

上海市文教结合“高校服务国家重大战略出版工程”资助项目

高端装备关键基础理论及技术丛书

传动与控制

先进流体动力控制

ADVANCED FLUID POWER CONTROL

郭生荣 阎耀保



上海科学技术出版社

高端装备关键基础理论及技术丛书·传动与控制

先进流体动力控制

Advanced Fluid Power Control

郭生荣 阎耀保 著

上海科学技术出版社

图书在版编目(CIP)数据

先进流体动力控制 / 郭生荣, 阎耀保著. —上海: 上海科学技术出版社, 2017. 6

(高端装备关键基础理论及技术丛书. 传动与控制)

ISBN 978-7-5478-3484-8

I. ①先… II. ①郭…②阎… III. ①液压传动系统—流体力学—研究 IV. ①TH137

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 047033 号

先进流体动力控制
郭生荣 阎耀保 著

上海世纪出版股份有限公司 出版
上海科学技术出版社

(上海钦州南路 71 号 邮政编码 200235)

上海世纪出版股份有限公司发行中心发行
200001 上海福建中路 193 号 www.ewen.co
印刷

开本 787×1092 1/16 印张 26.75

字数: 720 千

2017 年 6 月第 1 版 2017 年 6 月第 1 次印刷

ISBN 978-7-5478-3484-8/TH·65

定价: 150.00 元

本书如有缺页、错装或损坏等严重质量问题,
请向工厂联系调换

内容提要

本书论述了极端环境下的流体动力控制理论和应用技术。内容主要包括：流体动力控制技术演变过程,工作介质(液压油、燃油、煤油、气体等),液压蓄能器与系统案例,飞行器电液伺服控制技术,飞机液压能源系统及其温度控制技术,海洋波浪能摆式能量转换元件,液压泵,非对称液压阀与非对称液压缸匹配控制,喷嘴挡板式电液伺服阀,射流管电液伺服阀,极端温度、振动、冲击、离心环境下电液伺服阀分析方法、数学模型、优化设计方法以及耐极端环境的诸措施。书后附有我国电液伺服阀、液压泵系列产品典型结构。本书力图内容翔实,图文并茂,深入浅出,侧重系统性、专业性、前沿性,理论和实践紧密结合,重大工程案例资料丰富、翔实。

本书可供从事重大装备、重点领域整机和武器系统流体动力控制装置与元件的研究、设计、制造、试验和管理的科技人员阅读,也可供高等工科院校航空、航天、舰船、机械、能源、海洋、交通等相关专业的师生参考。

从流体动力控制学科的发展历史看,2 000 余年来,经历了从发现流体静力学规律到发明水压机,从发明液压元件到开发高端动力装置,然后再到一般工业应用的创新实践过程。人类发明了各种飞行器,如飞机、导弹、火箭、航天飞机,形成了流体动力控制和燃气控制的理论体系和关键技术,尤其是解决了复杂极端环境下电液伺服控制的应用技术,也对未来更加复杂环境下工作的电气液伺服控制提出了更加苛刻的服役要求与期待。先进流体动力控制,是指极端温度、极端尺寸、极端环境(振动、冲击、离心环境)下以流体作为工作介质的高端装备动力控制系统及其元件。国外高端流体动力控制系统和元件,主要由国家和行业团体来组织研究与开发,并形成国家整体制造能力。例如对于电液伺服元件,美国空军在 1950 年前后组织 40 余家机构联合攻关,形成了电液伺服系统产品和涉密国防科技报告,并已装备于航空、航天、舰船领域。后来,欧美学者归纳并出版了仅有的几部流体动力控制著作。

高端装备高新技术,处于价值链的高端和产业链的核心环节。核心基础零部件(元器件)已经成为我国先进装备研制过程中急需重点突破的瓶颈。针对国内外流体动力控制著作较少,高端装备一直被国外垄断,尤其是我国高端液压件、密封件严重依赖进口的现状,本书作者结合多年来从事重大装备和武器系统研制过程中形成的实践成果,包括所承担的国家重点基础研究发展计划(973 计划)、国家高技术研究发展计划(863 计划)、国家科技支撑计划、国家自然科学基金、航空科学基金等项目研究成果,系统地总结了先进流体动力控制的基础理论与实践案例,涉及流体传动与控制科技史、新型工作介质、能源与舵机、系统与元件、极端环境下服役性能等。全书共分为 13 章。第 1 章着重阐述先进流体动力控制的内涵及其演变过程,主要介绍世界上飞机、导弹、火箭、航天飞机、舰船流体动力控制技术的产生背景及过程、创新历史。第 2 章介绍液压油、磷酸酯液压油、喷气燃料(燃油)、航天煤油、自然水(淡水与海水)、压缩气体、燃气介质等的成分和性质。第 3 章介绍蓄能器的结构与原理、极端温度下的特性,着重介绍蓄能器系统的典型案例。第 4、5 章阐述飞行器电液伺服控制技术,包括电液控制技术科技史、弹性 O 形

