

文章编号: 2097-1974(2025)04-0001-17 DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20250401

同一个运载火箭模块的三种伺服机构比较分析

曾 思^{1,2}, 陈克勤^{1,2}, 赵守军^{1,2}, 皇甫雨石^{1,2}, 兰 天^{1,2}

(1. 北京精密机电控制设备研究所, 北京, 100076; 2. 控制执行机构技术创新中心, 北京, 100076)

摘要: 为满足伺服机构高可靠性、高效率、使用维护更方便等需求, 从设计、模型和实测性能数据方面, 对用于同一个运载火箭模块的传统电液伺服机构和新兴机电伺服机构及电静压伺服机构共三种方案进行了比较分析。提出驱传控全封装一体化双冗余电静压伺服机构设计新方案。通过深度一体化集成设计实现了轻质小型化, 一个系统含四台伺服机构, 总质量比电液伺服系统降低了37%; 三种伺服机构动态能力相当, 一阶相频宽均超过30 rad/s; 两种电驱动伺服机构的综合能量利用率比电液伺服机构高出一个数量级。设计1 200 s的地面测试工况开展试验, 试验结果表明: 电液伺服机构的实测综合能量利用效率最低, 不足1%, 且液压泵处的温升超过100 °C, 发热严重; 而机电伺服机构和电静压伺服机构的效率可达20%, 且液压泵和电机处的温升只有5 °C, 发热很小。研究表明, 电静压伺服机构兼顾传统电液方案重载、高可靠性和机电方案高效率、使用维护方便的优点, 可以方便实现冗余设计, 解决了传统泵控系统的动态低、比功率不高等问题, 且消除了油液外渗漏, 为运载火箭提供了一种高可靠、高安全的电驱动推力矢量控制方案, 并实现了该类产品在运载火箭上的首飞首用。

关键词: 火箭; 推力矢量控制; 伺服机构; 伺服作动器; 机电作动器; 电液作动器; 电静压; 电静液

中图分类号: V448.1 文献标识码: A

A Comparative Study of Three TVC Actuators for a Launch Vehicle Block

ZENG Si^{1,2}, CHEN Keqin^{1,2}, ZHAO Shoujun^{1,2}, HUANGFU Yushi^{1,2}, LAN Tian^{1,2}

(1. Beijing Institute of Precision Mechatronics and Controls, Beijing, 100076;

2. Innovation Center for Control Actuators, Beijing, 100076)

Abstract: For higher reliability, higher efficiency and easier maintenance, three TVC actuators for a hydrolox launch vehicle block are studied comparatively, in aspects of designs, models and testing performances, namely, a Servo-Valve Controlled Electro-Hydraulic Actuator (SHA), an Electro-Mechanical Actuator (EMA) and an Electro-Hydrostatic Actuator (EHA), each outputting a peak power of 3 kW. A fully packaged duplex EHA design is proposed, lightweight and compact by means of innovating indepth integrations in the actuator, Electro-Hydrostatic Module (EHM), Servo Motor Pumps (SMPs) and Electronic Control Units (ECUs). The weight of a TVC system with four EHAs is 85 kg, reduced by 37%, compared to the SHA counterpart of 135 kg. The dynamic capability of three TVC actuators is almost on a par, with the first-order frequency bandwidth of greater than 30 rad/s. As to the overall efficiency of energy conversion, it is one order of magnitude higher for an EMA or an EHA than a SHA. In an operation profile on ground with a duration of 1 200 s, the efficiency is lowest for an SHA, less than 1%, and heated quickly, with the temperature reaching over 100 °C at the hydraulic pump. In contrast, as to the EMA and EHA, the efficiency is remarkably upgraded to over 20%, with the temperature only slightly increasing by 5 °C at the pump or the electric motor. It demonstrates that an EHA embodies both the heavy loading, high reliability of a SHA, and the high efficiency, good maintenance of an EMA, at the same time overcoming the weak points in dynamics, power density, oil sealing, etc., providing an intriguing option for highly reliable and secure launch vehicles. The EHA has finished its maiden flight as the first one for launch vehicles.

Keywords: launch vehicle; thrust vector control; servomechanism; servo actuator; electro-mechanical actuator; electro-hydraulic actuator; electro-hydrostatic actuator

0 引言

用于航空航天飞行控制的伺服机构主要有三种类型: 电液伺服机构、机电伺服机构和电静压伺服

机构^[1-3]。

电液伺服机构 (Servo-Valve Controlled Electro-Hydraulic actuator, SHA) 采用液压驱动, 核心器件

是电液伺服阀,通过节流的方式进行能量调控,输出力部件是液压缸,重载能力强,是火箭推力矢量控制(Thrust Vector Control, TVC)的使能技术,也用于飞机电传飞控(Fly By Wire, FBW),技术成熟。但能源利用效率低,存在渗漏油、使用维护不方便等问题以及微小间隙堵塞失效的极限故障模式。航天产品多集成液压能源且采取冗余设计,构成复杂,制造难度大、周期长。

机电伺服机构(Electro-Mechanical Actuator, EMA)和电静压伺服机构(Electro-Hydrostatic Actuator, EHA)均是电驱动伺服机构,采用电力驱动,通过脉宽调制(Pulse Width Modulation, PWM)的方式进行能量调控,能量利用效率高,近年来随着电机、电力电子和控制等支撑技术的飞速进步,综合性能不断逼近和超越传统的电液伺服机构。机电伺服机构的核心器件是伺服电机及其驱动控制模块,输出力部件是丝杠等形式的纯机械传动,最大优点是没有液压油,无需担心渗漏,使用维护方便,近年来在飞机辅控和火箭上开始大量使用,但存在丝杠卡死的极限风险,至今还未在有人飞机主控舵面等对可靠性和安全性要求极高的场合单独应用。电静压伺服机构的核心器件是伺服电机泵及其驱动控制模块,输出力部件是液压缸,既保持了电液伺服机构的重载、抗冲击能力强的优势,固有可靠度高,也消除了机电伺服机构卡死的风险,能量利用效率高,可以在系统层面减重;21世纪初,在欧洲A380、A350、A400M和美国F35等有人飞机上开始应用^[2,4]。但电静压伺服机构对液压、机械、电气、电子、计算机、软件和控制等多专业综合能力要求高,新领域应用优化时间长,推广应用范围不及机电伺服机构,例如美国早在2006年就推出了重型运载火箭用37 kW四余度演示样机^[5],但至今仍没有此类技术在航天领域应用的报道。

与其他两种相比,电静压伺服机构在中国研究多、应用少。在航空领域仅少量用于无人机^[6];在航天领域刚应用于新研制的长征八号甲运载火箭,并首飞成功^[7];在工业领域有一些应用,但集成度离航空航天要求差距大,尖端产品远称不上广泛应用、技术成熟。问题主要有:体积大、笨重,动态性能不够,发热严重等。

传统上认为电静压伺服机构动态能力弱,主要原因是泵控系统液压频率偏低(为阀控的 $1/\sqrt{2}$),以及伺服电机惯量大,响应慢^[8]。欧美早期开发产品动态指标确实不高,A380产品带宽只有1.5 Hz^[9],1997年美国

F-18战斗机电用3.5 kW单通道样机和2006年美国重型运载火箭37 kW四余度演示样机的-3 dB二阶带宽仅在6 Hz左右^[5,10]。近年来,电机及其驱动控制技术取得了巨大进步,动态性能显著提高,电静压伺服机构实现高动态能力成为可能。在国外航空领域,30 kW样机的二阶带宽达到8~10 Hz^[11-12]。在中国航天领域,20~30 kW级别样机的-3 dB二阶带宽达到13.6 Hz(85.4 rad/s),-45°一阶带宽达到了4.3 Hz(27 rad/s)^[13-16]。

在热分析方面,Fan等^[17]对电机和泵组合的恒力矩工况进行了详细的热分析和试验研究,工作5 min,电机局部温升超过100 °C,发热严重;Hu等^[18]对一体化电机泵组件的双向运转工况进行了初步热分析;Li等^[19-20]建立了伺服电机、泵及机构的集总参数热模型及分析方法;Dumitrache等^[21]分析了航空飞控用电静压伺服机构的发热情况,包括定排量和变排量等多种构型,指出同时改变转速和排量的双变量构型可以改善发热问题。也有较多关于双变排量构型的研究^[22],但构成和控制复杂,目前离实用有差距。Dinca等^[23]研究了航空飞控用电静压伺服机构在正常、磨损以及有、无主动散热工况下的发热问题,指出在正常工况、产品未发生严重磨损的情况下,不需要主动散热措施。

2009年,Maré等^[24]对三种伺服机构的航空应用情况进行了对比分析,指出机电和电静压两种伺服机构的综合能源利用效率比电液高一个数量级,机电伺服机构的主要发热源是电机绕组和驱动功率器件,电静压又增加了液压泵损失。2021年,Maré^[25]针对机电和电静压两种电驱动伺服机构在航空领域没有被大规模推广应用的原因,进行了更为全面深入的分析,认为航空产品迭代周期长达25年,现有电液伺服产品配套成熟,电驱动伺服产品需要在散热、寿命和安全性等方面全方位提升,才能大规模取代电液伺服产品。2024年,Dell等^[26]对三种伺服机构的航空应用进行了多工况对比研究,表明机电和电静压虽然单个产品较重,但可以省掉集中液压能源,简化系统、减小质量;也认为两种电驱动伺服机构不采取主动冷却措施是可行的,如希望进一步降低局部温升,可以采取增大电机尺寸等措施。Yang等^[27]对电液和电静压伺服机构两种实物样机进行了比较研究,在5种工况谱下,电液的平均效率为19.3%,电静压的则高达55.2%;电静压的动态响应较慢,阶跃响应上升时间为95.3 ms,是电液的3倍,认为液压频率偏低和电机偏大是主要原因,若减小电机和泵的尺寸,提高转

速,可以提高动态性能。

国外航空航天对电静压伺服机构已有较为成熟的认知和应用,形成了部分标准^[28-30],但中国对其优缺点和可用性仍存在很大分歧。主要原因有:研究工作多基于自研原理性样机,成熟度低;研究模型、试验工况未充分考虑实际飞行工作剖面,试验结果偏离大;性能研究不全面,例如大部分只分析了稳定性,给出了阶跃响应和个别频率点正弦信号响应特性,极少提供BODE图,缺乏频率特性核心指标数据;观念问题,研究偏重液压,对电机、驱动、控制和软件等最新技术的集成应用不足,欧美研发高潮在1990年—2000年,产品早已定型,经过20余年的发展,基础支撑技术又有了翻天覆地的进步,例如经典书籍中伺服电机动态能力低的论断已成为过去式,但研究思路却没有更新。

为获得更高的可靠性和更好的使用维护方便性,中国航天领域对电静压伺服机构开展了长期研究,2025年初在运载火箭上完成了国内外的首飞首用^[6],拉开了传统电液伺服机构升级换代的序幕。中国航天电液伺服机构集成了液压能源,而不是不带能源的航空电液作动器,与天然集成伺服电机和泵等动力器件的机电和电静压伺服机构的组成类似,三者更具有可比性。考虑到中国真实飞行产品及数据缺失的情况,本文首次给出应用于同一个运载火箭模块的三种产品的比较分析,对设计方案、控制性能、能量利用效率、发热和温升等关键问题进行了对比分析,并提供了实测数据。其中,电液伺服机构是三余度设计,已经经历数十次飞行;电静压伺服机构则是首飞产品,设计了驱传控封装一体化双余度方案,开发利用电机、驱动、控制和软件等新技术,在整机和电静压模块、伺服电机泵和控制驱动等部组件进行深度一体化创新设计,实现了轻质小型化、高动态、低温升等高性能;机电伺服机构样机没有飞行,但通过了充分的地面试验考核。

