

先进聚合物基结构复合材料在导弹和航天中的应用

宋健朗

(上海航天信息研究所, 上海 201109)

摘要 介绍近十多年来先进聚合物基结构复合材料在战略导弹、战术导弹、运载火箭及航天飞行器的太阳能电池阵结构、有效载荷结构、本体结构、桁架结构、热控制系统和压力容器中的应用, 并简要分析了先进聚合物基结构复合材料未来的发展趋势。

关键词 聚合物基复合材料 结构 导弹 运载火箭 航天飞行器

聚合物基结构复合材料是指以各类聚合物为基体、以各种增强体增强的复合材料, 它是开发最早、应用领域最广泛的先进复合材料。由于不同材料相之间的界面效应和功能可设计性, 使它既保留了原来材料的高强度特性, 又获得了新的功能, 特别是应用于导弹和航天系统可减轻惰性质量, 其一经出现立即引起了导弹和航天界的高度重视。20 世纪 60 年代初, 美国就采用玻璃钢取代超高强度钢, 成功缠绕制备了“北极星”潜地导弹发动机壳体, 这种玻璃钢壳体对导弹射程增大 27% 作出了重要贡献, 并成为当代复合材料技术发展史上的一个里程碑。继后几十年来, 先进复合材料技术的发展日新月异, 对导弹和航天技术的进步起了决定性的作用。进入新世纪以来, 各国相继提出了新的航天开发计划, 包括导弹武器实现小型化、轻型化、强生存、强突防、强作战能力; 运载火箭实现高性能、高可靠性和低成本; 卫星和航天飞船实现长寿命、大容量、轻量化、高精度等。这些计划的成功与否很大程度上将取决于先进材料, 特别是先进复合材料及其工艺技术的开发。

先进聚合物基复合材料所用的增强纤维最初为玻璃纤维(以下简称玻纤), 包括无碱玻纤(E 玻纤)、高强玻纤(S 玻纤)、高硅氧玻纤(SiO_2 质量分数 94% 以上)、D 玻纤、石英玻纤等。20 世纪 70 年代起人们又相继开发了各种芳纶纤维, 典型品种有美国的“凯夫拉”纤维和前苏联的“阿尔莫斯”纤维, 使纤维密度大为降低、强度进一步提高, 继后美国又开发了更先进的“基纶”(PBO) 纤维。20 世纪 90 年代以来, 各种高强度、高模量、超高模量碳纤维迅速发展, 逐渐代替其它各类纤维, 现已成为导弹和航天用增强材料的主流。

聚合物基体的主要作用是将承受的载荷均匀地传递给增强纤维。迄今为止, 环氧树脂一直是航天结构复合材料用基体树脂的主流, 约占总用量的

90%。但由于环氧树脂耐热性较差, 使用温度通常不超过 150℃, 因此各国相继开发了高温性能较好的树脂, 主要有双马来酰亚胺(简称双马)、氰酸酯、聚酰亚胺、聚苯并咪唑等。双马和氰酸酯使用温度相当, 为 170 ~ 260℃, 个别品种可达 300℃ 以上, 工艺性能也很好, 在导弹和航天领域中的应用已开始加速; 聚酰亚胺高温性能好, 但工艺难度大, 成本高, 多用于特殊场合; 聚苯并咪唑目前使用难度较大, 尚待进一步开发。笔者现就先进聚合物基结构复合材料在战略导弹、战术导弹、运载火箭及航天飞行器中的应用作一介绍。

1 战略导弹

由于战略导弹对结构质量的要求非常严格, 采用先进复合材料对增大射程、提高精度意义非常显著, 弹头和上面级发动机惰性质量每减少 1 kg, 可使洲际导弹射程增大 20 km, 因此先进聚合物基结构复合材料的应用非常普遍, 复合材料技术的几次重大飞跃推动战略导弹性能发生了本质的变化。