圈密封技术、飞行器能源系统与舵机系统、飞机液压系统温度控制技术。第6章介绍海洋波浪能摆式能量转换装置案例。第7章阐述液压泵及其热力学模型。第8章介绍非对称液压阀控非对称液压缸动力机构,包括非对称液压阀、液压缸、动力机构特性与实践案例。第9、10章阐述喷嘴挡板式电液伺服阀与射流管伺服阀的形成过程、数学模型、基本特性,以及零偏零漂产生机理与抑制措施、优化设计方法与设计案例。第11章介绍电液伺服阀优化设计。第12、13章介绍电液伺服阀在极端温度、振动、冲击和离心环境下的数学建模方法,以及耐极端环境的诸措施和工艺方法等案例。本书旨在为我国重大装备和武器系统的研究、设计、制造、试验和管理的技术人员提供有益的前沿性基础理论和实践材料,也希望为我国高端流体控制系统与元件的自主创新起到一定的促进作用。

本书由郭生荣研究员(南京机电液压工程研究中心)、阎耀保教授(同济大学)根据多年来的实践经验和科学研究成果系统地凝练撰写而成。第1~5、7章由郭生荣撰写;第6、8~13章由阎耀保撰写。在本书出版过程中得到了上海科学技术出版社、上海市教育委员会和上海市新闻出版局“上海高校服务国家重大战略出版工程”的大力支持和帮助。同济大学阎耀保教授研究室博士生、硕士生参加了资料整理工作。

限于作者水平,书中难免有不妥和错误之处,恳请读者批评、指正。

著 者

2017年1月10日

第 1 章 绪论	1
1.1 概述	1
1.2 导弹舵机系统技术	2
1.2.1 导弹技术的发展	2
1.2.2 导弹的组成	4
1.3 火箭飞行控制技术	5
1.3.1 火箭的原理	5
1.3.2 火箭的历史	5
1.3.3 火箭的分类	6
1.3.4 运载火箭	6
1.4 航天飞机控制技术	7
1.5 先进流体动力控制技术	9
1.5.1 概述	9
1.5.2 国外研究现状	11
1.5.3 我国研究与发展现状	12
参考文献	12
第 2 章 工作介质	15
2.1 液压油	15
2.2 磷酸酯液压油	17
2.3 喷气燃料(燃油)	18
2.4 航天煤油	19
2.5 自然水(淡水与海水)	20
2.6 压缩气体(空气、氮气、惰性气体)	21
2.7 燃气发生剂	22
参考文献	23
第 3 章 液压蓄能器系统	25
3.1 液压蓄能器	25
3.1.1 液压蓄能器的分类、原理及功用	25
3.1.2 蓄能器的容量	27

3.1.3	蓄能器的结构和工作原理	28
3.1.4	蓄能器的应用	30
3.2	液压蓄能器系统案例	48
3.2.1	液压蓄能器用于储存能量时的分析案例	48
3.2.2	液压蓄能器用于吸收脉动压力时的分析案例	67
3.2.3	液压蓄能器用于吸收冲击压力时的案例	74
3.2.4	液压蓄能器用于吸收系统管路热膨胀的案例	76
3.2.5	液压蓄能器性能试验及换算案例	77
3.3	极端温度环境下的飞行器液压蓄能器与气瓶特性	83
3.3.1	极端温度下的应用	84
3.3.2	真实气体的范德瓦尔斯方程	84
3.3.3	高压气瓶充气质量	85
3.3.4	高压气瓶和气腔的气体压力特性	86
3.3.5	蓄能器特性	87
3.3.6	结论	88
	参考文献	88
第4章	飞行器电液伺服控制技术	90
4.1	概述	90
4.1.1	发展概况	90
4.1.2	机载电液控制技术	91
4.1.3	发展动向	91
4.1.4	新材料——电液技术进化的重要促成因素	93
4.1.5	电流变流体技术	93
4.2	弹性O形圈密封技术	94
4.2.1	O形圈的构型和密封原理	94
4.2.2	O形圈密封的特点	95
4.2.3	O形圈材料	95
4.2.4	O形圈的选取和设计	96
4.2.5	O形圈的保护和故障防止	98
4.3	飞行器电液伺服技术	98
4.3.1	大功率	99
4.3.2	高压、高温	100
4.3.3	高速	102
4.3.4	高可靠性	102
4.3.5	数字化、信息化	104
4.4	防空导弹控制执行系统	106
4.4.1	设计综合要求	106
4.4.2	必要性、可行性论证过程	108
4.4.3	设计准则	110
4.4.4	性能试验	115

