

固体火箭发动机复合材料裙技术研究发展

李超 丘哲明 刘建超

(陕西非金属材料工艺研究所,西安 710025)

摘 要 介绍了固体火箭发动机壳体裙的结构、用途及采用复合材料裙体的优点。详细讨论了玻璃纤维和混杂纤维等增强材料在国外发动机裙上的应用,以及国内在该领域所取得的研究成果和复合材料裙的单独成型及整体成型工艺,同时展望了国内布带缠绕高性能复合材料裙的技术发展趋势和应用前景。

关键词 复合材料裙,混编布,布带缠绕,成型工艺

Progress in Technology Study of Composite Skirts for Solid Rocket Motors

Li Chao Qiu Zheming Liu Jianchao

(Shaanxi Institute of Non-metallic Material and Technology, Xi'an 710025)

Abstract Both the structure and the use of solid rocket motor case skirts are presented. The advantages of the composite skirts are introduced. Application of reinforcing materials such as glass and hybrid fibers to the motor skirts abroad and the domestic research fruits in this domain are discussed in detail. The separate and the integral manufacturing processes are expounded as well. Technology progress and application of the tape winding composite skirts with high performance in the future at home are forecasted.

Key words Composite skirt, Hybrid fabric, Fabric tape winding, Manufacturing process

1 前言

固体火箭发动机壳体连接裙是壳体的整体延伸,用于实现壳体级间段连接或其他部件的连接^[1],要经受轴压、弯矩、剪切、内压等多种载荷,受力情况比较复杂,如何在不增加裙部质量的情况下,简化成型工艺,并提高它的性能,对整个发动机壳体性能的提高是至关重要的。现有的固体发动机一般采用金属材料裙,金属裙的消极质量大,不利于发动机质量比的提高^[2]。典型的裙结构如图 1 所示。随着材料科学的发展,复合材料以其较高的比强度、比模量等优异性能在固体火箭发动机壳体上得到了广泛应用。从 20 世纪 50 年代末,美国北极星 A-2 导弹第二级采用玻璃纤维/环氧复合材料固体火箭发动机壳体起,固体火箭发动机壳体开始沿着复合材

料化的方向发展。到 20 世纪 70 年代中后期,美国导弹弹头和运载火箭的固体火箭发动机壳体,基本上采用了复合材料。西欧的阿里安 4 型和 5 型运载火箭,为了减轻结构质量,满足性能要求,也特别重视发展复合材料结构。美国从 1987 年开始研制的飞马座空射三级固体运载火箭,则基本上是复合材料结构的火箭^[3]。与此同时,复合材料连接裙也逐步取代了金属连接裙,其中美国 Delta 复合材料壳体前裙用预浸的 IM7 石墨纤维/HBRF 1915 环氧树脂宽幅织物增强,此宽幅织物以 0°和 ±45°取向(以优化连接强度),外面再缠少量的环向层^[4]。与金属裙相比,复合材料连接裙具有以下特点:(1)可以较大幅度减轻结构质量,从而提高发动机的质量比;(2)可以避免裙与复合材料壳体连接部位的应力集

