

多自由度动量交换技术研究的新进展

盖振伟

中国科学院力学研究所, 北京 100080



摘要 航天器三轴姿态控制常用的多飞轮控制方案中,反作用飞轮的单自由度动量交换属性使系统的功能重复部件和冗余件数目增多,严重影响了姿控系统的重量、体积、功耗及成本;由于原理和结构的限制,传统多自由度动量交换技术无法充分发挥其“多自由度”的固有优势,而新型多自由度动量交换技术的研究与发展则为这一优势的发挥提供了空间。本文综述了国内外多自由度动量交换技术研究的新进展,分析了其特点、关键技术和研究方向,并展望其应用前景。

关键词 姿态控制 动量交换 多自由度

中图分类号: V448.22'2 **文献标识码**: A

文章编号: 1006-3242(2006)06-0084-06

Latest Development of Momentum Exchange Technology with Multi-degree of Freedom

Ge Zhenwei

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China

Abstract The character of one-degree of freedom of reaction wheel makes the amount of associated duplicated functional components and attendant redundancy increase in multi-wheel configuration for three-axis attitude control system, consequently the mass, volume, power and cost of attitude control system increase greatly. Compared with traditional momentum exchange technology, novel momentum exchange technology with multi-degree of freedom provides opportunity for developing the inherent advantage of “multi-degree of freedom”. This paper summarizes the latest development of momentum exchange technology with multi-degree of freedom, analyzes its feature, key technologies, tendency of future research, and predicts application prospects.

Key words Attitude control Momentum exchange Multi-degree of freedom

1 引言

多自由度动量交换技术是指可以实现一个以上旋转自由度角动量控制的航天器姿态控制技术。多自由度动量交换技术是基于动量交换原理的,基于

此原理的姿态控制有着悠久的历史,具有这种控制系统的卫星在上世纪 50 年代末已经上天飞行。经过多年发展,已经形成了一系列成熟产品,如反作用飞轮、偏置动量轮、控制力矩陀螺、框架动量轮等。

目前,我国航天器的三轴姿态控制系统大多采用动量交换技术,其中的反作用飞轮因为具有精度

收稿日期:2006-01-11

作者简介:盖振伟(1981-),男,山东人,硕士研究生,研究方向为航天器姿态控制方法。

高、寿命长和污染小的特点,应用最为广泛。反作用飞轮属于单自由度动量交换执行机构,因此要完成三轴姿态控制,一般需要 3 个飞轮按正交方式安装,这将意味着需要 3 个驱动电机、3 个轮体、3 套封装等功能重复部件,若增加冗余度,则需要更多的飞轮配合使用,由于功能重复部件和冗余件的存在,系统的重量、功耗以及成本便成为此配置方案的主要缺点^[1]。传统的控制力矩陀螺和框架动量轮可以进行多方向上的动量交换,但它们对角动量方向的控制是通过伺服电机驱动支承框架实现的,庞大复杂的伺服和控制系统严重限制了多自由度动量交换系统在重量、体积和功耗方面的优势,反而大大增加了其成本,限制了其应用范围,目前多应用于空间站等大型航天器^[2]。

航天器姿态控制系统执行机构的“多自由度”属性,有利于提高系统机械集成度和部件利用率,但由于原理、结构等因素的限制,传统多自由度动量交换技术无法充分发挥“多自由度”这一优势。因此,研究新型多自由度动量交换技术,充分发挥其优势,对减少姿控系统的重量、体积、功耗以及成本就具有重要的实用价值;同时,新型多自由度动量交换技术在实现原理、结构设计以及驱动控制方面的创新,可推动相关学科的发展,具有一定的理论研究价值。

2 研究现状

目前,新型多自由度动量交换技术的研究主要围绕转子自旋轴的偏向设计展开。根据角动量承载体的不同可分为 2 类:一类以轮体作为角动量的载体,通过对转子自旋轴的偏向设计,实现多自由度的角动量控制;一类以球体作为角动量的载体,通过适当的驱动控制机制,可实现自旋轴更大角度范围的偏向。为了以示区别,我们称前者为动量轮,称后者为动量球。

