

## 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

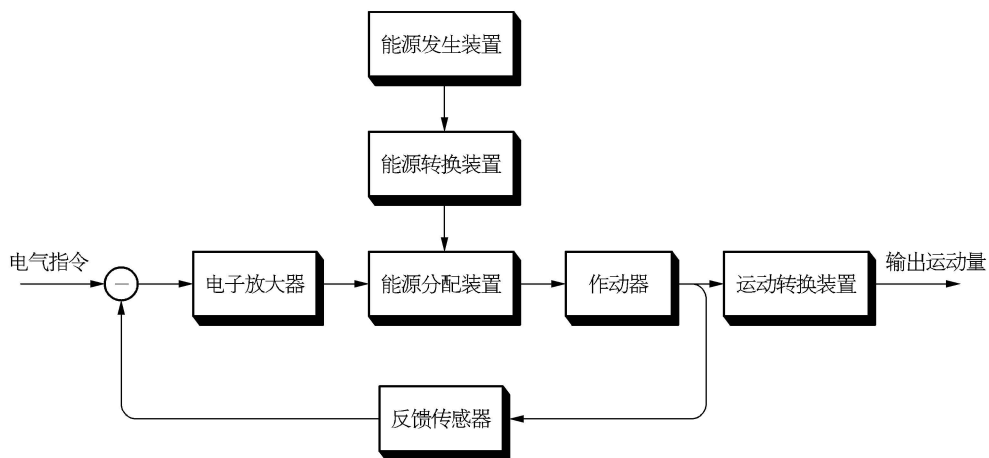


图 1.1 伺服舵机系统结构框图

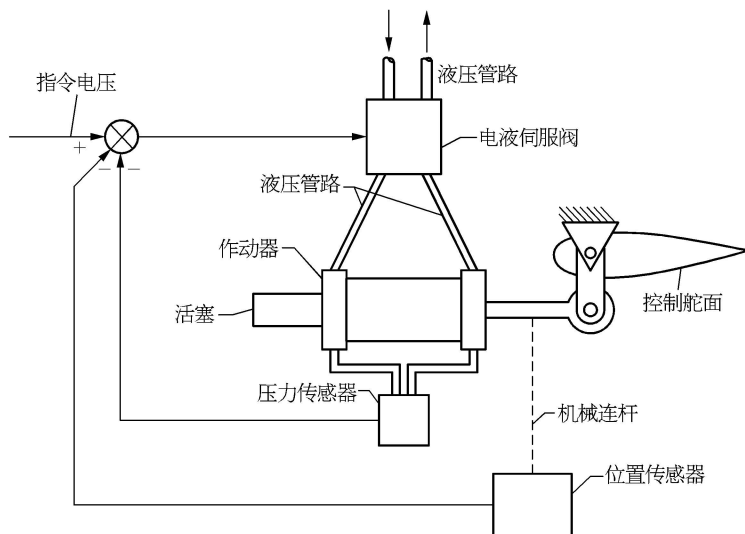


图 1.2 液压舵机系统构成图

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。

当时在中国民间广为流行的能高飞的“火流星”(亦称“起火”),实际上就是世界上第一种观赏性火箭。元、明之后,即13世纪以后,中国的火箭兵器在战争中有了很大发展,并发明了许多与现代火箭类型相近的火箭形式。中国是火箭诞生的故乡,在中国科学技术馆的“中国古代传统技术”展厅里,就展出着“火龙出水”“神火飞鸦”和“一窝蜂”等中国古代火箭的复原模型,它们充分展现了古代中国人民的杰出智慧和卓越才能。中国古代还曾有过火箭载人飞行的尝试。据史书记载,14世纪末,明代一勇敢者万户坐在装有47个当时最大的火箭的椅子上,双手各持一大风筝,试图借助火箭的推力和风筝的升力实现飞行的梦想。尽管这次试验是一次失败的悲剧,但万户被公认为尝试利用火箭飞行的世界第一人。13世纪中叶,中国的火箭技术被传入欧洲及世界其他地区。到了这时,德意志的艾伯特斯·麦格诺才在欧洲首次记述了关于制作火箭的技术。欧洲人最早使用火箭兵器,是在1379年意大利的帕多亚战争和1380年的威尼斯之战中。

近代将火箭用于战争开始于英国人康格列夫。1807年英军围攻丹麦哥本哈根,发射了康格列夫制造的火箭,烧毁了城内的大部分建筑,使城市一半化为平地。据说在滑铁卢与拿破仑大战中英军也使用了这种火箭。使用火箭进行宇宙航行,俄国的齐奥尔科夫斯基是理论上的奠基人。他首次说明了火箭推进的理论,奠定了日后研制远程火箭的基础。1957年10月4日,苏联发射了人类第一颗人造卫星史普尼克。1958年1月31日,美国也成功发射了人造地球卫星探险者1号。1961年4月12日,苏联成功发射了世界上第一艘载人宇宙飞船,加加林成为世界上第一名宇航员。此后,美国人格伦也乘飞船完成了绕地球轨道的飞行。这些重大的宇宙飞行都是以火箭技术的发展为前提的,火箭就是人类走向太空的“桥梁”。

### 1.3.3 火箭的分类

火箭可按照不同方式分类:①按照级数分为单级火箭和多级火箭;②按能源分为化学火箭、核火箭、电火箭以及光子火箭等,化学火箭又分为液体推进剂火箭、固体推进剂火箭和固液混合推进剂火箭;③按用途分为卫星火箭、布雷火箭、气象火箭、防雹火箭以及各类军用火箭等;④按有无控制分为有控火箭和无控火箭;⑤按结构形式分为串联火箭和并联火箭;⑥按射程分为近程火箭、中程火箭、远程火箭和洲际火箭等。

(1) 多级火箭:由多级组成的火箭。由于单级火箭在实际运用上很难实现宇宙飞行所必需的宇宙速度,因此需要采用多级火箭来解决这一问题。多级火箭的一子级在发射点火后就开始工作,工作结束后与整个火箭分离,再由二子级继续将有效载荷推向太空,以此类推,直至把有效载荷送入预定轨道。多级火箭一般由2~4级组成。

(2) 固体火箭:用固体火箭发动机推进的火箭。固体火箭发动机由固体推进剂、药柱、燃烧室壳体、喷管和点火装置组成。目前最常用的固体推进剂是由氧化剂(主要是高氯酸铵)、燃料(同时也是黏合剂)和轻金属(如铝粉)等组成的复合推进剂。

(3) 液体火箭:用液体火箭发动机推进的火箭。它的动力装置包括推进剂储箱和液体火箭发动机两部分。液体火箭发动机由推力室、推进剂输送系统和发动机控制系统等组成。

(4) 探空火箭:在近太空进行探测、科学试验的火箭,一般不设控制系统,是30~200 km高空的有效探测工具。探空火箭通常按研究对象或用途分类,如地球物理火箭、气象火箭、生物火箭、技术试验火箭和防雹火箭等。

