKRAO		TSS协和	
事件概率	表现后果	事件概率	表现后果	事件概率	表现后果	事件概率	表现后果
可能事件	不严重	频繁事件 $> 10^{-3}$	不严重			重复事件 $> 10^{-3}$	不严重
		适度可能事件 $10^{-3} \sim 10^{-5}$	不严重	适度可能事件 $10^{-3} \sim 10^{-5}$	不严重	适度可能事件 $10^{-3} \sim 10^{-5}$	不严重
		或然率不大的事件 $10^{-5} \sim 10^{-7}$	严重	或然率不大的事件 $10^{-5} \sim 10^{-7}$	没有极端危险性	或然率不大的事件 $10^{-5} \sim 10^{-7}$	严重
不可能事件	危险	或然率极小事件 $10^{-7} \sim 10^{-9}$	危险	或然率极小事件 $< 10^{-7}$	危险	或然率极小事件 $< 10^{-7}$	危险
极不可能事件	危急	完全不可能事件 $< 10^{-9}$	危急	根本不可能事件 $< 10^{-9}$	危急	根本不可能事件 $< 10^{-9}$	危急

对飞行器液压系统可靠性及无故障的要求 对作为“关键”功能系统的飞行器液压系统来说,应完全满足上述可靠性和无故障要求,并要考虑到故障后果对飞行安全性的影响。这可通过选择相应的液压系统回路、结构方案、部件或配套产品来达到。液压系统作为一个整体应这样设计,即应在所期望的使用条件下,可靠地保证飞行器其他系统的液压动力传动执行装置在全部工作状态下的能源[43,65]。

当所有系统负载在最不利的组合状态下同时工作并在任何已知最小时间内外部负载相互逆作用时,液压系统的液压源功率应能保证系统负载的工作。如果系统负载的液压执行装置的功能部分地由液压蓄压器保证,则蓄压器的容量对完成具有一定时间间隔的固定工作周期(动作)应是足够的。

动力传动执行装置的可靠性通过按储备原理设计的飞行器液压系统来保证。液压系统及其个别子系统的储备倍数取决于对其负载工作可靠性的要求,此时要考虑到故障对飞行安全性的影响。对宽机身的客机来说,液压系统的任何故障都不应造成比飞行条件复杂化更严重的状态[2]。如果要求某些系统负载在某个液压源故障后仍继续工作,则应采取一定措施,以保证这些负载从其他液压源中获得足够的能源,而且这种液压源不应消耗在次要系统的工作上。

备用应急系统或主应急系统的导管一般应这样配置:一个导管损坏的原因不应成为其他导管损坏的原因。

由于液压系统附件或其他系统的故障可能在液压系统的某些部位产生特高温,应使这种特高温对液压系统的负作用减到最小。

为了防止液压系统的附件由于工作液中的杂质而发生故障或损坏,在液压系统中应安装消除一定杂质的油滤,它们是在系统各种工作状态下按液体额定流量计算的。

液压系统应有下列这样一些装置,这些装置应能限制液压系统在各种工作状态(其中包括过渡过程、液体或气体体积热膨胀、液压系统任何一个元件发生故障、对系统进行检查的过程)下所能达到的最大压力。通常,系统中的最大允许压力应与其元件在做压力试验时的

压力一致。只要在系统中安装一个或几个安全阀，这一要求就可得到满足。

此外，还应考虑装备能使液压系统全部元件避免压力升高的装置，这种升高可能是非常现象造成的。经过这些装置排出的工作液或者应返回系统，或应投放到安全地点。液压系统应这样设计，以使工作液的损失不应达到使飞行器某一重要功能系统（从安全角度讲）的工作受到破坏的危险值。

液压系统及其附件不应在飞行器上造成或加大火灾或爆炸的危险，它应符合防火安全要求。

在液压系统中应尽量使用低可燃性工作液。使用可燃性工作液的液压系统应与潜在的可燃源隔开，或将其保护起来，以便使由于液体泄漏或系统损坏所造成的火灾危险性减到最低限度。

