

敏感技术物理及其应用专题系列 (III)

航天遥测传感器技术及其应用

宋宗炎

(航空航天部遥测技术研究所)

本文简要介绍了航天遥测传感器技术的特点和在航天飞行器上的应用情况, 阐述了航天遥测传感器未来发展的几个主要方面, 提出了作者对传感器发展领域中一些有争议问题的看法。

表 1

一、航天遥测传感器技术在航天飞行器上的应用

飞行器(运载工具、卫星、航天飞机)在整个飞行过程中靠遥测系统及时将飞行过程中的各种信息传送到地面。整个遥测系统包括四个基本部分: 传感器, 发送系统, 接收系统和数据记录、显示系统。传感器作为遥测系统的第一个环节, 通常起到信息的摄取与转换作用。它在飞行器中的作用大致可归纳为: 监视飞行器的工作情况; 检测事故, 判断各系统的协调性; 完成各分系统需要检测的参数的电转换。

飞行器的种类有用固体或液体做燃料的火箭、卫星和航天飞机。各种运载火箭在飞行试验中欲测的参数主要为力、温度、热、流量、运动与位置等。表 1 为美国某些火箭、飞船遥测参数的分类统计。

作为参数测量用的传感器大致可分为六组:

第一组参数测量用传感器是显示飞行器各系统或机构中的各活动部件的位置与状态, 如显示液体贮箱中的液位, 动力系统中的开关、活门等的位置。这类传感器的结构比较简单, 大多用通、断式传感器, 一般技术要求低, 但可靠性要求高。

第二组参数测量用传感器用于显示飞行器动力系统、燃料氧化剂、传输系统、伺服系统、弹

序号	测量参数	丘比特 I	朱诺 II	阿金诺	土星 SA-1	土星 SA-2	阿波罗-10
1	位置开关及离散参数	20	19	24	67	567	392
2	力和压力	6	10	25	128	439	158
3	流量	5	4	2	48	53	
4	温度与热	1	5	19	137	559	215
5	声、速度、加速度、应力	2	2	5	64	200	
6	其它					40	200
7	总计	34	40	75	444	1858	965

体空气动力系统所受到的压力和舵机拉杆所受的扭矩或力。这一组参数测量用传感器在整个遥测传感器中所占的比例很大。有的参数很重要, 如发动机燃烧室压力, 它是换算发动机推力的重要参数。

第三组参数测量用传感器用于液体燃料火箭中介质流量的测量, 往往通过它来推算推进剂的混合比。

第四组参数测量用传感器用于飞行器上各个系统中的空间(空气)、介质(液、气相)及表面的温度与热流测量。这类传感器是飞行器遥测传感器中用量最多、使用范围最广的一种, 如燃气、燃烧介质、飞行器表面气动加热等, 要求响

应时间快,同时要求测温传感器的安装与被测区域的材料与介质有很好的相容性,如何提高测温的正确度仍是一个需要进一步探讨的问题。

第五组参数测量用传感器用于飞行器飞行过程中各系统的动态参数检测。如振动、冲击、噪声、动压、动应力、气动、液动引起的振动与脉动压力等。用它来计算飞行器的结构强度。

第六组参数测量用传感器是为了满足飞行器一些特殊参数测量的要求而设计制造的。如飞行器返回大气层时,头部因气动加热导致的隔热层烧蚀的烧蚀厚度或速度的测量,头体分离时的分离速度的测量以及其他一些特殊参数。

当航天事业进入到航天飞机时代,航天遥测传感器亦将进入一个新时期。航天飞机由助推器和轨道飞行器两部分组成。美国初期的航天飞机的轨道飞行仪表有3000个,其中热与温度测量参数达到1400个。