(5) 新能源火箭:包括电火箭、核能火箭和太阳能火箭。

### 1.3.4 运载火箭

运载火箭(launch vehicle)是由多级火箭组成的航天运输工具,其用途是把人造地球卫星、载人

飞船、空间站、空间探测器等有效载荷送入预定轨道。20世纪50年代末,一些国家在战略导弹的基础上发展了许多运载火箭,最初主要用于发射政府和军用的有效载荷,如美国的雷神、宇宙神、德尔它、侦察兵,苏联的卫星号、东方号、联盟号、闪电号,以及中国的长征一号。20世纪90年代,国际航天发射市场方兴未艾,美国、俄罗斯和乌克兰、欧空局、日本、印度和中国均在已有火箭基础上推出军民两用运载火箭,以色列也在1988年成功发射了沙维特火箭。它们是日前具备自主发射能力的一些国家和组织,其他国家卫星的发射都是利用它们的运载火箭。运载火箭一般由2~4级组成,每一级都包括箭体结构、推进系统和飞行控制系统。末级有仪器舱,内装制导与控制系统、遥测系统和发射场安全系统。级与级之间靠级间段连接。有效载荷装在仪器舱的上面,外面套有整流罩。

许多运载火箭的第一级外围捆绑有助推火箭,又称零级火箭。助推火箭可以是固体或液体火箭,其数量根据运载能力的需要来选择。推进剂大多采用液体双组元推进剂。第一、二级多用液氧和煤油或四氧化二氮和肼为推进剂,末级火箭采用高能的液氧和液氢推进剂。制导系统大多用自主式全惯性制导系统。运载火箭在专门的发射中心发射。运载火箭的主要技术指标有运载能力、入轨精度和可靠性。运载能力是指运载火箭能够送入预定轨道的有效载荷的质量。它随着预定轨道的高度和倾角的增大而减小。因此,在表示运载能力时通常都应同时说明轨道高度和倾角。例如,中国长征二号F运载火箭的运载能力是:向近地点高度200 km、远地点高度350 km、倾角 $42^\circ$ 的轨道发射时,有效载荷的最大质量为8 t。火箭的入轨精度主要取决于控制系统的精度和采用的控制方法。火箭通常从专门的发射场发射,也有用机载发射和海上平台发射的。一般情况下,火箭从地面垂直起飞,第一级火箭工作完毕后脱落,第二、三级依次接替工作,直到末级火箭工作完毕,火箭进入预定轨道,调整姿态,末级火箭与航天器脱离,完成其使命。

目前在役的火箭有美国的宇宙神5和德尔它4系列、俄罗斯的质子号和联盟号系列、乌克兰的旋风号和天顶号、欧洲的阿里安5系列、日本的H系列、印度的卫星运载火箭、以色列的沙维特火箭和中国的长征系列运载火箭等。上述火箭中的最大近地轨道运载能力达到22 t,最大同步转移轨道运载能力达到13 t。此外,为满足政府、军用和商用小型有效载荷的快速发射需求,美国和俄罗斯还用退役的导弹改造和研制了一些小型运载火箭,如美国的飞马座、金牛座、米诺陶和法尔肯,俄罗斯的起跑号、隆声号、第聂伯、波浪号、火箭号和静海号等。21世纪初,美国为执行重返月球、载人登陆火星等深空探测任务,开始研制阿瑞斯1和阿瑞斯5火箭。阿瑞斯5是重型载货运载火箭,近地轨道运载能力将达到125 t,近月轨道运载能力将达55 t。

据报道,中国正在研制的重型运载火箭包括大推力液氧煤油发动机和大推力固体助推器两种方案。采用两级半构型(两级芯级捆绑助推器构型),重型火箭芯级直径为9 m。动力方面有两条途径:660 t级推力液氧煤油发动机+200 t级推力氢氧发动机和千吨级推力固体助推器+200 t级推力氢氧发动机。两种构型的重型火箭长度达到100 m级,火箭起飞重量达到4 000 t级,起飞推力达到5 000 t级,近地轨道运载能力将超过130 t。

目前,运载火箭姿态控制系统执行机构大多采用液压伺服机构,由气瓶输出气源带动气动叶片驱动液压泵或者电机泵产生液压能源,通过电液伺服阀控液压缸组成液压执行机构。伺服机构接收横法向导引信号和姿态控制信号来摆动发动机,使其推力方向产生偏斜,利用推力的横向分力,产生一定的控制力和控制力矩,控制火箭的飞行状态。执行机构由电磁阀门及电爆器件、舵机、姿态喷管、摇摆发动机及控制摇摆发动机运动的伺服机构等组成,按照信号命令,使发动机点火,关机,纠正飞行路线和姿态的偏差,使火箭级间分离和有效载荷分离等。

## 1.4 航天飞机控制技术

1957年,苏联率先发射世界上第一颗人造地球卫星,1961年又将第一名宇航员送上太空。美国

紧随其后推出“阿波罗登月计划”。之后,苏联在1967—1981年共发射40艘“联盟”号系列载人飞船,发射“进步”号系列货运飞船,实现了低地球轨道的长期载人空间科学实验,极大地刺激了美国宇航界。美国共制造了6架航天飞机,从1981年航天飞机首飞成功以来,共完成了135次飞行,搭载过355名宇航员,飞行超过8亿km行程,运送过1750t货物,这也是美国航天飞机30多年来的显赫成绩。

航天飞机(space shuttle,又称太空梭或太空穿梭机)是可重复使用的、往返于太空和地面之间的航天器,其结合了飞机与航天器的性质。它既能代替运载火箭把人造卫星等航天器送入太空,也能像载人飞船那样在轨道上运行,还能像飞机那样在大气层中滑翔着陆。航天飞机为人类自由进出太空提供了很好的工具,它大大降低了航天活动的费用,是航天史上的一个重要里程碑。

第一架航天飞机“开拓者”号(也称“企业”号、“进取”号)只用于测试,一直未进入轨道飞行和执行太空任务。

第二架航天飞机“哥伦比亚”号于1981年4月12日首次发射,机舱长18m,能装运36t重的货物。航天飞机外形像一架大型三角翼飞机,机尾装有三个主发动机和一个巨大的推进剂外储箱,里面装着几百吨重的液氧、液氢燃料。它附在机身腹部,供给航天飞机燃料进入太空轨道;外储箱两边各有一枚固体燃料助推火箭。整个组合装置重约2000t。在返航时,它能借助气动升力的作用,滑行上万千米的距离,然后在跑道上水平降落。与此同时,在滑行中,它还能向两侧方向做2000km的机动飞行,以选择合适的着陆场地。每次飞行最多可载8名宇航员,飞行时间7~30天。“哥伦比亚”号共进行了28次飞行,2003年2月1日返回地面过程中于空中解体坠毁。