1 基本需求分析

本文中三种伺服机构应用在同一新一代运载火箭模块上,采用两台液氢液氧火箭发动机,可覆盖未来主流轨道任务载荷的发射需求。瞄准批量化、高密度和低成本发射等需求,针对现有三余度电液伺服机构系统构成复杂、制造周期长和使用中渗漏油、温升快等问题,设计一种电驱动伺服机构。

火箭模块的推力矢量控制系统配置为双机双摆布

局:在每台发动机上,沿轴线呈90°安装2台伺服机构,2台发动机共配置4台伺服机构,通过合成运动可实现俯仰、偏航和滚动3个方向的姿态稳定控制和方向驾驶控制,如图1所示。

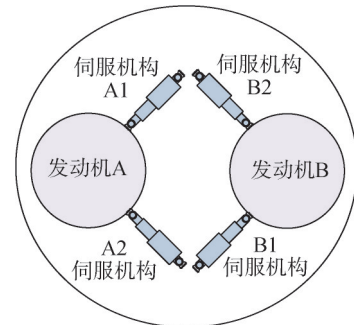


图1 火箭推力矢量控制配置

Fig.1 The TVC layout

4台伺服机构与伺服控制器等设备一起构成一套伺服系统,主要指标要求如下:

- a) 最大摆角: $\geq 4^\circ$;
- b) 发动机转动惯量: $180 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$;
- c) 发动机摇摆固有频率: 90 rad/s ;
- d) 作用力臂: 627 mm ;
- e) 最大摆角速度: $\geq 40 \text{ (}^\circ\text{) /s}$;
- f) 一阶相频宽 (-45°): $\geq 20 \text{ rad/s}$;
- g) 幅频谐振峰值: $\leq 5 \text{ dB}$;
- h) 系统总质量: $\leq 136 \text{ kg}$ 。

伺服机构对火箭的可靠性、安全性、载荷能力和使用维护性能等指标有关键影响,主要要求如下:

- a) 高可靠性、高安全性。关键控制和能源器件要求具备一度故障容错能力。
- b) 轻质小型化。火箭模块随载荷一起入轨,伺服机构质量对载荷能力的影响是1:1,产品质量越小越好,同时希望小型化,节省空间,便于安装。
- c) 使用维护方便。火箭发射前要经历长时间的测试,一般历时半年到一年,工作繁复。因此,虽然实际飞行时间很短,但仍需要较长的工作寿命,便于使用维护。
- d) 环境适应性。伺服机构直接与发动机刚性连接,会承受发动机点火及飞行工作时的剧烈振动和冲击,以及局部高热、低温和真空等飞行综合环境考验。

2 技术方案对比分析

2.1 电液伺服机构

采用电液伺服机构的火箭模块伺服系统配置如

图2所示,包含1台伺服控制器和4台伺服机构,通过1553B总线接收指令。工作回路原理如图3所示,实物如图4所示。

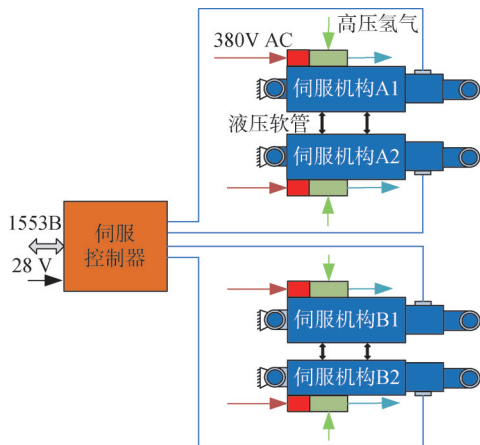


图2 电液伺服机构系统配置

Fig.2 The TVC system with SHAs

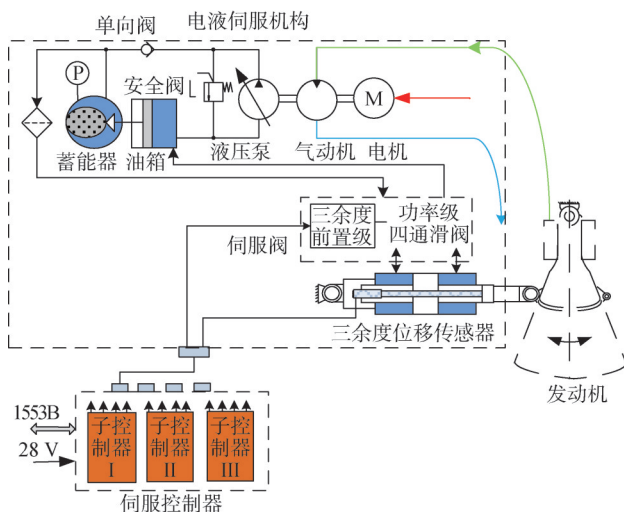


图3 电液伺服机构原理

Fig.3 The SHA schematics

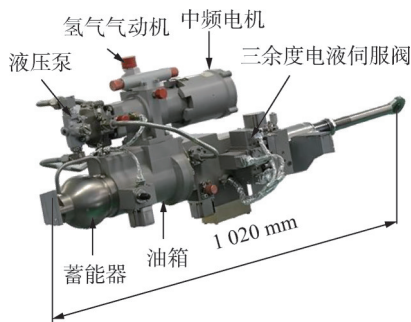


图4 电液伺服机构实物

Fig.4 The SHA photo

电液伺服机构的输出力部件是双作用对称液压缸。液压缸是力重比最大、比功率最高的大输出力部

件,输出力与压力成正比,大小只受结构件安全应力值的限制,在体积较小的情况下可以产生很大的输出力;构型极简,只有2个构件(作动筒和活塞杆),3处密封(活塞1处、活塞杆2处),具有很高的固有可靠度;流体具有可压缩特性,具有天然的强抗振动、抗冲击能力,在安全阀的保护下,具备超载自卸荷的能力,不用担心发生过载失效问题。近年来随着材料、设计、制造和密封等基础技术的进步,液压缸表现亮眼,重新引起了重视,例如在飞机和工程机械上,平均无故障工作时间长达数万小时,应用在航天上,寿命裕度充足,可以被看作是不会发生“卡死”的执行部件,不用考虑冗余设计。

电液伺服机构将液压能源和液压作动器集成于一体,有两种工作模式:地面测试时,地面电源为中频电机供电,转速为12 000 r/min,带动同轴的柱塞泵工作产生液压能源,飞行前将其拆下;飞行时,从发动机引流高压氢气,驱动气动机高速旋转,转速为15 000 r/min,再带动液压泵工作,产生飞行液压能源。液压泵为恒压变量柱塞式,也配有液压蓄能器,可满足瞬时的高峰值功率输出需求。每两台伺服机构间通过软管连接,实现液压能源冗余。

在控制部分,为降低微小工作间隙不耐污染易堵塞的风险,采用三余度电液伺服阀,一个伺服阀上配有三套前置级力矩马达和液压放大器,在伺服控制器和位移传感器环节也采取三通道设计,保证关键控制部位的一度故障容错能力。伺服控制器包含3个独立的子控制器,每个子控制器分别通过总线接收控制指令,实时采集位移传感器信号,与指令进行比较,通过微处理器(Digital Signal Processor, DSP)运行控制算法,生成伺服阀的控制电流。伺服阀将液压能源转换成与控制电流成比例的液压流量,驱动液压缸,实现发动机的摇摆控制。伺服机构内置液压锁,在发动机不工作时,将其锁在零位。

可以看出,伺服机构和系统设计可靠度很高,一方面液压缸工作寿命可以达到飞行工作时间的上百万倍,具有令人信服的“裕度”,另一方面控制和能源采用了冗余设计,消除了单点失效环节,具有足够的“余度”。

电液伺服机构的主要缺点是构成复杂、制造周期长,在使用维护方面不够友好,表现在外挂附件多,存在固有的渗漏油问题,发热大、温升快。

在结构上,虽然集成度接近极限,但外部还有金属导管和电缆,在使用时需要小心防磕碰,也需要在

设计和制造上特别精细，加严振动试验考核和检查。

在发热发面，由于是节流调节方式，能量利用效率低，又是封闭式液压系统，热容量小，地面测试时发热严重，工作 15 min 就需要休息冷却一段时间。

油气渗漏是电液伺服机构的痛点，虽然液压缸部分采用组合密封等技术解决了该问题，但其他部位仍有薄弱环节：a) 液压泵的旋转机械动密封，在设计原理上就允许微渗漏；b) 液压蓄能器的大直径活塞处，采用直线组合橡胶动密封实现油气隔离，但是薄壁结构、刚度较弱，难以杜绝微渗漏；c) 增压油箱处的大直径活塞，设计类似，也不时发生油气渗漏问题。难以杜绝且可量化的微渗漏问题大多不影响使用，但表现在高可靠性、高安全性要求的运载火箭地面测试中，则会引起误解、担忧和困扰。

2.2 机电伺服机构

采用机电伺服机构的火箭模块伺服系统配置如图 5 所示，包含 1 台动力电池、1 台伺服控制驱动器和 4 台伺服机构，动力电池提供 160 V DC 动力电，1 台伺服控制驱动器内置 1 个控制模块和 4 个驱动模块，通过 1533B 总线接收指令。工作原理如图 6 所示，产品如图 7 所示。

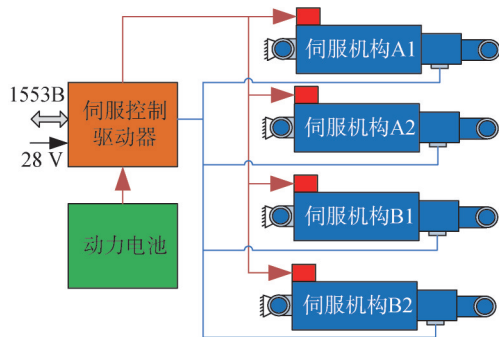


图 5 机电伺服机构系统配置
Fig.5 The TVC system with EMAs

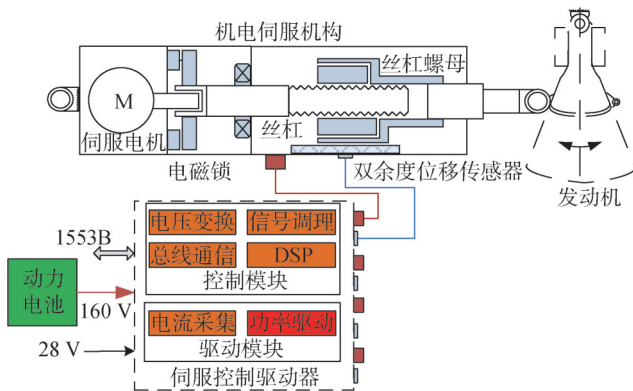


图 6 机电伺服机构原理
Fig.6 The EMA schematics

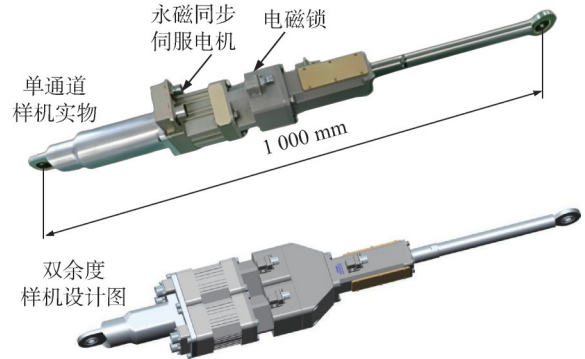


图 7 机电伺服机构样机
Fig.7 The EMA photo

本文设计了单通道和双余度两种样机，由于用于性能测试，实物样机仅制造了单通道构型^[31]，采用串联布局，由永磁同步伺服电机、滚柱丝杠和位移传感器等组成。永磁同步伺服电机输出轴直接驱动滚柱丝杠副，由其将旋转运动转换为直线伸缩运动。在电机和滚柱丝杠之间串联电磁锁，实现断电状态下的零位锁定。电磁锁采用永磁式，在不工作时，依靠永磁体产生的磁吸合力制动，不消耗外部能量。