4.4.5	结论	117
4.5	防空导弹辅助能源	117
4.5.1	能源方案分类	118
4.5.2	应用实例	121
4.6	飞行器燃气涡轮泵液压能源应用技术	127
4.6.1	燃气初级能源的应用	127
4.6.2	燃气涡轮泵的应用	128
4.6.3	燃气涡轮泵液压系统工作区域	129
4.7	液压舵机系统功率匹配设计	131
4.7.1	液压舵机系统负载模型	131
4.7.2	伺服机构输出特性与负载轨迹最佳匹配	133
4.7.3	实际舵机系统能源需求状况	134
4.7.4	工作压力变化因素与系统频率特性	134
	参考文献	136
第5章	飞机液压能源系统	137
5.1	概述	137
5.1.1	液压系统的定义	137
5.1.2	液压能源系统的功能要求	138
5.1.3	主流机型的液压能源系统液压泵分配比较	139
5.2	飞机液压系统热分析与油液温度控制技术	140
5.2.1	飞机液压系统热分析基础	140
5.2.2	飞机液压系统静态热分析建模与静态温度计算方法	141
5.2.3	飞机液压系统动态热分析建模与动态温度计算方法	143
	参考文献	150
第6章	海洋波浪能摆式能量转换元件	152
6.1	概述	152
6.2	摆式能量转换原理及其波浪能发电系统	153
6.3	波浪能与液压能的转换元件	155
6.3.1	波浪能转换元件结构	155
6.3.2	数学模型	156
6.3.3	关键技术	164
6.4	实践案例	169
	参考文献	171
第7章	液压泵	172
7.1	概述	172
7.2	基本特性	176
7.2.1	压力	176
7.2.2	排量和流量	177
7.2.3	功率	177

7.2.4	效率	177
7.3	数学模型与基本方程	179
7.3.1	轴向柱塞泵	179
7.3.2	外啮合齿轮泵	187
7.4	考虑热传递的恒压柱塞泵温度特性评价	191
7.4.1	柱塞泵效率特性	191
7.4.2	考虑热传递时的柱塞泵特性	193
7.4.3	模型仿真实例	196
7.5	液压泵的选型	200
	参考文献	201
第8章	非对称液压阀控非对称液压缸动力机构	202
8.1	零开口非对称液压阀控非对称液压缸的动力机构	202
8.1.1	液压缸换向前后的压力突变	204
8.1.2	负载边界	206
8.2	非对称液压阀控制系统速度增益特性	206
8.2.1	零开口阀控液压缸动力机构速度增益特性	207
8.2.2	正开口阀控液压缸动力机构速度增益特性	209
8.2.3	负载力边界	211
8.2.4	实践案例	211
8.3	液压缸和气缸的固有频率	212
8.3.1	液压缸和气缸的分类	212
8.3.2	活塞初始位置对气缸固有频率的影响	213
8.3.3	活塞初始位置对液压缸固有频率的影响	216
8.3.4	液压缸系统和气动气缸系统比较	218
8.4	对称不均等正开口液压滑阀	218
8.4.1	对称不均等液压滑阀及其压力特性	219
8.4.2	零位压力值及零位泄漏量	222
8.4.3	应用事例	223
	参考文献	223
第9章	喷嘴挡板式电液伺服阀	225
9.1	喷嘴挡板式电液伺服阀及其演变过程	225
9.1.1	电液控制技术	225
9.1.2	电液伺服阀的历史	227
9.1.3	电液伺服阀结构演变过程	230
9.1.4	极端环境下的电液伺服元件	237
9.2	喷嘴挡板式电液伺服阀工作原理	238
9.3	力反馈电液伺服阀的基本方程	238
9.3.1	永磁式力矩马达的基本方程	238
9.3.2	双喷嘴挡板阀的基本方程	243

9.3.3	衔铁组件的力矩方程	246
9.3.4	主阀芯力平衡方程	246
9.4	力反馈电液伺服阀的传递函数	247
	参考文献	248
第 10 章	射流管电液伺服阀	250
10.1	概述	250
10.2	射流伺服阀国外专利	254
10.3	射流伺服阀在航空飞行器上的应用	259
10.4	射流伺服阀基本原理与结构	266
10.4.1	分类及工作原理	266
10.4.2	结构与特点	275
10.5	射流管伺服阀射流前置级压力特性	276
10.5.1	接收器接收孔的接收面积	276
10.5.2	射流管前置级模型与压力特性	277
10.5.3	射流旋涡与射流负压现象	279
10.5.4	阀体疲劳寿命定量计算	281
10.6	射流管伺服阀零偏零漂产生机理与抑制措施	282
10.6.1	零偏零漂的定义及其产生机理	282
10.6.2	零偏零漂抑制措施	287
10.6.3	实践案例	287
10.7	三维离心环境下射流管伺服阀的零偏特性	289
10.7.1	三维离心环境下射流管伺服阀力学模型	289
10.7.2	三维离心环境下射流管伺服阀的零偏值	291
10.7.3	案例讨论	294
10.7.4	三维离心环境下零偏的抑制措施	298
	参考文献	299
第 11 章	电液伺服阀优化设计	301
11.1	基于幅值裕度的电液伺服阀优化设计	301
11.1.1	概述	301
11.1.2	理论分析	302
11.1.3	优化设计	305
11.2	电液伺服阀力矩马达综合刚度优化设计	306
11.2.1	概述	306
11.2.2	理论分析	306
11.2.3	力矩马达设计	309
11.3	带补偿节流器的电液伺服阀	310
11.3.1	结构原理	310
11.3.2	理论分析	310
11.3.3	特性分析	314