第三架航天飞机“挑战者”号重约7.88万kg(78.8t),1983年4月4日首航,在1986年1月28日执行第10次太空任务时,因为右侧固态火箭推进器(solid rocket booster, SRB)上面的一个O形密封环失效,导致一连串连锁反应,在升空后73s时,爆炸解体坠毁。

第四架航天飞机“发现”号重约7.7万kg(77t),1984年8月30日首航,之后27年创下执行39次太空任务、飞行2.37亿km、绕地球轨道5830圈、在太空中累计停留365天的最高纪录,在美国6架航天飞机中“出勤率”最高。

第五架航天飞机“亚特兰蒂斯”号重约7.77万kg(77.7t),1985年10月3日首航,进行了18次飞行。2011年7月8日,“亚特兰蒂斯”号航天飞机在肯尼迪发射中心成功升空,执行为期12天的任务,开始它以及整个航天飞机团队的最后一次飞行,于2011年7月21日5时57分在佛罗里达州肯尼迪航天中心安全着陆,结束其“谢幕之旅”,至此美国30年航天飞机时代结束。

第六架航天飞机“奋进”号重约7.74万kg(77.4t),1992年5月7日首航,接替“挑战者”号,高36.6m,宽23.4m,造价超过20亿美元。截至2010年2月共进行了24次飞行,在太空度过280天9小时,绕行地球4429圈,总飞行距离高达103149636mile(1mile=1609.344m)。2011年5月16日完成其最后一次太空之旅。最新“奋进”号航天飞机的改良重点在于:具有直径40ft(1ft=0.3048m)的新型减速伞,能够缩短航天飞机落地后的减速滑行距离约1000ft(近300m),而成为2000ft的滑行总长;一些配合延伸绕行期限改装所需的管线与电路连接,因而能够将航天飞机绕地球运行的任务期限延长至28天;升级版的航电系统,包括较先进的通用任务计算机,改良的惯性量测单元,策略性飞行导航系统,强化版的主任务控制器,多路转换器/多路分解器,固态跟星仪,与一套改良过的鼻轮转向机构;一套改良版的辅助动力系统(auxiliary power unit, APU),用来提供航天飞机液压系统所需的动力。

航天飞机设计极为复杂,包含3000多个重要的分系统和超过300万个零部件,只要其中一个分系统或关键零部件出问题,就可能导致重大事故。2003年“哥伦比亚”号失事,就是由于发射过程中外储箱脱落的保温泡沫材料击中了航天飞机的左翼,从而酿成悲剧。航天飞机升空时的重量比火箭大许多,所以加速度较小,一般是3g(火箭是4g~4.5g)。航天飞机集火箭、卫星和飞机的技



术特点于一身,能像火箭那样垂直发射进入空间轨道,又能像卫星那样在太空轨道飞行,还能像飞机那样再入大气层滑翔着陆,是一种新型的多功能航天飞行器。作为迄今为止人类建造的最为复杂的机器,航天飞机的实际发射成功率达到了 98.5%,这是许多一次性运载火箭都无法企及的目标。

## 1.5 先进流体动力控制技术

### 1.5.1 概述

人类发明了各种飞行器,如导弹、火箭、航天飞机、飞机,这些飞行器在发展过程中形成了流体动力控制和燃气控制的理论体系和关键技术,尤其是解决了在飞行器的多种复杂极端环境下电液伺服控制的基础理论与应用技术,也对未来更加复杂环境条件下工作的飞行器电气液伺服控制提出了更加苛刻的要求和期待。

流体动力控制的典型应用舵机系统有电子气动伺服机构、机电伺服机构、电液伺服机构三类。如图 1.3 所示为航空航天等领域典型舵机能源级别与动态特性图。导弹、火箭、航天飞机、飞机设计时,可以根据能源和动态特性要求来选择合适的舵机系统。高性能驱动系统一般希望高宽带宽频率响应、低分辨率和高刚度,同时满足振动、冲击、加速度、温度、电磁兼容等环境要求。电液伺服机构与机电伺服机构和电子气动伺服机构相比,具有更高性能,因此电液伺服机构已用于各种任务的舵机系统。气动伺服机构采用超高压压缩气体或者热燃气作为能源,元器件成本较低。气动伺服机构或电磁伺服机构的连续驱动功率远低于电液伺服机构,可以满足低功率和低动态响应的使用要求。表 1.1 所示为航空航天等领域流体动力控制系统的元件类型,由能源装置、能源转换装置、能源调节装置、伺服电子器件、作动器和运动转换器件等部分构成,涉及液压泵、过滤器、增压油箱、电池、电机、作动器等核心基础元件。