机电伺服机构简化了设计，外形上不再有金属导管和电缆，也不存在渗漏油的问题，使用维护性能显著提高。由于采用 PWM 的调控方式，按需供能，能量利用效率高，在典型飞控工况下，不需要主动散热措施。

工作可靠性方面，在电机和控制驱动环节，可以采取多电机、多绕组、多通道等冗余设计提高可靠性，但机械传动环节的短板难以解除。相比滚珠丝杠，滚柱丝杠承载能力已有大幅度提高，但本质上仍然是精密螺旋传动，在大载荷时不可避免地产生局部点接触，应力水平会异常高，且对润滑要求高，存在局部破坏进而卡死的极限风险，目前还没有可信的冗余解决方案。可以采取增大尺寸、提高强度裕度的方式得到缓解，但对于执行重要任务、追求极致安全的运载火箭而言，仍然希望有更可靠的方案。

2.3 电静压伺服机构

采用电静压伺服机构的火箭模块伺服系统配置如图 8 所示，包含 1 台动力电池和 4 台伺服机构，伺服机构由伺服动力电池供 270 V DC 动力电，通过 1533B 总线接收指令。工作原理如图 9 所示，实物如图 10 所示。

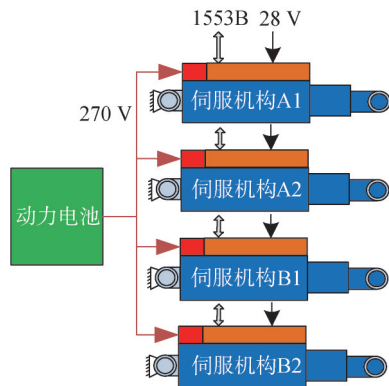


图8 电静压伺服机构配置

Fig.8 The TVC system with EHAs

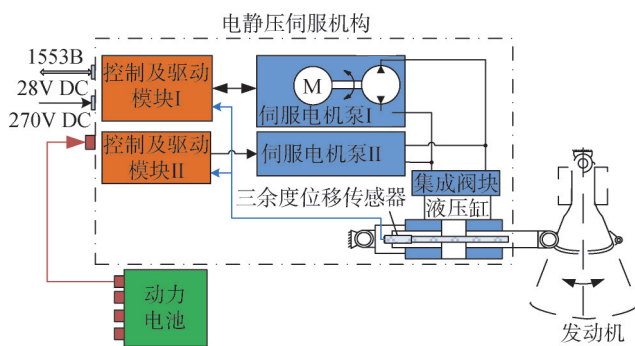


图9 电静压伺服机构原理

Fig.9 The EHA schematics

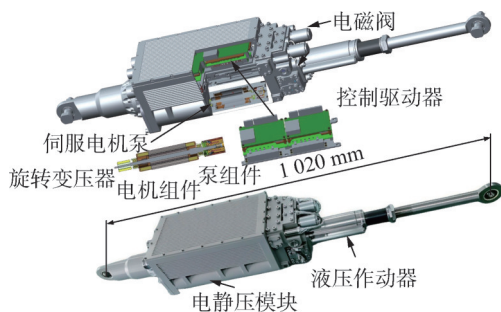


图10 电静压伺服机构实物

Fig.10 The EHA photo

电静压伺服机构的液压缸部件直接借用电液伺服机构，保证了出力环节的高可靠；同时，伺服电机和控制驱动部分与机电伺服机构类似，工作效率高，在飞控工况下，也不需要额外的主动散热措施。

电静压伺服机构轻质小型化的设计难度在于异构集成和冗余设计。传统上，在泵控制系统中，液压泵和电机特性差异很大，是两种截然不同的部件，简单拼接只会增大体积，再考虑冗余设计，体积会更加庞大，难以实现轻质小型化。因此，设计了驱传控封装一体化新构型，突破“机、电、液、控”部组件之间的传统界限，将异构部组件封装集成在内部，体现在

整机层级以及电静压模块、伺服电机泵部件以及驱动控制模块等部组件层级，实现了模块化和智能化，便于制造和使用维护。

a) 驱、传、感、控一体化的异构融合设计方案。整机由液压作动器模块和电静压模块（Electro-Hydrostatic Module, EHM）两个部件同轴串联构成，将电机、液压件、传感器和控制驱动等不同类型的部组件全部封装在两个模块内，外形做到极简，与机电伺服机构看不出差别。封装一体化构型奠定了轻质小型化的基础。

b) 全嵌入式电静压模块一体化设计方案。将两套伺服电机泵和增压油箱、安全阀、单向阀、油滤、电磁阀等全部液压件嵌入封装到电液阀块上，形成一体化的电静压模块新方案，充分发挥了液压阀块“穿孔、打洞”的集成液路优势，将电液驱控集成做到极致的小型化。

c) 伺服电机泵一体化设计方案。在中国航天领域，经过多年预先研究，形成了将伺服电机组件、双向定量柱塞泵组件和旋转变压器组件一体化集成的方案，三者同轴、共壳、共支撑、共流场^[13-16,32]，将体积和质量减小到极致，并成为独立模块，可以独立测试，便于安装。

伺服电机泵一体化设计也为高转速奠定了基础，反过来又进一步减小了体积和质量。一体化设计后，消除了联轴器或者齿轮减速等精密机械传动环节在频繁换向时的冲击问题，因而可以采用很高的转速，转速高达20 000 r/min，泵排量为0.54 mL/r，电机和泵转子组合的转动惯量仅有25.4 kg·mm²，部件质量不足1 kg。同时，液压泵产生的流体可以给电机绕组散热，电机体积也可以减小。虽然在高转速时，泵的搅拌损失会显著增大^[33]，但由于作用时间短，且与最高压力不会同时出现，对实际性能影响可以忽略不计。

伺服电机泵一体化设计也是实现高动态性能的关键。在位置控制回路中，电机和泵两者一起承担电液能量转换和调控的角色，由之前的动力部件变成了控制器件，相当于电液伺服机构中的电液伺服阀角色，如果再将电机和泵看作两个部件，而不是一个部件进行设计，在基本逻辑上就不占优势。将电机转子和泵转子两个组件紧密耦合在一起，同时集成旋转变压器，尽可能地消除多余联接，提高整体刚性，消除影响轴系动力学的负面因素^[34]，是提高动态响应能力的必然选择。实际产品的动态带宽能做到同等功率级

别下不低于电液伺服阀，与伺服电机相当。

d) 伺服驱动控制模块一体化设计方案。将电子电路模块整体集成到电静压模块上，紧贴流道，增强了散热能力，提高集成度、减小体积。驱动部分采用智能功率模块 (Intelligent Power Module, IPM)，控制部分采用集成 ARM 和 FPGA 的 APSoC 控制平台，实现了模块化、小型化，增强了算力、灵活性与并行处理能力，通过软件代码提高动态、精度，实现状态实时感知、监控、故障隔离与自我重构，并可扩展升级，成为一个高智能化设备。

伺服控制驱动和伺服电机泵模块采用双余度并联配置，通过流量综合实现功率合并输出，具备一度故障容错能力。位移传感器直接继承电液伺服机构的三余度产品。电静压模块上还有电磁阀，用于发动机不工作时的零位锁定。

驱传控封装一体化异构集成突破了现有分立、外挂的局部集成构型的限制，有机融合机、电、液、感、控器件，得以在紧凑空间内实现冗余设计和驱传控全集成，解决了电驱动高可靠设计与轻质小型化难以兼顾的难题。美国 F35 战斗机所用产品采用了双余度设计，但未集成控制驱动器，欧洲 A380 客机和 A350、A400M 运输机产品集成了控制驱动器、但没有余度设计 [2-3, 5, 9-10]，且电机、泵等部组件均为分立外挂的局部集成构型，导致体积、质量大。

深度一体化也显著提高了力、热环境适应能力，消除了外挂的器件、导管和电缆，不再采用不耐振的悬臂梁结构；关键器件全部集成在内部，有了良好的防护，显著增强了抗冲击、抗振动能力，提高了耐环境能力，得以在火箭发动机附近苛刻的力热环境中，以高变压高变速的高工况模式可靠工作。

一体化电静压伺服机构省去了传统的恒压恒速液压能源系统。一方面，伺服电机组件浸油工作，液压泵组件取消了转轴机械动密封；另一方面，油箱容量降低至原来的 1/10，增压功能采用一个微小密闭金属波纹管就能实现，也因而取消了原液压蓄能器和油箱中的大直径油气隔离活塞及其动密封。因此，彻底消除了传统电液伺服机构的油液外渗漏通道，可以解决传统液压系统的油气渗漏问题。

2.4 主要设计参数

三种伺服机构主要设计参数见表 1，说明如下：

a) 电液伺服机构的液压泵排量为 1.21 mL/r、额定压力为 21 MPa。由于是恒速、恒压力，即便是变量泵设计，在无指令状态下也要消耗较多能量。

b) 机电伺服机构为保证可靠度，伺服电机最高转速取相对较低的 5 000 r/min，尺寸较大，转动惯量是电静压伺服机构中伺服电机泵的 5 倍。

c) 对于单个火箭模块而言，采用电液伺服机构的伺服系统最重，质量达 135.1 kg；在双余度设计条件下，机电和电静压两种电驱动的伺服系统质量显著降低，分别只有 84 kg 和 85 kg。假如轴向安装长度缩短，质量还可以进一步降低。

表 1 三种伺服机构主要设计参数

Tab.1 The main design parameters of three actuators

序号	设计参数	数值		
		电液	机电	电静压
1	作动器行程/mm	±46.5	±46.5	±46.5
2	活塞直径/mm	46	—	46
3	活塞杆直径/mm	35	—	35
4	活塞面积/mm ²	700	—	700
5	丝杠公称直径/mm	—	15	—
6	丝杠导程/mm	—	4	—
7	液压泵排量/(mL·r ⁻¹)	1.26	—	0.54
8	液压泵工作压力/MPa	21	—	21
9	伺服电机(泵)转动惯量/(kg·mm ²)	—	120	25.4
10	伺服电机(泵)最高转速/(r·min ⁻¹)	12 000	5 200	20 000
11	动力供电电压/V	AC380/ 高压氢气	DC160	DC270
12	控制供电电压/V	28	28	28
13	伺服机构质量(四台)/kg	115.6	36(60°)	76
14	伺服控制(驱动)器质量/kg	9.5	9(15°)	—
15	动力电池质量/kg	—	9	9
16	氢气管路质量/kg	10	—	/
17	伺服系统总质量/kg	135.1	54(84°)	85
18	冗余设计	能源双/ 控制三	单通道	能源/ 控制双