固体发动机壳体是战略导弹应用复合材料最活跃的领域, 其发展非常快。表征壳体性能的特性系数(PV/W) 已从早年的 5 ~ 8 km 提高到当前的 50 km。美国早期的“北极星”、“民兵”、“海神”导弹使用玻璃钢壳体, 继后美国的“三叉戟-1”、MX, 法国的 M-4 和前苏联的 SS-24、SS-25 导弹都采用了先进的芳纶材料, 而后来美国的“侏儒”和“三叉戟-2”、法国的 M-5 导弹则采用更先进的碳纤维材料。我国采用复合材料制作的固体发动机壳体的性能也达到很高水平。

战略导弹应用复合材料的另一个领域是仪器舱。美国“三叉戟-1”潜地导弹仪器舱采用环氧树脂/碳纤维结构, 其支架、支座、托架等共有 100 多个

部件采用石墨纤维复合材料,比铝合金部件轻 25%~30%,减重效果非常显著;后来的“三叉戟-2”仪器舱又采用整体“交叉梁”结构。复合材料还促进了战略导弹的机动发射。美国 MX 导弹的发射筒长 22.4 m、直径 2.5 m,采用高强度钢时,其结构质量超过 100 t,而选用 HBRF-55 环氧树脂/AS-4 碳纤维复合材料时仅为 21 t;我国战略导弹发射筒采用部分环氧树脂/碳纤维筒段,比铝合金部件轻 28%,俄罗斯白杨-M 也使用复合材料结构^[1]。

2 战术导弹

美国早期的“战斧”亚音速巡航导弹使用了较多的复合材料部件,如头锥、天线罩、尾翼、进气道等,但性能一般,主要目的是降低成本。其它战术导弹大多以金属材料为主。这种状况从 20 世纪 80 年代开始有了较大改观,首先是各种固体发动机壳体和部分弹体蒙皮开始使用复合材料,如美国波音公司开发的直径 200 mm 的两级式空射导弹壳体(ERL-1908 环氧树脂/T40 碳纤维)、直径 170 mm 的 VT-1 先进防空导弹壳体(1908 环氧树脂/T40 碳纤维)、直径 165 mm 的小型超高速动能导弹 CK-EM(酸酐固化环氧树脂/T1000 碳纤维)、各种类型的反导弹发动机壳体(ERINT、THAAD、SM-3)等。美国基地拦截弹 ERIS 的杀伤飞行器采用碳纤维复合材料后质量减轻 52%,我国也首次在海防导弹弹翼上成功使用了环氧树脂/碳纤维材料。

先进聚合物基结构复合材料在战术导弹上的另一个重要发展趋势是高温结构复合材料。这是由于导弹飞行速度不断提高,飞行时间要求也不断增长,高马赫数(Ma)下长时间飞行的气动加热环境将日益严酷。在巡航导弹领域这种趋势特别明显,为了提高突防能力,其飞行速度正由目前的亚音速向中超音速(2~5 Ma)发展(如法国的超音速巡航导弹 ASLP);美国还计划在 2010 年前后使巡航导弹飞行速度达到 8~9 Ma。空气动力学原理表明,弹体驻点温度取决于导弹飞行马赫数和飞行高度的环境温度,其关系^[2]为:

$$Tr = T_0(1 + 0.2rv^2) \quad (1)$$

式中: Tr 为弹体驻点温度,即温度上升到平衡温度后导弹弹体的最高温度; T_0 为飞行高度的环境温度; r 为恢复系数,在驻点区其值为 1,在紊流和层流附面层分别为 0.9 和 0.8; v 为飞行马赫数。

