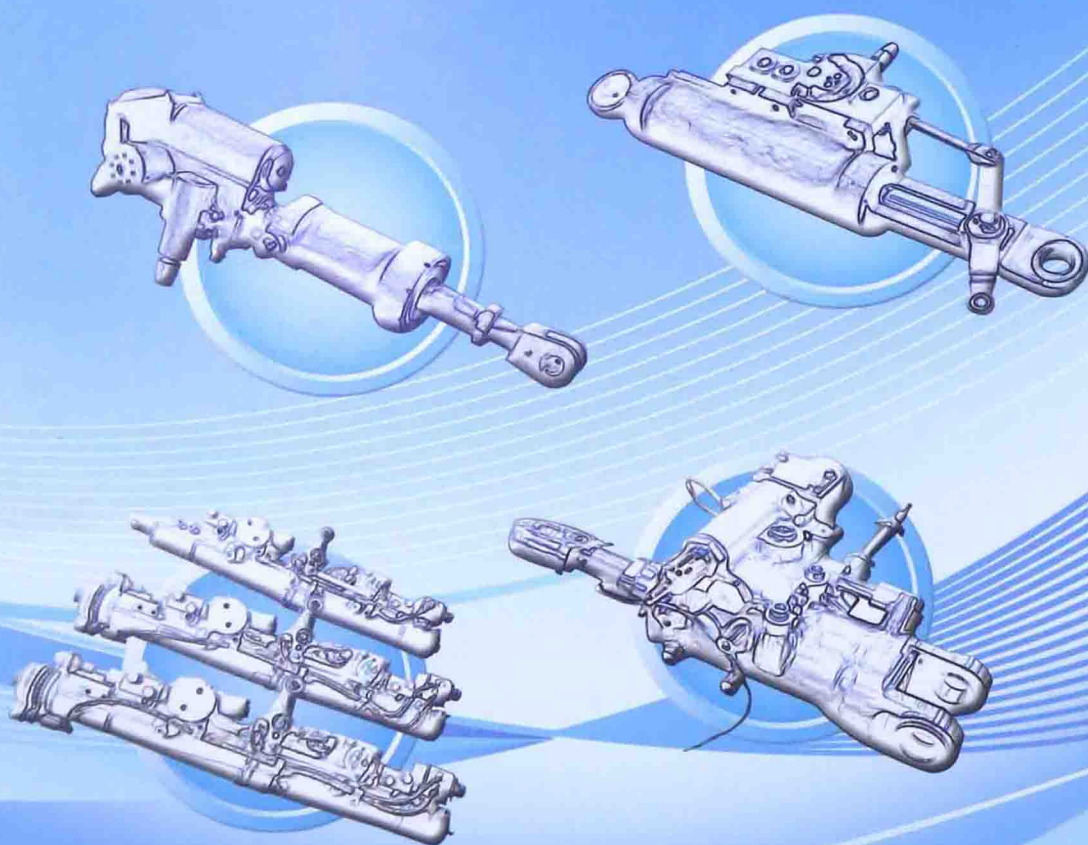




飞机飞行控制 液压伺服作动器

AIRCRAFT FLIGHT CONTROL HYDRAULIC
SERVO ACTUATOR

◎ 王永熙 著



航空工业出版社



飞机飞行控制液压伺服作动器

Aircraft Flight Control Hydraulic Servo Actuator

王永熙 著

航空工业出版社

内 容 提 要

本书以机械指令液压伺服作动器为主线, 阐述的内容扩展到机械—电气指令液压伺服作动器和电气指令液压伺服作动器。本书从工程实际出发, 既非单纯讲述设计理论, 又非只侧重于讲述液压伺服作动器的结构设计, 而是从飞机总体设计的角度探讨飞机飞行控制液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统的性能设计和工程研制问题。

在飞机飞行控制系统研制中, 作者认为仿真与试验是两个不可或缺的重要手段。以仿真指导试验, 并进行液压伺服作动器和飞行控制系统的初步设计; 以试验验证仿真, 并对液压伺服作动器和飞控系统的设计进行考核。所以, 本书对液压伺服作动器的仿真模型做了详细的阐述。本书还以理论与实践相结合为基础, 对液压伺服作动器和液压伺服作动器—操纵面系统的跟随性、稳定性、阻抗特性等有关问题做了详细的阐述, 对设计与使用中遇到过的问题和故障进行了分析, 并提出了解决措施。

本书可供飞机型号研制、使用维护等工程技术人员参考, 可供航空高等院校专业教师, 专业本科生、研究生教学参考, 也可供航空领域以外, 如车辆 (汽车、坦克)、舰船用的液压伺服控制系统设计参考。

图书在版编目 (C I P) 数据

飞机飞行控制液压伺服作动器 / 王永熙著. -- 北京:
航空工业出版社, 2014. 9

ISBN 978 - 7 - 5165 - 0536 - 6

I. ①飞… II. ①王… III. ①飞机—电液伺服系统—
飞行控制系统 IV. ①V249.122

中国版本图书馆 CIP 数据核字 (2014) 第 188072 号

飞机飞行控制液压伺服作动器
Feiji Feixing Kongzhi Yeya Sifu Zuodongqi

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑 2 号院 100012)