11.4	非对称喷嘴挡板式单级电液伺服阀	315
11.4.1	喷嘴挡板式电液伺服阀结构	316
11.4.2	理论分析	316
11.4.3	应用分析	320
11.5	力反馈两级电液伺服阀喷嘴挡板阀的非对称性	321
11.5.1	喷嘴挡板初始间隙对称与不对称特性	321
11.5.2	喷嘴直径对称与不对称特性	324
	参考文献	327
第12章	极端温度环境下的电液伺服阀	328
12.1	温度对电液伺服阀配合间隙的影响	328
12.2	温度对液压油黏度的影响	330
12.3	温度对阀腔流场的影响	331
12.4	温度对磁性材料的影响	334
12.5	试验案例及其结果分析	335
	参考文献	336
第13章	振动、冲击、离心环境下的电液伺服阀	337
13.1	振动、冲击环境下的电液伺服阀	337
13.1.1	振动、冲击环境下的电液伺服阀数学模型	337
13.1.2	单位阶跃加速度环境下的电液伺服阀	338
13.1.3	单位脉冲加速度环境下的电液伺服阀	341
13.1.4	振动条件下的电液伺服阀	347
13.2	离心环境下的电液伺服阀	355
13.2.1	牵连运动为圆周运动时的加速度合成定理	355
13.2.2	离心环境为匀速圆周运动时的电液伺服阀	355
13.2.3	离心环境为匀加速圆周运动时的电液伺服阀	359
13.2.4	一维离心环境下电液伺服阀的零偏值	364
13.2.5	离心环境下电液伺服阀的性能	371
13.3	三维离心环境下的电液伺服阀特性	372
13.3.1	电液伺服阀的特征位移与三维离心环境	372
13.3.2	三维离心环境下的电液伺服阀数学模型	373
13.3.3	试验案例结果及其分析	381
13.4	振动、冲击、离心环境下电液伺服阀布局措施	383
	参考文献	384
附录		385
附录1	南京机电液压工程研究中心特殊电液伺服阀	385
附录2	南京机电液压工程研究中心液压泵	414

1.1 概述

从流体动力控制学科的历史看,2 000 余年来,人们在长期的探索过程中,经历了从发现流体静力学规律到发明水压机,从发明液压元件到开发高端动力控制装置,再到一般工业应用的过程。古希腊哲学家阿基米德(前 287—前 212)从洗澡中悟出了浮力定律,1627 年才传入中国。法国人帕斯卡(Blaise Pascal)1646 年演示了著名的裂桶试验,1654 年发现了流体静压力可传递力和功率的帕斯卡原理。英国人约瑟夫·布拉曼(Joseph Braman) 1795 年发明了水压机。这期间大约 2 000 年,人们开始认识科学原理和知识,摸索机械技术并逐步形成人们使用的工具,尤其是能代替人力的动力装置,可以称为流体动力控制的启蒙阶段。

近代历史上,欧美各国发明的典型液压元件相继问世。首先是液压泵和液压马达的诞生,然后发明了溢流阀并用于控制液压能源的压力,发明蓄能器用于吸收和稳定液压能源的压力波动,实现稳定的流量或压力输出。1911 年英国人 H. S. Hele-Shaw 申请了初期的径向柱塞泵与马达专利(H. S. Hele-Shaw,美国专利 US1077979, 1911—1913),提出在传动轴与径向柱塞组件之间设置偏心量,当传动轴转动时,形成柱塞和缸体之间的容腔体积变化从而实现配油过程。1935 年和 1960 年瑞士人 Hans Thoma 在德国分别发明了斜轴式轴向柱塞泵(Hans Thoma,美国专利 US2155455, 1935—1939)和斜盘式轴向柱塞泵(Hans Thoma,美国专利 US3059432, 1960—1962)。从此,人们可以实现机械能与液压能之间的转换,液压能源装置与流体动力控制元件也应运而生。1931 年美国 H. F. Vickers 发明了先导式溢流阀(H. F. Vickers,美国专利 US2053453, 1931—1936),同时将溢流阀用于实现双泵合流的液压速度控制系统(H. F. Vickers,美国专利 US1982711, 1931—1934)。1934 年,H. F. Vickers 将双级溢流阀用于压力控制系统,控制液压泵出口压力(H. F. Vickers,美国专利 US2102865, 1934—1937)。1942 年,美国人 Jean Mercier 提出了一种采用天然橡胶气囊的皮囊式蓄能器,给飞行器油箱提供压力,实现油箱增压(Jean Mercier,美国专利 US2387598, 1942—1945)。