注：*为机电伺服机构采取双余度设计、基于同规格产品预测的质量。

3 模型对比分析

3.1 控制模型

三种伺服机构均是位置闭环控制系统，位置回路的控制模型类似，泛化表达模型 [13-16, 35-36] 如图 11 所示，其中， X_c 、 X_p 和 X_L 分别为摆角指令、线位移指令和角位移指令。

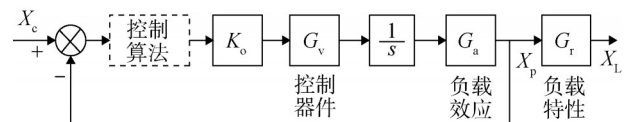


图 11 泛化的伺服机构控制模型

Fig.11 A normalized control block diagram

a) 发动机摇摆谐振特性。

火箭发动机是伺服机构的负载,其动特性可以用二阶振荡环节来表达:

$$G_r = \frac{1}{s^2 + \frac{2\zeta_L}{\omega_L}s + 1} \quad (1)$$

式中 ω_L 为发动机固有谐振频率; ζ_L 为发动机等效结构阻尼比。固有频率表达式 (2):

$$\omega_L = \sqrt{\frac{K_r R^2}{J}} \quad (2)$$

式中 J 为负载转动惯量; R 为伺服机构摇摆负载的作用力臂; K_r 为发动机等效刚度。

发动机谐振阻尼比 ζ_L 可以通过辨识得到,如图 11 所示,分别取线位移 x_p 和角位移 x_L 相对于摆角指令 x_c 的频率特性,两者之比就得到谐振特性以及对应的谐振固有频率 ω_L 和阻尼比 ζ_L [13-16,35-36]。

b) 负载与机构耦合效应。

作为大出力构件,伺服机构自身刚度一般设计为发动机等效刚度的 5 倍以上,其谐振特性与发动机固有谐振特性耦合,在控制回路中形成一对二阶零点和极点,见式 (3):

$$G_a = \frac{\frac{1}{\omega_L^2} s^2 + \frac{2\zeta_L}{\omega_L} s + 1}{\frac{1}{\omega_c^2} s^2 + \frac{2\zeta_c}{\omega_c} s + 1} \quad (3)$$

对于液压伺服机构而言, ω_c 即为结构液压耦合频率,表达式 (4):

$$\frac{1}{\omega_c^2} = \frac{1}{\omega_h^2} + \frac{1}{\omega_L^2} \quad (4)$$

式中 ω_h 为液压频率。

对于机电伺服机构而言, ω_c 是丝杠的等效机械刚度与负载惯量相作用的谐振频率,见式 (5):

$$\frac{1}{\omega_c^2} = \frac{1}{\omega_s^2} + \frac{1}{\omega_L^2} \quad (5)$$

式中 ω_s 为丝杠与负载惯量相作用的谐振频率。对于电液伺服机构, ω_h 见式 (6):

$$\omega_h = \sqrt{\frac{4\beta A^2 R^2}{J V_t}} \quad (6)$$

对于电静压伺服机构,由于是泵控, ω_h 为电液的 $1/\sqrt{2}$, 如式 (7), ω_s 表达式 (8):

$$\omega_h = \sqrt{\frac{2\beta A^2 R^2}{J V_t}} \quad (7)$$

$$\omega_s = \sqrt{\frac{K_s}{J}} \quad (8)$$

式中 β 为油液有效体积弹性模量; A 为伺服作动器活塞有效面积; V_t 为作动器两腔总控制容积; K_s 为丝杠

的等效机械刚度。

类似地,阻尼比 ζ_c 比较复杂,包含泄漏、摩擦等多个因素,但可以通过试验辨识得到。

c) 关键控制器件动态特性。

电液、机电和电静压三种伺服机构的关键控制器件分别是伺服阀、伺服电机和伺服电机泵,其中后两者的动态性能与其驱动控制模块及算法深度关联,此处将其看作一个环节,在频带足够宽的条件下,动特性用一阶惯性环节来简化表达,见式 (9):

$$G_v(s) = \frac{1}{\frac{1}{\omega_v} s + 1} \quad (9)$$

式中 ω_v 为等效一阶频率。

d) 开环增益。

伺服机构位置闭环回路是一个典型的 I 型系统,开环增益表征了基本动态性能。三种伺服机构的名义开环增益(不计软件算法中的比例系数)分别见式 (10)、(11) 和 (12):

$$K_{o1} = \frac{K_{vi} K_{qi} K_{xf}}{A} \quad (10)$$

$$K_{o2} = K_{vn} K_{ir} P K_{xf} \quad (11)$$

$$K_{o3} = \frac{K_{vn} D_p K_{xf}}{A} \quad (12)$$

式中 K_{vi} 为伺服放大器的伏安转换系数; K_{qi} 为伺服阀流量增益; K_{xf} 为位移传感器转换系数; K_{vn} 为电机控制驱动器的电信号至转速的变换系数; K_{ir} 为减速比; P 为丝杠导程; D_p 为液压泵排量。

实际开环增益为名义开环增益乘以控制算法中的比例系数,与一阶带宽 (-45° 相位频率点) 接近。

e) 基本控制特性分析。

控制模型表明,伺服机构带宽的主要限制环节为发动机谐振固有频率 [6,35-36]。其中,液体火箭发动机谐振固有频率一般较低,为 $60 \sim 90$ rad/s ($10 \sim 15$ Hz),与伺服机构耦合后的频率约低 10%,为 $50 \sim 80$ rad/s,而火箭姿态控制系统对伺服机构要求的 -3 dB 幅频带宽在 $60 \sim 80$ rad/s 左右,两者重合,如果不采取技术措施,将发生共振,产生强烈的振动载荷,导致灾难性的结构破坏后果。

火箭伺服机构控制算法设计目的是在抑制共振的同时实现足够宽的带宽,共振抑制效果在指标上表达为幅频曲线中的谐振峰值,一般要求不大于 5 dB。

可以看出,控制回路的频率最短板在于发动机的谐振固有频率。虽然电静压伺服机构液压频率相比电液伺服机构的稍低,但在设计上很容易做到发动机固

有频率的两倍以上，因此不是动态特性的瓶颈。

3.2 控制算法

机电和电静压伺服机构中的永磁同步伺服电机采用三相逆变器驱动以及电流环和转速环双闭环控制，如图12所示，在控制算法上可以采用传统PI控制，运载火箭上则采用自抗扰等先进算法^[37]，以实现高带宽。

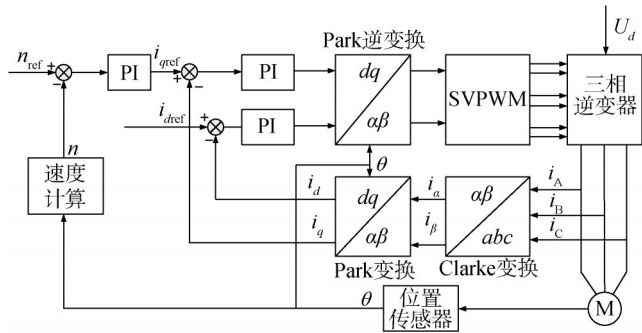


图12 永磁同步电机双环控制框图

Fig.12 The control algorithm for speed and current loop

三种伺服机构位置环统一采用基于“非线性PID+陷波补偿”的组合控制算法^[16,36]，解决零区附近死区等非线性和共振抑制问题，如图13所示。

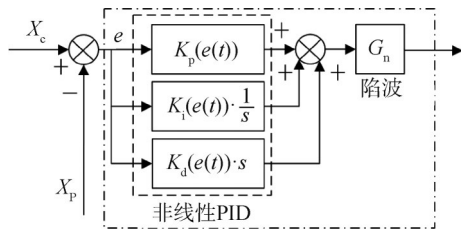


图13 位置回路组合控制算法

Fig.13 The combined control algorithm for the position loop

其中，各子模块表达如式(13)、(14)所示：

$$G_n = \frac{\frac{1}{\omega_{nl}^2} s^2 + \frac{2\zeta_{nl}}{\omega_{nl}} s + 1}{\frac{1}{\omega_{dl}^2} s^2 + \frac{2\zeta_{dl}}{\omega_{dl}} s + 1} \quad (13)$$

$$K_p(e(t)) = a + b \cdot e^{-c|e(t)|} \quad (14)$$

式中 ω_{nl} , ζ_{nl} 分别为陷波零点频率及阻尼比； ω_{dl} , ζ_{dl} 分别为陷波极点频率及阻尼比； $K_p(e(t))$ 为系统偏差 $e(t)$ 的指数函数； a, b, c 为正常数。

3.3 控制器件动态特性辨识方法

伺服阀、伺服电机和伺服电机泵在控制回路中的实际动态性能表现一直是关注焦点。在先进控制技术的支撑下，伺服电机动态性能突飞猛进，伺服电机泵只是在伺服电机上增加一个小泵芯，采用相同的控制技术，在设计合理的情况下，动态性能不应再是瓶颈

环节。本文给出利用伺服机构空载频率特性辨识三种控制器件动态特性的方法。

对比图11的带载模型，对于空载工况，在采用纯比例控制算法的条件下，去掉发动机摇摆动特性 G_r 和耦合效应 G_a 等相关环节，泛化的空载控制模型如图14所示，除去积分和开环增益，只剩下控制器件的动态特性。因此，可以利用线位移 X_p 相对于指令 X_c 之间的响应特性，分析得到控制器件的动态特性。

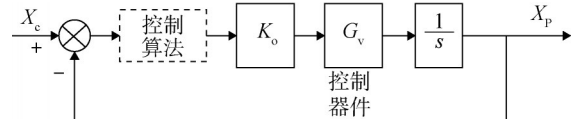


图14 泛化的伺服机构空载控制模型

Fig.14 A normalized no-load control block diagram

伺服机构空载闭环频率特性为 G_p ，计算开环频率特性 G_{p0} ，如式(15)~(18)所示：

$$G_p = 10^{\frac{A_{sp}}{20}} (\cos\theta_{xp} + i \cdot \sin\theta_{xp}) \quad (15)$$

$$G_{p0} = \frac{G_p}{1 - G_p} \quad (16)$$

$$A_{xp0} = 20 \log_{10} |G_{p0}| \quad (17)$$

$$\theta_{xp0} = \text{angle}(G_{p0}) \quad (18)$$

式中 G_p, G_{p0} 分别为伺服机构闭环和开环频率特性函数； $A_{sp}, A_{xp0}, \theta_{sp}, \theta_{xp0}$ 分别为闭环和开环幅值与相位响应； angle 为求复数相角的函数。