发行部电话: 010 - 84934379 010 - 84936343

北京地质印刷厂印刷

全国各地新华书店经售

2014 年 9 月第 1 版

2014 年 9 月第 1 次印刷

开本: 787 × 1092 1/16

印张: 16

字数: 416 千字

印数: 1—3000

定价: 58.00 元

自序

我国航空工业已经走过六十余年的艰难历程，创业初期飞机飞行控制系统就开始使用液压伺服作动器（液压助力器），而液压伺服作动器和飞机一样也经过了从仿制到自行设计研制，并取得了可喜的成就。飞行控制系统是飞机的关键系统，液压伺服作动器又是飞行控制系统的关键子系统（部件），液压伺服作动器的性能与可靠性直接影响飞机和飞行控制系统的性能和飞行安全，所以液压伺服作动器和飞行控制系统一样一向受到飞机总体设计单位的重视。《飞机飞行控制液压伺服作动器》系统地体现了作者五十年来从事液压伺服作动器课题研究的成就，是理论研究和工程实践结合的成果，是在飞机型号设计、研制工作及外场使用及排除故障工作中所积累的经验提炼、凝聚而成的结晶。本书的特点是，理论与实践相结合，着重于飞机和飞行控制系统性能和飞行安全，从工程实际出发，从飞机总体设计的角度合理地进行工程设计，合理选用参数和型式，提出在设计使用中需要重视的问题和实用的工程设计方法。作者希望能以本书为年轻一代专业技术人员的设计研制工作提供借鉴，在工作中尽可能避免作者曾经经历过的问题和困境，作者尤其强调仿真与试验的重要作用。本书所述的观点和结论是经过工程实践检验和考验的，具有较高的工程应用价值。

作者感到遗憾的是，尽管在理论研究和工程实践方面已取得一定的成果，对液压伺服作动器的跟随性、稳定性和阻抗特性的认识有了相当程度的提高，对过去出现过的问题有了较充分的分析和认识，但是由于工程设计队伍代代更迭，设计团队缺乏设计经验，往往还是免不了重蹈过去的覆辙，这也正是作者写作本书的初衷；另外，过去由于条件的限制，作者对高阶大系统未能进行充分的研究，原因是在仿真中遇到计算技术上的 STIFF 问题，作者寄希望于年轻一代工程技术人员能有所突破，把驾驶员 - 飞行控制系统（包括液压伺服作动器、人工感觉系统等） - 飞机回路的仿真推向更高的仿真研究阶段，认真地考虑系统摩擦力、间隙等非线性因素和刚度、质量等线性因素对飞行控制系统性能和飞机操纵性的影响。

前 言

飞机飞行控制系统是飞机的飞行关键系统，而飞行控制伺服作动器又是飞行控制系统的关键部件，它直接影响飞机的飞行品质和飞行安全。

飞机飞行控制伺服作动器是随飞行控制系统的发展而不断发展的。简单的机械式飞行控制系统没有伺服作动器，驾驶员通过飞行控制系统机械线系直接操纵飞机的操纵面，并承受作用在操纵面上的全部气动铰链力矩。随着飞机飞行速度的提高，操纵面气动铰链力矩增大，靠人的体力不能完全克服操纵面气动铰链力矩，从而发展了可逆式助力飞行控制系统，驾驶员承受一部分操纵面铰链力矩，而另一部分铰链力矩则由机械指令液压伺服作动器（液压助力器）承受。飞机的飞行速度进一步提高，在整个飞行包线范围内操纵面铰链力矩的量值变化范围极大，采用可逆式助力飞行控制系统已无实际意义。特别是飞行速度突破声速后，操纵面的效率急剧降低，操纵面气动载荷的焦点急剧后移，为使亚声速、超声速飞行时操纵面气动铰链力矩的绝对值基本相当，飞机设计采用全动式操纵面（如全动式水平尾翼），以致在亚声速飞行时操纵面的铰链力矩出现了过补偿现象（导致出现不可接受的驾驶员操纵力逆反现象），驾驶员难以控制飞机，从而发展了不可逆式助力飞行控制系统，液压伺服作动器（液压助力器）承受操纵面的全部气动铰链力矩。由于驾驶员不能感受到操纵面的气动铰链力矩，于是采用人工感觉系统为驾驶员提供操纵力的感觉。并且，随着飞机飞行范围的扩大和续航时间的增加，飞机不可能在整个飞行包线范围内具有令人满意的飞行品质。为了避免长时间飞行时驾驶员产生疲劳，在飞行控制系统中需要采用自动系统，如采用增稳系统、控制增强系统（由于增稳系统和控制增强系统属于人工飞行控制系统范畴，不属于自动飞行控制系统，本书将增稳系统和控制增强系统称为人工飞行控制系统中的自动系统），以改善飞机的飞行品质；需要采用自动飞行控制系统，如自动驾驶仪，以减轻驾驶员的工作负担。于是出现了电气指令的电液伺服作动器作为自动系统的执行机构，进而出现了机械式人工飞行控制系统与自动系统或自动飞行控制系统共用的机械—电气指令液压伺服作动器（复合助力器）。电传飞行控制系统的出现，使飞机的性能得到飞跃性的提高，使飞机的飞行品质得到极大的改善，余度式电气指令液压伺服作动器成为飞行控制系统中最关键、最复杂和最昂贵的部件。以国外某战斗机四余度数字式、二余度模拟式备份的电传飞行控制系统为例，该机飞行控制电液伺服作动器的成本约占整个飞行控制系统成本的 $2/3$ ，飞行控制计算机的成本约占 $1/4$ ，其余则是飞行控制传感器、人工感觉子系统和操纵机构的成本。

