

运载火箭固体发动机复合材料技术发展现状

崔红 李瑞珍

(西安航天复合材料研究所,西安 710025)

文 摘 介绍了代表目前运载火箭固体发动机材料技术水平的欧洲织女星(Vega)三级发动机和作为未来织女星和新一代运载火箭技术验证的 Zefiro 40 发动机以及日本 Epsilon 固体发动机的技术特点及其复合材料与工艺研究进展,结合我国运载火箭固体发动机材料的技术现状,提出发展建议。

关键词 小型运载,固体发动机,复合材料

中图分类号:V45

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.03.001

Development Status of Composite Material for Solid Booster of Launcher System

CUI Hong LI Ruizhen

(Xi'an Aerospace Composites Research Institute, Xi'an 710025)

Abstract This paper presents an overview of recent development of composites materials and technologies for three stage solid rocket motor of European launcher Vega and a technological demonstrator to identify new launcher designs and future evolution Vega named Zefiro 40, as well as three stage rocket of Japan launcher Epsilon which depute the state of the art of solid launcher abroad. The development suggestions in composites technologies for solid launcher domestic are proposed.

Key words Launch vehicle, Solid booster, Composite materials

0 引言

人类空间探索的不断深入,对火箭的运载能力不断提出新的要求。小型运载火箭就是应低成本发射和快速进入空间需求发展起来的。为了对热点地区实时发射侦查卫星,美国先后开发了许多以发射小卫星为主的小型运载火箭,如 Pegasus(飞马座)、Taurus、Minotaur 以及 ATK 运载器等。这些主要以退役战略导弹发动机为动力装置或者以成熟可靠的 Orion、STAR、castor 系列宇航发动机为动力。而欧洲和日本等国家和地区为了开拓空间发射市场,近年来分别发展了 Vega(织女星)、Epsilon 等固体运载火箭,其发动机还作为多项新技术的验证机,为未来重型运载等技术提供技术支撑。在亚洲,印度作为航天运载的后起之秀,也进行了 GSLV MK3 运载火箭的研制,其 S200 助推器是印度本土研制的、仅次于美国航天飞机 RSRM 固体助推器和阿里安 P230 固体助推器

的世界第三大固体火箭助推器^[1]。立足于国内技术水平和发展需求,我国开发相应固体运载及助推火箭不仅是固体火箭发动机技术本身的应用发展趋势,也能有效带动相关材料、工艺及装备技术的进步。我国正在新一代运载火箭助推系统研制中大力发展大型固体助推火箭,这将有力提升我国固体发动机材料技术与应用水平,缩短与国际先进水平的差距。

本文介绍 Vega、Zefiro 40 和 Epsilon 国外新一代运载火箭固体发动机的技术特点及其复合材料与工艺研究进展,结合我国运载火箭固体发动机材料的技术现状,提出发展建议。

1 欧洲固体运载火箭发动机材料技术

1.1 Vega 的技术特点及其材料与工艺水平

Vega 运载火箭计划始于意大利研制的小型运载火箭,2000 年该计划被欧空局采纳后,作为在意大利领导下的多国项目开展研制^[2-3]。研制目的是作为

阿里安(Ariane)5火箭和联盟号(Soyuz)火箭的补充,用于发射政府和商用小型有效载荷(1 500 kg)到700 km高度的环极轨道。

Vega运载火箭总长30.22 m、直径3.005 m,发射质量139 t,发射推力2 700 kN,是3个固体子级外

加一个液体上面级AVUM的四级小型火箭。目前Vega火箭I、II、III级发动机P80FW、Zefiro 23和Zefiro 9已分别于2006年11月、2006年6月和2005年12月成功进行了首次点火试车。其主要技术参数见表1。P80FW发动机的技术见图1。