粗略计算表明,在海平面条件下,飞行速度为 1、2、3 Ma 时,弹体温度分别可达 80、220、480℃。如

果为 3 Ma,在作战高度时弹体温度要高达 300℃以上。这种环境下常规的高强铝合金和环氧复合材料已不能满足使用要求,必须采用先进的高温材料。人们首先考虑的材料是钛合金,但其成本很高,密度很大(4.5~5.2 g/cm³)。因此国外在 20 世纪 80 年代就已开始研究超音速战术导弹用先进聚合物基复合材料,它们可以比钛合金轻 53%~67%。美国海军空战中心已经确定将高温复合材料作为 4 Ma 的空中拦截弹的控制舵面材料。高温结构复合材料用的聚合物基体当前主要是双马和氰酸酯。需要指出的是,按照式(1)估算,目前的高性能聚合物基体大多不能达到高马赫数、长时间飞行要求,但它们往往可以很好地满足较短工作时间要求,这就为其开发和使用敞开了大门。

美国雷锡恩公司在过去 20 年间已对超音速导弹(包括巡航导弹、拦截导弹、反辐射导弹)用复合材料进行了大量研究。成功开发了各种先进的双马和氰酸酯。其第二代 Hexcel F650 双马在潮湿环境中长时间工作温度为 204℃,短时间使用温度可达 430℃。氰酸酯使用温度更高,美国 YLA 公司的 RS-9 氰酸酯使用温度已达 290℃,PT-CE 氰酸酯的玻璃化转变温度已超过聚酰亚胺^[3]。

以改进型超音速海麻雀导弹为例,在发射后 8~10 s 时弹体蒙皮将达到最高工作温度 371℃,这种工作环境将使 2024 铝合金强度降低 90%,必须采用先进的耐高温壳体材料。雷锡恩公司已确定在工程与制造开发阶段在仪器舱铝合金壳体上外缠绕双马/石英防热层,在批量生产阶段将采用 F650 双马/碳纤维高温复合材料舱体,以增韧的 F655 双马和 RS-3 氰酸酯为后备方案。雷锡恩公司还确定双马为超音速巡航导弹的指定聚合物基体,并且已完成了采用双马/碳纤维代替聚酰亚胺/碳纤维作为空中拦截弹背鳍的鉴定工作。其它航天公司也对高温结构复合材料开展了大量研究,例如美国德州大学已经为超音速导弹开发了氰酸酯/短切碳纤维模压舵面蒙皮,产品比原来轻 25%,成本低 40%。

聚酰亚胺和聚苯并咪唑使用温度很高,但它们的成本和工艺性较差,目前大部分处在研究阶段,广泛应用尚不十分成熟。美国空军材料实验室已采用聚酰亚胺/玻纤和聚酰亚胺/碳纤维制造近程空空导弹弹体和弹翼,飞行模拟试验表明它们均满足气动加热环境要求;美国麦道公司研制的聚苯并咪唑/碳纤维弹翼,在 4 Ma 的风洞试验中完整无损,在 4.4

Ma 状态下经受了 350 s 试验,在 15°攻角下(前缘温度 704℃)试验 100 s 弹翼状态依然良好^[4]。

3 运载火箭

运载火箭应用先进复合材料的主要部件也是固体发动机(固体助推器和上面级发动机)壳体,采用高性能碳纤维壳体的典型例子有:美国“大力神-4”的 SRMU 助推器、“德尔它-7925”的 GEM 助推器、“飞马座”火箭的三级发动机及我国“开拓者-1”小型运载火箭的第四级发动机。

复合材料在箭体级间段、箭上卫星支架和有效载荷支架上的应用也很普遍。美国克莱门汀探月飞行器用的级间段采用 T650-35 环氧树脂/R6376 碳纤维结构,比铝合金结构轻 31%;日本 H-2 火箭连接有效载荷的级间段采用三角网格环氧树脂/碳纤维圆筒体代替常用的半硬壳式铝结构;H-2A 火箭级间段则采用环氧树脂/碳纤维面板+泡沫芯共固化夹层结构,成本比铝结构低 30%,质量轻 20%。西班牙 CASA 公司为“阿里安-4”和“阿里安-5”火箭研制了碳纤维复合材料面板的仪器舱和有效载荷适配器;美国“大力神-4”的适配器采用了 934 环氧树脂/T300 碳纤维复合材料;我国的长征火箭(CZ-2C、CZ-2E、CZ-3A)的卫星接口支架和有效载荷支架(前后端框、环框、壳段、弹簧支架、井字形梁)也采用了环氧树脂/碳纤维材料^[5]。