与简单机械式飞行控制系统相比较，作为闭环控制的液压伺服作动器，无疑在飞行控制系统中增加了一个影响系统静、动态性能的工作环节。伺服作动器为系统带来了“滞后”，从而影响了飞行控制系统的跟随性；伺服作动器与其负载（主要是操纵面形成的惯性负载）共同构成有源的振荡系统，从而存在稳定性问题；驾驶员操纵信号传递的时间延迟与人工感觉系统为驾驶员提供的操纵力匹配不当（过大的传输延迟与过小的操纵力），使飞机更容易产生驾驶员

诱发振荡 (PIO); 液压伺服作动器作为操纵面的支撑部件, 对操纵面的颤振产生明显的影响, 从而对液压伺服作动器提出了阻抗特性的要求。由于液压伺服作动器是操纵面的驱动部件, 往往在飞行控制系统可靠性和飞机飞行安全性方面成为飞行控制系统中最薄弱的环节。

本书以作者五十年的有人驾驶飞机飞行控制系统设计、研制工作实践为背景, 对液压伺服作动器的设计和使用经验进行了整理归纳, 提出一些工程上可行的设计思路和设计方法, 供飞机飞行控制系统工程设计人员参考。

本书共分十章。第一章简要阐述作者关于液压伺服作动器设计、使用的体会, 提出了一些比较重要但往往又容易不为人们注意的问题; 第二章讲述液压伺服作动器最基本的特性——流量特性, 作者注意到了对流量特性在非正常工作区域的处理; 第三章讲述液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统的数学模型, 尤其关注对主要非线性的处理; 第四章和第五章着重讲述液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统的动态性能, 阐述了关于改善系统稳定性问题的有效技术措施; 第六章讲述液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统的阻抗特性, 从飞行控制系统设计上保证抑制操纵面颤振的要求; 第七章讲述电液伺服作动器; 第八章讲述液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统关于性能方面的设计、仿真与试验, 以及主要技术要求等问题; 第九章讲述液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统参数的获取问题; 第十章简要叙述作者在液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统设计和使用中遇到的有关问题及其处理方法。

在本书撰写完成与出版之际, 首先向作者的领导和老师陈今表示感谢, 是他在作者参加工作一年后就委以重任, 将液压助力器—操纵面系统稳定性课题安排给作者, 以解决当时影响部队作战训练、工厂交付产品的飞机操纵面抖动问题, 为以后自行研制飞机做好技术准备, 并给作者创造了许多能推进课题工作的条件。感谢清华大学数学力学系丁文镜老师, 是他和他的团队于 20 世纪 60 年代初在液压助力器—操纵面系统稳定性课题合作中使作者在开展液压助力器—操纵面系统仿真工作方面受到启蒙。对曾在完成液压助力器及液压助力器—操纵面系统静、动态性能研究分析、仿真与试验工作中真诚合作, 并在科研与型号设计工作中夜以继日、并肩奋战的亲密战友和杰出的科研工作者 李在虎 表示深切的怀念, 并以本书的出版作为对他的纪念。对曾在型号飞机研制中负责液压助力器具体结构设计并在研制过程中对遇到的技术难题齐心探讨、共同研究解决、顾全大局的密切合作者钱秉刚、谢以中、周涛和 张阿宝 等表示衷心的感谢。向在液压助力器及液压助力器—操纵面系统仿真与试验中给予大力配合和支持的朱玉林、张声东、樊毅强、章伯定、徐世诚和刘荣娟等表示感谢。向关心、支持、鼓励和盼望作者完成本书撰写并曾选取部分内容作为北京航空航天大学教材的李佩琼老师表示感谢。向对本书的出版给予鼎力支持和关注的陈廷楠教授、何长安教授和邵箭、李苏楠表示感谢。特别感谢夫人尤其妍对本书撰写的一贯支持和鼓励, 在她身体欠佳并出色地完成自己所承担的工作任务的情况下, 为让作者能将业余时间尽可能多地用于科研和写作, 她不辞劳苦肩负起全部家务。