20 世纪 50 年代,电液伺服元件和增压油箱相继问世,极大地促进了流体动力控制在高端场合的应用。鉴于飞机与火箭特殊工况需求,人们发明了增压油箱及挤压式能源装置并用于闭式系统,保证液压泵入口压力在 0.2~0.5 MPa,拓展了飞行器、行走机械等极端颠簸状态下的应用。第二次世界大战前后,由于军事用途和宇宙开发的需要,美国空军组织 40 余家早期机构开发和研制了各种形式的单级电液伺服阀和双级电液伺服阀,撰写各种内部研究报告,并详细记录了美国 50 年代电液伺服阀研制和结构演变的过程,这期间电液伺服阀的新结构多、新产品多、应

用机会多,涉及电液伺服元件新结构、新原理、各单位试制产品,以及各类电液伺服元件的数学模型、传递函数、功率键合图、大量的实验数据。1955—1962 年先后总结了 8 份电液伺服阀和电液伺服机构的国防科技报告,详细记载了美国空军这一时期各种电液伺服阀的研究过程、原理、新产品及其应用情况,由于涉及军工顶级技术和宇航技术机密,保密期限长达 50 年。电磁铁新材料(如镍铝合金磁性材料、稀土合金磁性材料)和线圈原理的出现,催生了力矩马达的问世;烧结陶瓷技术与材料用于过滤器,使得两级喷嘴挡板电液伺服阀成为现实。电液伺服阀控液压缸动力机构,最早用于飞机操纵系统、导弹舵机系统、火箭伺服机构,形成了高端流体动力控制装置。之后,液压伺服系统开始广泛应用于机床、材料处理、移动设备、塑料、钢板、矿业、石油开采、汽车、工程机械等民用领域,并且作为民用领域的高性能流体动力控制装置与高端液压元件。闭环流体伺服驱动技术用于机器自动化,实现更高的精度、更快的响应和更简单的调节。纵观世界流体动力控制器件的发明史,经历了从原理到元件、从复杂高端到一般工业基础件的发展过程。

1.2 导弹舵机系统技术

1.2.1 导弹技术的发展

导弹采用电液伺服控制或燃气控制舵面偏转,从而控制飞行方向,它还采用液压伺服控制天线机构,其涉及飞行器的多种复杂极端环境和电液伺服控制的基础理论与应用技术。图 1.1 所示为飞行器伺服舵机系统结构框图,该伺服舵机系统按照电气指令输出被控运动量,系统包含能源发生装置、能源转换装置、能源分配装置。图 1.2 所示为液压舵机系统构成图。通过电液伺服阀控制作动器来控制舵面,通过作动器压力反馈和控制舵面位置反馈,实现舵面的输出控制。导弹的起源与火药和火箭的发明密切相关。火药与火箭是由中国人发明的。南宋时期,不迟于 12 世纪中叶,火箭技术开始用于军事,出现了最早的军用火箭。约在 13 世纪,中国火箭技术传入阿拉伯地区及欧洲国家。18、19 世纪火箭武器进展不大,直到 1926 年,美国才第一次发射了一枚无控液体火箭。20 世纪 30 年代,电子、高温材料及火箭推进剂技术的发展,为火箭武器注入了新的活力。30 年代末,德国开始火箭、导弹技术的研究,并建立了较大规模的生产基地,1939 年发射了 A-1、A-2、A-3 导弹,并很快将研制这种小型导弹的经验应用到 V-1、V-2 导弹上。1944 年 6—9 月德国向英国伦敦发射了 V-1、V-2 导弹。第二次世界大战后期,德国还研制了“莱茵女