2.1 新型多自由度动量轮的研究

1988 年,美国的 Downer James R 申请了一项关于主轴可偏转的磁悬浮动量轮的专利^[3],提出了如图 1 所示的结构,其通过上下对称分布的 2 个控制电机实现轮体的定位和倾斜控制,通过嵌入系统内部的驱动电机实现对转子的驱动。驱动电机和控制电机均采用球冠形内定子和球环形外转子结构,其中控制电机通过对定子上控制线圈的选择性激励与

转子上的永磁磁铁相互作用,实现对转子的控制,主轴最大可偏转 $10^{\circ} \sim 20^{\circ}$ 。

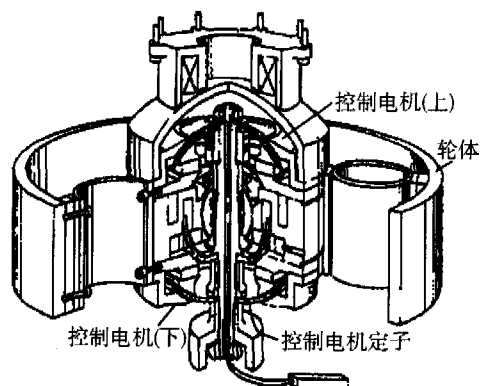


图 1 大角度磁悬浮系统结构

2 年后,Downer James R 等又申请了另一项关于磁轴承和悬浮系统的专利^[4],其结构如图 2 所示,包含球环形转子、定子及球形壳体。定子与球形壳体相连,转子合成的磁场与定子内径向电流相互作用产生转子的驱动力矩,转子的定位和定向通过与壳体固连的控制线圈实现,图 3 中的控制线圈实现对转子轴向位置和主轴偏向的控制。图 2 中定子要与壳体相连,限制了主轴偏转角度,若将定子外置,则可实现自旋轴 360° 的偏向。同时若该结构的转子采用超导材料,在壳体中充满液氮,则可进一步改善系统性能。

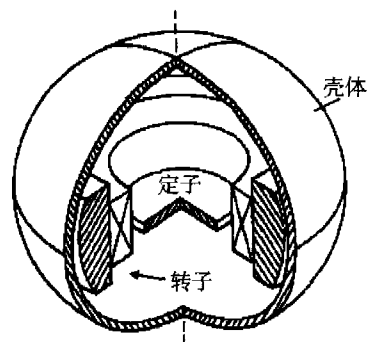


图 2 磁悬浮系统结构

本世纪初,加拿大 Bristol 宇航有限公司研制出一种陀螺飞轮的产品^[5],该装置不但具备三轴角动量的控制能力,而且可同时测量航天器 2 个轴的角速率,起到姿态敏感器的作用。正是陀螺飞轮的这一多用途能力,显著降低了航天器姿态控制系统的重量、体积、功耗和成本。GW-440 型陀螺飞轮已成功应用于加拿大航天局 2003 年发射的 SCISAT-1

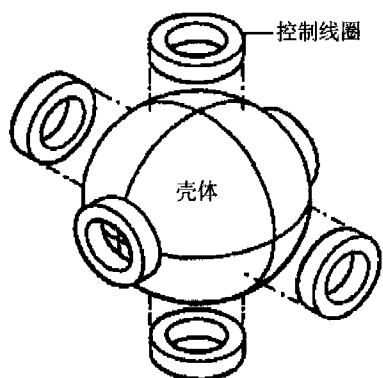


图3 轴向及倾斜控制线圈分布

科学实验卫星上。

陀螺飞轮是一种双框架结构,如图4和图5所示,该装置所用的自旋转子通过一种新型的“回转式挠性框架”悬挂系统与驱动轴连接,一方面装在壳体上的力矩绕组与装在转子内的永磁铁相互作用,实现对自旋轴转向的控制,另一方面,2个正交轴上使用了整体式的十字柔性框轴,这2方面结构的设计使转子在提供“动量控制”能力的同时,还能使主轴倾斜最大为 7° 的角度。同时挠性框架在2个铰点上采用柔性枢轴,其对系统的“调谐”作用使转子的运转非常接近于自由旋转的状态,因此具备了两轴陀螺的功能。

