

航天器结构用材料应用现状与未来需求

董彦芝, 刘 芑, 王国栋, 王耀兵, 马海全
(中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘要: 航天器结构是所有航天器的重要组成部分和基础, 影响航天器结构性能的最主要的因素是结构用材料。文章着重对航天器结构中广泛使用的复合材料、金属材料、隔热材料的应用现状进行了分析, 同时提出了未来发展需求。

关键词: 航天器; 结构材料; 功能材料; 复合材料; 金属材料; 隔热材料

中图分类号: V25

文献标识码: A

文章编号: 1673-1379(2010)01-0041-04

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2010.01.007

1 引言

航天器结构是指在各种力学环境和空间环境下, 为航天器提供支撑骨架和外形, 为仪器设备提供固定安装边界, 承受和传递载荷, 并保持一定刚度、精度和尺寸稳定性的部件和附件的总称。这里, 附件是指在空间伸展的航天器本体之外的大型结构件(如太阳翼、天线)或航天器体内大型设备的主承力部分(如相机支架、镜筒)等。

航天器结构承受的环境载荷主要包括: 地面操作和运输过程中产生的载荷; 发射过程中产生的加速度、振动、冲击、噪声等载荷; 在轨运行时真空、温度交变、粒子辐照等载荷; 再入地球大气层或进入目标星体大气层过程中产生的气动力、气动热、加速度、振动、冲击等载荷。

航天器结构形式主要分为: (1) 壳体结构——光筒壳、加筋壳、波纹壳、蜂窝夹层壳; (2) 板结构——普通蜂窝夹层板、网格蜂窝夹层板、抛物面蜂窝夹层板; (3) 承力支架——工字形梁系结构、杆系构架、大尺寸薄壁铸件支架; (4) 隔热结构——中、低密度烧蚀隔热结构。

针对不同的使用环境载荷和不同的结构形式, 航天器结构用材料可以分为两大类: 结构材料和功能材料。结构材料主要指用于提供刚度、强度、安装边界、结构外形的材料, 大量使用的是复合材料和金属材料。功能材料主要指用来提供各种特定功

能(如隔热、密封、胶接、润滑等)的材料, 使用量比较多的是隔热材料。

2 复合材料

2.1 复合材料应用现状

复合材料是指由两种或两种以上单一材料, 用物理或化学的方法, 经人工复合而成的一种多相固体材料。复合材料可保留组分材料的主要优点, 克服或减少组分材料的缺点, 还可以产生组分材料所没有的一些优异性能。

目前, 航天器结构用复合材料基本采用碳纤维(常用的牌号有 M60、M55J、M40J、T700、T300等)、玻璃纤维、芳纶纤维作为增强体材料; 采用环氧树脂作为基体材料。这种材料具有良好的力学性能, 有较高的热稳定性, 制造工艺成熟, 但也有韧性低、抗冲击差、耐湿热性能差等缺点。

航天器结构采用的复合材料, 其已占整星结构材料的较大比例。

复合材料结构研制过程中不可避免的问题包括: 固化成形后产品存在残余应力, 有可能导致产品在温度交变环境下受损; 纤维层间强度低, 将导致产品(特别是接头)无法承受复杂应力; 抗剥离能力较差, 导致产品无法承受复杂应力; 产品变形, 最终将影响产品的精度。

2.2 复合材料的未来需求

针对复合材料结构中所存在的问题, 并考虑高

收稿日期: 2009-11-04; 修回日期: 2009-12-24

基金项目: 国家重大科技专项工程

作者简介: 董彦芝(1968-), 女, 研究员, 从事航天器隔热结构设计工作。联系电话: (010) 68746829。

分辨率对地观测、激光通信等卫星平台对结构高精度和高稳定性的要求,未来结构用复合材料的研制方向是:使结构产品从单一保证自身强度、刚度性能逐步过渡到同时保证强度、刚度、阻尼、精度、尺寸稳定性等综合性能发展。具体来说,对复合材料的需求表现在以下几方面。