收稿日期:2002-12-16;修回日期:2003-01-13

李超,1976 年出生,硕士研究生,主要从事固体火箭发动机复合材料裙的技术研究工作

中,提高可靠性;(3)制作周期短,材料消耗小,制造成本低。例如,大力神式导弹 II 的连接裙由铝蜂窝夹层和碳纤维/环氧蒙皮构成。缠绕完毕,放入热压

罐的真空袋中,在 149 °C 下固化。与金属裙相比成型周期缩短一半,节约经费 30%~40%,质量减轻 18%^[5-7]。

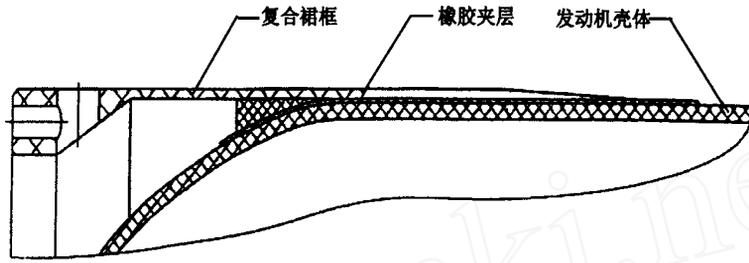


图 1 典型的裙结构

Fig. 1 Schematic diagram of typical composite skirt construction

2 复合材料裙用增强材料的发展

复合材料连接裙在美国、西欧及俄罗斯等国家得到了广泛应用。早期的复合材料裙采用玻璃纤维制作,例如应用于战术发动机的壳体前后裙结构均选用准各向同性玻璃纤维/环氧树脂复合材料^[8]。材料选择原则是在具有最佳机械特性的条件下,获得最佳剪切强度和拉伸强度。曾考虑了 Kevlar 纤维,但由于其固有的层间剪切强度差使之失去竞争力。石墨材料的使用可以提高刚性,但不能满足设计要求。选用的 S901 玻璃纤维和 E341 玻璃纤维织物均为预浸材料,被交替置于裙芯模上,并使复合材料裙和 Kevlar 压力容器合为一体。而惯性顶级固体发动机裙的圆筒段是由轴向 45° 的布带和环向布带交替绕制而成的,这种叠层材料将保证结构在有足够的稳定性和强度的基础上,质量最轻^[9]。由于混杂复合材料可提高裙体刚度,减轻发动机消极质量,提高稳定性^[10],后来多采用高性能混杂纤维。如美国的侏儒、MX 等导弹发动机壳体均采用复合材料连接裙,其中 MX 导弹第二级发动机前后裙由 Kevlar 纤维带、织物和环向缠绕层构成,基体全部用环氧树脂^[11];MX 导弹第三级采用石墨—玻璃纤维/1915 环氧混杂裙。前后裙用两层螺旋缠绕的玻璃纤维层连接,裙与壳体的连接采用弹性胶粘剂^[12]。设计中的主要难题在于发动机的长细比很小,圆筒段较短,因此不能用普通的方法进行裙的连接,因此对 MX 导弹第三级发动机壳体来说,它的裙部设计及裙部的连接方法颇具特色^[13];美国的 SENTRY 发动机壳体裙由碳纤维纵向层和 Kevlar 纤维环向层缠绕而成,

为了提高面内抗剪切能力和螺栓连接孔处的强度,还加入了 $\pm 45^\circ$ 铺放的碳布增强层^[14]。欧洲 Mage 一远地点助推固体发动机壳体连接裙采用碳纤维/Kevlar 纤维/玻璃纤维混杂制成^[15,16]。其中玻璃纤维环向层是传递壳体和裙之间的应力,并使两者之间的变形协调,轴向碳纤维层是用来获得压缩和弯曲强度,45° 层碳纤维提供横向刚度,也能提高裙的抗弯曲能力,环向有机纤维层和碳纤维层一起能提高抗弯稳定性,最外层玻璃纤维主要用来改善裙的加工性。

国内在复合材料裙方面的研究已有了长足的进步,曾进行过玻璃纤维复合材料裙、碳纤维复合材料裙及混杂复合材料裙的研究工作^[5]。其中,在混杂复合材料裙成型工艺方面,对裙体成型工艺方案、混杂方式、叠层设计、裙体连接等方面进行了分析和研究,并对复合材料裙体压缩破坏形式进行了分析研究。所研制的 480 mm 混杂复合材料裙经水压检验后地面热试车获得成功,轴压承载大于 500 kN。

1 000 mm 实验件混杂复合材料裙轴压大于 2.0 MN, 1 000 mm 碳纤维/环氧复合材料裙地面热试车成功。复合材料裙承载能力与金属铝裙相当,但质量减轻了 30%以上。

3 复合材料裙成型工艺的发展

裙体是复合材料圆筒结构^[5],其成型可以采用缠绕、手糊或无纬布铺放加缠绕的方法,对于承受内压的结构来说,缠绕件能最大限度地发挥纤维强度,但对于承受轴压载荷来说,无纬布铺放加缠绕有利于充分发挥纤维的各向异性优势。复合材料裙成型

方法可分为单独成型和整体成型两类。

单独成型复合材料裙仿照金属裙的成型工艺,即先制作一个圆筒,再按要求对圆筒和壳体进行加工,然后把裙体套装到壳体上,裙体与壳体套装采用粘结方法。

整体成型有多种方案,其中一种是壳体缠绕完纵向层后再按照裙部的工艺要求整体缠绕。西欧国家多采用此种工艺方案。对于大型壳体,该方案材料浪费较大,对于高性能纤维经济损失更大(如碳纤维、芳纶纤维)。