液压系统的附件及元器件应能承受工作负载和高压（这一压力在设计公差范围内受到保护装置的限制），而且不应有裂缝、断裂、漏油或残余变形。

这些要求可通过对附件、连接件和导管的密封性及强度试验得到保证。

对航空液压系统使用工艺性的要求 航空技术装备的使用工艺性及适修性水平，即在实际使用条件下快速并有效地完成技术服务和维修的适应性水平，是航空技术装备保证飞行最高准备程度的重要条件。

无论是苏联，还是其他国家，对民航飞机的使用工艺性要求都有严格规定〔48,62,67〕。

这些文件对运输机液压系统和液压装置使用工艺性提出了下列一些通用要求：

- 液压系统的结构应保证不用拆卸附件就能确定出内部不密封的地方；
- 应极方便地触摸到起落架主轮之间刹车系统的导管，以便检查导管状态，不用先拆下轮子和其他零件就能予以更换；
- 液压系统的油箱和排油箱应易于触到和卸下。为了保证工作人员工作方便，它们应置于专门的舱内；
- 液压系统和油箱的油滤应易摸到和拆卸，在拆除油滤时工作液不应有泄漏；
- 液压泵及动力泵站应位于易于接近的地方，并具有能可靠固定及快速拆卸的固定件；
- 在更换液压泵和泵站时，无需将从更换下来的组件中拆下的零件再安到新装上的组件中；在更换液压泵时系统的工作液不应有泄漏；
- 更换组件后重新调整的工作量应减到最小；
- 在进行技术维护时，应对蓄压器气孔的压力进行监测；
- 液压助力操纵系统附件应能互换，易拆卸，并应保证易于进行技术维护；
- 液压系统的全部导管应按现行标准注上标记，在导管的维修接头处应打上标有导管牌号的标记。

除对飞行器及其系统使用工艺性提出的一般要求外，为了确定结构的完善程度还应引用定量指标。对使用工艺性定量指标有如下要求：最全面地考虑结构工艺特性；工程设计计算时指标的使用简便；对使用因素的变化敏感；对使用工艺性可给出绝对和相对评价。

使用工艺性的所有指标可用综合形式和单项形式表示。一组综合性指标可表示结构特性的总和，并用技术维护、修理、排除故障的时间、劳动和器材等的消耗、以及飞行器在使用期间处于非工作状态和故障状态的时间消耗的总和来确定。

单项指标表示飞行器及其功能系统结构的某些固定特性。这些指标是可达性系数 K_d 、易

拆性系数 K_n 、互换性系数 K_s 、监测适用性系数 K_k 、规范化和标准化系数 K_{yn} 〔48〕。

使用工艺性单项指标根据使用部门提供的专用资料和数据来确定。

可达性系数

$$K_d = T_{\text{очн}} / (T_{\text{очн}} + T_{\text{доп}}) \quad (1.1)$$

式中 $T_{\text{очн}}$ ——在正常（试验室）条件下完成专门工作的工作量，单位为人小时；

$T_{\text{очн}}$ ——直接在飞机上完成专门工作的工作量，单位为人小时；

$T_{\text{доп}}$ ——辅助工作量，单位为人小时。

在飞机上完成专门工作时直接表示条件恶化程度的系数 γ

$$\gamma = T_{\text{очн}} / T_{\text{очн}} < 1 \quad (1.2)$$

在拆卸安装时

$$T_{\text{очн}} = T_{\text{д.м}}; \quad T_{\text{очн}} = T_{\text{о.м}}; \quad T_{\text{д.м}} = T_{\text{о.м}} \cdot 1/\gamma$$

式中 $T_{\text{д.м}}$ 和 $T_{\text{о.м}}$ ——分别为直接在飞机上和在正常（试验室）条件下完成拆卸安装的工作量。

在调整时

$$T_{\text{очн}} = T_{\text{р}}; \quad T_{\text{очн}} = T_{\text{о.р}}; \quad T_{\text{р}} = T_{\text{о.р}} \cdot 1/\gamma$$