开环特性中，再除去开环增益和积分环节，可以得到控制器件的动态特性 G_v ，如式(19)~(21)所示：

$$A_{Gv} = A_{xp0} - 20 \log_{10} |K_0| + 20 \log_{10} \omega \quad (19)$$

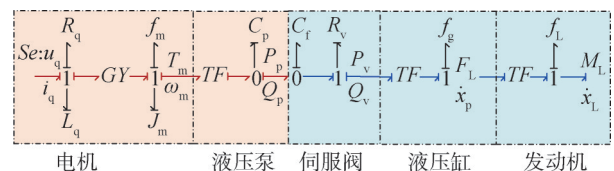
$$\theta_{Gv} = \theta_{xp0} - \frac{\pi}{2} \quad (20)$$

$$G_v = 10^{\frac{A_{Gv}}{20}} (\cos\theta_{Gv} + i \cdot \sin\theta_{Gv}) \quad (21)$$

此外，进行带载测试，可以辨识发动机摇摆动特性及其与伺服机构的耦合动特性^[13,35-36]。

3.4 能量利用效率及发热分析

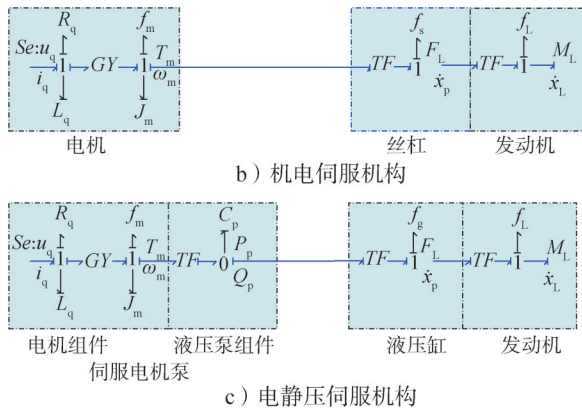
采用功能键合图表达三种伺服机构功率流因果传递关系简化模型^[24]，如图15所示，蓝色线条表示瞬变功率流，红色线条表示恒值功率流。



a) 电液伺服机构

图15 三种伺服机构的功率键合图简化模型

Fig.15 The power bond graph models for three actuators



续图 15

图 15 中，未表达效率很高的电力电子部分。电液伺服机构取地面测试状态，使用中频电机，电机和泵的转动惯量为 J_m ，电机电感为 L_q ，机械损耗系数为 f_m ，泄漏系数为 C_p ，电机绕组电阻为 R_q ，电机绕组和液压泵泄漏是产生热的主要原因；伺服阀中，泄漏系数为 C_v ，流阻为 R_v ，其中流阻导致阀口压降，耗能占比较大；液压缸中，摩擦系数为 f_c ；发动机组件中，摩擦系数为 f_L ；丝杠组件中，摩擦系数为 f_s 。

依据键合图，建立做功模型和热节点模型及数学方程，就可以开展工作效率及热特性计算分析^[18-27]。关键在于对工况谱的认识和选取，此处进行扼要分析。

如图 15 所示，电液伺服机构有 5 个功率传递环节，电机和液压泵是恒功率状态，相比始终处于功率瞬变状态的伺服阀、液压缸和发动机等环节，产生的能量不能被利用，几乎都变成热，因此效率低、发热严重。这一点，航天和航空有显著区别：航空通常采用集中液压能源，有很长的管道运输油液，相当于提供了主动散热措施，虽然能耗大，但散热充分，因此其电液作动器不考虑散热问题；在航天应用中，液压能源和液压作动器集成在一起，散热面狭窄，发热快，在飞行时不是问题，因为时间较短，反而在地面测试时使用不方便。

飞行器飞控伺服作动都有“高峰值、低平均”的工况特点，这是因为伺服机构是飞行控制大闭环中的小闭环，负载和干扰都是随机、高动态时变的，有极强的爆发力，但平均功率较低，特别是在巡航模式下，大部分时间处于近乎“静默”的微动状态，远离效率最佳工作点，如果巡航时间占比较大，导致电液作动器的综合能量利用效率会很低。这一点对于集成液压能源的电液伺服机构尤其突出，几乎全部的输入能量变成热耗散掉，因此在其热设计时，可以将输入功率看作恒值，取其作为热源，由伺服机构本体全部吸收，依此计算温升。

相比之下，机电和电静压伺服机构功率传递环节分别减少至 3 个和 4 个，没有了伺服阀的节流环节，全链条都是瞬变功率流，按需供能，有很高的理论能量利用效率，相当于热源强度显著降低，温升会大大减小。比较而言，电静压伺服机构由于增加了泵环节，工作效率会稍低一些，但由于电机绕组浸油工作，有流体散热，在相同工况下，绕组温升还应低一些。因此，机电和电静压两种电驱动伺服机构采用基于平均功率的热设计方法，取平均损失功率作为热源，由此计算温升；否则，会导致偏离实际需求的设计，体积、质量过大，甚至得出不可行的结论。

Maré 经过研究分析，指出在 2 h 的干线窄体客机副翼应用典型飞行工作剖面下，电液作动器（不包括液压能源）的综合能量利用效率只有 0.1%，机电和电静压伺服机构则高一个数量级，达到 1% 和 1.2%^[24-25]。航天飞控工况类似，尽管有差异，但电驱动伺服机构能量综合利用效率比电液伺服机构高一个数量级的结论不会改变，温升会大大降低，不采取主动散热措施在原理上是可行的。

4 实测性能数据对比分析

4.1 控制器件动态特性参数辨识

分别对三种伺服机构进行空载频率特性测试，位置环采用纯比例算法，给定幅值 0.4° ，在 1~250 rad/s 频率范围内施加正弦信号，得到幅频和相频响应曲线如图 16 所示。

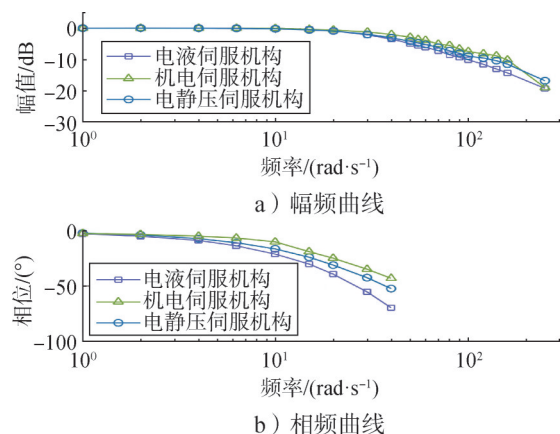


图 16 伺服机构空载频率特性曲线

Fig.16 The no-load frequency response curves

根据式 (15) ~ (21) 对三个控制器件动态特性参数进行辨识，相位实测值及其拟合曲线如图 17 所示，动态特性参数如表 2 所示，伺服阀、伺服电机和伺服电机泵的一阶带宽分别为 115 rad/s (18.4 Hz)、

390 rad/s (62 Hz)、360 rad/s (57 Hz)，是位置回路一阶带宽 30 rad/s (4.78 Hz) 的 3 倍以上，有足够裕度。也表明，伺服电机和伺服电机泵可以实现比同功率级别伺服阀还高的带宽。

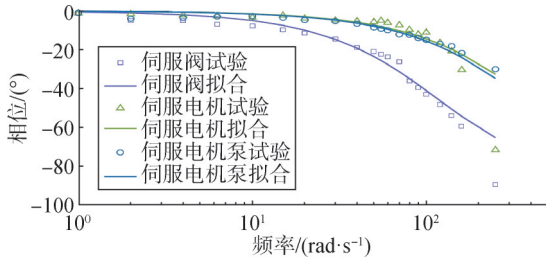


图 17 三个控制器件的动态特性相频曲线

Fig.17 The phase frequency characteristics of three control components

表 2 三种控制器件的等效一阶带宽辨识结果

Tab.2 The identified parameters of three control components

产品类别	名称	单位	值
电液伺服机构	伺服阀	rad/s	115
机电伺服机构	伺服电机	rad/s	390
电静压伺服机构	伺服电机泵	rad/s	360

采用 3.2 节的相同算法，对三种伺服机构进行带载频率特性测试，对发动机摇摆固有频率及其与伺服机构的耦合频率等参数进行辨识 [13,35-36]，结果如表 3 所示。

表 3 负载特性参数辨识结果

Tab.3 The identified parameters of load model

名称	参数	符号	单位	数值
发动机	固有谐振频率	ω_1	rad/s	90
	等效阻尼比	ζ_1	—	0.04
作动器	机械液压耦合谐振频率	ω_c	rad/s	82.9、86、77.4*
	等效阻尼比	ζ_c	—	0.25、0.14、0.24*
开环增益	开环增益	K_o	—	32

注：*分别表示电液、机电和电静压伺服机构的数值。

4.2 控制性能比较

在模拟负载台上，对三种伺服机构分别进行零位、位置、暂态和频率特性测试，指标对比结果如表 4 所示，均满足指标要求。幅值 4°、频率 0.02 Hz 正弦信号下的位置回环曲线如图 18 所示，误差曲线对比如图 19 所示，阶跃特性曲线如图 20 所示。

表 4 三种伺服机构实测控制性能指标对比

Tab.4 The performance specification of three actuators

项目	指标要求	电液	机电	电静压
最大正摆角/(°)	≥ 4	4.24	4.03	4.15
最大负摆角/(°)	≤ -4	-4.21	-4.03	-4.15
回环宽度/(°)	≤ 0.12	0.056	0.036	0.033
线性度/%	-2~2	0.82	0.57	0.16
位置增益偏差/%	-2~2	0.30	0.20	0.01

续表 4

项目	指标要求	电液	机电	电静压
位置对称度/%	≤ 2	0.16	0.03	0.01
最大摆角速度/(°·s ⁻¹)	≥ 40	45.34	40.96	48.69
最大摆角加速度/(rad·s ⁻²)	≥ 10	32.57	30.74	37.91

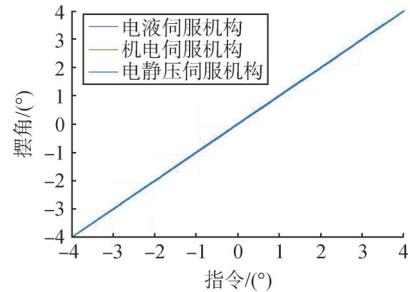


图 18 三种伺服机构位置回环曲线

Fig.18 The position loop curves of three actuators

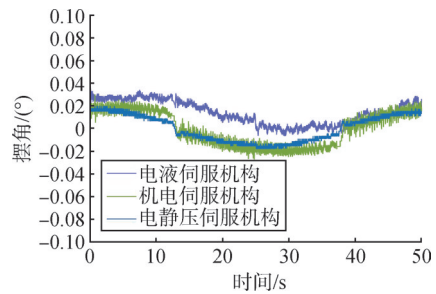


图 19 三种伺服机构位置误差曲线

Fig.19 The position error of three actuators

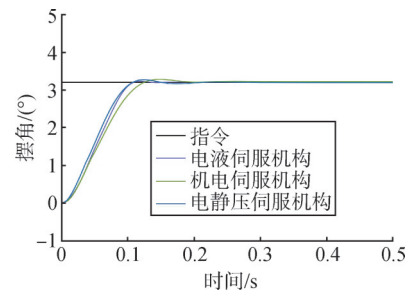


图 20 三种伺服机构阶跃特性曲线

Fig.20 The step response curves

由图 18 可知，三种伺服机构都有足够的静态精度，三条曲线几乎重叠。误差曲线中，电液伺服机构有约 0.01° 的零位偏移，是力反馈电液伺服阀固有的零漂特性；相比之下，机电和电静压伺服机构由于伺服电机部分采取电流环和速度环的双环控制，几乎没有零漂；另一方面，机电和电静压伺服机构在零位有轻微的突跳，反映了机械传动游隙和液压泵零区泄漏特性。