轨道飞行器进入轨道飞行,同时与空间站进行对接,用一个长达14m的机器手向空间释放或提升物体。在这只机器手上需要各种力觉、滑觉、触觉、靠近觉等新型传感器。随着人进入空间站,轨道飞行器舱内还必须有完善的生命保障系统,因而需要大批生物、化学检测传感器,同时在飞行器外部环境检测和自动着陆系统中,除需要大量的温度、压力、振动、冲击、声等传统的物理量传感器外,还增加了辐射、泄漏、冷却、湿度等多种新型传感器。

二、航天传感器技术的特点与现状

航天飞行器本身的工作条件十分恶劣,装在其中的传感器必须能在下列条件下正常工作:

(1) 具有极强的抗力学环境(即振动、冲击和离心加速度)对传感器干扰的能力。美国阿波罗飞船的冲击环境条件达到10000g,正弦波上升时间为3ms;欲测的振动的频带又比较宽,低频从几Hz到几十Hz,而高频则由几

百Hz到2000Hz;任一轴向离心加速度可达500g。传感器在如此强烈的力学环境干扰下应保证正常工作。

(2) 小型化要求是航天遥测用传感器的另一大特色。随着飞行器的不断发展,飞行器技术愈来愈复杂,难度愈来愈高,造价愈来愈大,因此,对一次飞行试验中所取得的遥测参数应愈多愈好。因为如果一次试验获得充足的数据,就可以减少飞行试验的次数,因此节约的经费则相当可观。但传感器数量的增加,会使火箭起飞负载增加,特别对于一些小型短程火箭而言,本身的容积小,安装位置受限制,小型化的要求显得更为迫切。目前,一些先进国家的航天飞行器上用的传感器(包括信号调节电路在内)重量一般为50—100g。目前在一些先进国家里采用集成化信号调节电路与敏感元件一体化的封装技术,传感器的重量已经由几十克减轻到几克,传感器的微型化水平又迈进了一大步。

(3) 宽的温度变化工作范围。根据我国的国情,航天传感器的使用工作温度为 -40°C — $+80^{\circ}\text{C}$,在上述范围内工作传感器要保持有较高的精度。目前,国外一些未经补偿的传感器,其温度误差为 $0.02\%/^{\circ}\text{C}$,经过温度补偿后可以达到 $0.01\%/^{\circ}\text{C}$ 。

在温度变化的工作环境中工作,如何保持传感器应有的精度仍然是航天用传感器发展中的难点,需继续寻求理想的解决方法。

(4) 对腐蚀介质的相容性与抗腐蚀能力。如压力、温度、液位等传感器均需浸入到一些强腐蚀介质中工作(如飞行器用推进剂、氧化剂与高浓度盐雾等),为了保证传感器的可靠工作,必须具有抗腐蚀能力。

(5) 关于精度。由于飞行器的体积、重量的限制十分苛刻,不可能采用比较复杂的补偿手段,因此,航天遥测传感器从其列出的指标看,并不算高,但要达到实际的工作精度仍然是一件十分困难的事。

(6) 应具备与航天飞行器的一些特殊工作条件相适应的能力,诸如需在低气压环境、一定

的温度、压力过载等多方面的因素作用下正常工作。

我国航天遥测传感器的第一代产品，主要集中在物理量(如力、热、温度、运动等)测量用的传感器方面早期的航天遥测传感器大多是由航空仪表领域中移植过来的。典型的机械仪表型式的传感器如图1所示。

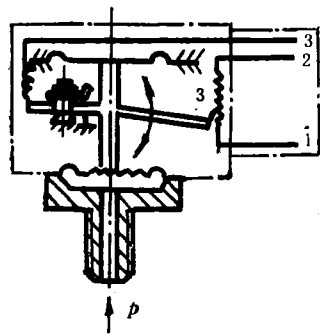


图1 电位计式压力传感器

第一代遥测传感器的发展受到当时的电子技术、材料与工艺技术的限制，力学与运动参数测量传感器是以精密机械加工工艺为基础，采用机构传动并通过电位计来实现电的转换。

第一代遥测传感器由于传动机构比较复杂，承受不了新一代航天飞行器上剧烈变化的力学环境的干扰，于是出现了利用场的原理的所谓靠近式传感器与利用闭环力平衡原理的传感器，并逐步代替电位计原理的机械仪表，如图2、图3所示。