式中 $T_{\text{р}}$ 和 $T_{\text{о.р}}$ ——分别为直接在飞机上和在正常（试验室）条件下的调整工作量。

辅助工作量有：拆装辅助舱口盖、壁板、整流片，以及拆装一系列不属拆卸的安装设备等。成件（液压系统部件）的易拆性由易拆性系数确定

$$K_d = 1 - \Delta T_{\text{д.м}} / T_{\text{д.м}} \quad (1.3)$$

式中 $\Delta T_{\text{д.м}}$ ——超出成件拆装工作量标准值的工作量，单位为人小时。

此时的标准值可采用按要求给定的易拆性指标，也可用同类标准件的易拆性指标。

互换性系数

$$K_s = 1 - T_{\text{подг}} / (T_{\text{подг}} + T_{\text{д.м}}) \quad (1.4)$$

式中 $T_{\text{подг}}$ ——在更换成件时完成修配、检查和微调的工作量，单位为人小时。

在确定 K_s 时， $T_{\text{подг}}$ 的值包括全部修配、检查或微调工作，即在飞行器上安装新成件或备份成件（液压部件）时所完成的工作。

系统的监测适用性系数

$$K_k = 1 - \sum_{i=1}^{n_T} T_i K_i / (\sum_{i=1}^{n_H} T_i K_i + \sum_{j=1}^{n_H} T_j K_j) \quad (1.5)$$

式中 T_i ， T_j ——分别为对 i 个不需从飞行器上拆下的附件和 j 个必须从飞行器上拆下的附件一次性监测的工作量，其中包括 j 个组件拆装的工作量，单位为人小时； K_i ， K_j ——分别为需要拆下的及无需拆下的附件在飞行器维修期间 $T_{\text{рем}}$ 内的监测次数； n_T ， n_H ——分别为监测时需拆下的及无需拆下的系统附件个数。

系统（或个别成件）的规范化及标准化程度用系数

$$K_{yn} = N_{yn} / (N_{н.yn} + N_{yn}) \quad (1.6)$$

进行估计，式中 N_{yn} ——规范化及标准化的产品个数； $N_{н.yn}$ ——系统（个别产品）中所采用的非规范化和非标准化产品（按明细表）的个数。

在总结国外航空公司先进经验的基础上，可对一系列液压附件在技术维护和更换时提出以下主要使用工艺性定量指标值（表1.2）。

苏联具体型号飞行器液压系统技术维护工作量及耗时的标准值，由航空技术装备设计局工作人员及该种飞行器主管航空技术局的工艺设计局确定。

表 1.2

工 序 名 称	标 准			完成工序的总时间 (分)
	K_A	K_{π}	K_B	
更换起落架前支柱收、放作动筒	1.0	0.5	1.0	30
更换起落架支柱收、放作动筒	1.0	0.67	1.0	40
更换稳定减震器转向架减震器作动筒	1.0	0.5	1.0	30
更换液压系统的油箱	0.9	0.5	1.0	50
更换液压系统的排油箱	0.9	0.37	1.0	25
更换发动机上的油泵	1.0	0.5	1.0	30
更换电泵站	0.9	0.9	1.0	60
更换舵机(副翼的、升降舵的和方向舵的)	0.8	0.27	1.0	20
更换液压动力操纵盘(盘上的 8—12 个附件)	1.0	1.0	1.0	80
更换液压蓄压器	1.0	1.0	1.0	30
更换自动调压装置	1.0	1.0	1.0	30
更换制动阀	0.8	0.8	1.0	60
更换换向减震机构	0.7	1.0	1.0	90
更换舵面作动筒	1.0	0.5	1.0	30

1.2 构 成 原 理

按构成原理，飞行器液压系统分为集中的和独立的。集中液压系统在现代飞行器上得到了广泛应用，在这种系统中，大多数负载的液压源由一个液压源保证。独立液压系统只供给一个负载，这个负载对保证飞行器飞行具有很大的职能意义，在一系列飞机操纵系统中安装独立液压源的液压伺服传动装置（操纵 VC-10、伊尔-62、伊尔-76 飞机方向舵的伺服装置）可作为独立液压系统实际应用的实例。

将液压源及其负载共容在一个结构内是为了达到以下目的：

- 增加传动装置的可靠性和寿命，消除其他负载技术状态对传动装置工作性能的影响（这是由于取消了连接传动装置与液压源的导管）；
- 简化传动装置液压系统在飞行器上的安装工作；
- 缩短维护时间，降低使用成本^[16]。