表1 Vega三级固体发动机的技术性能

Tab.1 Specifications of three stage solid rocket for Vega propulsion systems

发动机	级长 /m	直径 /m	壳体 材料	燃烧时间 /s	最大工作 压力/MPa	喷管 材料	喷管扩 张比	推进剂 质量/kg	目标惰性 质量/kg
I级 P80FW	10.56	3.005	碳纤维/环氧	107	10	C2 C/P 扩张段 Naxeco-热解碳 3D C/C 喉衬	16	88383	7405
II级 Zefiro 23	7.59	1.905	碳纤维/环氧	72	9.5	C2 C/P 扩张段 4D C/C 喉衬	27	23900	1860
III级 Zefiro 9	3.860	1.905	碳纤维/环氧	111	6.7	C/P 扩张段 4D C/C 喉衬	61	10115	835

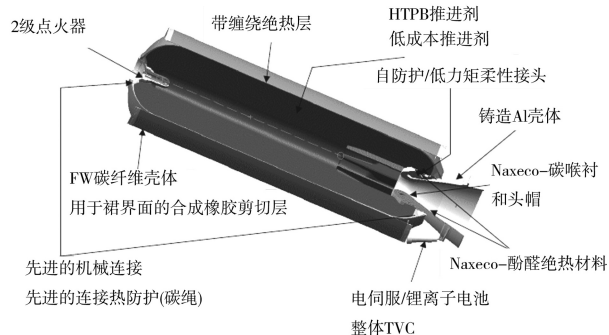


图1 P80发动机的技术

Fig.1 P80 SRM Technology

P80FW发动机是欧洲最大的整体式复合材料固体火箭发动机^[4-6]。P80FW既用作Vega火箭的第一级发动机,也是一台技术验证机。它采用的多项新技术都可能被应用于欧洲的主力重型运载火箭上,从而使其达到更高的性价比,是Vega运载火箭计划研制的重点。

P80FW发动机采用的新技术包括3 m直径的碳纤维增强复合材料纤维缠绕壳体;充填有机纤维和玻璃微球的低密度三元乙丙橡胶(EPDM)内绝热层;Naxeco针刺预制体热解碳基体(Naxeco-PyC)的3D C/C喉衬和RTM成型碳/酚醛(C/P)构件;采用锂离子电池的机电式推力矢量控制系统等。

碳纤维增强复合材料纤维缠绕壳体发动机质量比要求高,使壳体增强材料选材非常有限,要求纤维强度>6 GPa,弹性模量约为300 GPa。可供选择的有Hexcel IM10、Hexcel IM8、T1000GB、M30S等。Hexcel IM9性能类似于IM8纤维,但其成熟度级别和生产速率低,因此没有被考虑。P80FW壳体采用M30S纤

维,树脂体系为UF3325。

壳体内绝热层为Kevlar纤维和玻璃微珠填充的EPDM橡胶低密度绝热层。成型方式为半自动带缠绕(称为PTSTM)。橡胶带用有机粗纱支撑,缠绕到安装了凸台和应力释放挡环的芯模上。封头和筒段的连接处需要进行局部机加。

Naxeco-PyC喉衬与Ariane 5上使用的Novoltex-Pyc喉衬相比,最大的改进是针刺预制体采用低成本的PAN基碳纤维制造(Novoltex预制体采用PAN预氧化纤维)。由于这些纤维不需要高温热处理就可将PAN纤维转化成碳纤维,而且预制体在复合增密过程中的体积收缩小,因而具有更低的成本和较好的性能,断裂强度可提高50%~100%。

为了降低柔性接头力矩,开拓性使用了合成橡胶而非目前使用的天然橡胶,可使剪切模量降低40%;可以使用低能量的伺服结构,实现减重;另一方面复合材料增强件柔性接头具有自防热的功能,可简化结构设计;采用玻璃/环氧复合材料增强件以降低成本。

在P80FW喷管中首次采用了3D RTM成型C/P构件^[7]。传统的黏胶丝布带缠绕扩张段绝热层制备周期长、耐烧蚀,但由于力学性能低,一般需要结构支撑,成本高。而且部件在试车后由于冷却会出现大的开裂。采用针刺预制体结构具有高的力学性能,可取消金属支撑。同时采用PAN基碳纤维原材料具有更低的成本,RTM工艺无需胶带浸渍和储存、成本降低。RTM成型了扩张段出口锥和柔性接头防热环,考虑到其产量非常少,为了降低成本采用了橡皮袋热压罐固化,避免昂贵的金属模具,其制备流程见表2。RTM C/P构件的性能与2D C/P相当,减重达10%。