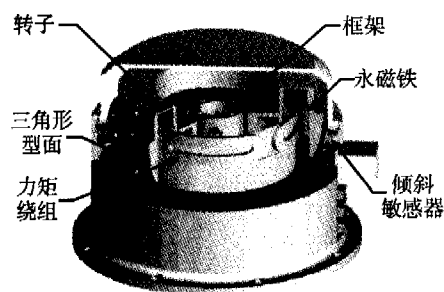


图4 GW-440型陀螺飞轮立体剖视图

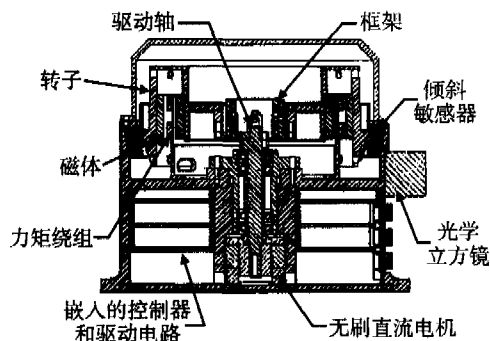


图5 GW-440型陀螺飞轮剖视图

2002年,法国的 Chassoulier 等人提出了一种新型的球形磁悬浮轴承,并申请了专利^[6]。设计者声称主轴可偏向至少 5° ,甚至 15° 。系统采用球形外转子和球形内定子,并提出了如图6所示的两种不同定子结构,内定子中对称分布有线圈凹槽,填入绕组形成多个电磁铁,通过选择性激励不同的电磁绕组,便可实现转子的定位和定向控制。外转子延伸出的环面内侧设置两永磁环,与定子固连的球形电枢与永磁环的相互作用实现对外转子的驱动,具体结构可参考相关文献。

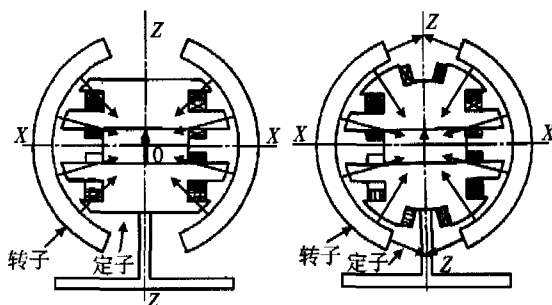


图6 两种定子结构示意图

近年来,对主轴可偏转的动量轮的设计已经成为研究热点,德国 Teldix 公司已经研发出主轴可偏转 1.7° 的动量轮,目前正在进一步研究主轴偏转角度的扩大。国内的国防科技大学等也正开展对万向磁悬浮动量轮的研究,其以磁悬浮轴承为重点,给出了一种初步的结构设计,相关研究正在进行中。

2.2 新型多自由度动量球的研究

20世纪70年代,前苏联“礼炮号”空间站首次使用了磁悬浮支承的动量球作为主要的姿态控制执行机构,但无公开的文献资料可供参考^[7]。

1986年,William H. Isely 等申请了一项关于反作用动量球(Reaction Sphere)的美国专利^[8]。专利中提到如图7所示的结构,球形转子放置在密封的球形外罩内,在球形外罩的内侧设置了6个扇形的定子,外罩与转子间充满适当液体,用以抵消球转子自身的重量,以便实现完全对称的磁悬浮控制。扇形定子的作用有2个:一是结合液悬浮,利用磁悬浮技术实现对球转子的定位控制;二是合成空间旋转磁场,利用电磁感应原理实现对球转子的驱动控制,旋转磁场的合成原理与直线电机相似,绕组也类似,但球转子材料必须同时具备良导体和良导磁体2种属性。