复合材料还在向可重复使用天地往返飞行器蒙皮方向发展,如航天飞机有效载荷舱门、遥控机械臂和助推器头帽(3501-6 环氧树脂/AS-4 碳纤维)。美国 X-34 和“德尔它快车”实验火箭 DC-X/DC-XA 将使用复合材料蒙皮(Hexply 8552 增韧环氧树脂/碳纤维);日本实验轨道飞行器 Hope-X 采用全碳纤维复合材料面板(850 环氧树脂/TR-30 碳纤维),其质量比铝合金结构轻 20%,制造成本只是常规铝合金结构的 20%。

可重复使用运载火箭超低温推进剂复合材料贮箱的研究已有重大进展。首先是液氢贮箱,麦道公司利用二次阻挡膜技术攻克了氢分子渗透、超低温力学性能这两大难题,成功制造了 8552 环氧树脂/IM-7 碳纤维复合材料液氢储箱及无内胆复合材料液氢贮箱,并于 1996 年在 X-33 和 X-34 飞行器上成功地进行了试验。美国 Wilson 公司用 11 种树脂系统进行了长达 90 d 的储存试验,证实了复合材料在液氧环境中使用的可行性。日本富士重工也采用 RS-3 氰酸酯/PF-XN35 超高模碳纤维为天地

往返系统制作了具有聚合物内胆的液氢贮箱,这些成就使未来航天飞行实现低成本展示了良好的前景^[6]。

4 航天飞行器

航天飞行器上使用复合材料对减轻质量的作用更明显,一般说来,每减轻 1 kg 航天飞行器质量,就可使发射质量减轻 100 kg^[7]。1993 年起发射的 9 颗 Intelsat-7 卫星中,先进复合材料已占其结构质量的 50%。1996 年起,美国 NASA 提出航天飞行器设计和制造要“更快、更好、更省”的目标,要求有效载荷质量从航天飞行器质量的 40% 提高到 70%,措施之一就是采用先进复合材料。复合材料在航天飞行器上的应用按部件构型大体上可分为板(夹层结构板、加筋板、网络板等)、壳(桁条蒙皮加筋壳、夹层壳、波纹壳、光壳等)、管(方管、圆管等)、异型件(工字形件、角形件、帽形件等)。航天飞行器结构对材料性能的要求明显有别于导弹与运载火箭,在满足强度的条件下,主要解决刚度问题。为了提高刚度,除采用高模量碳纤维外,设计上也要作出改变^[7]。我国卫星从 20 世纪 80 年代中后期起,复合材料结构件用量迅速增加,使得卫星结构质量不断减轻,但和国外相比还有一定差距。

4.1 太阳能电池阵结构

包括太阳能电池基板、支撑架等。太阳能电池阵的一个重要指标是功率质量比,除了增大电池功率外,最要紧的是电池阵基板轻型化。近些年来,太阳能电池基板已经开始了从复合材料刚性基板向半刚性基板、柔性基板的变革,可以使功率质量比从 10~25 W/kg 提高到 35~60 W/kg。目前使用的主要是刚性基板,几乎全部采用碳纤维复合材料面板和边框的蜂窝夹层结构,由于本身具有很好的吸收振动和冲击能量的作用,所以不需另加阻尼装置。具体应用实例有国际通信卫星-5 的刚性基板;美国水星探测器“信使号”的太阳能电池阵基板(K13CIU/RS-3);我国资源-1 卫星的 TD-86 环氧树脂/M40 碳纤维太阳能电池阵基板;DFH-3 卫星太阳能电池阵。半刚性基板被称为第三代太阳能电池基板,代表产品是 MBB 公司的 ULP 板,其框架材料为环氧树脂/碳纤维,上面布设预张紧的聚酰亚胺/碳布柔性薄膜,基板面密度达 0.703 kg/m²,太阳能电池阵面密度为 1.53 kg/m²,功率质量比为 40.8 W/kg^[8]。