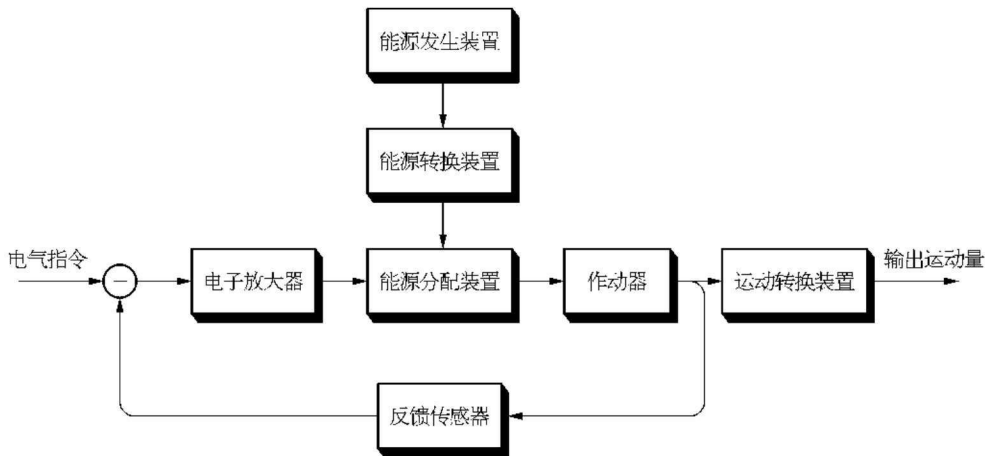


图 1.1 伺服舵机系统结构框图

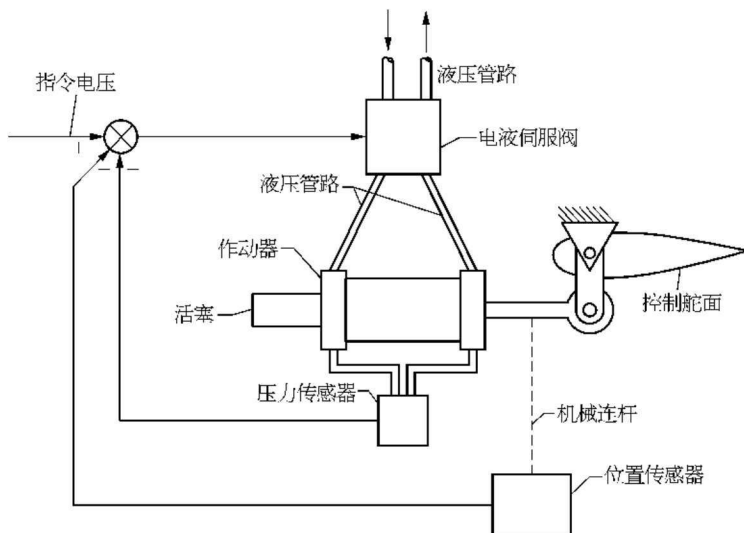


图 1.2 液压舵机系统构成图

儿”等多种地空导弹,以及 X-7 反坦克导弹和 X-4 有线制导空空导弹,但均未投入作战使用。

第二次世界大战后到 50 年代初,导弹处于早期发展阶段。各国从德国的 V-1、V-2 导弹在第二次世界大战的作战使用中,意识到导弹对未来战争的作用。战后不久,美国、苏联、瑞士、瑞典等国恢复了自己在第二次世界大战期间已经进行的导弹理论与试验活动。英国、法国也分别于 1948 年和 1949 年重新开始导弹的研究工作。自 50 年代初起,导弹得到了大规模的发展,出现了一大批中远程液体弹道导弹及多种战术导弹。1953 年美国在朝鲜战场曾使用电视遥控导弹,但这时期的导弹命中精度低、结构质量大、可靠性差、造价高昂。

20 世纪 60 年代初到 70 年代中期,由于科学技术的进步和现代战争的需要,导弹进入改进性能、提高质量的全面发展时期。战略弹道导弹采用了较高精度的惯性器件,使用了可储存的自燃液体推进剂和固体推进剂,采用地下井发射和潜艇发射,发展了集成式多弹头和分导式多弹头,大大提高了导弹的性能。巡航导弹采用了惯性制导、惯性-地形匹配制导和电视制导及红外制导等制导技术,采用效率高的涡轮风扇喷气发动机和比威力高的小型核弹头,大大提高了巡航导弹的作战能力。战术导弹采用无线电制导、红外制导、激光制导和惯性制导,发射方式也发展为车载、机载、舰载等多种,提高了导弹的命中精度、生存能力、机动能力、低空作战性能和抗干扰能力。70 年代中期以来,导弹进入全面更新阶段。为提高战略导弹的生存能力,一些国家着手研究小型单弹头陆基机动战略导弹和大型多弹头铁路机动战略导弹,增大潜地导弹的射程,加强战略巡航导弹的研制。发展应用“高级惯性参考球”制导系统,进一步提高导弹的命中精度,研制机动式多弹头。以陆基洲际弹道导弹为例,从 1957 年 8 月 21 日苏联发射了世界第一枚 SS-6 洲际弹道导弹以来,世界上一些大国共研制了 20 多种型号的陆基洲际弹道导弹。多年来共经历了三个发展阶段。在此期间,战术导弹的发展出现了大范围更新换代的新局面。其中几种以攻击活动目标为主的导弹,如反舰导弹、反坦克导弹和反飞机导弹,发展更为迅速,约占 70 年代以来装备和研制的各类战术导弹的 80% 以上。