该专利独特的支承和驱动方式,不但消除了传

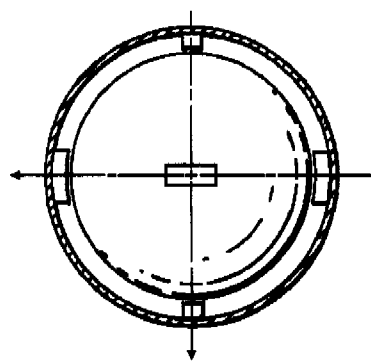


图 7 动量球总体结构

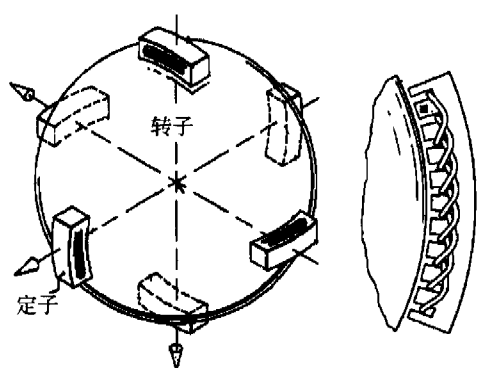


图 8 动量球定子分布及绕组

统轴承飞轮的摩擦,延长了寿命,而且为系统冗余度的增加提供了极大的便利,只需多增加几个定子即可,极大的提高了系统部件的利用率和集成度。

近年来,许多国内外机构对多自由度动量球展开了研究。2003年欧空局组织的第六届学生抛物线实验活动中,Neil Adams等人对反作用动量球进行了实验研究,旨在验证用反作用动量球方案替代多反作用飞轮方案的可行性,实验通过安装在自由悬浮体中的一个三轴步进电机实现对球转子的控制,但目前未见相关资料及实验成果公开发表。英国的东伦敦大学对多自由度动量球的研究主要集中于动量球的控制,其样机采用直径为0.66m的铝空心球体,转子四周设置多个电磁铁定子,利用与感应电机相似的原理实现对球转子的控制。2004年其对磁悬浮控制系统进行了研究,并对此系统进行了仿真分析,目前正在进行实验研究。

通过上述新型多自由度动量交换技术的研究现状,我们可以得到以下结论:

(1)新型多自由度动量轮技术的研究已经从实验阶段渐渐走向应用,而动量球技术的研究仍处于实验研究阶段。

(2)新型多自由度动量轮和动量球主轴偏转功能大都采用电磁技术实现,区别主要在于主轴偏向角的大小。前者是在反作用飞轮的基础上发展起来的,转子一般采用轮体或球环体,因此主轴偏转角度大多受限,而动量球以球体作为角动量的载体,可实现 360° 的主轴偏向。

(3)新型多自由度动量球技术具有更大的应用范围和发展前景。对于像地球资源卫星和通信卫星等对地指向的卫星,主轴约 6° 的倾斜就足够了,多自由度动量轮基本可以满足其需要,但应用于除此之外的空间飞行器就受到限制,而动量球 360° 的主轴偏向可应用于任何基于角动量原理的航天器上,可实现真正意义上的三自由度角动量交换。

3 特点及关键技术

为了实现多自由度角动量控制,新型多自由度动量交换技术在实现原理、结构设计等方面采用了许多新的技术,具有许多独到之处,主要表现在以下几方面:

(1)磁轴承技术的利用

传统的飞轮产品都采用轴承结构,这种“实体”轴承结构限制了主轴的偏向功能,因此反作用飞轮只能进行单方向的角动量控制。控制力矩陀螺和框架动量轮只能通过框架结构和额外的驱动装置实现多方向的角动量控制。而利用磁轴承技术,并结合相关的结构设计,或者使实体轴偏转(如陀螺飞轮),或者消除轴承的实体形式(如图2的磁悬浮系统),利用概念上的“轴承”实现实体轴承的功能。磁轴承技术的使用是动量轮实现多方向角动量控制的主要原因。