2.2.1 纤维材料方面

(1) 高模量、高强度纤维。在目前比模量、比强度指标相对较高的基础上,进一步提高这方面的性能,特别是高模量,可以有效减轻结构重量。另外,在重点考虑高模量因素的同时,对高强度特别是高压缩强度有更加迫切的需求。

(2) 高导热率纤维。高导热率纤维主要应用于暴露在星体外的大型结构件,目的是使部件整体温度处在相对均匀的状态,以利于提高尺寸稳定性,降低局部热应力。目前,有高导热要求的结构件一般采用铝合金材料,必要时还需要粘贴热管。遇到的问题重量大,而且由于热膨胀系数大而导致整体热变形大。

2.2.2 树脂体系方面

目前常用的环氧树脂存在耐高温能力差、低温易产生微裂纹、抗剥离能力差等缺点,因此,急需在以下方面取得突破。

(1) 提高树脂的剪切强度和剥离强度,以便通过材料自身的强度提高复合材料层间强度、抗剥离能力和提高复合材料结构件抗复杂应力的能力。树脂的剪切强度要从目前的30~40 MPa提高到70~100 MPa。

(2) 降低树脂的固化温度,达到减小结构件残余应力和变形的目的。

(3) 提高树脂的使用温度范围,根据目前的要求,树脂应在-200~+180℃范围内能够使用,高温工况下的强度不低于5 MPa。

(4) 降低树脂的密度,利于减重。

(5) 开发、使用在低温下不会产生微裂纹的树脂,可以提高产品的尺寸稳定性,特别可以保持微波传输设备(天线)的性能。

2.2.3 金属基复合材料方面

树脂基复合材料与金属材料相比存在不少不足之处,除了由于复合材料本身特点引起的缺陷

外,在很大程度上与采用了树脂基体材料有关。因此,利用金属基体材料的优势来弥补现有环氧树脂基复合材料性能的不足,可以把复合材料性能提高到一个新的水平,例如可将材料的使用温度从160℃提高到400℃以上,横向剪切强度和模量以及压缩强度大幅提高,能承受更严酷的空间综合辐照、高低温交变环境条件,获得极低的真空出气率、良好的耐湿性能和密封性能。因此,未来对金属基复合材料的需求将进一步增加,基本性能指标为:密度小于2.3 g/cm³,拉伸强度大于800 MPa,拉伸模量大于150 MPa。

2.2.4 其他方面

高分辨率遥感卫星需要更高的对地观测精度,结构微振动是影响精确观测的主要原因。因此迫切要求航天器结构自身具有一定的减振抑振功能。约束阻尼结构是目前国外航天器上应用相对普遍的形式,国内在未来3~5年内对此类特殊的复合材料结构存在需求。

3 金属材料

3.1 金属材料的应用现状

在航天器研制过程中,金属材料由于具有可以焊接的特点,常用于密封壳体结构中,同时由于其成本相对较低、使用方便等优点,在非密封的航天器中也常用在接头、支架等承力结构件上。这些航天器上应用的金属材料以高比强度的铝合金为主,根据不同场合的需求,也经常采用钛合金、镁合金等其他高强度或低密度的合金材料。

3.1.1 铝合金

铝合金一直是航天器上最主要的结构材料之一,其主要特点是密度低,有较高的比模量和比强度值;导热性和导电性良好;抗腐蚀性能好;制造工艺性能良好;在所有轻金属材料中成本最低^[2]。航天器主结构中常用的铝合金有5A06、2A12、2A16、2A14等牌号。低密度铝合金在航天器主结构中也有一定的应用,由于其具有高的比强度和比模量,使得结构整体重量较轻。

随着材料工业的发展,航天器用铝合金材料向着高强度、高韧性方向发展。其中,高强度铝合金的研究一直是各国材料研究领域的热点,发展比较

快,研究和应用较多的有美国的 7075、7475 和 7055 等 7 系铝合金。受限于材料制备技术的发展,高强铝合金在我国的应用较少,但是其性能较常规铝合金有较大幅度的提升,是航天器轻量化设计值得关注的一个方向。