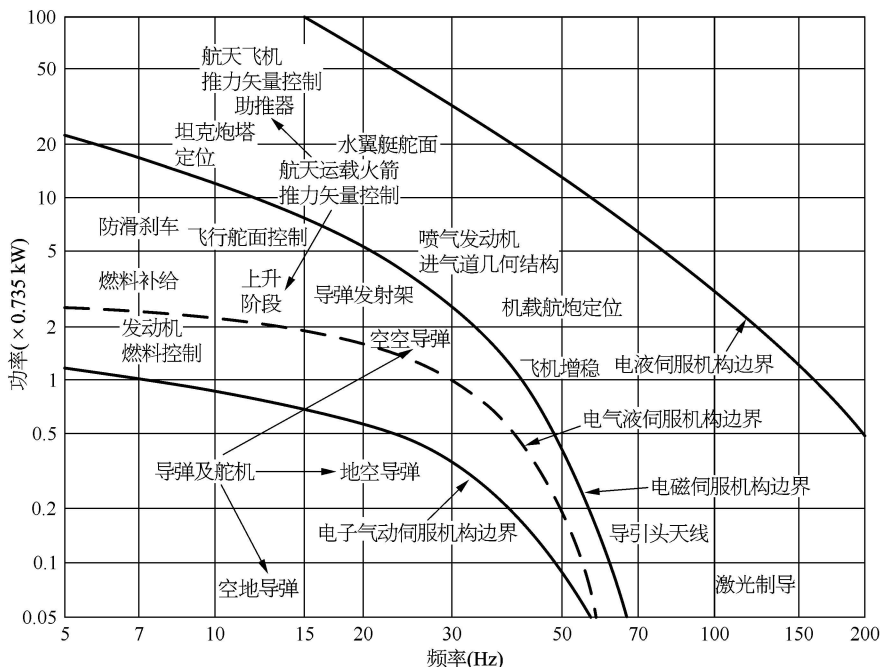


图 1.3 航空航天等领域典型舵机能源级别与动态特性图

表 1.1 1 航空航天等领域流体动力控制系统的元件类型

元件 技术	能源装置	能源转换装置		能源调节装置	伺服电子器件			作动器	运动转换器件				
		泵 {定排量 变排量}	电机和泵 {离心 涡轮泵 或 活塞}		命令 {模拟 或 数字}	反馈传感器 {电子 或 机械}	调制器驱动		直线输出	旋转输出			
电液 (EH)	发动机			{一级 两级 三级 伺服阀}	{模拟 或 数字}	{电子 或 机械}	{均衡的 或 PWM}	{单活塞 四通阀 四通阀}	不必要	曲轴臂			
	电池										N/A	摇臂	
	燃气 发生器 {固体 或 液体 (可节流)}												液珠丝杠 滚珠丝杠
电气液 (EPL)	冷气瓶		{低压调节器和增压油箱 或 低压调节器和自由活塞泵}	{双电磁阀 或 伺服阀}	{模拟 或 数字}	电子	{PWM 或 均衡的}	{单活塞 四通阀 四通阀}	不必要	曲轴臂			
	气体发生器		燃气调节阀和增压油箱								N/A	摇臂	
	发动机		{交流电动机和整流器 或 直流电动机}										电动机驱动双向泵 {活塞 或 液压马达}
电液 (EM)	发动机		交流电动机和整流器	有刷直流电机 固定磁铁 旋转线圈 换向器	{模拟 或 数字}	电子	{PWM 或 PWM+ 均衡的}	N/A	液珠丝杠	齿轮			
	电池		{没有 或 电压递升}								无刷直流电机 固定线圈 旋转磁铁 转子位置 传感器	N/A	摇臂
	燃气 发生器 {液体 或 固体}		涡轮发电机和整流器										
电液 (EP)	发动机排气 或 冷气瓶		低压调节器	PWM	电子	{模拟 或 数字}	N/A	N/A	摇臂				

注: PWM—脉冲宽度调制;N/A—不适用。

### 1.5.2 国外研究现状

国外高端流体动力控制系统和元件,主要由国家和行业组织联合研究、开发并形成国家制造能力,并已装备到本国核心装备。例如电液伺服元件,美国空军在 1950 年前后组织 40 余家机构联合研制,形成了系列电液伺服元件产品,并已装备航空航天领域。当时归纳凝练了一系列包括元件与系统的数学模型、传递函数、功率键合图,大量实践和实验结果等内容丰富的科技报告。由于涉及国防,美国空军将这些科技报告设置了保密 50 年的期限。目前,美国的电液伺服元件水平至少领先世界上其他国家 30 年。

高性能流体动力控制随着航空、航天、舰船以及军事用途而诞生。航空航天飞行器、舰船、重大装备往往需要承受各种环境极端的考验,甚至要求长期在各种极端环境下正常工作。所指的极端环境包括极端环境温度、极端工作介质温度、特殊流体、极端尺寸与极端空间、振动、冲击、加速度、辐射、高压、高速重载等特殊服役环境。一般来说,地面电子器件的环境温度要求在  $-20\sim 55\text{ }^{\circ}\text{C}$  或者  $-50\sim 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在常规地面液压系统中,一般要求液压油的温度控制在  $80\text{ }^{\circ}\text{C}$  以下或者  $105\text{ }^{\circ}\text{C}$  以下。但是,某些航空航天飞行器的地面试验或者遥测数据显示,液压系统的实测油液温度达  $-40\sim 160\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,运载火箭电液伺服机构的油液温度甚至达到  $250\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。美国空军科技报告显示,1958 年美国电液伺服元件的高温试验温度就已经达到  $340\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $650\text{ }^{\circ}\text{F}$ )。美国较早时期的一种喷嘴挡板两级电液伺服阀(Moog 公司,1800 型,1957),可以在油液温度  $204.4\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $400\text{ }^{\circ}\text{F}$ ) 时正常工作。这一时期的电液伺服阀如双直管喷嘴式两级电液伺服阀(Cadillac Gage 公司,FC-200 型,1957),设计使用油温为  $149\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $300\text{ }^{\circ}\text{F}$ )。油液温度的界限已经远远超出人们目前的常规想象。

航空产品的安全性准则要求各部件和分系统一次故障工作,二次故障安全。按照飞机系统可靠性准则,对于全液压作动的电传飞控系统,液压能源系统的供压故障概率应小于  $1\times 10^{-10}$ 。液压能源系统为飞机的各液压用户提供液压能源。按照适航标准 CCAR25 要求,飞机在所有发动机都失效的情况下仍可操纵,对机载液压部件提出了更高的要求。为此,波音 787、空客 A380 等飞机配置冲压空气涡轮发动机(RAT),在所有发动机都失效的情况下,RAT 利用飞机惯性和周围空气阻力作为动力进行工作,带动液压能源系统驱动电动泵向飞控系统供压,使飞机处于可操纵状态。长距离、极限环境下飞机机载液压元件的可靠工作至关重要。

防空导弹的自动驾驶仪舵面控制和导引头天线伺服机构多采用液压能源和先进流体动力控制技术、高端液压元件。如美国霍克导弹采用液压舵机控制舵面偏转;苏联 S-300 导弹最初采用燃气舵机,后改为液压舵机;美国爱国者防空导弹采用电动变量泵液压舵机;美国麻雀系列导弹则采用固体燃气发生器驱动气液蓄压器式导引头液压能源和氮气驱动气液蓄压器式驱动仪液压能源;英国海标枪舰空导弹采用燃气马达驱动式液压舵机;意大利阿斯派德三军通用防空导弹采用燃气涡轮泵电液能源驱动驱动仪液压舵机和天线液压伺服机构。导弹舵面液压能源与液压舵机、导引头天线伺服机构、长征系列火箭液压伺服机构等飞行器采用大量的高端液压元件,主要有液压泵、单向阀、溢流阀、安全阀、减压阀、闭式自增压油箱、电磁阀、流量控制阀、液压舵锁、过滤器、电液伺服阀、作动器、蓄压器、储气瓶、传感器、自封接头、液压管件及附件等,此外还有燃气发生器、燃气涡轮、电机、反馈电位计等。液压部件采用功率质量比高的紧凑整机结构和高性能的电液伺服阀和附件,液压舵机或伺服机构输出功率大而质量小,具有优良的动态特性,适应性和可靠性高。因此,几十年来,绝大多数导弹和火箭都采用液压能源和液压伺服机构,或者冷气能源、燃气能源和气压伺服机构;同时,正是由于导弹和宇航事业的需要,各国航天技术工作者进行了多年大量的研究工作,竞相研制出各种小型化、轻量化、高性能的高端流体动力控制元件,这些技术已经很成熟、可靠。