但是，要将独立传动装置用在飞机操纵系统中，需解决一系列技术问题，而传动装置液压源的贮备问题和工作液冷却问题的解决也变得很复杂。此外，将带电动机的液压源独立传动装置、执行机构和工作液冷却系统共容在一个结构中，大大增加了传动装置的体积，这将使飞

机上的安装工作变得复杂起来,因为将这种传动装置直接装在靠近舵面的薄翼型面和尾翼型面内,需要安装专门的外部整流罩。

由于现代飞行器液压源负载数量的急剧增加,集中液压系统就显示出明显的优越性。在这种情况下,它具有很好的质量特性和高能特性。因此独立液压系统目前只获得有限的应用。

下面以“三叉戟”(霍克·西德利-121)飞机、波音-747飞机和S-65型直升机液压系统为例研究现代飞行器集中液压系统构成的主要特点。

“三叉戟”(霍克·西德利-121)飞机液压系统 此种飞机装有“绿”、“黄”、“蓝”三个开式液压系统(按导管标记颜色称呼)和一个应急系统(图1.3)。三个主液压系统是相对独立的,但它们是按一个原理图设计的。系统的标准压力为21.0兆帕,所采用的工作液为“Skydrol” 500A (见表1.8)*。

“绿色”液压系统用于操纵机轮制动器、舵面、气闸(扰流片)、升力阻尼器(扰流板)和襟翼,它还保证起落架收放系统、起落架前轮转弯系统对液压源的需求,并保证前缘襟翼应急放下及风挡刮水刷传动装置的工作。“黄色”液压系统保证对起落架机轮制动器、缝翼、舵和副翼的操纵,还保证为起落架收放系统、起落架前轮转弯系统、襟翼和气闸操作系统提供备用液压源,并保证风挡刮水刷传动装置的工作。“蓝色”液压系统保证舵面操作系统的工作。

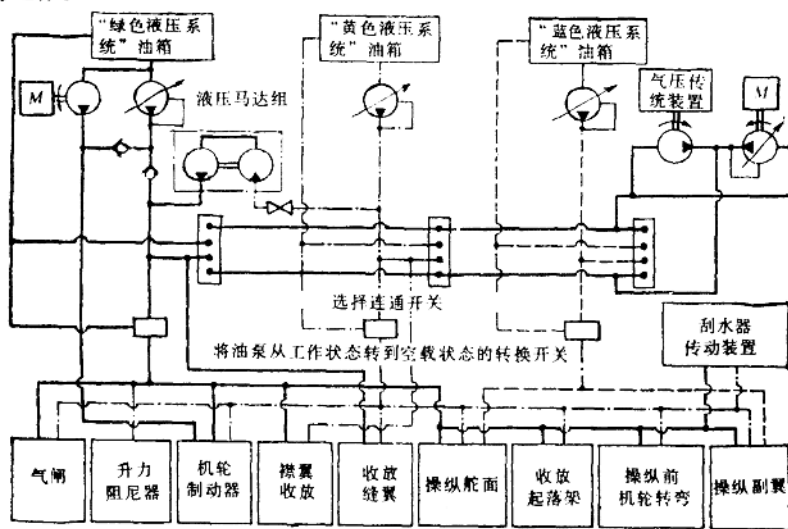


图 1.3 “三叉戟”霍克·西德利-121 飞机液压系统结构图

飞机主液压系统主要采用变量泵作为液压源(每个主系统都有一个泵),这些油泵安装在不同的发动机上,它们的最大供油量 $Q_{max} = 75$ 公升/分。为了防止油泵出现气穴工作状态,应对油箱加压。加压压力为 $P_0 = 0.18 \sim 0.25$ 兆帕。油泵的工作液输送给负载及专用选择连通阀,经过这些阀门一个系统的负载可从其余两个液压系统的油泵获取液压源。因此,