由图 20 可知，三种伺服机构上升段最大速度分别为 45.34 (°) /s、40.96 (°) /s、48.69 (°) /s，能力相当。

输入幅值 0.4°、频率 1~250 rad/s 的正弦信号进行

带载频率特性测试，三种伺服机构角位移幅频和相频响应曲线如图21所示，电液、机电、电静压伺服机构的-3 dB带宽分别为70.1 rad/s、65.6 rad/s、72.4 rad/s，均满足指标要求，并且有裕度；-45°一阶相频宽分别为30.2 rad/s、30.8 rad/s、31.5 rad/s；均无谐振峰。

研究表明，在发动机摇摆固有谐振频率为90 rad/s、阻尼比为0.04的条件下，30 rad/s的一阶带宽已达到接近极限^[13,35-36]。如果固有谐振频率更高，可以实现更好的动态性能；伺服电机和伺服电机泵的动态能力足够，不是短板环节。

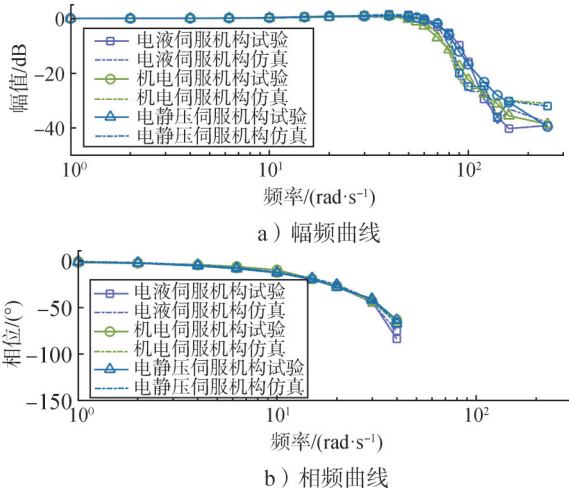


图21 三种伺服机构角位移频率特性曲线

Fig.21 The frequency response curves of three actuators

4.3 能源利用效率比较

设计工况谱如表5所示，在1 200 s的工作时间内，有150 s的零指令时间，有0.25~20 (°)/s的正弦波、激励出最大速度40 (°)/s的方波以及从1~200 rad/s频率的扫频工况，整体体现了“高峰值、低平均”的飞控工况特点。电液伺服机构采用中频电机工作模式，机电和电静压伺服机构采用直流电源供电，工作时通过示波器在供电电源端采集母线电流，实测能耗如表6所示，能量综合利用效率用“平均效率”来表征，取输出能量与输入能量的比值。

表5 三种伺服机构工作剖面

Tab.5 The operation profile of three actuators

序号	类型	幅值/(°)	频率/(rad·s ⁻¹)	最大速度/((°) s ⁻¹)	时间/s	工况编号
1	零位	0	—	0	30	①
2	正弦波	1	2.5	2.5	90	②
3	零位	0	—	0	15	①
4	正弦波	4	0.125	1	300	③
5	零位	0	—	0	15	①

续表5

序号	类型	幅值/(°)	频率/(rad·s ⁻¹)	最大速度/((°) s ⁻¹)	时间/s	工况编号
6	正弦波	3.2	1.25	/	10	④
7	零位	0	—	0	15	①
8	正弦波	4	0.062 8	0.25	200	⑤
9	零位	0	—	0	15	①
10	正弦波	3.2	6.28	20	20	⑥
11	零位	0	—	0	15	①
12	方波	3.2	0.628	40	30	⑦
13	零位	0	—	0	15	①
14	正弦波	0.2	1~200扫频	0.2~12	200	⑧
15	零位	0	—	0	15	①
16	正弦波	0.4	1~200扫频	0.4~24	200	⑨
17	零位	0	—	—	15	①
累计工作时间					—	1 200

表6 三种伺服机构输出能量和输入能耗测量表

Tab.6 The input and output power consumption list

序号	工况	时间/s	输出能量/kJ	输入能量/kJ		
				电液	机电	电静压
1	①	30	0.006 5	35.32	1.12	1.10
2	②	90	0.911 4	105.99	3.55	3.72
3	①	15	0.003 3	17.66	0.56	0.55
4	③	300	0.734 4	353.30	10.49	10.89
5	①	15	0.003 33	17.66	0.56	0.55
6	④	10	2.786 6	19.29	7.08	7.16
7	①	15	0.003 3	17.66	0.56	0.55
8	⑤	200	0.261 4	235.53	7.18	7.27
9	①	15	0.003 3	17.66	0.56	0.55
10	⑥	20	1.994 8	26.31	6.28	6.60
11	①	15	0.003 3	17.66	0.56	0.5
12	⑦	30	1.402 5	5.43	3.19	4.13
13	①	15	0.003 3	17.66	0.56	0.55
14	⑧	200	1.548 7	333.04	9.02	9.35
15	①	15	0.003 3	17.66	0.56	0.55
16	⑨	200	5.042 8	407.95	19.82	18.5
17	①	15	0.003 3	17.66	0.56	0.55
合计		1200	14.72	1663.41	72.21	73.12
平均效率		—	—	0.89%	20.5%	20.1%

另外，施加了幅值分别为0.4°、0.8°，频率分别为15 rad/s（时长3.36 s）、55 rad/s（时长1.37 s）的正弦指令信号进行测试，以获得三种伺服机构在6 (°)/s、12 (°)/s、22 (°)/s、44 (°)/s 4个峰值速度下的功率、能耗、峰值效率和平均效率，对比结果如表7所示。6 (°)/s、44 (°)/s速度时的输入、输出功率曲线分别如图22、图23所示。

表7 三种伺服机构效率对比

Tab.7 The input and output power consumption list

工况	P_{in}/kW	W_{in}/kJ	$n_m/(r \cdot min^{-1})$	P_{out}/kW	W_{out}/kJ	$\eta_m/\%$	$\eta_{ave}/\%$
电液伺服机构							
6 (°)/s	2.17	4.083	—	0.095	0.098	4.38	2.40
12 (°)/s	2.71	5.104	—	0.199	0.222	7.34	4.35
22 (°)/s	3.34	3.060	—	1.226	0.598	36.71	19.54
44 (°)/s	4.51	4.131	—	2.891	1.359	64.12	32.90
机电伺服机构							
6 (°)/s	0.36	0.174	820	0.095	0.098	26.39	56.32
12 (°)/s	1.02	0.653	1 590	0.199	0.222	19.51	34.00
22 (°)/s	4.35	1.715	2 405	1.226	0.598	28.18	34.87
44 (°)/s	8.08	4.154	4 960	2.891	1.359	35.78	32.72
电静压伺服机构							
6 (°)/s	0.54	0.192	2 630	0.095	0.098	17.59	51.04
12 (°)/s	1.29	0.713	5 190	0.199	0.222	15.43	31.14
22 (°)/s	6.80	2.017	10 090	1.226	0.598	18.03	29.65
44 (°)/s	13.35	5.481	18 420	2.891	1.359	21.66	24.79

注:a) P_{in}, P_{out} 分别为输入峰值功率、输出峰值功率; W_{in}, W_{out} 分别为输入累计能量、输出累计能量; n_m 为伺服电机和伺服电机泵的最高转速; η_m, η_{ave} 分别为峰值效率和平均效率。b)6 (°)/s、12 (°)/s、22 (°)/s、44 (°)/s工况分别对应0.4°-15 rad/s、0.8°-15 rad/s、0.4°-55 rad/s、0.8°-55 rad/s(幅值-频率)正弦指令输入时的工况。

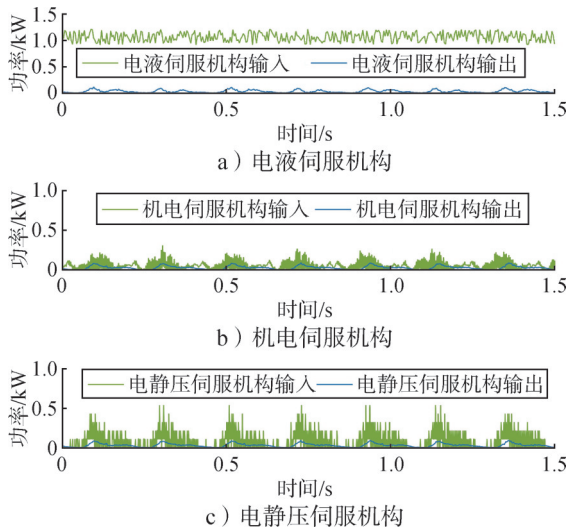


图22 三种伺服机构输入、输出功率曲线(0.4°-15 rad/s正弦波运动)

Fig.22 The input and output power curves (15 rad/s sinusous gimballing)

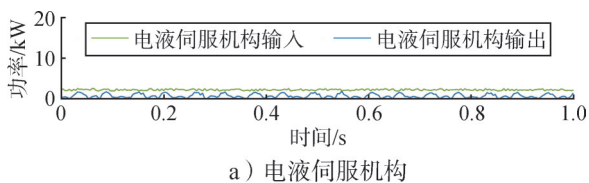
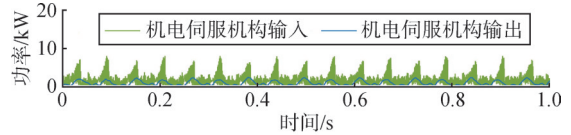
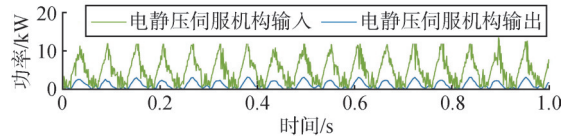


图23 三种伺服机构输入、输出功率曲线(0.8°-55 rad/s正弦波运动)

Fig.23 The input and output power curves (50rad/s sinusous gimballing)



b) 机电伺服机构



c) 电静压伺服机构

续图23

表6表明,在设定的1 200 s工作剖面下,电液伺服机构能源利用效率最低,平均效率只有0.89%;机电和电静压伺服机构要高得多,分别为20.5%和20.1%,数值高于Maré给出的航空应用数据^[24-25]是由于工作剖面的差异。

对于电液伺服机构而言,在零指令和极低速状态下,输出能耗几乎为零,但仍需要消耗可观的输入能量,平均效率极低,只有万分之几,接近于零。能量利用效率随着输出速度的提高而增大。如表7所示,当输出速度为6 (°)/s、12 (°)/s时,峰值效率分别达到4.38%、7.34%,平均效率为2.4%、2.35%;当提高至22 (°)/s时,峰值效率和平均效率分别增大36.71%、19.54%;当提高至最大设计值44 (°)/s时,峰值效率达到64%,几乎达到阀控的理论最大效率66.7%,这是有液压蓄能器补充瞬时能量的原因,平均功率则达到32.9%,只是作用时间占比太短。

机电和电静压两种电驱动伺服机构则充分体现了按需供能、节能的特点。在零指令和极低速状态下,输出能耗接近于零,也仅需要少许的输入能量。如表7所示,只要有一定的输出速度,就表现出较高的工作效率。当输出速度为6 (°)/s、12 (°)/s、22 (°)/s、44 (°)/s时,机电伺服机构的峰值效率分别为26.39%、19.51%、28.18%、35.78%,电静压的峰值效率分别为17.59%、15.43%、18.30%、21.66%,整体上变化不大;就平均效率而言,在6 (°)/s较低速下,平均效率尤其高,超过50%,为效率最佳工况点;随着速度增大,效率稍有降低,但仍然可观,平均效率普遍高于24%,机电伺服机构的平均效率分别为56.32%、34%、34.87%、32.72%,电静压伺服机构的平均效率为51.04%、31.14%、29.65%、24.79%。