### 1.5.3 我国研究与发展现状

我国航天科技工作者在导弹、长征系列运载火箭、航天载人飞船运载火箭的液压能源、液压舵机、伺服机构上不断取得关键技术突破。导弹液压舵机方面,上海航天技术研究院、中国运载火箭技术研究院、中国航天二院等经过 40 余年的技术攻关,已研制出装备国防的各种导弹舵机液压能源与舵面伺服机构,其小型化、轻量化、功率大,技术成熟可靠,已达到世界先进水平。例如,某快速反应导弹在接收工作指令后,0.8 s 以内其液压能源与伺服机构即达到正常工作状态,高温高速燃气涡轮控制转速高达 120 000 r/min,液压泵转速高达 14 000 r/min,系统压力达到 24 MPa,同时伺服机构正常控制舵面偏转;而整个闭式系统液压油总容积仅仅不到 150 ml,系统油温在 $-40\sim 160\text{ }^{\circ}\text{C}$ 都能正常工作。运载火箭方面,中国运载火箭技术研究院和上海航天技术研究院研制出了集成化、整体化和机电一体化的高可靠性长征系列伺服机构及其流体控制元件,该系列伺服机构已趋完善,长征系列运载火箭已达到世界一流水平;推力矢量伺服控制、多余度伺服控制等方面近年也取得了进展。例如中国运载火箭技术研究院研制的载人航天飞船运载火箭伺服机构,采用多余度技术,成功地实现了推力矢量控制液压伺服机构 0.999 9 的高可靠性。电液伺服器件的研究与应用前沿离不开航天技术的发展。火箭、导弹、载人飞船等飞行器发射是一项复杂且高风险的系统工程,导弹或火箭液压能源及伺服机构技术难度大,可靠性和安全性要求极高,例如 CZ-2F 火箭的可靠性指标要求为 0.97,对宇航员的安全性要求为 0.997,分配到伺服子系统时,单机的可靠性指标要求接近 0.999 9。为了满足此类苛刻的要求,我国的航天科技人员提出了“多数表决,故障吸收”三余度伺服控制系统方案,应用于载人航天运载火箭 CZ-2F 和神舟五号的发射,突破了国外余度伺服控制技术的封锁。

未来的环境友好型重大装备、飞行器涉及诸多目前未知的流体动力控制理论,流体动力控制的性能和机制是复杂多样的,包括如高加速度、高温、高压、高速重载、辐射等极端环境复合作用下,能否正常工作以及如何工作。为此,探讨极端环境下目前未知的流体动力控制诸关键基础问题,为未来更加苛刻、复杂工况下工作的航空器流体控制提供急需的、目前未知的基础理论将具有重要的科学意义和应用前景。我国对流体动力控制用基础件尤其是高端液压元件重要地位的认识较晚,长期缺乏机理研究和工匠制作工艺的传统文化探索。在高端液压元件产品领域,甚至工程机械的液压元件关键基础件上,几乎被美国、德国、日本等机械强国所垄断。在高端液压件、气动元件、密封件领域,目前我国仍需大量进口。从发展现状看,我国高端产品的技术对外依存度高达 50%以上,95%的高档数控系统、80%的芯片、几乎 100%的高档液压件、密封件和发动机都依靠进口。为此,2015 年 5 月 8 日,国务院正式颁布《中国制造 2025》,实施制造强国战略第一个十年的行动纲领,已经将核心基础零部件(元器件)列为工业强基工程的核心部分与工业基石。

### 参考文献

- [1] 郭生荣,卢岳良. 液压能源系统压力脉动分析及抑制方法研究[J]. 液压与气动,2011(11): 49-51.
- [2] 郭生荣,王晚晚. 液力调速装置基本特性的仿真研究[J]. 流体传动与控制,2011(6): 11-15.
- [3] 郭生荣,卢岳良. 直轴式恒压泵的脉动分析与研究[J]. 机床与液压,2003(3): 206-207.
- [4] 闫耀保. 极端环境下的电液伺服控制理论及应用技术[M]. 上海:上海科学技术出版社,2012.
- [5] 闫耀保. 高端液压元件理论与实践[M]. 上海:上海科学技术出版社,2017.
- [6] 闫耀保. 极端环境下飞行器电液伺服阀特性研究[R]. 国家自然科学基金资助项目结题报告(50775161),2011.1.20.
- [7] 闫耀保. 射流伺服阀流场分析[R]. 航空科学基金项目结题报告(20120738001),2014.9.30.