* 原文为(见表1.9),应改为(见表1.8)——编辑注。

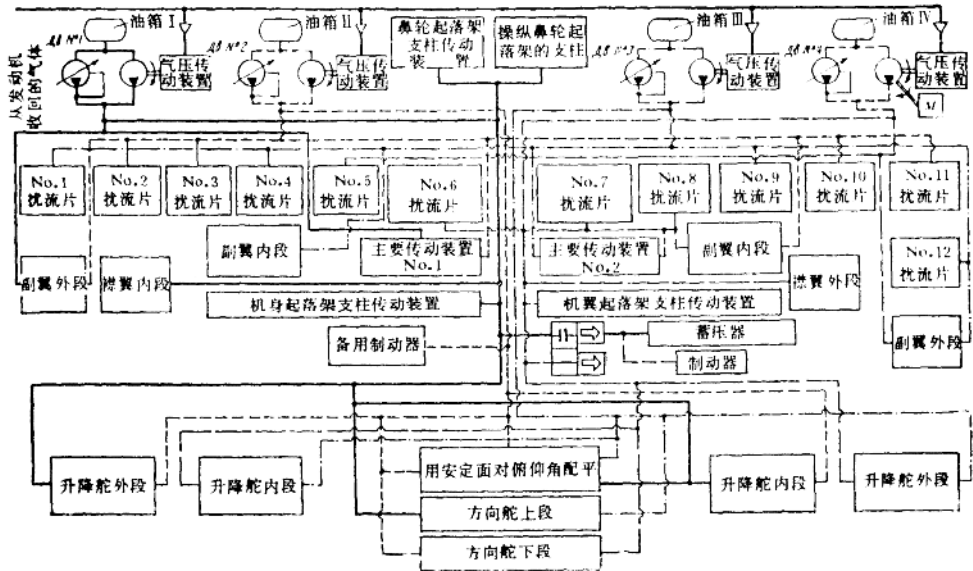
当任何一个系统的油泵发生故障时，其余两个油泵完全可以保证负载在全部飞行使用状态下正常工作。当两个油泵发生故障时，剩下的一个可保证对飞机在下降和着陆时的操纵。

为了在选择连通阀故障时补充贮备，在“黄色”液压系统中安装了一组液压马达，用来将功率传送给“绿色”液压系统。此时，由“黄色”液压系统供应液体的一组液压马达，将起“绿色”液压系统油泵传动装置的作用。功率的传递无需将液体从一个系统注入到另一个系统就可实现。

飞机上安装的两个由交流电动机驱动的泵站和一个由气轮机驱动的油泵作为应急液压源，气轮机由迎面气流的速压头驱动。其中的一个泵站保证起落架轮子的应急刹车。只有在全部三个主油泵发生故障时，应急系统才开始工作。在全部三个发动机和电源系统发生故障时，气动驱动油泵将起液压源的作用。在此情况下，应急系统要保证襟翼和前缘缝翼传动装置的备用液压源，并将功率经选择连通阀从应急油泵送到“绿色”和“黄色”系统。

安装在制动系统内的应急泵站在飞机牵引和停泊时起压力源的作用。泵站也可在飞机技术维护中对系统作地面检查时使用。

波音-747 飞机的液压系统 系统（图1.4）由四个独立的开式液压系统组成：两个通用的（Ⅰ和Ⅳ）和两个助力的（Ⅱ和Ⅲ）。正常工作压力为0.21兆帕，总功率大于375千瓦。



每个液压系统都装有两个变量泵：一个（主要的）由发动机驱动，最小流量为 $Q = 155$ 公升/分，另一个（应急的）由空气驱动，空气流量为 $Q = 118$ 公升/分。空气传动装置的能源靠发动机或辅助动力装置排出的气体实现。液压系统的应急泵Ⅳ，除由辅助动力装置的“气流驱动外，还有一个电驱动装置。

在液压系统压力低于极限允许值时，用空气驱动的油泵将自动接通。必要时随机工程师

应能独立接通应急油泵。油泵的工作靠两个阀门操纵。其中一个阀门，根据系统的压力，应能保证油泵的接通或断开，还应保证在传动轴的旋转速度超过允许值时将油泵切断。另一个阀门用于调节气流，以使油泵传动轴的旋转速度保持不变。

飞机液压系统具有高使用工艺性。为了维护方便，每个系统的大部分液压附件应安置在发动机的传动机盒上。在这种安置方案下，高、低压滤油器、空气驱动的油泵、油箱、油箱增压部件及其他附件都应容易触摸到。工作人员可通过观测窗观察到油箱的液面。滤油器的技术状态可用清洁度指示器监测。