(2)“分布式磁场”的设计理念

传统的动量交换技术一般采用独立的驱动方式,目前主要采用无刷直流电机、步进电机等对轮体或框架进行驱动。驱动电机输出轴及轴承部件的存在,限制了系统轴向高度的减小,而“分布式磁场”的设计理念打破了这一限制,其将整个执行机构看作电机,角动量载体作为电机的转子,在转子周围设置旋转磁场,为减小系统的体积和重量提供了有利的条件,同时减少了中间级的传动机构,降低了中间传动的功率损耗,有助于提高系统的运行效率。

(3)一体化设计思想

新型多自由度动量交换技术的一体化设计主要

体现在 2 个方面:结构一体化和功能一体化。结构上将传统驱动电机和轮体融为一体,功能上驱动和支承结合,这种一体化设计在采用磁悬浮技术的执行机构上应用最多。一体化的设计思想提高了系统的集成度,简化了系统的机械结构。

多自由度动量交换技术的研究,开拓了飞轮的设计思路,拓宽了动量交换系统的应用范围,但同时也面临新的技术难题,将成为今后多自由度动量交换系统的研究重点。

(1) 原理样机的开发

理论上,各种工作原理的单自由度电机都可以扩展为相应的多自由度电机,而各种原理的多自由度电机,利用“分布式磁场”等设计理念和结构的改进,均可扩展为多自由度的动量交换执行机构,多自由度电机的迅速发展为多自由度动量交换系统的发展提供了良好的条件。新动量交换技术原理的研究不但可拓宽动量交换系统的设计思路,还能推动电机研究的进程。

(2) 结构设计的优化

传统飞轮均采用电机驱动轮体或框架的结构形式实现对飞轮的驱动和控制,驱动轴或框架的存在限制了其主轴的偏向,为了实现主轴的偏向,必须寻求新的结构形式。目前,国内外大多采用球形或球环形转子,球面或球环形的支承结构。理论上说,球形转子和球面形支承的结构,最有利于主轴的偏转设计,但因为涉及到球面绕组、分布电磁场的设置等问题使系统的性能和稳定性得不到保证。而适宜的机械结构和恰当的驱动控制方式可以简化系统结构,扩大转子的偏转范围,提高系统集成度和部件利用率。

(3) 驱动控制系统的设计

相对传统飞轮,主轴的偏向设计及控制是重要的突破,是重点和难点,但多自由度动量交换系统同时也是典型的机电一体化系统,是一个闭环系统,故还需要对系统状态进行检测、反馈和控制。因此高效的驱动控制机制,有效的状态检测反馈方案及高精度的姿态控制算法也将成为今后新型多自由度动量交换系统研究的重点。

4 前景展望

随着航天技术的发展,航天任务呈现多样化和专门化趋势,传统动量交换技术受到了严峻的考验,

但同时也为多自由度动量交换技术提供了广泛的发展空间和应用前景:

(1) 高性能姿态控制系统的开发

目前,航天器正在向高精度、长寿命和高可靠性等方向发展,高性能姿控系统的开发势在必行。多自由度动量交换技术在提高姿控性能方面具有巨大的发展潜力,有望成为未来航天器三轴姿态控制的生力军。例如:反作用动量球消除了多反作用飞轮同时作用时的耦合力矩,摆脱了姿控系统进一步提高精度的限制;磁悬浮等技术的使用延长了姿控系统的寿命;多定子结构使单靠增加定子个数便可提高系统的冗余度,且降低了成本。

(2) 在微小型卫星领域的应用

80 年代中后期,基于模块化和集成化设计思想的新型微小卫星崛起,这类卫星体小量轻、成本低、研制周期短,已逐渐成为今后应用卫星的生力军。但它对姿态控制系统的微型化、轻型化和一体化等方面也提出了严格的要求,而多自由度动量交换技术在提高姿控系统集成度,减小姿控系统质量、体积等方面具有独特的“先天”优势,微小卫星也因此成为多自由度动量交换技术最有发展前景的应用领域。