- [8] 阎耀保. 液压产品几何参数、工艺方法与产品性能之间的映射关系研究[R]. 航空科学基金项目结题报告(20090738003), 2012. 9. 21.
- [9] 阎耀保. 飞行器舵机系统关键基础理论研究[R]. 上海市浦江人才计划(A类)总结报告(06PJ14092), 2008. 9. 30.
- [10] 阎耀保. 偏转板射流伺服阀和射流管伺服阀的基础理论研究[R]. 国家自然科学基金资助项目进展报告(51475332), 2015. 12. 20.
- [11] 阎耀保. 气阻气容的气动非对称性机理与高速气动控制的基础研究[R]. 国家自然科学基金资助项目结题报告(51175378), 2015. 12. 19.
- [12] 阎耀保. 45 MPa 以上的氢气增压、压力控制和调节技术研究[R]. 国家高技术研究发展计划(863 计划) 课题验收报告(2007AA05Z119), 2010. 6. 30.
- [13] 阎耀保. 燃料电池汽车车载超高压减压阀组集成设计理论研究[R]. 上海市白玉兰科技人才基金总结报告(2008B110), 2009. 5. 28.
- [14] 阎耀保, 等. 地下连续墙与复杂地层桩基础施工关键装备研发与产业化[R]. 国家科技支撑计划总结报告(2011BAJ02B06-05), 2016. 5. 4.
- [15] 阎耀保, 李长明, 江金林. 三维离心环境下的电液伺服阀特性分析[J]. 机械工程学报, 2015, 51(2): 169-177.
- [16] 阎耀保, 李长明. 对称负重合型气动伺服阀零位流动状态分析[J]. 航空学报, 2015, 36(11): 3724-3733.
- [17] 阎耀保, 黄帅, 王康景, 等. 大直径气动潜孔锤动力学过程分析[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2014, 45(3): 721-726.
- [18] 阎耀保, 付嘉华, 金瑶兰. 射流管伺服阀前置级冲蚀磨损数值模拟[J]. 浙江大学学报, 2015, 49(12): 2252-2260.
- [19] 阎耀保, 王玉. 射流管伺服阀前置级压力特性[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12): 3058-3064.
- [20] 阎耀保, 范春红山, 张曦. Dynamic stiffness spring analysis foe feedback spring pole in a jet pipe electro-hydraulic servovalve [J]. 中国科学技术大学学报, 2012, 42(9): 699-705.
- [21] 阎耀保, 张鹏, 岑斌. 偏转板射流伺服阀前置级流场分析[J]. 中国工程机械学报, 2015, 13(1): 1-7.
- [22] 刘洪宇, 张晓琪, 阎耀保. 振动环境下双级溢流阀的建模与分析[J]. 北京理工大学学报, 2015, 35(1): 13-18.
- [23] 阎耀保, 原佳阳, 傅俊勇. 先导阀前腔串加阻尼孔的新型双级溢流阀特性分析[J]. 吉林大学学报, 2016(1): 1-8.
- [24] Yin Y B. Analysis and modeling of a compact hydraulic poppet valve with a circular balance piston [C] // Proceedings of the SICE Annual Conference, SICE 2005 Annual Conference in Okayama, 189-194, Society of Instrument and Control Engineers (SICE), Tokyo, Japan, 2005.
- [25] Yin Y B, Li C M, Peng B X. Analysis of pressure characteristics of hydraulic jet pipe servo valve [C] // Proceedings of the 12th International Symposium on Fluid Control, Measurement and Visualization (FLUCOME2013), November 18-23, 2013, Nara, Japan; 1-10.
- [26] Yin Y B, Fu J H, Yuan J Y, et al. Erosion wear characteristics of hydraulic jet pipe servovalve [C] // Proceedings of 2015 Autumn Conference on Drive and Control, The Korean Society for Fluid Power & Construction Equipment, 2015. 10. 23; 45-50.
- [27] 阎耀保, 孟伟. 喷嘴挡板伺服阀的喷嘴挡板间隙的一种间接测量方法: CN101694378A [P]. 2010-04-14.
- [28] 阎耀保. 带平衡活塞固定节流器单级溢流阀机理与特性分析[J]. 上海航天, 1995, 12(3): 14-17.
- [29] 阎耀保, 陈振华. 液压舵机系统功率匹配设计[J]. 自动驾驶仪与红外技术, 1995(80): 37-41.
- [30] Hele-Shaw H S, Martineau F L. Pump and motor; US1077979 [P]. 1913-11-11.
- [31] Thoma H. Hydraulic motor and pump; US2155455 [P]. 1939-4-25.
- [32] Thoma H. Axial piston hydraulic units; US3059432 [P]. 1962-10-23.
- [33] Vickers H F. Liquid relief valve; US2053453 [P]. 1936-6-9.

- [34] Vickers H F. Combined fluid control and relief valve; US2102865 [P]. 1937-12-21.
- [35] Vickers H F. Combined rapid traverse and slow traverse hydraulic system; US1982711 [P]. 1934-12-4.
- [36] Mercier J. Oleopneumatic storage device; US2387598 [P]. 1945-10-23.
- [37] Sullwold R H. Pressurized reservoir for cavitation-free supply to pump; US2809596 [P]. 1957-10-15.
- [38] Kiekhaefer E C. Pressurized chain saw oiling system; US2605787 [P]. 1952-8-5.
- [39] Boyar R E, Johnson B A, Schmid L. Hydraulic servo control valves (Part 1 A summary of the present state of the art of electrohydraulic servo valves) [R]. WADC Technical Report 55-29, United States Air Force, 1955.
- [40] Johnson B. Hydraulic servo control valves (Part 3 State of the art summary of electrohydraulic servo valves and applications) [R]. WADC Technical Report 55-29, United States Air Force, 1956.
- [41] Johnson B A, Axelrod L R, Weiss P A. Hydraulic servo control valves (Part 4 Research on servo valves and servo systems) [R]. WADC Technical Report 55-29, United States Air Force, 1957.
- [42] Axelrod L R, Johnson D R, Kinney W L. Hydraulic servo control valves (Part 5 Analog simulation, pressure control, and high-temperature test facility design) [R]. WADC Technical Report 55-29. United States Air Force, 1958.
- [43] Kinney W L, Schumann E R, Weiss P A. Hydraulic servo control valves (Part 6 Research on electrohydraulic servo valves dealing with oil contamination, life and reliability, nuclear radiation and valve testing) [R]. WADC Technical Report 55-29. United States Air Force, 1958.
- [44] Deadwyler R. Two-stage servovalve development using a first-stage fluidic amplifier [R]. Harry Diamond Laboratories, US Army Materiel Development and Readiness Command, ADA092011, 1980.
- [45] Thayer W J. Electropneumatic servoactuation an alternative to hydraulics for some low power applications [R]. MOOG Inc. Technical Bulletin 151, 1984.
- [46] Blackburn J F, Reethof G, Shearer J L. Fluid power control [M]. MIT Press, 1960.
- [47] Viersma T J. Analysis, synthesis and design of hydraulic servosystems and pipelines [M]. The Netherlands; Elsevier Scientific Publishing Company, Delft University of Technology, 1980.
- [48] 屠守锷. 液体弹道导弹与运载火箭(电液伺服机构, 电液伺服机构制造技术)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1992.

不同用途的电液伺服系统为适应整机的服役环境而采用不同的工作介质,电液伺服阀、作动器、传感器等部件需要在不同的工作介质下实现必要的服役性能。如飞行器液压系统往往采用储气瓶储存气体,发射或飞行时通过电爆活门接通,给增压油箱气腔或蓄能器供气;导弹控制舵机系统采用燃气涡轮泵液压能源系统,以缓燃火药作为能源,其燃烧后产生约1200℃的高温燃气介质,通过燃气调节阀控制燃气的压力和流量,从而实现稳定的燃气涡轮泵液压能源和电源供给。本章着重介绍液压系统、气动系统包括燃气系统的工作介质。根据整机的功能与环境要求,液压与气动系统使用的主要工作介质包括: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)、压缩空气和燃气发生剂。

## 2.1 液压油

航空液压油和抗磨液压油是目前广泛使用的液压介质。

1) 液压油主要牌号 我国生产和使用的航空液压油主要有3个牌号:10号航空液压油、12号航空液压油和15号航空液压油。其中10号航空液压油是20世纪60年代初参照苏联的航空液压油研制的,在飞机上使用较多,使用成熟;12号航空液压油生产困难,目前已经较少使用;15号航空液压油应用于飞机发动机液压系统、导弹与火箭的舵机和电液伺服机构。

2) 工作介质性能

(1) 10号航空液压油(SH 0358—1995):

工作温度(°C)	-55~125
密度(25 °C)(kg/m <sup>3</sup> )	≤850
运动黏度(mm <sup>2</sup> /s)	
50 °C	≥10
-50 °C	≤1 250
闪点(闭口,°C)	≥92
凝点(°C)	≤-70
酸值(mgKOH/g)	≤0.05
水分(mg/kg)	≤60