为了更换方便，液压系统的主油泵安装在相应的航空发动机的下部，近于铅直的位置上。在油泵的安装盘上轧有成型槽，因而在更换油泵时无需拆下紧固件。连接导管配有接头阀，更换油泵时可避免工作液的损失。油泵本身具有高使用可靠性：平均无故障工作时间为12500公升小时。

为了提高可靠性，在飞机液压系统内安装了功率传输附件，它将能量从一个独立的液压系统传给另一个系统，而无需交换工作液。当全部发动机发生故障时，液压系统的工作靠本身的自转来保证。

S-65 直升机的液压系统（美国） S-65 直升机属于重型直升机，它有四个独立的液压系统（图1.5），其中三个（主要的、备用的及辅助的）供给直升机操纵系统的四路通道，内含有助力器，另一个（卷扬机）液压系统保证起重机、卷扬机和救生卷扬机的工作。

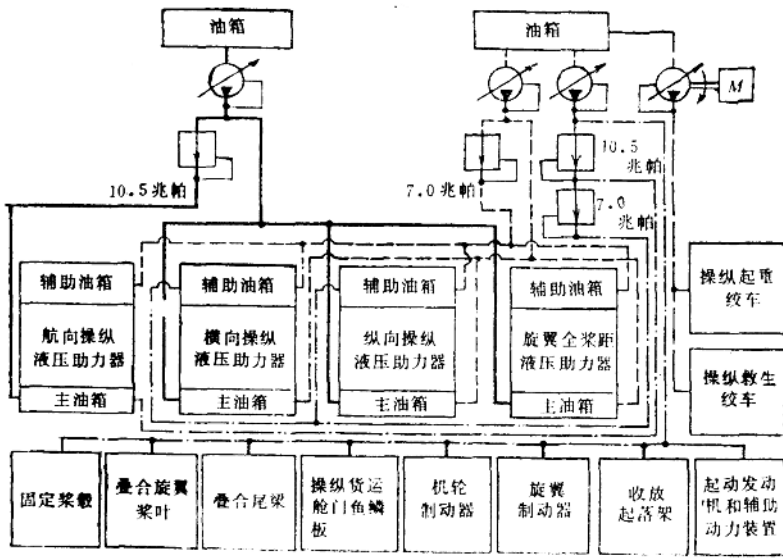


图 1.5 S-65 直升机液压系统结构图

- 主液压系统；
- 备用液压系统；
- 辅助液压系统。

在所有四路操纵通道（纵向、横向、航向及全桨距）中装有两级串联的助力器。第二级

双腔助力器是主液压伺服执行机构，其油针的移动由第一级辅助电动液压助力器实现。

由于纵向和横向操纵的第一级辅助电动液压助力器为双腔助力器，而用于全桨距和航向操纵的助力器为单腔助力器。

与主液压助力器串联时，辅助助力器将操纵力传送给动力装置，以保证周期桨距和全桨距操纵的独立性。当任何一个主助力器发生故障时，辅助助力器能保证对直升机的操纵。辅助助力器通过伺服阀同自动驾驶仪相联，自动驾驶仪按差动电路接通。伺服阀中安装有机械行程限制器，它保证用于稳定飞行的自动驾驶仪操纵范围占全操纵范围的 $\pm(5\sim10)\%$ 。

主液压系统供给全部主助力器的外腔，备用液压系统供给旋翼主液压助力器的内腔和辅助助力器的四个腔。

辅助液压系统供给尾桨主助力器的内腔及辅助助力器的两个腔。此外，辅助液压系统保证发动机起动系统、起落架收放系统、机轮制动系统、旋翼桨叶制动及叠合系统、尾梁叠合系统及其他一些辅助功能系统诸负载的工作。

额定压力为21.0兆帕的变量泵是直升机主液压系统、备用液压系统和辅助液压系统的液压源。每个系统都装有处在工作压力下的蓄压器。航向操纵的主液压助力器和全部辅助液压助力器的能源是在低工作压力下供给的，所以在系统中装有相应的减压阀。卷扬机系统的压力由伺服操纵的专门油泵形成，油泵的流量正比于反馈传感器的电信号。用此保证卷扬机绳索运动速度的平滑调整。