导弹自第二次世界大战问世以来,受到各国普遍重视,得到很快发展。导弹的使用,使战争的突然性和破坏性增大,规模和范围扩大,进程加快,从而改变了过去常规战争的时空观念,给现代战争的战略战术带来巨大且深远的影响。导弹技术是现代科学技术的高度集成,它的发展既依赖于科学与工业技术的进步,同时又推动科学技术的发展,因而导弹技术水平成为衡量一个国家军事实力的重要标志之一。20 世纪 80 年代末以来,世界形势发生了巨大变化。新的国际形

势、新的军事科学理论、新的军事技术与工业技术成就,必将为导弹武器的发展开辟新的途径。未来的战场将具有高度立体化(空间化)、信息化、电子化及智能化的特点,新武器也将投入战场。为了适应这种形势的需要,导弹正向精确制导化、机动化、隐形化、智能化、微电子化的更高层次发展。战略导弹中的洲际弹道导弹的发展趋势是:采用车载机动(公路和铁路)发射,以提高生存能力;提高命中精度,以直接摧毁坚固的点目标;采用高性能的推进剂和先进的复合材料,以提高“推进-结构”水平;寻求反拦截对策,并在导弹上采取相应措施。20世纪90年代末、21世纪初,美国、俄罗斯服役的部分洲际弹道导弹性能将得到很大的提高。从战术导弹的发展趋势看,采用精确制导技术,提高命中精度;携带多种弹头,包括核弹头和多种常规弹头(如子母弹头等),提高作战灵活性和杀伤效果;既能攻击固定目标,也能攻击活动目标;提高机动能力与快速反应能力;采用微电子技术,电路功能集成化、小型化,提高可靠性;实现导弹武器系统的系列化、模块化、标准化;简化发射设备,实现侦察、指挥、通信、发射控制、数据处理一体化。

1.2.2 导弹的组成

导弹通常由战斗部(弹头)、弹体结构系统、动力装置推进系统和制导系统四部分组成。

1) 导弹推进系统 为导弹飞行提供推力的整套装置,又称导弹动力装置。它主要由发动机和推进剂供应系统两大部分组成,其核心是发动机。导弹发动机有很多种,通常分为火箭发动机和吸气喷气发动机两大类。前者自身携带氧化剂和燃烧剂,因此不仅可用于在大气层内飞行的导弹,还可用于在大气层外飞行的导弹;后者只携带燃烧剂,要依靠空气中的氧气,所以只能用于在大气层内飞行的导弹。火箭发动机按其推进剂的物理状态可分为液体火箭发动机、固体火箭发动机和固-液混合火箭发动机。吸气喷气发动机又可分为涡轮喷气发动机、涡轮风扇喷气发动机以及冲压喷气发动机。此外,还有由火箭发动机和吸气喷气发动机组合而成的组合发动机。发动机的选择要根据导弹的作战使用条件而定。战略弹道导弹因其只在弹道主动段靠发动机推力推进,发动机工作时间短,且需在大气层外飞行,应选择固体或液体火箭发动机;战略巡航导弹因其在大气层内飞行,发动机工作时间长,应选择燃料消耗低的涡轮风扇喷气发动机(也可以使用冲压喷气发动机)。战术导弹要求机动性能好和快速反应能力强,大多选择固体火箭发动机。但在空面导弹、反舰导弹和中远程空空导弹中也逐步推广使用涡轮喷气/涡轮风扇发动机和冲压喷气发动机。

2) 导弹制导系统 按一定导引规律将导弹导向目标,控制其质心运动和绕质心运动以及飞行时间程序、指令信号、供电、配电等各种装置的总称。其作用是适时测量导弹相对目标的位置,确定导弹的飞行轨迹,控制导弹的飞行轨迹和飞行姿态,保证弹头(战斗部)准确命中目标。导弹制导系统有四种制导方式:①自主式制导。制导系统装于导弹上,制导过程中不需要导弹以外的设备配合,也不需要来自目标的直接信息,就能控制导弹飞向目标。如惯性制导,大多数地地弹道导弹采用自主式制导。②寻的制导。由弹上的导引头感受目标的辐射或反射能量,自动形成制导指令,控制导弹飞向目标。如无线电寻的制导、激光寻的制导、红外寻的制导。这种制导方式制导精度高,但制导距离较短,多用于地空、舰空、空空、空地、空舰等导弹。③遥控制导。由弹外的制导站测量,向导弹发出制导指令,由弹上执行装置操纵导弹飞向目标。如无线电指令制导、无线电波束制导和激光波束制导等,多用于地空、空空、空地和反坦克导弹等。④复合制导。在导弹飞行的初始段、中间段和末段,同时或先后采用两种以上制导方式的制导称为复合制导。这种制导可以增大制导距离,提高制导精度。