3.1.2 钛合金

钛合金一直是高性能材料的代名词,由于其价格昂贵,常用于承载力大的关键部位,例如国际空间站的机柜接头等。钛合金具有密度小、比强度高、耐高低温、耐腐蚀、热膨胀系数小等诸多优点。航天器结构上常用的 TC4 钛合金具有较好的综合机械性能,其抗拉强度 $\sigma_b \geq 890 \text{ MPa}$, 屈服强度 $\sigma_{p0.2} \geq 825 \text{ MPa}$, 塑性 δ_5 约 10%, TC4 在高温下的性能也很好, 400 °C 时其抗拉强度 $\sigma_b \geq 590 \text{ MPa}$, 持久强度 $\sigma_{100} \geq 540 \text{ MPa}$ 。

随着材料技术的发展,钛合金向着更高的韧性、更好的高低温性能、更好的工艺性等方向发展。近年来出现的钛基复合材料,采用颗粒增强或者纤维增强的方法,使钛合金的强度更高,同时能改善加工工艺性。目前新型钛合金材料价格相对昂贵,工程应用的范围还比较小。

3.1.3 镁合金

镁合金具有密度小 (1.82 g/cm^3)、比强度高的优势,在航天器结构上应用的镁合金多为铸造镁合金,主要用于重量敏感的部位。但是铸造镁合金的强度偏低 ($\sigma_{p0.2}$ 约 150 MPa), 铸造大型结构件时的成品率也比较低,阻碍了其应用范围的进一步扩大。近年来出现的高强镁合金能将镁合金的抗拉强度提高到 590 MPa, 比强度的优势更加明显,但是目前还没有在航天器工程上应用。

3.2 金属材料的未来需求

航天器结构目前正面向大型化、轻量化方向发展,如空间站大型密封舱结构,其直径将超过 4 m, 长度在 10 m 以上,为了进一步减轻重量,提高结构效率,迫切希望采用性能更好的材料,具体来说,存在以下需求:

(1) 开发适应航天器焊接密封结构用的铝-镁-钕合金,代替现有的 5A06 铝合金,提高密封结构材料的强度等级,减轻密封壳体的结构重量;

(2) 开发高强度铝合金材料,用于制造更轻的

大型承力件;

(3) 提高铸造镁合金的强度和成品率,拓宽镁合金在航天器主结构上的应用;

(4) 开发可焊接的铝-锂合金,其代替 5A06 铝合金用于密封结构的壳体、桁条和隔框,以提高结构效率。

(5) 开发轻质耐热铝合金代替用于高温环境的钛合金;

(6) 拓宽铍合金在航天器中的应用领域。铍合金的密度小,比模量可与高模量碳纤维复合材料相媲美,比强度甚至比钛合金还大,如果克服其现有缺陷,将是一种非常好的航天器主结构材料^[3]。

4 防热材料

4.1 防热材料应用现状

防热材料主要应用于返回式卫星和载人飞船,通过胶黏剂粘接在金属承力结构的外表面,对金属结构进行热防护,阻隔再入过程中的气动加热,将金属结构的温度降到可承受的范围。由于烧蚀防热材料对瞬时的气动加热热流增大不敏感,防热的可靠性较高,我国在航天器的研制中,分别发展了酚醛-涤纶烧蚀防热材料和以硅橡胶为基、填充酚醛与玻璃小球而成的 H88、H96 低密度烧蚀材料,以及以酚醛为基、玻璃短纤维增强的 MD2 中密度烧蚀材料。

4.1.1 酚醛-涤纶烧蚀防热材料

酚醛-涤纶烧蚀防热材料主要用于返回式卫星。由于回收舱各部分形状和结构的不同以及各处所受气动加热环境的不同,酚醛-涤纶烧蚀防热材料在各处的成型工艺也不同。头部前端头防热材料采用碎布模压工艺直接在内部金属结构上成型;头部后端头采用重叠手糊热压固化成型工艺;稳定裙采用重叠缠绕成型工艺。酚醛-涤纶烧蚀防热材料的密度为 1280 kg/m^3 , 可以耐受热流密度为 3 MW/m^2 以上的气动加热环境。