4.2 有效载荷结构

首先是天线反射器,大型抛物面天线必须在空

间环境温度大幅度变化($-160 \sim 160^{\circ}\text{C}$) 时保持高精度外形, 通常采用碳纤维复合材料面板的蜂窝夹层结构。国际通信卫星-5 的 4 个抛物面反射器和 5 个锥形喇叭及馈源、波导、支架、多路调节器等 3000 多个零部件全部用复合材料制造; 法国电信-1 卫星的椭圆形抛物面天线反射器面板采用环氧树脂/HMS 碳纤维复合材料, 制造精度与理论均方根的偏差小于 0.2 mm 。典型的应用实例还有欧洲通信卫星的 ASTP 天线偏置抛物面反射器(934 环氧树脂/P75S 碳纤维复合材料), 材料线胀系数为 $1.04 \times 10^{-6} / \text{K}$; 美国“旅行者”探测器的碟形天线(环氧树脂/碳纤维); 美国空军 NATO-3 卫星的窄波喇叭天线(环氧树脂/碳纤维); NASA“海盗号”探测器的碟形天线(环氧树脂/碳纤维); “卡西尼”土星探测器的四波段(S, X, Ku, Ka) 高增益天线反射器(环氧树脂/Kevlar 碳纤维); 前苏联“和平号”空间站的大型桁架天线; 我国东方红通信卫星(DFH-2、DFH-3) 的天线(环氧树脂/碳纤维)^[9]。

其次是各种天基观测仪。美国空军的可展开式超大型天基光学望远镜(RS-3C 氰酸酯/YSH-70A 碳纤维); NASA 空间望远镜的光学平台; 欧空局的远红外和亚毫米望远镜的全复合材料镜片(氰酸酯/超高模碳纤维); 日本 Solar-B 卫星的远紫外摄谱仪面板(RS-3 氰酸酯/M55J 碳纤维)。

4.3 本体结构

包括卫星外壳、中心承力筒、仪表安装板等。从 20 世纪 90 年代初起, 各国卫星几乎全部采用复合材料本体结构。国际通信卫星-7 的承力筒采用 P-75 超高模碳纤维面板, 它的 26 块蜂窝夹层结构板有 22 块采用了碳纤维面板; 德国 OTS 轨道试验卫星的波纹筒用碳纤维复合材料代替铝合金, 质量减轻 9.7%, 承载能力提高 53%, 轴向位移减少 78%, 扭转刚度提高 59%。其余例子还有美国海军 GFO 小型卫星的母舱结构(氰酸酯/碳纤维)^[10]。

4.4 桁架结构

包括各种支撑结构、对接框架、内支撑架等, 主要由管件、杆件和接头组成。此类部件种类很多, 应用普遍, 但有时要求很高。例如“自由号”空间站直径 51 mm 的管件桁架(934 环氧树脂/P75 碳纤维), 要求其全长(7 m) 平直度达 0.03% , 轴向线胀系数为 $\pm 0.5 \times 10^{-6} / \text{K}$, 轴向压缩弹性模量为 230 GPa, 以保证指向精度和跟踪精度。天线和空间光学组件支架也有类似要求, 美国哈勃望远镜的 16 根碳纤维