随着科技的进步和航天技术的发展,多自由度动量交换技术有望在不久的将来成为研究的热点,并逐渐走向应用。

参 考 文 献

- [1] 周军. 航天器控制原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2001.
- [2] 杨大明. 空间飞行器姿态控制系统[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社, 2000.
- [3] James R. Downer, et al. Large Angle Magnetic Suspension System[P]. United States Patent, 4785252. 1988 - 11 - 15.
- [4] James R. Downer, et al. Magnetic Bearing and Suspension System[P]. United States Patent, 4961352. 1990 - 10 - 09.
- [5] George Tyc, Douglas A. Staley. Gyrowheel™ - An Innovative New Actuator/Sensor for 3-axis Spacecraft Attitude Control[C]. 13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah State University, 1999.
- [6] Classoulier, et al. Ball Joint Type Magnetic Bearing for Tilting Body[P]. United States Patent, 6351049. 2002 - 02 - 26.
- [7] Vit Babuska, et al. A Review of Technology Develop-

ments in Flywheel Attitude Control and Energy Transmission Systems [A]. In: Aerospace Conference, 2004 Proeedings. 2004 IEEE. Montana, USA; Big Sky, 2004;2784 ~ 2800.

[8] William H. Isely. Magnetically Supported and Torqued Momentum Reaction Sphere [P]. United States Patent, 4611863. 1986 - 09 - 16.

(上接第 83 页)

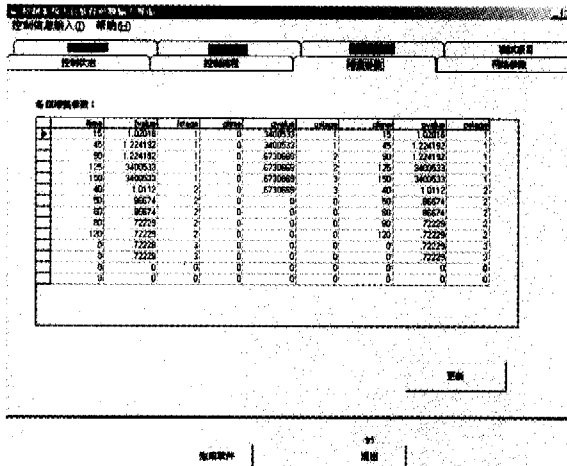


图 6 飞行软件自动生成系统演示版界面

动生成飞行控制软件源代码。

随着任务复杂性的提高,重用模块库需要不断扩充。但是,无论是新补充的模块,还是直接自动生成的软件,其研制工作过程和要求应完全按软件工程化的过程要求实施,不能降低要求,特别是不能降低对文档和测试的要求。美国 Mars Climate Orbiter 在重用 Mars Global Surveyor 的软件时,被重用的软件有一个将英制数据转换成公制数据的功能,但是在文档中没有明确描述,新的软件由于需求有变化,修改了这一部分软件,但是却忽略了转换功能,结果导致飞行器失效。

参 考 文 献

[1] 汤铭端. 航天型号软件研制过程 [M]. 北京:宇航出版社,1999.

型便可通过关联控制参数数据库和重用模块库,自

《航天控制》订阅方法

1. 国内发行:《全国邮发报刊联合征订》,邮发代号:80 - 338

2. 国内发行:《全国非邮发报刊联合征订》,刊号 9761;

3. 国外发行代号:BM4668

4. 通过本刊编辑部直接订阅。订阅款可通过银行汇款或通过邮局邮寄,并将订单的二、三联寄给本刊编辑部发行组。

全年订费 60 元(含全年邮寄费和包装费),一次办理手续;

请务必详细、清楚填写通讯地址,单位名称或个人姓名,以便准确投递。

开户名称:北京航天自动控制研究所

账 号:0200004909014409119

开户银行:工行永定路支行

通讯地址:北京 142 信箱 402 分箱《航天控制》编辑部发行组收

邮政编码:100854 电子信箱:ht12@httx.com.cn

电 话:(010)68388585,68762264