表2 3D与2D C/P 喷管绝热材料制备流程对比

Tab.2 Comparison flow chart for 3D and 2D carbon phenolic insulation material

2D C/P	3D C/P
黏胶丝基碳布	聚丙烯腈基碳布
碳布浸渍	预制体针刺
裁带	酚醛树脂 RTM
布带缠绕	固化
固化	机加
机加	

固定体绝热采用 Kevlar 短切纤维填充橡胶带缠绕成型的 EG2 橡胶绝热材料,与 C/P 相比可降低成本,这已在 Ariane 5 上得到了应用。

Vega II、III 级 Zefiro 23 和 Zefiro 9 发动机壳体也采用碳纤维缠绕复合材料壳体,但由于严格的质量比要求,与 P80 壳体采用 M30S 纤维不同,Zefiro 23 和 Zefiro 9 采用了 T1000G,树脂体系均为 UF3325。Avio 已严格表征了其特点。几种碳纤维的性能比较见表 3。

表3 壳体用碳纤维的性能

Tab.3 Properties of carbon fibers for rocket case

牌号	丝束	拉伸强	弹性模	直径	延伸率	密度	C 含量
	/K	度/GPa	量/GPa	/μm	/%	/g·cm ⁻³	/%
T1000G	12	6.37	295	5	2.2	1.80	
M30S	18	5.49	295	6.5	1.9	1.73	98
HEXCEL IM8	12	6.10	303	5.1	1.84	1.79	94
HEXCEL IM10	12	6.96	303				

表4 典型的 C2 和 NARC 性能^[8]

Tab.4 Properties of typical C2 and NACR material

型号	纤度	纤维	织物	织物密度/根·cm ⁻¹		面密度	厚度	碳含量	灰分	密度	碳布强度/10 ⁻³ N·m ⁻¹	
	/g·cm ⁻¹	丝束/根	结构	经向	纬向						经向	纬向
NARC	1650	720	8HS	14~16	14~16	0.25~0.29	0.40~0.53	>94.0	0.0~1.0	1.7~1.9	>20	>15
C2 TM	3300	2000	8HS	16~21	14~18	0.28~0.38	0.56~0.84	>94.0	0.0~2.0	1.9~2.15	>140	>80

表5 含 30% 橡胶 SC1008 酚醛树脂层压板的性能^{[7]1)}

Tab.5 Laminate properties of SC1008 phenolic resin containing 30% elastomer

层压板	经向拉伸		经向压缩		经向弯曲		±45° 拉伸			密度	公称厚度
	强度	模量	强度	模量	强度	模量	强度	模量	延伸率		
	/MPa	/GPa	/MPa	/GPa	/MPa	/GPa	/MPa	/GPa	/%	/g·cm ⁻³	/mm
C2 F562	262	12.4	131	12.4	2.7	11.0	53.8	2.8	7.2	1.33	0.38
NARC 改性酚醛	22	1.66	27.5	-	30	1.65	14	1.23	4	1.38	0.12

注:1) 经向拉伸的测试标准为 ASTM D-638; 经向压缩的测试标准为 ASTM D-695; 经向弯曲的测试标准为 ASTM D-790; ±45° 拉伸的测试标准为 ASTM D-638; 密度的测试标准为 ASTM D-792。

1.2 Zefiro 40 发动机的材料与工艺水平

根据 Vega 的改进计划,为提高运载火箭性能、载荷适应性和降低成本,特别是如果将第 I 级装药量提高到 120 t, II 级提高到 40 t, 对于载荷量的增加具有重要意义,为此,ELV 和 S. p. A Avio 开始了以一系列宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2014 年 第 3 期

Zefiro 23 和 Zefiro 9 发动机喷管采用钢增强件低模量橡胶柔性接头;喉衬是 4D C/C 材料,头帽和扩张段是 C/P 材料。

尽管 II、III 级的技术已经可以认为是成熟的,2006 年仍进行了两项新设计以进一步提高性能。第一个是改进发动机裙的制造工艺和设计。在实际生产中,由于工装问题,裙与壳体的界面在缠绕和固化时因为裙模具相对壳体运动导致制造缺陷,通过采用新工艺解决了此问题。另一个改进是柔性接头的设计。柔性接头由于失稳曾经出现力学破坏,为此对橡胶材料进行了改进并增加了金属增强件的厚度。