管状支架构成的测量桁架(直径 2.92 m, 长 5.33 m) 的轴向稳定性达到 $2 \times 10^{-7} \text{ mm/K}$; 国际通信卫星-7”的三个 Ku 波段天线和支撑杆桁架结构的 19 根管子全部采用 P-75 碳纤维; 德国直播卫星(TV-SAT) 和法国直播卫星(TDF-1) 的天线塔圆管构架, 质量 22 kg, 较金属结构轻 50%, 纵向线胀系数小于 $0.2 \times 10^{-6} / \text{K}$; 我国东方红通信卫星(DFH-2、DFH-3) 的天线支撑结构(上、下斜杆、水平杆) 也采用了碳纤维材料^[8]。

4.5 热控制系统

复合材料散热器有很好的开发前景。日本三菱公司为未来设计的太阳能卫星采用了超高模碳纤维面板的铝热管散热器, 比标准热管板轻 50%; NASA 火星探测轨道器的主红外仪 CRISM 无热管散热器采用氰酸酯/超高模碳纤维制成, 除更轻外, 效率也优于热管散热器。此外 NASA 为月球站开发的散热器热管采用 Epon 862 双酚 F 环氧树脂/T-300 碳纤维外层, 钛合金内衬, 用树脂传递模塑工艺制作; 美国霍普金斯大学地球轨道和月球轨道航天器的 RS-3 氰酸酯/K1100 碳纤维轻型散热器^[11]。

4.6 压力容器

航天飞行器普遍采用金属内衬的复合材料压力容器作为液体和气体贮箱。美国先后为运载火箭、军用飞机、导弹、航天飞机、卫星、空间防御计划研制了各种金属内衬或无内衬复合材料压力容器, PV/W 值为钛合金的 1.5 ~ 3.0 倍, 质量减轻了 25% ~ 50%, 且生产成本低, 安全性能满足美军标 MIL-STD-1522A 要求。已有大量这类压力容器应用高强度碳纤维, 典型实例有: 美国 HS-601 卫星; 国际通信卫星-7 和 -7A(T-40 和 T-1000 碳纤维); X-34 实验运载火箭; ARDE 公司的“军事空间计划”(IM-7 碳纤维); Lincoln 公司的“深空计划”(T-40 碳纤维); 结构复合材料公司的“飞马座计划”(T-1000 碳纤维); Kaiser 公司的氙离子推进系统(T-1000 碳纤维); Matra 公司的“欧洲星 2000C”; 以及航天飞机、大力神/半人马座火箭、“火星观察者”航天器等^[7]。

5 未来发展趋势

尽管聚合物基结构复合材料技术上已经比较成熟, 但进入新世纪以来, 高新科学技术的发展更加迅猛, 将推动先进复合材料设计、特别是先进工艺技术进一步发展, 对导弹和航天技术的进步提供更强有力的支持。另一方面, 导弹和航天事业又对复合材

料技术不断提出更高更新的要求, 也将促进先进复合材料更加快速地进行。

在导弹领域, 先进复合材料在战术导弹中的应用将不断增长, 随着先进增强材料和树脂基体的性能改进和成本不断降低, 使先进复合材料有可能越来越多地替代战术导弹传统的金属材料, 从而大幅度地降低武器系统的惰性质量, 提高作战效能, 这种趋势将进一步发展。20 世纪末进行的一项关于空空导弹和空地导弹的预测表明, 复合材料占全弹结构质量的份额在目前仅为 2% 和 40%, 但本世纪内将分别发展到 79% 和 60%^[12-13]。新的战场环境也对武器系统提出了一系列新的要求, 特别是高超音速下长时间飞行的工作要求和具有隐身功能的要求, 必将在较低成本前提下开发出新型耐高温结构材料, 这些都将促进先进聚合物基复合材料得到较快的发展。

在运载火箭领域, 随着新一代可重复使用火箭和航天飞机的开发, 给树脂基复合材料提供了新的机遇。当前聚合物基复合材料的开发重点是运载器复合材料蒙皮和低温推进剂贮箱, 已经取得了较大进展, 对提高全箭性能将发挥很好的作用。