由于作者的工作经验和水平的局限, 本书所述的内容、观点仅供参考, 缺点和不足在所难免, 敬请读者不吝赐教。

王永熙

2014 年 7 月

目 录

第1章 绪论	(1)
第2章 液压伺服作动器的滑阀与滑阀流量特性	(4)
2.1 滑阀的类型	(4)
2.2 圆柱型滑阀流量的数学描述	(4)
2.3 正重叠量与零重叠量滑阀的流量特性	(5)
2.3.1 滑阀开度 $e \geq 0$ 时的流量特性	(5)
2.3.2 滑阀开度 $e < 0$ 时的流量特性	(6)
2.4 负重叠量滑阀的流量特性	(9)
2.4.1 滑阀开度 $E \geq e \geq 0$ ($E - e \geq 0$) 时的流量特性	(9)
2.4.2 滑阀开度 $-E \leq e < 0$ ($E + e \geq 0$) 时的流量特性	(12)
2.4.3 负重叠量滑阀的流量表达式	(12)
2.4.4 讨论滑阀开度 $ e \leq E$ 的情况	(13)
2.4.5 具有负重叠量 (预开口量) 滑阀的液压伺服作动器的 流量特性的特点	(16)
2.5 液压伺服作动器流量特性的扩展	(16)
2.6 液压伺服作动器流量特性分析	(20)
2.7 液压伺服作动器滑阀—作动筒间管路有节流的流量特性	(23)
2.7.1 滑阀开度 $e \geq 0$ 时的流量特性	(24)
2.7.2 滑阀开度 $e < 0$ 时的流量特性	(25)
2.7.3 讨论	(26)
2.8 液压伺服作动器圆柱型滑阀有效开启面积	(27)
2.8.1 斜平面圆柱型滑阀	(27)
2.8.2 圆锥圆柱型滑阀	(28)
2.8.3 圆孔一直角圆柱型滑阀	(29)
2.8.4 直角方窗口一直角圆柱型滑阀	(31)
2.8.5 圆角方窗口一直角圆柱型滑阀	(31)
2.8.6 斜平面圆柱型滑阀有效开启面积表达式的推导	(31)
2.9 其他类型的滑阀	(36)
2.9.1 直线运动的平板型滑阀	(36)
2.9.2 旋转滑阀	(36)
2.10 作用在圆柱型滑阀上的液动力	(37)
2.10.1 与滑阀运动速度有关的液动力——质量力	(38)
2.10.2 与滑阀位移有关的液动力——喷流力	(38)

2.10.3	液动力的推导	(38)
2.10.4	关于液动力的讨论	(39)
第3章	机械指令液压伺服作动器的数学模型	(43)
3.1	引言	(43)
3.2	机械指令液压伺服作动器的工作原理	(43)
3.2.1	机械指令液压伺服作动器的原理框图	(44)
3.2.2	机械指令液压伺服作动器—操纵面系统示意图	(45)
3.3	液压伺服作动器—操纵面系统的仿真模型	(45)
3.3.1	液压伺服作动器—操纵面系统的物理模型	(45)
3.3.2	液压伺服作动器—操纵面系统的数学模型	(45)
3.3.3	液压伺服作动器—操纵面系统的框图	(50)
3.3.4	机械指令液压伺服作动器的数学模型与框图	(50)
3.3.5	考虑液压伺服作动器支撑结构刚度和间隙的系统数学模型与框图	(51)
3.4	活塞两侧有效面积不等的液压伺服作动器	(53)
3.4.1	活塞两侧有效面积不等的液压伺服作动器的物理模型	(53)
3.4.2	活塞两侧有效面积不等的液压伺服作动器的滑阀流量特性	(53)
3.4.3	活塞两侧有效面积不等的液压伺服作动器的滑阀流量特性曲线	(58)
第4章	液压伺服作动器的跟随性	(59)
4.1	跟随性是液压伺服作动器的主要动态指标之一	(59)
4.2	空载液压伺服作动器的跟随性	(59)
4.3	对液压伺服作动器跟随性的一般要求	(62)
第5章	液压伺服作动器—操纵面	(64)
5.1	液压伺服作动器—操纵面系统稳定性的物理概念	(64)
5.2	液压伺服作动器—操纵面系统稳定性的判定	(67)
5.2.1	直接观察法	(68)
5.2.2	古尔维茨稳定性判据	(68)
5.2.3	耐奎斯特稳定性判据	(72)
5.2.4	能量法	(76)
5.3	液压伺服作动器—操纵面系统稳定性的影响因素	(85)
5.4	提高液压伺服作动器—操纵面系统稳定性的技术措施	(87)
5.5	动态稳定阀 (RC 网络)	(95)
5.6	无固定端的液压伺服作动器	(100)
5.7	引入支撑结构位移反馈的液压伺服作动器	(103)
5.7.1	引入支撑结构位移反馈的液压伺服作动器—操纵面 系统的仿真模型	(103)
5.7.2	引入支撑结构位移反馈的液压伺服作动器—操纵面系统的 古尔维茨稳定性判据	(105)
5.7.3	液压伺服作动器的支撑结构位移反馈增益对伺服 作动器和系统的影响	(106)