因此,对于静默、低速占比较大的工况,电液伺服机构能耗很高,机电和电静压两种电驱动伺服机构的节能效果则特别显著。虽然在高速工况下机电和电静压的

效率不如电液伺服机构,但由于作用时间短,对整体影响很小,平均效率比电液伺服机构高一个数量级。

电静压伺服机构在较高速时效率比机电稍低一些,是由于伺服电机泵流体搅拌损失的原因^[33],但整体的平均效率相当,相差仅0.4%,可以视为没有差异。

4.4 发热和温升比较

在4.3节设定的工作剖面下,三种伺服机构工作过程中的热成像分别如图24~26所示。可以看出,电液伺服机构温升很快,液压泵部位温度达到110℃。机电和电静压伺服机构温升要低得多,机电伺服机构的伺服电机部位温升最高,在1200s工作结束时,温度也只有30℃左右,几乎没有温升;电静压伺服机构的电机由于有流体散热,温度不到30℃,反而是电磁阀部位,由于线圈有持续电流,温度稍高,但也只有40℃。

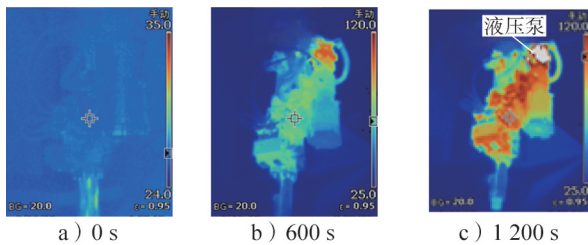


图24 电液伺服机构热成像

Fig.24 The SHA thermal images

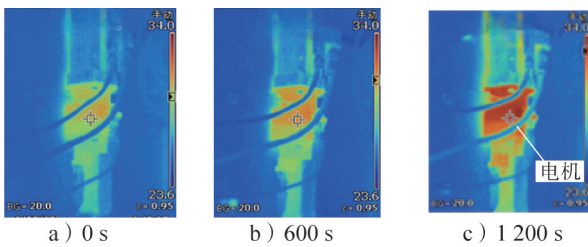


图25 机电伺服机构热成像

Fig.25 The EMA thermal images

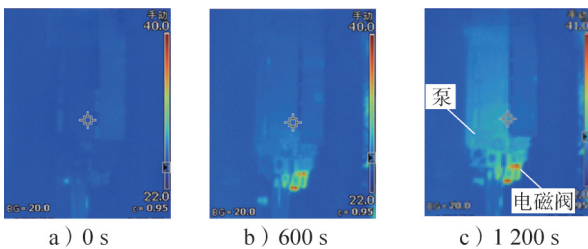


图26 电静压伺服机构热成像

Fig.26 The EHA thermal images

绘制作动器和电机、泵等关键部位的温升曲线如图27所示。同样可以看出,电液伺服机构温升最快,

作动器处温升约15℃,液压泵处温升约100℃,电机处温升约65℃。机电和电静压伺服机构温升相当,作动器、伺服电机泵和伺服电机温升只有5℃。因此,在典型飞控工况下,机电和电静压伺服机构不需要额外的主动散热措施,可以像消费电子产品一样,一天24h不断电、长时间工作,相比传统液压产品,使用维护性能有了革命性的提高。一些文献中提到的电机泵和电静压伺服机构发热严重问题,应是没有充分考虑“高峰值、低平均”的实际飞控工况特点,或者是设计制造不精细。

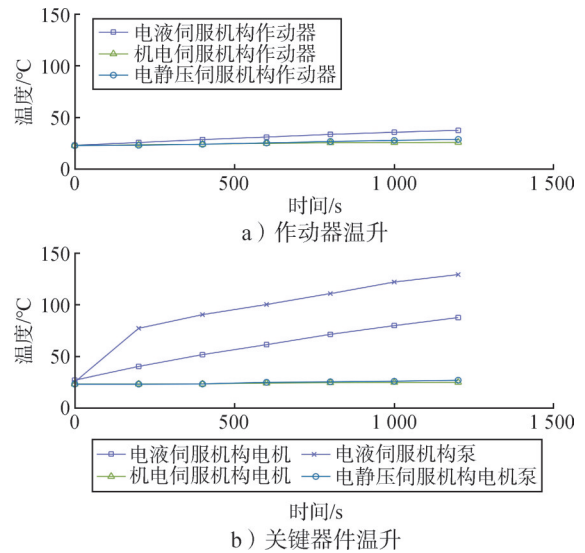


图27 三种伺服机构温升曲线

Fig.27 The temperature curves of three actuators

4.5 飞行曲线

电液伺服机构执行飞行任务已经数十次,截取其中一次飞行的摆角曲线及跟踪误差曲线,如图28所示。电静压伺服机构在2025年初首飞成功,截取飞行摆角曲线及跟踪误差曲线,如图29所示,图中数据均已经过归一化处理。

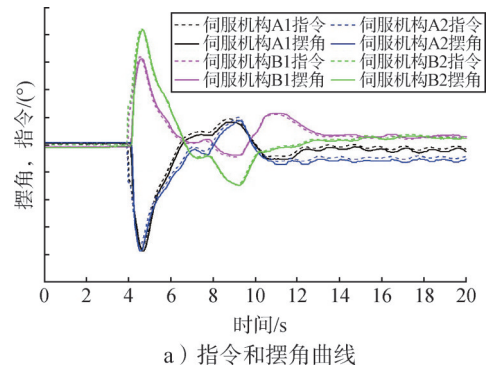
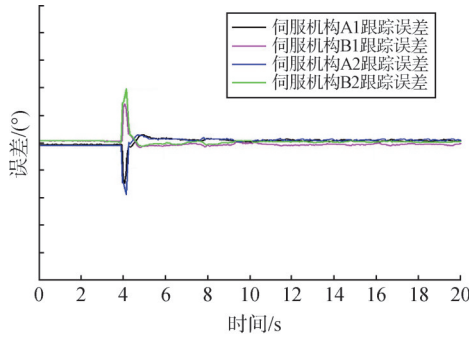


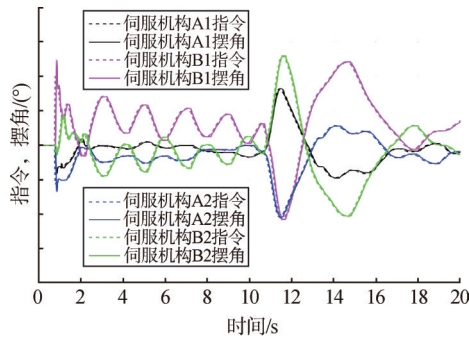
图28 电液伺服机构飞行曲线

Fig.28 The gimballing angle curves of SHAs in a flight

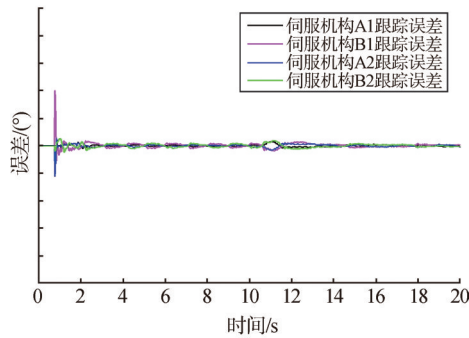


b) 跟踪误差曲线

续图28



a) 指令和摆角曲线



b) 跟踪误差曲线

图29 电静压伺服机构飞行曲线

Fig.29 The gimbaling angle of EHAs in a flight

在启控段，相比电液伺服机构，电静压伺服机构不受引流氢气建压影响，启动更快，并且零偏要小得多，几乎为零。飞行曲线也体现了“高峰值、低平均”的飞控工况特点。

在飞行时，电液伺服机构的初级能源为高压氢气，输入功率单台为11.4 kW，4台为45.6 kW。20 s时间段内，输入能量消耗单台为228 kJ，4台为912 kJ，4台伺服机构的输出能量分别为0.019 kJ、0.019 kJ、0.022 kJ、0.023 kJ，合计为0.083 kJ，系统的能量利用平均效率只有0.01%。

电静压伺服机构采用动力电池供电，输入功率瞬时最大为3.72 kW，平均值为0.43 kW。20 s时间段内，输入能量消耗单台累计8.54 kJ，4台伺服机构的输出能

量分别为0.012 kJ、0.039 kJ、0.016 kJ、0.027 kJ，合计0.094 kJ，系统的能量利用平均效率为11%。

在总计460 s的飞行工作时段内，4台电液伺服机构的油箱油液温升遥测数据为25~28 °C，电静压伺服机构的温升数据为3~5 °C。

4.6 其他方面比较

a) 工作寿命方面。在同等条件约束下，电静压伺服机构具有更长的工作寿命，可靠性裕度更大。航天电液伺服机构的动力器件速度高且温升快，摩擦副负荷大，磨损快，一般验证寿命为100 h。机电伺服机构的精密机械传动界面在频繁冲击下局部接触点应力大，易疲劳，航天重载应用条件下工作寿命勉强能达到100 h。电静压伺服机构动力器件转速虽然很高，但是持续时间短，平均负荷要低得多，一旦突破了超高速等关键技术，寿命大幅度提高，飞行同批次产品已测试寿命超过200 h，采用同规格泵芯的工业伺服机构则通过了上万小时的连续运转验证^[38]。

b) 密封方面。电液伺服机构的液压泵动密封处持续有微渗漏，需要经常清理维护。机电和电静压伺服机构没有渗漏油问题，在具体使用上，两者没有差别，用户感觉不到电静压伺服机构里面液压油的存在。

c) 噪声方面。电液伺服机构生产制造工作时噪声较大，在实验室背景噪声为50~60 dB (A)的条件下，启机后噪声为100~110 dB (A)。机电和电静压伺服机构工作时，在零指令和低速下，几乎没有声音；在快速动作时，有瞬时的噪声，但峰值也只有80~90 dB (A)。

d) 制造方面。电液伺服机构生产制造周期长、成本高，尤其是三余度电液伺服阀零部件和整阀筛选合格率低、过程有反复。机电和电静压两种伺服机构制造周期缩短一半，性能一致性好，易批产。

此外，电静压伺服机构具有更大的功率输出潜力。一体化伺服电机泵多个并联使用，不仅可以实现冗余设计，也是成倍增大伺服机构功率的一条捷径，通过化整为零，灵活布局，破解大功率小型化的设计难题。目前伺服电机泵产品已形成系列，电静压伺服机构样机最大功率已达60 kW。