液压系统的储备 对现代国外飞机及直升机液压系统典型构成图及一系列苏联飞行器液压系统（其主要数据列于表1.3）所进行的分析证明，储备是保证液压系统可靠性的主要手段。

在储备时，除了要具有完成已知功能所需的主要元部件和系统外，还要考虑一些备份元部件（工作储备），这常称为储备。根据ГОСТ 27.002-83储备分为加载储备、减载储备和无载储备；还分成可修复储备和不可修复储备。在飞行器液压系统中通常采用可修复储备，即在使用过程中发现储备元件故障后，可对它们进行修理或代换，然后对系统的工作进行检查。

加载、减载和无载储备的概念常用于鉴别同一类备份元部件的无故障率和寿命水平。此时，加载储备元部件与被其储备的系统主要元部件有同一无故障率和寿命水平；减载储备元部件的无故障率和寿命水平较高；无载储备元部件永远不会发生故障，也不会达到极限工作状态。

图1-154飞机操纵系统中安装的三腔舵传动装置由三个独立的液压系统带动工作，这是负载储备应用的一个例子。在这种情况下，舵传动装置的所有三个腔和它们的滑阀式换向阀工作在同一条件下，并有同样的无故障工作概率。

在使用减载储备的情况下，备份元部件所承受的负载比主要元部件小，或有比较轻松的工作条件。例如，米-8直升机备用液压系统在主液压系统故障前处在溢流压力下，因此备用液压系统的油泵承受着不大的负载，磨损也小得多。

无载储备常用来作为应急液压能源。例如，“三叉戟”飞机液压系统中的两个交流发电机驱动的泵站和一个由气轮机驱动的油泵，只有在全部三个主液压系统发生故障时才开始工作（见图1.3）。

表示储备的主要参数是阶数。储备阶数是备份元部件数目与系统中被储备主要元部件数

表 1.3

飞行器 型 别	液压系统 类型 (按用途)	工作压力 (兆帕)	液压源数量及类型; 供油量 (升/分); 功率 (千瓦)	负 载	注
安-24	1. 主系统	15.5±0.5	两台定量油泵 (HΠo) 623AH; $p=16.0$ 兆帕时, $q_v=16\sim19.5$ 升/分; $p=1.0\sim1.5$ 兆帕时, $q_v=22\sim23$ 升/分; $N=5$ 千瓦	1. 操纵前机轮转弯 2. 收放起落架 3. 收放襟翼 4. 驱动刮水器 5. 机轮的主刹车和紧急刹车 6. 具有同时顺桨的发动机应急停车	有一个将液压油 从应急系统送到 主系统的螺旋开 关
	2. 应急系统	16±1.5	泵站 (HC) 465MTB; $q_v=2.5\sim3.8$ 升/分; $N=0.99$ 千瓦	1. 紧急施放襟翼 2. 机轮紧急刹车	
雅克-40	1. 主系统	15.0 ^{+1.5} -0.5	两台可调油泵 (HΠe) HΠ-72M; $q_v=25\sim27.5$ 升/分; $N=6.74$ 千瓦	1. 收放起落架 2. 收放襟翼 3. 操纵安定面 4. 操纵起落架前机轮转弯 5. 控制刮水器 6. 起落架机轮刹车 7. 操纵逆转制动设备	有一个将液压油 从应急系统送到 主系统的开关阀
	2. 应急系统	16.5±0.7	HC-14A; $p=14.5$ 兆帕时, $q_v=2$ 升/分; $N=0.47$ 千瓦	1. 紧急施放起落架 2. 紧急施放襟翼 3. 紧急操纵安定面 4. 紧急操纵机轮刹车 5. 收放舷梯	
图-134A	1. 主系统	21.0 ^{+1.5} -0.7	两台可调油泵 HΠ-43M/1; $q_v=70$ 升/分; $N=24$ 千瓦	1. 收放起落架 2. 收放扰流片 3. 操纵起落架前机轮转弯 4. 供给方向舵液压助力器的能源 5. 驱动刮水器	