5.7.4 液压伺服作动器支撑结构位移反馈安排举例	(108)
第6章 液压伺服作动器的阻抗特性	(111)
6.1 液压伺服作动器阻抗特性的定义	(111)
6.2 液压伺服作动器阻抗特性的数学描述	(111)
6.3 液压伺服作动器线性化阻抗特性	(113)
6.4 改善液压伺服作动器阻抗特性的技术措施	(119)
6.4.1 提高刚度	(119)
6.4.2 提高阻尼	(120)
6.5 液压伺服作动器—操纵面系统的阻抗特性	(129)
6.5.1 液压伺服作动器—操纵面系统的阻抗特性的仿真模型	(129)
6.5.2 液压伺服作动器—操纵面系统阻抗特性曲线	(130)
6.5.3 关于液压伺服作动器—操纵面系统阻抗特性的讨论	(131)
6.6 线性化阻抗特性曲线的等频线	(134)
6.7 阻尼模态液压伺服作动器的阻抗特性	(137)
6.7.1 阻尼模态液压伺服作动器的物理模型	(138)
6.7.2 阻尼模态液压伺服作动器的数学模型	(138)
6.7.3 阻尼模态液压伺服作动器的阻抗特性及其曲线	(138)
6.8 结论	(140)
第7章 电液伺服作动器	(142)
7.1 电液伺服作动器	(142)
7.2 电液伺服阀	(143)
7.3 电气指令液压伺服作动器	(149)
7.3.1 电气指令液压伺服作动器的动力学方程	(149)
7.3.2 电气指令液压伺服作动器的阻抗特性	(153)
7.4 具有射流管式电液伺服阀的液压伺服作动器	(154)
7.5 机械—电气指令液压伺服作动器	(156)
7.6 电液伺服作动器在飞机上应用注意事项	(158)
7.6.1 电液伺服作动器与机械式飞行控制系统的交联	(158)
7.6.2 电液伺服作动器回路对飞机回路的影响	(158)
7.6.3 电液伺服作动器的时间延迟	(159)
第8章 液压伺服作动器—操纵面系统设计	(161)
8.1 液压伺服作动器在飞行控制系统中的安排	(161)
8.1.1 液压伺服作动器类型的选择	(161)
8.1.2 系统传动比与传动系数的选择	(161)
8.1.3 液压伺服作动器—操纵面传动系数对飞行控制系统性能和液压 伺服作动器参数的影响	(162)
8.1.4 关于可逆与不可逆助力飞行控制系统的设计	(164)
8.1.5 液压伺服作动器对驾驶员诱发振荡的影响	(165)
8.2 液压伺服作动器与系统的仿真与试验	(169)

8.2.1	液压伺服作动器与系统的仿真	(169)
8.2.2	“间隙”与“摩擦力”的数学模型	(171)
8.2.3	液压伺服作动器数学模型的应用	(175)
8.2.4	液压伺服作动器与系统的试验	(175)
8.3	研究液压伺服作动器—操纵面系统动态响应的相似方法	(176)
8.3.1	应用相似方法的目的	(176)
8.3.2	相似准则的建立	(176)
8.3.3	根据实际使用情况建立相似准则	(180)
8.3.4	利用相似方法计算液压伺服作动器—操纵面系统的稳定边界	(182)
8.3.5	结论	(184)
8.4	液压伺服作动器的技术要求	(184)
8.4.1	提出液压伺服作动器技术要求的原始数据	(184)
8.4.2	液压伺服作动器的静态性能要求	(184)
8.4.3	液压伺服作动器的动态性能要求	(186)
8.4.4	改善驾驶员诱发振荡趋势的技术措施	(190)
8.4.5	工作模态要求	(190)
8.4.6	电磁兼容性要求	(190)
8.4.7	可靠性、维修性和测试性要求	(190)
8.4.8	外廓尺寸、重量、结构要求	(190)
8.4.9	质量保证要求	(191)
8.5	副滑阀	(191)
8.5.1	副滑阀结构与工作原理	(192)
8.5.2	副滑阀的工作特性	(192)
8.5.3	副滑阀工作最大流量（最大速度）与主滑阀卡死位置的关系	(195)
8.5.4	副滑阀的流量特性	(198)
8.5.5	副滑阀的动态性能	(200)
8.5.6	副滑阀存在的主要问题	(201)
第9章	参数测量与计算	(206)
9.1	参数测量	(206)
9.1.1	操纵面绕转轴转动惯量的测量与计算	(206)
9.1.2	操纵摇臂绕转轴质量转动惯量的测量与计算	(208)
9.1.3	系统共振频率与阻尼系数的测量与计算	(209)
9.1.4	无阻尼自然频率、有阻尼自然频率和共振频率的推导	(210)
9.2	液压伺服作动器的刚度	(212)
9.2.1	液压油的弹性模量	(212)
9.2.2	液压油可压缩性决定的作动筒刚度	(218)
9.2.3	液压伺服作动器结构决定的作动筒刚度	(219)
9.2.4	主控阀与作动筒间液压导管决定的作动筒刚度	(220)
9.2.5	含空气液压油可压缩性、作动器结构及液压导管决定	