3) 导弹弹头 导弹毁伤目标的专用装置,亦称导弹战斗部。它由弹头壳体、战斗装药、引爆系统等组成,有的弹头还装有控制、突防装置。战斗装药是导弹毁伤目标的能源,可分为核装药、普通装药、化学战剂、生物战剂等。引爆系统用于适时引爆战斗部,同时还保证弹头在运输、储存、发射和飞行时的安全。弹头按战斗装药的不同可分为导弹常规弹头、导弹特种弹头和导弹核

弹头,战术导弹多用常规弹头,战略导弹多用核弹头。核弹头的威力用 TNT 当量表示。每枚导弹所携带的弹头可以是单弹头或多弹头,多弹头又可分为集束式、分导式和机动式。战略导弹多采用多弹头,以提高导弹的突防能力和攻击多目标的能力。

4) 导弹弹体结构系统 用于构成导弹外形、连接和安装弹上各分系统且能承受各种载荷的整体结构。

几十年来,航天系统各种导弹的舵面控制均采用液压舵机、燃气舵机或者电动舵机,目前多数采用液压舵机。例如,某导弹液压舵机由燃气发生器带动燃气涡轮驱动液压泵或者通过电机泵,提供弹上液压能源或电源,采用液压伺服机构来接收自动驾驶仪发送来的信号,控制舵面偏转,从而控制飞行器的飞行方向,使导弹按一定轨道稳定飞行或者将导弹引向目标。

1.3 火箭飞行控制技术

1.3.1 火箭的原理

看似复杂的火箭,其原理其实非常简单,早在 17 世纪牛顿就很清晰地描述了它:如果你以一定速度向后抛出一定质量的物体,你就会受到一个反作用力的推动,向前加速。简单的火箭甚至早在牛顿提出这一公式前几百年就在中国发明出来并得到了应用,这既包括军用的火药箭,也包括人们节日庆典的烟花。火箭是靠火箭发动机向前推进的。火箭发动机点火以后,推进剂(液体或固体燃料加氧化剂)在发动机燃烧室里燃烧,产生大量高压气体;高压气体从发动机喷管高速喷出,对火箭产生反作用力,使火箭沿气体喷射的反方向前进。火箭推进原理依据的是牛顿第三定律:作用力和反作用力大小相等,方向相反,作用在一条直线上。一个扎紧的充满空气的气球一旦松开,空气就从气球内往外喷,气球则沿反方向飞出,其道理是一样的。固体推进剂是从底层向顶层或从内层向外层快速燃烧的;而液体推进剂是用高压气体对燃料与氧化剂储箱增压,然后用涡轮泵将燃料与氧化剂输送进燃烧室。推进剂的能量在发动机内转化为燃气的动能,形成高速气流喷出,产生推力。

地球是人类的摇篮,人们不会永远停留在摇篮里。为了追求光明和探索空间,开始要小心翼翼地飞出大气层,然后再征服太阳周围的整个空间(齐奥尔科夫斯基)。人们在射击时会感觉到当子弹射出枪口时枪身会向后移动。这个力量很大,有时会使人跌倒。这就是经常说的牛顿第三定律的体现,即“两个物体之间的作用力和反作用力总是大小相等,方向相反,作用在一条直线上”。火箭的发射就是利用这一原理。火箭内储存大量的燃料和氧化剂,燃料和氧化剂起反应,也就是说燃烧的时候,会产生高压气体,火箭就是利用这些高压气体喷出后产生的反作用力飞行的。火箭与飞机都储存有大量的燃料,但是火箭与飞机的发动机有很大的不同,飞机发动机要吸入空气,利用空气中的氧气燃烧;但火箭不同,火箭所需的氧化剂并非来自空气,而是来自火箭内部。这是火箭与飞机飞行时很重要的区别。因此,飞机不能在没有空气的地方飞行,而火箭在没有空气的地方也能飞行。

1.3.2 火箭的历史

火箭是中国古代的重大发明之一。公元 969 年,中国已经发明了火药(火药是在唐代发明的)。北宋军官岳义方、冯继升造出了世界上第一个以火药为动力的飞行兵器——火箭。这种火箭由箭身和药筒组成。药筒用竹、厚纸制成,内充火药,前端封死,后端引出导火绳,点燃后,火药燃烧产生的气体向后喷出,以气体的反作用力把火箭推向前,飞行中杀伤敌兵。一种最早的原始火箭在工作原理上与现代火箭没有什么不同。12 世纪中叶,原始的火箭被人们改进后,广泛地用于战争。如 1161 年宋军与金兵的“采石之战”中所使用的“霹雳炮”,其实就是一种火箭兵器。