(2) 12号航空液压油(Q/XJ 2007—1987):

工作温度(°C)	-55~125
密度(25 °C)(kg/m <sup>3</sup> )	≤850

运动黏度( $\text{mm}^2/\text{s}$ )	
150 °C	$\geq 3$
50 °C	$\geq 12$
-40 °C	$\leq 600$
-54 °C	$\leq 3\ 000$
闪点(闭口, °C)	$\geq 100$
凝点(°C)	$\leq -65$
酸值( $\text{mgKOH}/\text{g}$ )	$\leq 0.05$
(3) 15号航空液压油(GJB 1177A—2013):	
工作温度(°C)	-55~120
密度(25 °C)( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	833.3
运动黏度( $\text{mm}^2/\text{s}$ )	
100 °C	$\geq 4.9$
40 °C	$\geq 13.2$
-40 °C	$\leq 600$
-54 °C	$\leq 2\ 500$
闪点(闭口, °C)	$\geq 82$
凝点(°C)	$\leq -60$
固体颗粒污染物(个/100 ml)	
5~15 $\mu\text{m}$	10 000
16~25 $\mu\text{m}$	1 000
26~50 $\mu\text{m}$	150
51~100 $\mu\text{m}$	20
>100 $\mu\text{m}$	5
水分(质量分数, %)	$\leq 0.01$
(4) YB-N 68号抗磨液压油(GB 2512—1981):	
工作温度(°C)	-55~120
密度(25 °C)( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	833.3
运动黏度( $\text{mm}^2/\text{s}$ )	
50 °C	37~43
40 °C	61.2~74.8
闪点(开口, °C)	>170
凝点(°C)	<-25
(5) L-HM 46号抗磨液压油(ISO 11158, GB 11118.1—2011):	
工作温度(°C)	-55~120
密度(25 °C)( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	833.3
运动黏度( $\text{mm}^2/\text{s}$ )	
40 °C	41.4~50.6
黏度指数	$\geq 95$
闪点(开口, °C)	$\geq 185$
倾点(°C)	$\geq -9$



### 3) 特点与应用

#### (1) 主要特点。

① 黏度大。在零上温度时,黏度随温度的变化率较大,即黏-温特性较差,对伺服阀的喷嘴挡板特性、射流特性、节流特性影响较大。航空液压油黏-温特性较好。

② 低温下黏度较高,易增加伺服阀滑阀副等运动件阻力。

③ 润滑性好。

④ 剪切安定性较好。

⑤ 密度值较大。

(2) 应用。冶金和塑料行业等地面设备液压伺服系统、各类工程机械液压伺服系统采用抗磨液压油和普通矿物质液压油;各类飞行器液压系统上电液伺服阀一般采用 15 号航空液压油等作为工作介质。

(3) 使用注意事项。因与液压油相容性问题,液压元件及管道内密封件胶料不能使用乙丙橡胶、丁基橡胶。

## 2.2 磷酸酯液压油

1) 磷酸酯液压油主要牌号 磷酸酯液压油主要牌号有: Skydrol LD-4(SAE as 1241)、4611、4613-1、4614。

#### 2) 工作介质性能

工作温度(°C) -55~120

(4614 磷酸酯液压油可在较高温度下使用)

密度(25 °C)(kg/m<sup>3</sup>) 1.000 9

运动黏度(mm<sup>2</sup>/s)

38 °C 11.42

100 °C 3.93

(4613-1 50 °C 14.23)

(4614 50 °C 22.14)

闪点(°C) 171

燃点(°C) 182

弹性模量(MPa) 2 650

#### 3) 特点与应用

##### (1) 主要特点。

① 抗燃性好。

② 氧化安全性好。

③ 润滑性好。

④ 密度大。

⑤ 黏度较大。在零上温度时,黏度随温度变化的变化率较大,即黏-温特性较差,这对伺服阀的喷嘴挡板特性、射流特性、节流特性影响较大。

⑥ 抗燃性好。

(2) 应用。民用飞机、地面燃气轮机液压系统上电液伺服系统采用磷酸酯液压油作为工作介质。

(3) 使用注意事项。因与磷酸酯液压油相容性问题,液压元件及管道内密封件胶料目前应

选取 8350、8360-1、8370-1、8380-1、H8901 三元乙丙橡胶,以及氟、硅等橡胶,不能使用丁腈橡胶、氯丁橡胶。

## 2.3 喷气燃料(燃油)

喷气燃料(jet fuel),即航空涡轮燃料(aviation turbine fuel, ATF),是一种应用于航空飞行器(包括商业飞机、军用飞机和导弹等)燃气涡轮发动机(gas-turbine engine)的航空燃料;通常由煤油单一组成或煤油与汽油混合而成,俗称航空煤油。

### 1) 喷气燃料主要牌号

#### (1) 典型美国牌号。

① Jet A/Jet A-1(煤油型喷气燃料)/ASTM Specification D1655。自 20 世纪 50 年代以来,Jet A 型喷气燃料就在美国和部分加拿大机场使用;但世界上的其他国家(除苏联采用本国 TS-1 标准以外)均采用 Jet A-1 标准:Jet A-1 标准是由 12 家石油公司依据英国国防部标准 DEFSTAN 91-91 和美国试验材料协会标准 ASTM Specification D1655(即 Jet A 标准)为蓝本而制定的联合油库技术规范指南。

② Jet B(宽馏分型喷气燃料)/ASTM Specification D6615-15a。相比 Jet A 喷气燃料,Jet B(由约 30%煤油和 70%汽油组成)在煤油中添加了石脑油(naphtha),增强了其低温时的工作性能(凝点 $\leq -60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ),常用于极端低温环境下。

③ JP-5(军用煤油型喷气燃料,高闪点)/MIL-DTL-5624 a 和 British Defence Standard 91-86。最早于 1952 年应用于航空母舰舰载机上,由烷烃、环烷烃和芳香烃等碳氢化合物构成。

④ JP-8(军用通用型喷气燃料)/MIL-DTL-83133 和 British Defence Standard 91-87。于 1978 年由北大西洋公约组织(NATO)提出(NATO 代号 F-34),现在广泛应用于美国军方(飞机、加热器、坦克、地面战术车辆以及发电机等)。JP-8 与商业航空燃料 Jet A-1 类似,但其中添加了腐蚀抑制剂和防冻添加剂。

#### (2) 中国牌号。

① RP-3(3 号喷气燃料,煤油型)/GB 6537—2006。中国的 3 号喷气燃料是 20 世纪 70 年代为了出口任务和国际通航的需要而开始生产的,产品标准也是当初的石油部标准 SY 1008,它于 1986 年被参照采用 ASTM D1655 标准(即 Jet A-1 标准)制定的国家强制标准 GB 6537 所替代。中国的 3 号喷气燃料与国际市场上通用的喷气燃料 Jet A-1 都属于民用煤油型涡轮喷气燃料。