的作动筒刚度	(222)
9.2.6 液压伺服作动器内部泄漏决定的作动筒刚度	(222)
9.3 摩擦力的等效阻尼系数	(224)
9.4 液压伺服作动器的功率	(225)
第 10 章 液压伺服作动器在研制与使用中出现过的主要技术问题	(228)
符号表	(231)
参考文献	(242)

第1章 绪 论

有人驾驶飞机的飞行控制系统是飞机的飞行关键系统，飞行控制伺服作动器是飞行控制系统的关键子系统（部件），是飞行控制系统中最复杂、对飞行安全影响最大、成本最高的子系统。尽管目前已经有人着手研究目的在于完全取消飞机液压系统的全电飞机，但是，液压伺服作动系统仍然以其优异的性能和高可靠性广泛地应用于飞机飞行控制系统中。虽然飞机总体设计单位并不具体设计液压伺服作动器的结构和零部件，但制定关于液压伺服作动器的关键技术要求乃是飞机总体设计单位的责任。本书从飞机总体设计和飞行控制系统总体设计角度出发，并以机械指令液压伺服作动器为基础，阐述飞行控制液压伺服作动器及液压伺服作动器—操纵面系统的设计技术和静、动态性能。

作者基于对飞机飞行控制系统多年研制设计的经验，关于液压伺服作动系统的设计有以下几点体会。

（1）飞行控制系统工作的稳定性是系统正常工作的前提条件，而液压伺服作动系统工作的稳定性是其中最基本的要求。

（2）在满足功能要求、性能要求的前提下，液压伺服作动器的结构设计应尽可能简单，以保证飞机飞行的安全可靠和较少的维护工作量。从飞行控制系统的安全性和维修性角度看，设置副滑阀弊多利少，主控阀不如只要一个滑阀而不要副滑阀，并对滑阀副提出剪断液压油中异物的能力要求。

（3）当液压伺服作动器外部载荷为零时，作动器的动力作动筒内活塞两侧压力不为零，而是液压源供油压力与回油压力之和的一半，此结论适用于液压伺服作动器活塞两侧有效面积相等的情况。如果活塞两侧有效面积不相等，则有相似的结论，但作动器外部载荷为零时，活塞两侧的压力不相等，活塞一侧压力与有效面积的乘积同另一侧的压力与有效面积的乘积相等。当液压伺服作动器存在外部载荷时，作动器动力作动筒内活塞两侧的压力则在上述压力值的基础上随外部载荷变化，即一腔压力升高，另一腔压力降低，其压力之差值取决于外部载荷值。

（4）当液压伺服作动器—操纵面系统严重不稳定时，伺服作动器内部压力可能超过液压油源的供油压力；当液压伺服作动器外部载荷超过伺服作动器零速度载荷（或称失速载荷）时，伺服作动器内部压力也将超过液压油源的供油压力。为此，对液压伺服作动器的流量特性的研究不能仅局限于正常工作范围内。

（5）伺服作动器滑阀的正重叠量和非线性的流量—开度特性对系统的动态性能有不利的影响，应尽可能采用零重叠量和线性的流量—开度特性的滑阀。

（6）液压伺服作动器的时间常数是一个最重要的技术指标，关系着伺服作动器的跟随性、稳定性和阻抗特性。时间常数取决于伺服作动器滑阀的流量—开度增益、反馈增益和活塞有效面积。

(7) 与液压伺服作动器有关的飞行控制系统和飞机结构参数对液压伺服作动器—操纵面系统的特性（特别是系统稳定性和阻抗特性）有决定性的影响。液压伺服作动器负载惯量（操纵面绕转轴的转动惯量）越大，或液压伺服作动器后系统自然频率越高，对系统的稳定性越不利；当未采用支撑结构位移反馈时，小的伺服作动器时间常数、伺服作动器支撑结构的配合间隙与支撑结构弹性对系统稳定性是不利的。应该特别指出的是，影响液压伺服作动器—操纵面系统稳定性的主要因素，会因液压伺服作动器动刚度而异，上面提到的影响因素，一般是针对动刚度较大的液压伺服作动器而言的。对于动刚度较小且具有大惯性负载的液压伺服作动器，其时间常数对系统稳定性的影响程度就不是那么显著，当它对提高系统稳定性起作用时，时间常数将大得不可接受，这时可以考虑采用伺服作动器作动筒两腔开小泄漏孔（小孔直径的数量级一般为 10^{-1}mm ）的办法或采用伺服作动器支撑结构位移反馈的办法解决。