5 结论

通过对用于同一个运载火箭模块的三种伺服机构开展比较分析，得出如下主要结论：

a) 电液、机电和电静压三种伺服机构都可以满

足飞行任务。

b) 机电伺服机构和电静压伺服机构都可以实现不低于传统电液伺服机构的动态性能。

c) 采用电液伺服机构的火箭模块推力矢量控制伺服系统最重；机电和电静压两种伺服机构较轻，在双冗余设计的条件下，质量相当，可比电液减重37%。

d) 机电和电静压伺服机构在高速运动时的瞬时能量利用效率不如电液伺服机构，但由于“峰值、低平均”的飞控工况特点和按需供能的能量调控方式，对平均效率影响很小，整体上比电液伺服机构高一个数量级。电液伺服机构发热严重，地面测试工况时液压泵局部超过100℃，工作一段时间需要休息散热，使用维护性较差。机电和电静压伺服机构地面测试发热很小，可以连续不间断工作，不需要额外的主动散热措施。

e) 电静压伺服机构可以方便实现冗余设计，消除可靠性方面的顾虑。

因此，航天电静压伺服机构作为一个执行机构新品种，兼顾传统电液方案高可靠和新兴机电方案高效率等优点，提出了驱传控封装一体化设计方案，通过深度一体化集成和先进控制等创新设计实现了高冗余度、高比功率、高动态等优越性能；省去了传统的恒压恒速液压能源系统，发热少、温升高，工作噪声低，制造一致性好、周期较短，消除了油液外渗漏通道；经过多年技术攻关，目前已达到可广泛推广应用的程度，为高可靠性、高安全性控制执行机构提供了一种高效、低碳、绿色的新解决方案。

致 谢

航天新型伺服机构研制是一项复杂的系统工程，机、电、液、控、软件等多专业高度融合，从材料、器件到系统，从论证、研究、演示到设计、试验、制造及应用，迭代次数多，研制周期长，协作面广。电静压伺服机构成功首飞首用，得益于研制队伍、项目队伍和产品队伍的不懈努力，也得到了很多专家、学者的关心、鼓励、帮助和指导，包括北京航空航天大学付永领、付剑老师，浙江大学的张军辉老师，厦门大学的叶绍干老师等，在此一并表示感谢。

参 考 文 献

[1] 曾广商, 赵守军, 张晓莎. 中国载人运载火箭伺服机构技术发展分析[J]. 载人航天, 2013, 19(4): 3-10.
ZENG Guangshang, ZHAO Shoujun, ZHANG Xiaosha. The R&D

analysis of Chinese TVC actuators for human-rated launch vehicles[J]. Manned Spaceflight, 2013, 19(4): 3-10.

[2] MARÉ JEAN-CHARLES. Aerospace actuators 2 signal-by-wire and power-by-wire chapter v electro-hydrostatic actuators[M]. New York: Wiley, 2017.

[3] MARÉ JEAN-CHARLES, ZHAO Shoujun. 75 Years of evolution in thrust vector control actuation for space application[C]. Hiroshima: The 12th Jfps International Symposium On Fluid Power, 2024.

[4] DU Shanxiao, ZHOU Junjie, HONG Jichao, et al. Application and progress of high-efficiency electro-hydrostatic actuator technology with energy recovery: A comprehensive review[J]. Energy Conversion and Management, 2024(321): 119041.

[5] MICHAEL Garrison, SCOTT Steffan. Two-fault tolerant electric actuation systems for space applications[C]. California: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.

[6] CAO S, FENG W, QIAO S, et al. A novel dual redundancy electronic controller for UAV's landing gear retraction/extension actuation system[C]. Toulouse: Recent Advances in Aerospace Actuation System and Components, 2025.

[7] 中华网. 长征八号改运载火箭首飞成功 创新设计提升运载效率 [EB/OL]. (2025-02-11) [2025-02-11]. <https://news.china.com/social-gd/10000169/20250211/47959283>.

[8] MERRITTLHERLBERT E. Hydraulic control system[M]. New York: John Wiley and Sons, 1967.

[9] DEN D V, AIRBUS B. The A380 flight control electrohydrostatic actuators, achievements and lessons learnt[C]. Stockholm: 25th International Congress of Aeronautical Sciences, 2006.

[10] ROBERT N. Performance of an electro-hydrostatic actuator on the F-18 systems research aircraft[R]. NASA/TM-97-206224, 1997.

[11] LI Zhihui, SHANG Yaoxing, JIAO Zongxia, et al. Analysis of the dynamic performance of an electro hydrostatic actuator and improvement methods[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(12): 2312-2320.

[12] ZHANG Chi, HAN Xu, MINAV Tatiana, et al. Multi-objective optimization design of a 30 kW electro-hydrostatic actuator[J]. Proceedings, 2020(64): 5.

[13] 张玉强, 赵守军, 何俊, 等. 大功率机电静压伺服机构动态特性研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(4): 25-29.
ZHANG Yuqiang, ZHAO Shoujun, HE Jun, et al. Dynamic characteristics of high power electro hydrostatic actuator[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(4): 25-29.

[14] 刘璐, 张朋, 赵守军, 等. 提高大功率机电静压伺服机构动态性能控制算法研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(2): 82-86.
LIU Lu, ZHANG Peng, ZHAO Shoujun, et al. Study on the control algorithm to improve static and dynamic performances of a high power electro-hydrostatic actuator[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(2): 83-86.

[15] 陈克勤, 赵守军, 刘会祥, 等. 运载火箭大功率多余度电静压伺服机构技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(4): 79-84+122.
CHEN keqin, ZHAO Shoujun, LIU Huixiang, et al. The study on the high power redundant electro-hydrostatic actuator for launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2020(4): 79-84+122.

- [16] ZHANG P, ZHAO S J, ZENG S, et al. A triplex electro-hydrostatic actuator with embedded servo-motor-pumps and power electronics[C]. Venice: Proceeding of the 9th R3ASC International Conference, 2023.
- [17] FAN Siming, WANG Shaoping, WANG Qiyang, et al. Cumulative thermal coupling modeling and analysis of oil-immersed motor-pump assembly for electro-hydrostatic actuator[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2025, 38(5): 103250.
- [18] HU Xintong, FU Yongling, LYU Dingchong, et al. Research on modeling the temperature field of a new aerospace servo electro-hydrostatic module based on thermo-magnetic bidirectional coupling analysis[C]. Florence: 34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2024.
- [19] LI K, LV Z, LU K, et al. Thermal-hydraulic modeling and simulation of the hydraulic system based on the electro-hydrostatic actuator[J]. Procedia Engineering, 2014(80): 272-281.
- [20] JIAO Zongxia, LI Yanpeng, YU Tian, et al. Dynamic thermal coupling modeling and analysis of wet electro-hydrostatic actuator [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(6): 298-311.
- [21] DUMITRACHE A, DINCA L, CORCAU J I, et al. Gear pump versus variable axial piston pump in electro-hydrostatic servactuators[J]. Actuators, 2025, 14(5). <https://doi.org/10.3390/act1405-0256>.
- [22] HUANG Ligang, YU Tian, JIAO Zongxia, et al. Active load-sensitive electro-hydrostatic actuator for more electric aircraft[J]. Applied Sciences, 2020, 10(19): 6978.
- [23] DINCA L, CORCAU J I, GRIGORIE T L, et al. Studies on the thermal behavior of an electro-hydrostatic servo actuator[J]. Actuators, 2025, 14(2). <https://doi.org/10.3390/act14020048>.
- [24] MARÉ J C, BUDINGER M. Comparative analysis of energy losses in servo-hydraulic, electro-hydrostatic and electro-mechanical actuators[C]. Linköping: The 11th Scandinavian International Conference on Fluid Power, 2009.
- [25] MARÉ J C. Review and analysis of the reasons delaying the entry into service of power-by wire actuators for high-power safety-critical applications[J]. Actuators, 2021(9). <https://doi.org/10.3390/ACT1009-0233>.
- [26] DELL'AMICO A, REICHENWALLNER C. A Conceptual comparison of hydraulic and electric actuation systems for a generic fighter aircraft[J]. Aerospace, 2025, 12(1). <https://doi.org/10.3390/aerospace12010001>.
- [27] YANG B, LU Y, JIANG H, et al. Quantitative comparative study on the performance of a valve-controlled actuator and electro-hydrostatic actuator[J]. Actuators, 2024, 13(4). <https://doi.org/10.3390/act13040118>.
- [28] Technical Committee ISO/TC 20. Aerospace—electro hydrostatic actuator (EHA)—characteristics to be defined in procurement specifications: ISO 22072: 2011[S]. Geneva: International Standardization Organization, 2011.
- [29] SAE International. Aerospace-test methodology for electrohydrostatic actuators: SAE ARP5879[S]. Pennsylvania: SAE, 2010.
- [30] SAE International. Aerospace fluid power electrohydrostatic module, design, performance and test recommendations: SAE ARP6154[S]. Pennsylvania: SAE, 2017.
- [31] 姜洋, 兰天, 郑起佳, 等. 液体火箭发动机自锁定机电伺服机构[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(1): 27-33.
- JIANG Yang, LAN Tian, ZHENG Qijia, et al. A self-locking electro-mechanical actuation system for liquid-propellant rocket engine[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(1): 27-33.
- [32] 吕定翀, 赵守军, 曾思, 等. 高性能伺服电机泵关键技术及挑战[J]. 航空学报, 2024, 45(15): 630225.
- LYU Dingchong, ZHAO Shoujun, ZENG Si, et al. Key technologies and challenges of high-performance servo-motor-pumps[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(15): 630225.
- [33] ZHANG Junhui, LI Ying, XU Bing, et al. Churning losses analysis on the thermal-hydraulic model of a high-speed electro-hydrostatic actuator pump[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018(127): 1023-1030.
- [34] 陈鼎, 陈天星, 叶绍干, 等. 柱塞泵缸体-主轴花键副碰撞动力学建模及振动响应分析[J/OL]. (2024-10-11)[2025-08-06]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230773>.
- CHEN Ding, CHEN Tianxing, YE Shaogan, et al. Contact dynamic modelling and vibration response analysis of the spline pair between cylinder and shaft of a piston pump[J/OL]. (2024-10-11)[2025-08-06]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230773>.
- [35] 尹传威, 赵守军, 陈克勤. 双谐振点发动机推力矢量控制伺服机构算法优化研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(1): 21-26.
- YIN Chuanwei, ZHAO Shoujun, CHEN Keqin. Study on control algorithm optimization of servo-mechanisms in double-resonance-frequency engines' TVC[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(1): 21-26.
- [36] ZHAO S J, CHEN K Q, ZHANG X S, et al. A high-order load model and the control algorithm for an aerospace electro-hydraulic actuator [J]. Actuators, 2021. <https://doi.org/10.3390/act10030053>.
- [37] 许文波, 魏泽宇, 孔伟, 等. PMSM 伺服系统线性自抗扰控制器的参数整定[J]. 控制理论与应用, 2022, 39(1): 165-178.
- XU Wenbo, WEI Zeyu, KONG Wei, et al. Parameters tuning of linear active disturbance rejection controller for PMSM servo system [J]. Control Theory & Applications, 2022, 39(1): 165-178.
- [38] ZHANG P, ZENG S, ZHAO S, et al. A long life electro-hydrostatic actuator in FAST[C]. Toulouse: Recent Advances in Aerospace Actuation System and Components, 2025.

作者简介

曾 思 (1970—), 男, 研究员, 主要研究方向为高比功率高可靠性伺服机构技术。

陈克勤 (1984—), 男, 研究员, 主要研究方向为运载火箭伺服机构技术。

赵守军 (1972—), 男, 研究员, 主要研究方向为高性能电驱动静液压伺服机构技术。

皇甫雨石 (1998—), 男, 工程师, 主要研究方向为伺服控制与仿真技术。

兰 天 (1988—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭伺服机构集成设计技术。