一直以来,国外 SRM 喷管设计都是采用黏胶丝 2D C/P 复合材料(树脂体系为 RS101 酚醛,C/P 复合材料中纤维含量 65%,复合材料密度 1.5 g/cm³)^[7-9]。不同的宇航级黏胶丝(ICR, Avtex, NARC, CYDSA)碳布曾经用于固体火箭发动机。SNECMA 采用 NARC 黏胶丝碳布进行 Ariane 5 等固体发动机喷管生产。1996 年,SNECMA 开展了 NARC 黏胶丝的替代计划,其中 Raycard C2TM 全尺寸构件首先在 Ariane 5 得到考核,到 2006 年,已有超过十台喷管成功参加飞行试验,并在 Vega 发动机上得到应用。C2 黏胶丝碳布的性能见表 4。C2 黏胶丝碳布还被成功用于橡胶改性酚醛短纤维模压复合材料,其成型方法与 NARC 增强酚醛复合材料类似。复合材料性能比较见表 5。

功能要求为特征的装药量 40 t,将来可用于第 II 级,作为未来 Vega 和新一代运载火箭技术验证的 Zefiro 40 发动机的研制^[10]。

Zefiro 40 发动机直径 2.4 m、长 7.6 m、燃烧时间 95.5 s、最大压力 11.5 MPa、推力 1 260 kN、比冲

290.7 s。Zefiro 40 发动机的长度和最大推力与 Zefiro 23 发动机相当,但直径更大、燃烧时间更长。Zefiro 40 发动机具有很高的质量比,这是由于它采用了多项新材料和新技术,包括采用极低密度的橡胶绝热层(与 Vega SRM 上使用的相比具有新的分子结构)、高性能碳纤维预浸渍带成型、自防护复合材料喷管柔性接头、分段复合材料壳体技术(未来发展的大型固体火箭发动机,见图 2)等。

碳纤维壳体采用在室温下具有更好稳定性的碳/环氧预浸料制备。为了减小复合材料壳体内热防护层的厚度,专门研究了一种具有更高的 T_g 环氧树脂。增强纤维则采用新一代高强/轻质碳纤维以进一步减小惰性质量。而且为了减少复合材料裙的制造缺陷,采用了纤维带自动铺放技术(ATL)以确保铺带和切割的高精度。

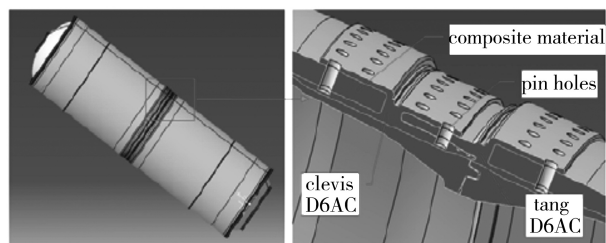


图 2 两分段的复合材料壳体

Fig 2 Segmented composite case exemplum

喷管采用复合材料柔性接头从而可以实现大幅度减重。同时,为了减少 C/P 扩张段的起皱缺陷特别是小端的缺陷,采用液体树脂注射技术。分析认为传统带缠绕技术中外表面出现起皱是由于固化热循环过程中加压造成的。而液体树脂注射这种工艺方法包括以下三步:(1)纤维预制体的铺设;(2)真空袋设备下用专门研制的树脂浸渍预制体;(3)固化。不仅可以解决起皱问题,而且可以显著降低制造成本。