整体成型的另一种方案是缠绕、铺层方案,即壳体缠绕完纵向层和部分环向层后,再制作复合材料裙,裙由环向缠绕和铺放预浸胶布带制作成型。与其它方法相比,该成型方案材料浪费小,尺寸稳定性好,但裙体性能依赖于先进的纤维铺放工艺。西方国家在纤维预浸带铺放方面采用先进的纤维自动铺放装置,该装置可在曲面上任何方向进行自动铺放、压实、切割等操作,可根据需要在不同方向上铺放不同的纤维量,该工艺纤维平直、分布均匀、孔隙率小于1%,制品性能稳定、承载能力强。德国为微机控制缠绕机配有自动铺放头,利用宽幅预浸带也可实现在曲面上铺放、压紧和切割。俄罗斯制造的微机控制缠绕机有两个缠绕丝头,有六个运动自由度,可实现编织或缠绕,特别有利于复合材料裙的制造^[17]。

混编布带缠绕成型也是一种整体成型工艺方案,该复合材料裙改变了金属端框的连接形式,采用全复合材料裙连接结构,其混杂编织方式为环向用某种有机纤维,纵向用高强玻璃纤维。这是由于有机纤维耐压缩性能不高,而高强玻璃纤维有较好的抗压性能。最外面缠一层涤纶布带,这种布带固化后将收缩12%,对里面的各层起压紧的作用^[18]。复合材料裙固化后机加裙端部以实现裙的连接,其连接方法是依靠裙体内镶嵌金属件来实现裙体与级间段的连接。

国外在复合材料裙成型方面,美国早期采用预先缠绕一个复合材料薄壁圆筒,加工后套装在复合材料壳体上。由于机械加工对复合材料易造成损伤,且薄壁圆筒结构变形较大,配合精度难以控制,后来复合材料裙采用与壳体整体成型,裙体成型过程采用缠绕加人工铺放,其中的惯性顶级固体发动

机连接裙^[19]就是纤维—环氧整体绕制结构。三叉戟 I(C4)圆筒段的连接件^[20]是一个整体缠绕的纤维—环氧的锥形连接裙,裙上有一个粘接和铆接的7049—T73法兰。通过两种方法:(1)轴向布有足够长度(加长裙部,使裙部与壳体的接触面增加)保证裙部负荷逐渐地传递;(2)用橡胶抗剪层分散裙部的剪力,这个剪力是由于当燃烧室增压时裙部和燃烧室间产生不同膨胀所引起的。这样可使裙部与壳体界面达到最佳程度,防止了由层间剪切而引起的局部分离。将轴向布和橡胶层用环向纤维缠绕粘合在一起,提供必要的环向刚度。选用一个整体缠绕的裙部用作圆筒中段的连接件,这种方法具有最小的质量、最大的结构可靠性;欧洲 MAGE—^[15]在壳体第一阶段缠绕和固化以后,芯模就和壳体连在一起。为了有良好的粘结面,要对壳体圆柱段的外表面进行处理。接着就铺敷和缠绕连接裙(先用玻璃纤维和碳纤维布带纵向层状铺敷,然后再环向缠绕)。俄罗斯在复合材料裙设计和成型方面,指导思想与欧美不同,采用预浸布带缠绕成型,裙体端部很厚,不仅减重,而且适用、经济和简便。

4 布带缠绕复合材料裙工艺展望

目前国内开展的带金属端框的复合材料裙研究主要针对中长裙结构。要提高裙体的轴向承载能力,必须在裙外环向纤维缠绕层中增加不同的轴向铺层。而制作轴向铺层需要专门的设备,在未采用铺层机的情况下,可以预制无纬布,然后铺放。制作无纬布的操作人为因素较大,制得的裙性能不够稳定,并且对于短裙结构,考虑到金属端框的影响,其减重效率较低。据文献^[21,22]报道:同种材料采用纤维或布带缠绕时,拉伸性能基本相同,但布带缠绕的复合材料,其剪切和压缩强度大大优于纱纤维缠绕的复合材料。一般来说,纤维缠绕的剪切强度要低30%以上。无论是铺放还是缠绕成型,由于纤维间均无缠结,剪应力主要靠基体来承担,故很容易产生剪切破坏。利用织物成型法,将纤维纱织成布,用布带缠绕成型复合材料,可以有效地克服这种缺陷,由此以编织布取代传统的单向纤维。用布带缠绕成型复合材料裙(俄罗斯在混编布带缠绕成型方面已有先例)不失为一种较好的方法。

除了原材料所用形式以及输送方式不同外,复合材料的纤维缠绕和布带缠绕制造工艺是完全相同

的。布带缠绕是在 1986 年提出来的,1987 年制造了薄壁燃料箱。在 1990 年前后,布带已是最好的产品供应形式,纤维准直性较好,缺陷较少,损伤较少,而且尺寸公差易于保证。因此如果某部件须在多载荷条件下工作,则布带缠绕的复合材料可获得较高的结构效率。采用布带缠绕复合材料裙具有下列优点。