(8) 飞机总体设计单位确定的以下参数，包括操纵面绕转轴的转动惯量、伺服作动器—操纵面系统的自然频率、伺服作动器后系统结构相对阻尼系数、操纵面最大使用偏度、操纵面最大铰链力矩、操纵面绕转轴的转动间隙、伺服作动器额定供油压力与额定回油压力，决定了伺服作动器—操纵面系统的稳定边界。上述这些参数确定后，反映在操纵面转轴处的伺服作动器—操纵面系统的稳定性和阻抗特性就已基本确定，并且与伺服作动器至操纵面的传动系数无关。但该传动系数越小，对伺服作动器支撑刚度和安装间隙的要求越低。所以，在飞机结构空间允许的条件下，应尽可能选用小的传动系数。并且，从减轻重量、有利于抑制操纵面颤振等方面出发，应尽可能将伺服作动器安排在靠近操纵面处，最好不经过中间环节而直接驱动操纵面。如果操纵面的操纵摇臂半径较大时，则可降低对伺服作动器及其支撑结构以及伺服作动器—操纵面传动线系刚度和间隙的要求。

(9) 当采用液压伺服作动器支撑结构位移反馈时，只要反馈方向正确，系统的稳定性与跟随性并不矛盾，即伺服作动器的时间常数越小，系统稳定性越好；支撑结构的配合间隙大，支撑结构刚度小反而对系统稳定性有利；同时，决定操纵面颤振（扭转型）临界速度的系统阻抗特性也会得到改善。但是，采用正确的液压伺服作动器支撑结构位移反馈，当伺服作动器外部载荷不为零时，伺服作动器的输出位移将有微量减小（即液压伺服作动器的静刚度有所降低，但不影响其动刚度），其减小的位移量与支撑结构的结构弹性和配合间隙有关，对飞行控制系统性能影响不大。

(10) 液压伺服作动器滑阀剪切力的要求对于飞机飞行控制系统的安全性至关重要，不仅机械式飞行控制系统的液压伺服作动器需要提出此项技术要求，电传飞行控制系统更加需要保证此项要求。因为电气指令液压伺服作动器滑阀的剪切能力不仅需要滑阀具有一定的抗污染和剪断液压油中异物的能力（剪断能力系指剪断异物后，滑阀副不受损伤），而且更需要伺服作动器自身能产生足够大的剪切力；而机械式飞行控制系统则只要求滑阀具有一定的抗污染和剪断液压油中异物的能力，剪切力则来源于驾驶员所施加的力（实际上不需要驾驶员在座舱操纵机构上施加很大的力，一般不超过 $10\text{kgf}^{\text{①}}$ ）。

(11) 可逆式助力飞行控制系统与不可逆式助力飞行控制系统之间的差别，仅仅在于线系布局的不同，对机械指令液压伺服作动器（液压助力器）的要求没有本质上的差别。但

① $1\text{kgf} = 9.8\text{N}$ 。

可逆式助力飞行控制系统要求液压助力器在应急工作模态下能够作为拉杆使用。在近代飞机上已较少使用可逆式助力飞行控制系统。

(12) 液压伺服作动器的某些技术指标直接影响飞机的驾驶员诱发振荡的趋势, 其时间常数 (特别是非线性速度特性曲线、主控阀的死区、速度饱和), 以及机械指令液压伺服作动器的操纵力对 PIO 都有显著影响。

此外, 仿真与试验是飞机飞行控制系统, 更是液压伺服作动器、液压伺服作动器—操纵面系统工程研制的两个重要手段。

本书所述的结论、观点都是建立在对液压伺服作动器和液压伺服作动器—操纵面系统数学模型的论证分析以及仿真与试验的基础上的。

第2章 液压伺服作动器的滑阀与滑阀流量特性

2.1 滑阀的类型

滑阀主要用作液压伺服作动器的主控阀，其功能是分配油路、控制流量（作动器的运动速度）和运动方向。其类型较多，常用的为直线运动的圆柱型滑阀，也有用旋转平板型滑阀的。此外，还有直线运动的平板型滑阀和旋转圆柱型滑阀等。本书主要阐述直线运动的圆柱型滑阀的特性，其他类型滑阀的特性与之类似。

2.2 圆柱型滑阀流量的数学描述

液压伺服作动器的滑阀是作动器运动方向和运动速度的控制部分，油液流经滑阀时滑阀起节流作用，滑阀的工作窗口相当于节流孔。

流量表达式：

油液流经滑阀流量计算示意图如图 2-1 所示。

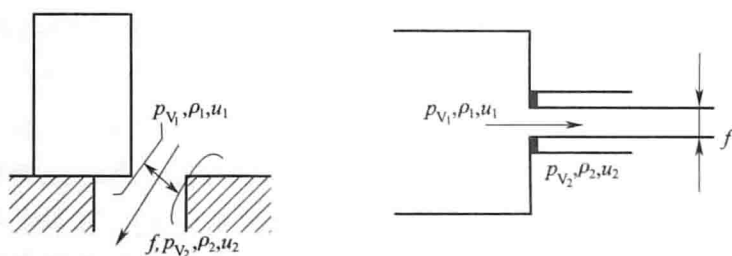


图 2-1 液体流经节流孔的流量

根据伯努利方程

$$\frac{1}{2}\rho_1 u_1^2 + p_{v1} = \frac{1}{2}\rho_2 u_2^2 + p_{v2} + h \quad (2-1)$$