靠近式原理与力平衡原理具有极好的抗力学环境干扰能力，而闭环力平衡原理的传感器更兼有极高的精度。随着电子技术的发展，信号调节电路有可能与传感器封装一体。如广泛的用于飞行试验中的箔式应变传感器、电容式加速度计等。传感器的重量一般在100—150g之间。在动态参数的测量方面，仍然主要是采用以压电陶瓷作为敏感元件的振动传感器，但在输出级上采用了阻抗匹配的电路与传感器封装一体化设计，取得了满意效果。温度与热的测量用传感器仍然以电阻式(铂丝绕、半导体、热敏电阻)热电偶为主体，铂薄膜电阻温度传感器已逐步开始进入航天遥测领域。

物理

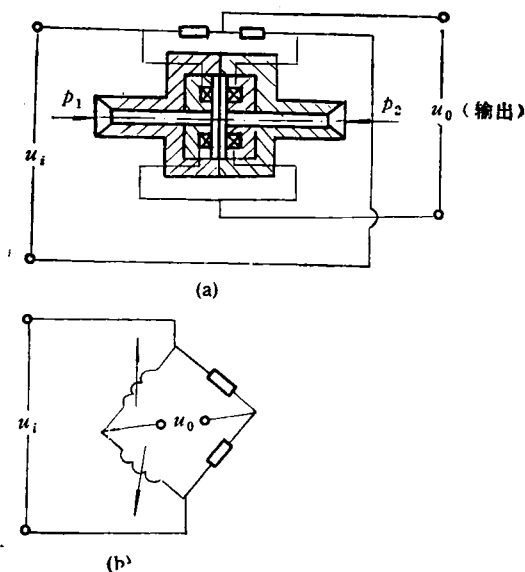


图2 变气隙电感压力传感器

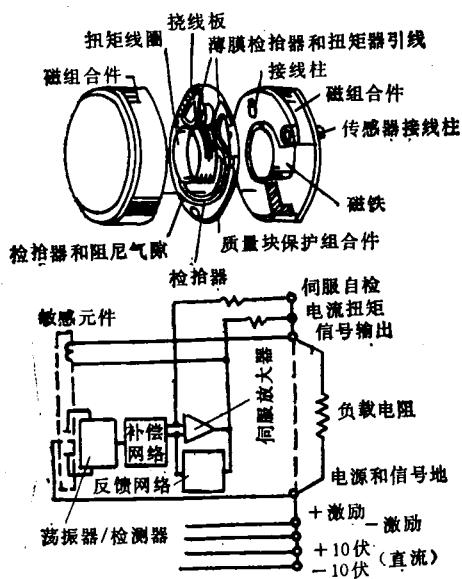


图3 石英挠性加速度计结构原理图

三、航天遥测传感器的未来

1981年，在美国的波士顿举办第一届国际固态敏感元件与作动器会议，展示了传感器与敏感元件的一个新的领域，即在半导体固态集成电路的工艺基础上发展起来的固态传感器，它是利用物质内部微观结构在受外界激励后引

起物质宏观物理性质变化的原理制成的敏感元件与传感器。这种新型传感器体积小,不仅适合测量物理量,而且适合测量各种化学、生物量。为了区别,人们通常将固态传感器称作物性型传感器,而将传统的机械式传感器被称为结构型传感器,结构型与物性型敏感元件相结合的传感器称为复合型传感器。由于物性敏感元件不但具有微型化的特点,并且兼有对化学量、生物量敏感的特点,在航天飞机的遥测传感器领域中引起了极大的关注。经过近十年的发展,对于物性传感器的认识逐步深化,在以下几个方面有比较统一的认识:

第一,所谓的物性型与结构型并无严格的界线,主要是敏感元件的结构功能材料、敏感元件加工工艺方法与微电子信号调节电路的相应变化,三者中间尤以工艺方法为最突出的因素。由它决定经典的机械式传感器向新型的可靠性高的、微小型传感器过渡,图4所示的石英加速度开关是美国 Honeywell 公司生产的,它的三根悬臂梁的长度只有 1.5mm,加速度测量范围为 230—11000g,频率范围从 0—2000Hz,三根梁的长度由 750—1550 μm ,梁的质量部分上做了一个金属化触点,它与耐热底板之间有 10 μm 的间隙,金属化引线联接各电接点,整个加速度计芯片在封装前的尺寸只有 3 \times 3mm。

从这个加速度计的结构可以看出,它仍然保持着经典机械式仪表的原型,但其梁的材料已经由原来的金属材料改为石英材料,它比金属具有更好的力学性能。由于微机械加工艺保证了微细加工尺寸的精确性,由于表面功能材料增长工艺技术的不断完善(如溅射技术、LPCVD 技术、晶体材料的外延技术等)可以做出对各种物理、化学、生物敏感的功能表面层。因此,新型传感器的结构、原理是经典的机械仪表与新的物性敏感元件两者的结合。未来的航天遥测传感器将根据它的特殊工作要求有选择地发展这类新型传感器(或称为新型复合型传感器)。它既具有体积小,精度高和对各种被测量敏感的优点,又保持了经典机械仪表结构可靠的特点。

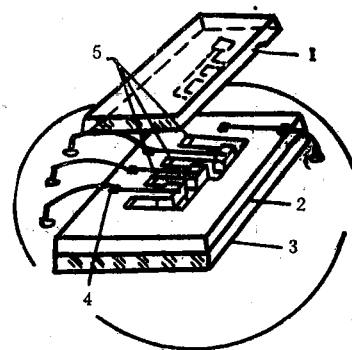


图4 石英加速度开关
1.磷酸耐热玻璃接点板; 2.加速度计机壳; 3.磷酸玻璃底板; 4.金属化接点; 5.加速度计梁。

第二,新型航天遥测传感器中的绝大部分是继承与改造现有的航天遥测传感器而发展起来的。除此之外,围绕着小型化、高可靠性和航天飞机的实际需要,将发展下述两种类型的传感器:

(1) 物理量检测用传感器,重点发展以电阻型与电容型两种原理为基础的固态敏感器件,如薄膜、厚膜、硅压敏感、硅温度敏感等器件。电阻原理的固态传感器其结构型式已为人所共知。电容型式固态压力传感器如图5所示,它由 Si-Si 直接粘结,不仅保持了传统的电容传感器的优点,同时可以和信号调节电路封装一体,因而体积小,精度高。

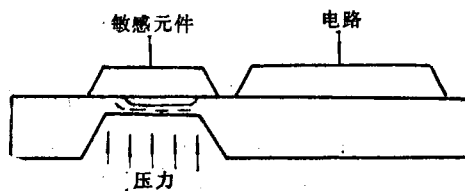


图5 电容压力敏感元件与信号调节电路封装在同一个压力传感器中

(2) 生物、化学敏传感器对于航天飞机舱内生命保障系统中的测量是必不可少的。重点发展以离子敏场效应器件(ISEFT)为主,如图6所示的插入式离子敏传感器,它是利用场效应管栅极电位的变化来改变场效应管源极与漏极之间电流或阈值电压的变化。其中栅极材料必须是对被测的化学或生物物质敏感或者能控制这类物质离子直径的网栅材料。当然,网

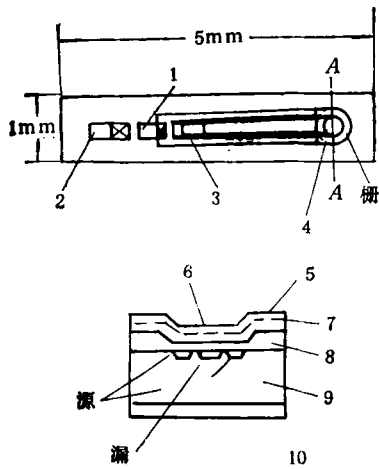


图6 离子敏传感器(插入式)