2 日本 Epsilon 运载火箭材料技术的特点

在大型固体火箭方面,日本近年来发展很快,与美、欧、印度等是装药量达到百吨级的少数国家和地区之一。基于不同的研究和实验,日本从 1955 年开始研制自己的运载火箭,并形成了 L、M、H 等系列。近年来,针对中小型卫星市场固体火箭技术的发展,日本将精力集中在新型小型固体燃料火箭 Epsilon 的开发工作上^[11-12]。目标是使其成为世界的 No. 1。Epsilon 火箭能够发射结构质量 < 500 kg 的小型星际探测航天器,也可以发射 1 200 kg 的低地球轨道卫星。计划 2013 年首飞,为三级固体火箭发动机(表 6 和图 3,分别是 H-2B 的第 I 级和 M-V 的 II、III 级),直径 2.5 m、总长 24 m,起飞结构质量 91 t。其技术特点是准备时间短,简易操作便能发射。发射准备时间由 M-V 的 41 d 缩

短到 6 d,发射时间由 9 h 缩短到 3 h,为目前世界上最短,完全是反卫星或洲际导弹技术的延伸。

表 6 Epsilon 的三级固体发动机^[11-12]

Tab. 6 Specifications of three stage solid rocket for Vega propulsion systems

项目	总质量 /t	装药量 /t	推力 /kN	工作时间 /s	比冲 /s	直径 /m	长度 /m
I 级 SRB-A	74.7	66	1580	120	283.6	2.5	15
II 级 M34c	11.6	10.7	377	105	299.9	2.2	3.6
III 级 KM-V2b	3.0	2.5	81.3	91.1	301.7		

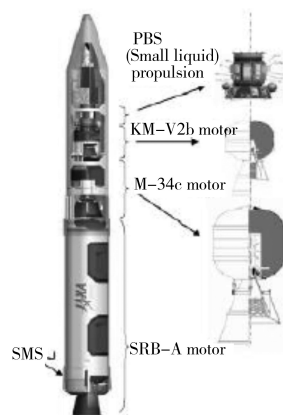


图 3 Epsilon 运载火箭

Fig. 3 Epsilon solid launcher

Epsilon 研制分为两个阶段:第一个阶段主要继承 H-IIA、M-V 运载火箭中一些成熟技术,2010 年开始;第二阶段的目标是研制新型小型固体运载器。

SRB-A 发动机在 ATK 运载火箭集团的技术支持下,采用整体碳纤维—环氧纤维缠绕壳体。喷管采用了装有整体喉衬入口段的钟形喷管。3D C/C 复合材料整体喉衬外径约 1 100 mm(内径 600 mm 左右),高约 350 mm。偏转和俯仰机动控制采用 MNTVC 系统。

M-34C 是高性能上面级发动机。发动机绝热层是芳纶纤维填充 EPDM 橡胶。发动机有几个技术特点:压力固化起点的网格、整体纤维缠绕碳纤维/环氧壳体、喉栓式可分离点火器、螺旋弹簧 extensor 展开的延伸喷管等。

KM-V2b 也是高性能上面级发动机。真空比冲是日本制造的 SRM 中最高的。

新的 Epsilon 火箭其技术改进包括:采用新型无毒的高能推进剂;新型的超声检测方法替代现有的 X 射线检测以降低成本;采用新技术提高壳体和喷管绝热层的功能达到减重目的。

Epsilon 运载火箭具有显著的战略转化能力,能够直接转化成战略武器系统。

3 我国固体小型运载火箭材料技术的特点

我国的固体火箭发动机主要在战略战术武器、宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2014 年 第 3 期

航发射远地点发动机、逃逸发动机等领域得到应用。经过几十年的发展,在燃烧室设计、大型柔性喷管、高性能复合材料、固体发动机性能检测、地面试验等技术方面取得长足发展,已形成1、1.4、2 m 固体火箭发动机直径系列,与国外固体运载、固体助推发动机装药量差距明显。

近年来伴随着固体运载技术的需求,我国发展新型较大尺寸2 m 系列发动机推力可达120 t,采用金属壳体、金属增强件柔性接头、多向编织C/C 喉衬、布带缠绕C/P-高硅氧/酚醛喷管防热部件。其发动机喷管是我国研制的同类型最大尺寸复合材料制品,成功解决了大型多向编织C/C 复合材料成型、柔性喷管热防护、复合材料多部件机加组装等技术,代表了我国固体发动机喷管复合材料的技术水平,并应用于更大尺寸的助推发动机研制。