4.1.2 低密度烧蚀防热材料

低密度烧蚀材料包括 H88、H96 两种,用于载人飞船。返回舱热流密度最大的底部和热流密度较大的侧壁迎风面采用 H96 材料 (密度 710 kg/m^3), 热流密度较小的背风面采用 H88 材料 (密度 540 kg/m^3)。

采用低密度隔热材料,可增强隔热性并减轻重量,但材料的连接强度较低。设计中采用蜂窝加强,先用蜂窝夹芯与铝合金内壳胶接,然后再在蜂窝内填充烧蚀材料,这样使低密度隔热层整体强度增高,而且与侧壁壳体间的连接强度也得到保障。

H96 材料可以耐受热流密度为 1.2 MW/m^2 以上的气动加热环境。

4.1.3 MD2 中密度烧蚀隔热材料

MD2 中密度烧蚀隔热材料用于载人飞船。MD2 材料的密度较高,为 1400 kg/m^3 ,可以耐受较高的热流密度 (1.3 MW/m^2 以上)和强气流冲刷。与 H88、H96 材料仅作为功能材料、不参与承力不同,MD2 材料具有较高的强度和刚度,可以传递力学载荷。

隔热大底的拐角为热流密度高、气流冲刷严重的部位,同时拐角处也是传递载荷的重要部位,采用整体热压罐成型 MD2 材料有效地兼顾了隔热和承力的作用。

MD2 材料同时还可用作隔热口盖和开口处的边缘隔热环:用于隔热口盖是兼顾隔热和安装刚度要求;用于开口边缘是为了保持开口形状并防止隔热层边缘破坏。

4.2 隔热材料未来需求

我国探月工程对隔热材料提出了新的要求,表现在以下几个方面:

(1) 承受更加恶劣的再入热环境

月球轨道再入与低地球轨道再入相比,再入速度由约 7.9 km/s 增加到 10.9 km/s 。不管是载人登月返回还是无人采样返回,再入方式不管是采用跳跃式、半升力式还是弹道式,隔热材料所需要耐受的气动加热热流密度和总加热量都会有明显的增加。同时,再入速度的提高意味着更大的再入动压,隔热材

料所承受的气流冲刷更加严重。Apollo 飞船的驻点热流密度峰值为 4 MW/m^2 ,总加热量 300 MJ/m^2 。星辰探测器的驻点热流密度峰值为 12 MW/m^2 ,总加热量 320 MJ/m^2 。

(2) 承受更加恶劣的空间环境

相对于其他航天器,月球返回器面临的空间环境更为恶劣。月球环境的真空度达到了 $10^{-10} \sim 10^{-6} \text{ Pa}$,超高真空对隔热材料的真空质损有显著影响。月球环境的温度交变达 $-180 \sim +150^\circ\text{C}$,要求隔热材料必须具有适应大温差变化的能力。同时, -180°C 空间低温环境要求烧蚀材料具有良好的低温特性,这对于属于有机材料的烧蚀材料是非常困难的。

(3) 满足轻量化要求

月球返回器从地球发射到月球轨道,再从月球轨道返回地球,如此长的航程使返回器的重量受到严格限制。这就要求返回器必须采用轻型结构形式,选用低密度、超低密度隔热材料。

5 结束语

本文对航天器结构上使用的复合材料、金属材料 and 隔热材料的应用现状进行了分析,并结合可以预见的型号任务提出了此三类材料的未来应用需求,希望能够为相关材料研究工作提供一些参考。

参考文献 (References)

- [1] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005: 2-3
- [2] 陈烈民, 沃西源. 航天器结构材料的应用和发展[J]. 航天返回与遥感, 2007, (3): 58-61
- [3] 杨保华, 等. 航天器材料与工艺[M]. 中国空间技术研究院, 2003: 235-241
- [4] 吴国庭. 载人飞船隔热技术的现状与发展[G]. 空间技术情报研究, 1992(下册): 295-310