② RP-5(5 号喷气燃料,普通型或专用试验型)/GJB 560A—1997。中国石油炼制公司出口用高闪点航空涡轮燃料,性质与美国 JP-5 类似,闪点不低于  $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,适应舰艇环境的要求,主要用于海军舰载机;但其实际使用性能不如 RP-3。

③ RP-6(6 号喷气燃料,重煤油型)/GJB 1603—1993。RP-6 是一种高密度型优质喷气燃料,主要用于满足军用飞机的特殊要求。

### 2) 工作介质性能

#### (1) Jet A/Jet A-1(美国煤油型喷气燃料):

密度( $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ )( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	820/804
运动黏度( $\text{mm}^2/\text{s}$ )	
$-20\text{ }^{\circ}\text{C}$	$\leq 8$
冰点( $^{\circ}\text{C}$ )	$-40/-47$
闪点( $^{\circ}\text{C}$ )	38

比能(MJ/kg)	43.02/42.80
能量密度(MJ/L)	35.3/34.7
最大绝热燃烧温度(°C)	2 230(空气中燃烧 1 030)
(2) JP-5(美国军用煤油型高闪点喷气燃料):	
密度(15 °C)(kg/m <sup>3</sup> )	788~845
运动黏度(mm <sup>2</sup> /s)	
-20 °C	≤8.5
冰点(°C)	-46
闪点(°C)	≥60
比能(MJ/kg)	42.6
(3) RP-3(中国3号喷气燃料,煤油型):	
密度(20 °C)(kg/m <sup>3</sup> )	786.6
运动黏度(mm <sup>2</sup> /s)	
20 °C	1.55
-20 °C	3.58
冰点(°C)	-47
闪点(°C)	45
腐蚀性(铜片腐蚀+100 °C,2h/级)1a级占	84%
固体颗粒污染物(mg/L)	0.31

### 3) 特点与应用

#### (1) 主要特点。

- ① 黏度小。
- ② 润滑性差。
- ③ 热安定性较差,易受铜合金的催化作用对材料带来热稳定性不利影响,增加油液的恶化率。
- ④ 有一定的腐蚀性,易腐蚀与燃油接触的铜合金、镀镉层等。
- ⑤ 冰点较高,低温下易出现絮状物。

(2) 应用。各型亚声速和超声速飞机、直升机发动机及辅助动力,导弹、地面燃气轮机、坦克、地面发电机等的电液伺服系统采用喷气燃料作为工作介质。

#### (3) 使用注意事项。

- ① 以喷气燃料(煤油)为工作介质的液压系统,其内部与燃油接触的零件不得采用纯铜以及青铜、黄铜等铜合金。
- ② 与燃油接触的零件不得采用镀镉、镀镍等镀层工艺。
- ③ 与燃油接触的运动副零部件不宜采用钛合金。
- ④ 考虑到黏度小的特点,电液伺服系统动静态试验测试设备中应采用适合燃油介质的流量测试计或频率测试油缸。

## 2.4 航天煤油

航天煤油是一种液态火箭推进剂(liquid rocket propellant),与喷气燃料外观相似,但组成和性质不同:喷气燃料燃烧用氧取自周围的大气,其燃烧温度不超过 2 000 °C;而航天煤油的氧化剂(通常为液氧)需要火箭本身携带,燃烧时温度可达 3 600 °C。

### 1) 航天煤油主要牌号

(1) 美国航天煤油牌号: 美国 RP-1(火箭液体推进剂)/MIL-P-25576A。RP-1 是美国专为液体火箭发动机生产的一种煤油,它不是单一化合物,而是符合美国军用规格(MIL-P-25576A)要求的精馏分,其中芳香烃和不饱和烃含量很低,馏程范围在 195~275 °C,有优良的燃烧性能和热稳定性,是液体火箭中应用很广的一种液体燃料;Saturn V、Atlas V 和 Falcon、the Russian Soyuz、Ukrainian Zenit 以及长征 6 号等火箭均采用 RP-1 煤油作为第一级燃料。

(2) 我国近年来研制了高密度、低凝点、高品质的大型火箭发动机用煤油,目前尚未制定国家标准,还没有相应牌号。

### 2) 工作介质性能 美国 RP-1(火箭液体推进剂)主要性能:

密度(25 °C)(kg/m <sup>3</sup> )	790~820
运动黏度(mm <sup>2</sup> /s)	
-34 °C	16.5
20 °C	2.17
100 °C	0.77
闪点(°C)	43
冰点(°C)	-38
颗粒物(mg/L)	≤1.5
弹性模量理论值(MPa)	1 400~1 800

### 3) 特点与应用

#### (1) 主要特点。

- ① 黏度很低,渗透性强,容易泄漏,造成液压系统容积损失增加。
- ② 润滑性差,支撑能力不强,容易导致相对运动表面材料的直接接触,造成混合摩擦甚至干摩擦。
- ③ 闪点低,摩擦过程中对于静电防爆等要求要特殊考虑。
- ④ 有一定的腐蚀性,易腐蚀与燃油接触的铜合金、镀铬层等。

(2) 应用。火箭推力矢量控制液压系统中的工作介质。直接采用加压的燃油进入液压伺服机构,不再配备电机泵等能源装置。

#### (3) 使用注意事项。

① 航天煤油能与一些金属材料发生氧化还原反应,这些材料包括碳钢、不锈钢、铝、铜、镍、钛等金属及其合金;而钒、钼、镁等金属对煤油的氧化有抑制作用。

② 液压元件及管路中的密封元件应选用氟橡胶、氟硅橡胶、丙烯酸酯橡胶、丁腈橡胶和聚硫橡胶等耐煤油介质性能较好的材料;避免选用丁苯橡胶、丁基橡胶、聚异丁烯橡胶、乙丙橡胶、硅橡胶和顺丁橡胶等在煤油中易老化的材料。

③ 考虑到黏度小的特点,电液燃油伺服阀动静态试验测试设备中应采用适合煤油介质的流量测试计或频率测试油缸。

④ 航天煤油闪点较低,暴露在空气中可能产生燃烧爆炸,采用煤油作为介质时,所有液压设备和管道均应良好密封;同时储罐、容器、管道和设备均应接地,接地电阻不超过 25 Ω。

## 2.5 自然水(淡水与海水)

以矿物油作为液压传动介质的传统液压行业受到了环境保护的制约,而以自然水(含淡水和海水)作为工作介质的新型液压行业具有无污染、安全和绿色等优点,可以很好地解决环境问题。