(1) 质量轻。因用布带缠绕成型的裙体易机加,可与其他部件直接连接,省去了以前连接裙上的金属端框,因此可有效地减轻裙体质量。

(2) 成型工艺简单。因布带缠绕成型操作容易,省去了以前成型工艺中人工制作、铺放无纬布的麻烦,可有效地缩短成型周期,提高生产效率。

(3) 性能稳定。布带与单向无纬布相比,尺寸稳定,整体性好,成型后的裙体机加时损伤较小,从而改善了裙体性能。

用布带缠绕成型工艺制造复合材料结构件^[23],可合理匹配材料,缠绕技术成熟、成型工艺简单、生产周期短、成本低,是制造复合材料结构件的新技术。当然,布带缠绕的效率(质量、可能的铺层顺序)没有纱带缠绕好^[24],混杂布带缠绕成型复合材料铺层设计和成型工艺更有待于进一步深入系统的研究,将其扩展到大型固体发动机复合材料裙成型上,还需要进一步的完善。

参考文献

- 1 Evans P R. Composite motor case design. Design Methods in Solid Rocket Motors, AD-A 199356, 1988 :4A-1
- 2 何景轩. 固体发动机复合裙轴压屈曲载荷计算. 固体火箭技术, 1998; 21(2) :62
- 3 孔庆宝. 纤维缠绕复合材料固体发动机壳体研究与发展. 见:玻璃钢学会第十一届全国玻璃钢/复合材料学术年会论文集, 1995 :286
- 4 Vlahakis N G. Graphite epoxy motors (GEM) for the delta launch vehicle. AIAA 89-2313, 1989
- 5 刘建超. 固体火箭发动机复合裙成型工艺研究. 固体火箭技术, 2001; 24(1) :64
- 6 Penton A P. New skirt. Aviation Week Space Technol., 1989; 130(19) :11

- 7 Francis Mard. Composite faring well in payload shrouds and skirts. Advanced Composites, 1991 ;6(4) :32, 34
- 8 Wolcott F E, Vogt C W, 杨爱玉译. 应用于战术发动机的凯夫拉复合材料发动机壳体的研制. 固体火箭发动机材料工艺, 1993; (3) :57
- 9 Chase C A, 阮崇智译. 惯性顶级固体发动机的研究现状. 国外固体火箭技术, 1981; (3) :10
- 10 杨爱玉. 混杂复合材料工艺及在固体火箭发动机上的应用. 固体火箭发动机复合材料工艺, 1995; (2) :51
- 11 Fleischman T T, Vincent E O, 王铮译. MX 导弹第二级发动机. 国外固体火箭技术, 1981; (2) :8
- 12 Browning S C, Evans R W, Eubanks C R et al. MX stage -A review of the design entering full scale engineering development. AIAA 80-1184, 1980
- 13 Browning S C, Evans R M, Eubank C R et al, 汤荣芳译. MX 导弹第三级发动机. 国外固体火箭技术, 1981; (2) :17
- 14 Maheshwari M, Grover R L. Development of an advanced composite rocket motor case for internal and external load environments. AIAA 84-1352, 1984
- 15 Hanselmann G, Heissler H, Wurtinger W. Solid propellant apogee boost motor case in kevlar49. AIAA 77-903, 1977
- 16 蔡念谦. MAGE — 远地点发动机情况介绍——出国考察报告. 国外固体火箭技术, 1979; (3) :119
- 17 阮崇智. 俄罗斯固体火箭技术. 出国考察技术报告, 1994; (2) :42
- 18 单建胜. 混杂复合材料成型工艺及在固体发动机上的应用. 固体火箭技术, 1996; 19(2) :61
- 19 Reynolds H M. IUS motor case development. AD 8087063, 1980 :325 ~ 253
- 20 Wright Jr O C. Development of a high performance PRD-49- filament-wound chamber for trident (C4) third stage. AIAA 73-1259, 1973
- 21 菁译. 布带缠绕与纤维缠绕, 固体火箭技术动态, 1990; (7) :7
- 22 吴雄英. 纺织结构复合材料中的机织物. 纤维复合材料, 1997; (3) :16
- 23 张新民. 碳—高硅氧/酚醛带缠复合结构成型及其应用. 航天工艺, 1995; (1) :18
- 24 丁惠梁等译. 空间结构用复合材料设计手册. 航空航天部飞机强度研究所, 1992 :330

(编辑 李洪泉)