1. 源电极; 2. 背栅电极; 3. 漏电极; 4. 插入面积;
5. 氧化层; 6. 铝代硅酸钠; 7. Si_3N_4 ; 8. SiO_2 ;
9. P-Sub·Si; 10. Si_3N_4

栅材料是这种敏感器件的关键技术之一, 如何可靠而又有效地将这种特殊功能的栅极插入到MOS器件的栅极位置, 则更是这类器件成败的关键。这类敏感器件已经在化学、生物医学以及许多领域中得到应用, 但它进入航天工程领域, 却还需要经过一个艰苦的研究开发过程。

第三, 接口电路的微型化与敏感元件封装一体化是航天传感器当前发展工作中最迫切的问题之一。新型敏感器件基本工作原理不外乎电阻型、电容型、离子敏场效应管型。相应的接口电路(信号调节电路)标准化、微型化、一体化的意义是不言而喻的。随着微电子技术与集成电路工艺的日趋完善, 在航天工程领域中, 标准化、微型化和一体化已经成为现实。

随着航空、航天事业的发展, 传感器技术已逐步发展成为一门建立在多学科基础上的传感器工学。由于材料、工艺和微电子技术的发展, 传感器技术目前已经进入一个新的阶段, 即在航天传感器的分类概念上已经发生了新的变化。传感器领域中所谓结构型与物性传感器的界限在航天遥测传感器领域中将变得愈来愈模糊。新一代航天传感器, 既保留了结构型传感器的可靠性, 又保留了物性传感器的微型化

和实现敏感元件、接口电路、智能微处理器三位一体的可能性, 它是多学科融合为一体的结晶。

关于新一代传感器的技术改造途径, 国内近十年来争论不休。焦点在所谓的“物性”与“结构”型。不少专家鉴于自身的专业局限, 把新型传感器的发展的基础归结到集成电路工艺上, 看不到结构型传感器的工艺特点, 也没有注意到传感器敏感元件的工艺技术与集成电路工艺的区别, 笼统地把它划到电子元器件的领域, 使其发展受到了明显的影响。

美国、西欧、日本的一些专家们指出, 传感器技术发展快慢的诸多因素中, 工艺技术是最活跃的因素。根据新型传感器的特点, 在微电子技术领域延伸出来的微机械加工技术将在很广的范围内代替古典的精密机械加工技术。它与表面功能层生长技术(金属表面生长非金属或非金属表面生长金属, 晶体外延等)相结合, 形成新型的传感器工艺的基础。由于传感器敏感元件的功能层图形线条粗细一般不超过 $8-30\mu\text{m}$, 即使是三位一体的封装芯片, 元件也不会超过1000个, 不需要大量的高、精、尖平面工艺装备。

因此, 在规划我国未来的航天遥测传感器技术时, 应该多总结十几年来的经验, 切不可把新型传感器技术局限到某一个专业范围内。同时, 还应该总结其它专业领域中传感器技术的特点, 并寻找彼此之间的共同点, 做好统筹工作, 广开协作之门又保持自身的特色, 促使航天传感器能够更快地发展。

- [1] 魏世钧, 遥测技术, No. 3(1983), 48.
[2] 宋宗炎, 遥测遥控, No. 6(1987), 27.
[3] U. S. A., NASA-CR-128921, (1973).
[4] M. J. Brudnicki, U. S. A., NASA-CR-140312, July, 19 (1974).
[5] U. S. A., NASA-CR-120680, July, 30(1974).
[6] M. H. Rabert, U. S. A., NASA-CR-158818, July, 15(1979).
[7] Digest of Technical Papers: The 4th International Conference on Solid-State Sensors and Actuators, by The Institute of Electrical Engineers of Japan, Tokyo, Japan, June 2-5, (1987).