在航天飞行器领域, 由于降低惰性质量的作用非常突出, 目前航天器的主要结构部件(太阳能电池阵、有效载荷、本体结构、桁架) 都普遍采用了高性能树脂基复合材料。这种趋势将进一步发展, 并且将采用性能更加优异的树脂基体代替传统的环氧树脂。近年来由于热导率特别优异的超高模碳纤维的出现, 航天器热控制系统也开始采用复合材料, 更轻、效率更优的热管散热器或无热管散热器的开发前景极其宽广。此外, 由于智能材料的开发, 在航天器健康监测、自适应系统、振动抑制和轻质无冲击展开系统方面已经进行了大量研究开发, 有些系统离

实际应用已经不远, 它们的出现将对未来航天飞行器效率产生重要影响。

参考文献

- [1] Thomas Loren R. Fabrication of complex high-performance composite structures at low cost using VARTM[J]. SAMPE Proceedings, 2002, 47(2) : 1317 - 1329.
- [2] Fleeman E L. Tactical missile design[J]. SAMPE Journal, 2000, 36(4) : 106 - 115.
- [3] Facciano A. High-temperature organic composite applications for supersonic missile airframes[J]. SAMPE Journal, 2000, 36(1) : 9 - 23.
- [4] Huerta M. The development of a carbon fiber supersonic missile control surface[J]. SAMPE Journal, 2006, 42(2) : 57 - 67.
- [5] An Hou. Design and fabrication of CFRP interstage attach fitting for launch vehicles[J]. Journal of Aerospace Engineering, 1999(7) : 83 - 91.
- [6] Wilson B. Organic matrix composites for liquid oxygen tankage [J]. SAMPE Proceedings, 2005, 50: 68 - 76.
- [7] Epstein G. Composites: A key to space systems[J]. SAMPE Journal, 1996, 32(1) : 24 - 29.
- [8] Wienhold Paul D. The development of high-temperature composite solar array substrate panels for the messenger spacecraft [J]. SAMPE Journal, 2003, 39(6) : 6 - 17.
- [9] Hickey Gregory S. Four-frequency selective surface spacecraft sub-reflector antenna[J]. Microwave Journal, 1996, 39(5) : 45 - 54.
- [10] Hoffman Charles N. Development of a composite (K1100/CE) satellite bus structure[J]. SAMPE Proceedings, 1996, 41(1) : 814 - 828.
- [11] Gernert Nelson J. Composite material heat pipe radiator[C]. Proceeding of the 1st Conference on Next Generation Launch Systems and 2nd Spacecraft Thermal Control Symposium, 1996: 753 - 763.
- [12] Ennis D H. Advanced strategic interceptor composite structures [C]. Proceeding of the Internal Conference on Advanced Composite Materials, 1993: 109 - 114.
- [13] 佐久间. 尖端材料的发展现状[J]. Japan Association of Defence, 1997(6) : 52 - 77.

APPLICATION OF ADVANCED POLYMER MATRIX COMPOSITES IN MISSILE AND AEROSPACE

Song Jianlang

(Shanghai Institute of Spaceflight Information, Shanghai 201109, China)

ABSTRACT The applications of advanced polymer matrix composites in strategic missile, tactical missile, launch vehicle, and solar array, payload, bodystructure, truss structure, thermal control system and pressure vessel of the spacecrafts over the past decade were summarized. A brief analysis was made on the development trend of advanced polymer matrix composites in the future.

KEYWORDS polymer matrix composite, structure, missile, launch vehicle, spacecraft

比利时推出新型聚氨酯安全气囊罩

比利时 QuadrantCreative Moulding & Systems 公司和第一级汽车供应商 Autoliv 合作, 推出新系列聚氨酯类乘客安全

气囊罩, 并已用于如大众 Golf、奥迪 A3、Seat Leon 和法比亚等汽车。与使用金属材料相比, 可使气囊罩减轻 50%, 而且加工时间更快, 操作更简单, 成本更低。(中聚网)