以满足未来大型固体助推器发展需求为目标,我国还开展了大型固体发动机分段对接关键技术攻关。2010年至2011年,先后成功进行直径 $\Phi 1$ m/2分段、 $\Phi 2$ m/3分段发动机的地面热试车。壳体分段连接与密封结构设计技术、燃烧室分段绝热对接技术、药柱端面限燃技术、分段式发动机内弹道预示技术等多项关键技术得到验证。

4 结语

我国的固体运载/助推发动机技术已经起步,对大型高性能复合材料构件的高可靠、低成本提出明确需求。对比国外先进固体小型运载火箭材料技术,我国应加强以下方面的研究:

(1)先进复合材料的应用以实现更高的性能和低成本。以整体结构复合材料壳体与裙的应用为代表P80FW整体式碳纤维复合材料固体发动机直径3.005 m、长10.56 m、装药量达88 t。研制大型分段复合材料筒体以具有更强的适应性;通过采用具有自防护功能复合材料柔性接头实现伺服机构的减重。

(2)结构工艺设计更加精细化。如复合材料壳体采用不同的增强纤维以实现高质量比;为实现质量的精细化控制,研究碳纤维预浸渍带缠绕技术(干法缠绕)、复合材料裙采用纤维铺放技术等。

(3)发展新型的喷管成型技术。喷管烧蚀防热材料在传统的黏胶丝碳布布带缠绕基础上发展了Naxeco-RTM成型、缠绕成型新型橡胶绝热材料等。

(4)发展大型装备技术。亟需开展大型壳体缠绕成型设备、大型C/C喉衬成型用高温处理、高压致密设备以及大型喷管组件的自动化组装装备的研制,使装备技术与材料同步发展。

参考文献

- [1] GSLV launched successfully [J]. Current Science, 2001, 80(10)
- [2] Stefano Bianchi. VEGA, the European small launcher: Development status, future perspectives, and applications [J]. Acta Astronautica, 2008, 63: 416-427
- [3] Didier Boury, Aude Copey, Philippe Cloutet. Large solid rocket motors for future european launcher [R]. AIAA 2012-3888, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 30 July - 01 August 2012, Atlanta, Georgia
- [4] Marco BIAGIONI, Maurizio CUTRONI, Philippe PAS-CAL. P80 FW SRM -new technologies for solid rocket motor-status of development [R]. AIAA 2004-4220, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida
- [5] Gautronneau E, Cros C Ph. Pascal. Vega program-the P80 FW SRM nozzle [R]. AIAA 2004-4219, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida
- [6] Gautronneau E, Boury D, Chevrollier A. P80 nozzle low cost technologies [R]. IAC-06-C. 4. 2. 5, 57th international Astronautical Congress Valencia, Spain-October 2-6, 2006
- [7] Michel Berdiyev, Martine Dauchier, Christophe Just. A new ablative material offering nozzle design breakthroughs [R]. AIAA 2011-6052, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 31 July - 03 August 2011, San Diego, California
- [8] Peake S L, Ellis R A, Broquere B. Update: sustainable carbonized rayon for solid rocket motor nozzles [R]. AIAA 2006-4598, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 9 - 12 July 2006, Sacramento, California
- [9] Boury D, Bouvier F, Chevrollier A. C2b rayon source requalification for carbon phenolic nozzle insulators [R]. AIAA 2011-6133, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 31 July - 03 August 2011, San Diego, California
- [10] Angelone M, Mascanzoni F, Milana C. Technological and programmatic development of Zefiro 40 solid rocket motor [R]. AIAA 2012-4213, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 30 July - 01 August 2012, Atlanta, Georgia
- [11] Imoto T, Morita Y, Tokudome S. The development status of the epsilon launch vehicle [R]. AAS 12-573, VOL. 146, Advances in the Astronautical Sciences, 13th ISCOPS, May 15 - 18, 2012, Kyoto, Japan
- [12] Tokudome S, Habu H, Ui K. Solid propulsion systems for epsilon launch vehicle [R]. AIAA 2012-4212, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 30 July - 01 August 2012, Atlanta, Georgia

(编辑 李洪泉)