式中： ρ_1, ρ_2 ——油液密度；

p_{v1}, p_{v2} ——滑阀窗口压力；

u_1, u_2 ——流速；

h ——摩擦阻力引起的能量损失（ $h > 0$ ）。

假设： $\rho_1 = \rho_2 = \rho$ ，不考虑油液的压缩性（油液压缩性引起的流量变化忽略不计）； $u_2 \gg u_1$ ，不考虑 u_1 。则

$$u_2 = \sqrt{\frac{2}{\rho}(\Delta p_v - h)}$$

$$p_{v_1} - p_{v_2} = \Delta p_v$$

式中: Δp_v ——滑阀窗口压力差。

故

$$u_2 = \zeta \sqrt{\frac{2\Delta p_v}{\rho}} \quad (2-2)$$

式中: ζ ——减缩系数, $\zeta < 1$ 。

容积流量:

$$Q = fu_2 = \mu f \sqrt{\frac{2\Delta p_v}{\rho}} \quad (2-3)$$

式中: μ ——流量(损失)系数, $\mu < \zeta < 1$, 包括能量损失、流管收缩;

f ——流通面积。

2.3 正重叠量与零重叠量滑阀的流量特性

假设:

- ①作动器滑阀两个工作窗口结构相同;
- ②作动器活塞两侧有效面积相等;
- ③不考虑油液的压缩性(因为油液压缩性引起的流量变化是小量);
- ④输入位移方向向右及与其相关的位移与力的方向为正方向;
- ⑤不考虑液压源供油压力与回油压力的变化。

2.3.1 滑阀开度 $e \geq 0$ 时的流量特性

1 腔通供油路

$$Q_1 = \mu_1 f_1(e) \sqrt{\frac{2\Delta p_1}{\rho_1}}$$

$$\Delta p_1 = p_s - p_1$$

式中: Q_1 ——作动器1腔流量;

e ——滑阀开度;

$f_1(e)$ ——作动器1腔滑阀有效开启面积;

μ_1 ——作动器1腔流量系数;

p_s ——供油压力;

p_1 ——作动器1腔压力。

所以

$$Q_1 = \mu_1 f_1(e) \sqrt{\frac{2(p_s - p_1)}{\rho_1}} \quad (2-4)$$

2 腔通回油路

$$Q_2 = \mu_2 f_2(e) \sqrt{\frac{2\Delta p_2}{\rho_2}}$$

$$\Delta p_2 = p_2 - p_R$$

式中: Q_2 ——作动器 2 腔流量;

$f_2(e)$ ——作动器 2 腔滑阀有效开启面积;

μ_2 ——作动器 2 腔流量系数

p_R ——回油压力;

p_2 ——作动器 2 腔压力。

所以

$$Q_2 = \mu_2 f_2(e) \sqrt{\frac{2(p_2 - p_R)}{\rho_2}} \quad (2-5)$$

设 $Q_1 = Q_2 = Q$, $\mu_1 = \mu_2 = \mu$, $f_1 = f_2 = f$, $\rho_1 = \rho_2 = \rho$, 故

$$\Delta p_1 = \Delta p_2 = \Delta p_V$$

$$\Delta p_V = p_S - p_1 = p_2 - p_R$$

则

$$p_S + p_R = p_1 + p_2$$

$$\begin{aligned} 2\Delta p_V &= \Delta p_1 + \Delta p_2 = p_S - p_1 + p_2 - p_R \\ &= (p_S - p_R) - (p_1 - p_2) \end{aligned} \quad (2-6)$$

所以

$$Q = \mu f(e) \sqrt{\frac{(p_S - p_R) - (p_1 - p_2)}{\rho}} \quad (2-7)$$

2.3.2 滑阀开度 $e < 0$ 时的流量特性

2 腔通供油路

$$\begin{aligned} Q_2 &= -\mu_2 f_2(e) \sqrt{\frac{2\Delta p_2}{\rho_2}} \\ \Delta p_2 &= p_S - p_2 \end{aligned}$$

所以

$$Q_2 = -\mu_2 f_2(e) \sqrt{\frac{2(p_S - p_2)}{\rho_2}} \quad (2-8)$$

1 腔通回油路

$$\begin{aligned} Q_1 &= -\mu_1 f_1(e) \sqrt{\frac{2\Delta p_1}{\rho_1}} \\ \Delta p_1 &= p_1 - p_R \end{aligned}$$

所以

$$Q_1 = -\mu_1 f_1(e) \sqrt{\frac{2(p_1 - p_R)}{\rho_1}} \quad (2-9)$$

设 $Q_1 = Q_2 = Q$, $\mu_1 = \mu_2 = \mu$, $f_1 = f_2 = f$, $\rho_1 = \rho_2 = \rho$, 故

$$\Delta p_1 = \Delta p_2 = \Delta p_V$$

$$\Delta p_V = p_S - p_2 = p_1 - p_R$$

则