

大型固体火箭发动机喷管喉衬技术研究进展

王富强^{1,2} 张 力² 陈 建¹

(1 西安工业大学, 材料与化工学院, 西安 710021)

(2 西安航天复合材料研究所, 西安 710025)

文 摘 大型固体火箭发动机喷管的研制, 必须掌握关键的大尺寸喉衬技术。本文梳理了法国、日本、美国、印度的大型固体发动机喷管、喉衬技术的发展与应用, 分析总结了大尺寸喉衬的应用情况及材料制备工艺、烧蚀性能等; 对国内大尺寸喉衬的研制进展进行概括, 最后基于我国大型固体发动机喷管喉衬的现状, 对大尺寸喉衬设计、材料制备技术的未来发展进行了展望与总结。

关键词 固体发动机, 喉衬, 材料, 制备, 应用

中图分类号: TB34

DOI: 10.12044/j.issn.1007-2330.2020.06.002

Overview of Large Solid Rocket Motor Throat Development

WANG Fuqiang^{1,2} ZHANG Li² CHEN Jian¹

(1 School of Materials Science and Chemical Engineering, Xi'an Technological University, Xi'an 710021)

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

Abstract Large solid rocket motor (SRM) is well suited to space exploration mission, because of simple architecture, large thrust, and high reliability. Large throat is a key technology for the nozzle. This paper presents an overview of large SRM nozzle and throat international preparation, materials property, characterization of large SRM nozzle and throat in France, Japan, USA, India. Chinese large SRM throat technology was summarized, and directions for large throat design and material preparation are given.

Key words SRM, Throat, Material, Preparation, Application

0 引言

随着世界航天技术的发展, 人类太空活动范围日益扩大, 对进入空间的航天运载能力提出了更高的要求, 如登陆月球、火星探测、深空探测等项目对大型火箭发动机有明确的运载能力需求^[1-3]。固体火箭发动机推力大、推重比高、结构简单, 在降低重力损失、提升质量比方面具有明显优势, 可满足低成本、快速发射、长期贮存等要求, 已广泛应用于重型运载火箭的助推器、一级发动机等。大型固体发动机不仅可提升运载能力, 还可有效降低系统复杂性^[4-7]。

喉衬是固体火箭发动机喷管的关键部件, 工作在高温、高压、高速且含有气固两相流条件下, 其烧蚀性和热结构完整性决定了发动机推力性能。喉衬材料主要有钨、石墨、碳布/酚醛、碳/碳复合材料(C/C)等, C/C材料因其抗烧蚀性能好、比强度高、热

胀系数小、热导率高、结构性能好而得到广泛应用, 也成为未来高性能固体发动机喉衬材料的最佳选择^[8-9]。

随着固体运载火箭发动机推力的增大, 装药量增加, 发动机流量增大, 喉衬向大型化方向发展。大型固体发动机喉径基本在 $\Phi 400 \sim \Phi 1\,500$ mm, 且工作时间一般在百秒以上, 喉衬烧蚀量大幅增加, 对喉衬材料提出了严峻挑战, 特别是尺寸效应增大后的热应力及烧蚀对喉衬完整性造成严重威胁, 甚至影响到发动机的成败。喉衬材料的结构设计、制造工艺是大型发动机喷管研制需攻克的关键技术。本文主要介绍了国外大型固体火箭发动机喷管、喉衬技术发展与应用, 以期为我国大型固体火箭发动机喉衬研制提供借鉴。

1 国外大型固体发动机喉衬技术

国外从20世纪60年代开始大型固体发动机的

收稿日期: 2020-05-14

基金项目: 装备预先研究项目(30506070503)

第一作者简介: 王富强, 1981年出生, 博士研究生, 高级工程师, 主要从事C/C材料应用研究工作。E-mail: shiyanshi050428@163.com

研究,早期主要用于弹道导弹的一级发动机,后来用于重型运载火箭、航天飞机的助推器等。近年来大型固体发动机主要通过壳体、喷管、喉衬等部件升级,向新一代高性能、低成本方向发展。以下将大型固体发动机喷管喉衬技术发展按国别进行梳理总结。

1.1 法国(欧洲)

法国通过阿里亚娜系列(Ariane)、织女星系列火箭(Vega)掌握了大型固体发动机技术,进行了多项新技术、新材料和新设计的验证与应用,其中包括大型C/C复合材料喉衬技术。目前在用的大型固体发动机有P230、P80发动机,研制中的有P120C发动机等,其中P120C 2015年开始研制,用于Ariane 6助推器和Vega-C火箭第一级,2018年7月进行首次静态点火试验,2019年1月成功进行了鉴定试验。Ariane 6火箭、Vega-C火箭分别于2018年、2019年完成首飞。

1.1.1 P230 固体发动机

P230固体发动机用于Ariane 5助推器,发动机尺寸为 $\Phi 3\text{ m}\times 25\text{ m}$,喷管的设计与制造为法国欧洲动力公司。为了降低喷管成本,提高可靠性,P230发动机先后使用了喷管A、喷管B两种结构,喉衬材料均为C/C复合材料。

喷管A喉衬实物如图1所示^[10],由C/C材料收敛段、喉衬入口、喉衬三部分组成,喉径为 $\Phi 900\text{ mm}$,厚度约100 mm,最大外径约 $\Phi 1\ 300\text{ mm}$,喉衬总质量为225 kg,1993年第一次地试成功,经过20多次地试与飞行验证的喉衬单边烧蚀量约20 mm,燃烧时间约128 s,平均压强约4.5 MPa^[11]。P230喷管C/C喉衬材料预制体采用聚丙烯腈基(PAN)预氧丝针刺技术成型(Novoltex[®]技术),纤维体积分数为23%~28%,预制体经碳化、化学气相渗透(CVI)工艺致密,最终喉衬体积密度约1.75 g/cm³^[12]。

为降低C/C材料喉衬制备成本,提高生产效率,



图1 P230喷管A C/C喉衬实物
Fig. 1 C/C throat of P230 nozzle-A

P230发动机由喷管A改进为喷管B,喉衬结构由三部分变成两部分,C/C喉衬预制体改用碳纤维针刺技术成型(Naxeco[®]技术),Naxeco预制体技术是对Novoltex技术的优化与发展,原材料改进为PAN基碳纤维,使用 $\pm 45^\circ$ 无变形碳布(Primeco[®])铺层,预制体制备采用碳布带边缠绕边针刺,不仅节约针刺工序时间和成本,而且使纤维体积分数增加到35%^[13]。喉衬致密化采用快速、低成本的电耦合化学气相渗透(DC-CVI)技术,有利于提高喉衬内表面密度,提升喉衬的烧蚀性能。致密过程由于减少了预氧丝碳化工序,预制体体积收缩变形小,同时节约了碳化用防变形工装费等。喷管B C/C喉衬毛坯如图2所示。C/C喉衬经热试车验证,单边烧蚀量由20 mm下降到15 mm。



图2 P230喷管B C/C喉衬毛坯图
Fig. 2 C/C throat of P230 nozzle-B

1.1.2 P80 固体发动机

P80固体发动机用于Vega火箭的第一级,为大型整体式复合材料发动机,尺寸为 $\Phi 3\text{ m}\times 11.2\text{ m}$,推进剂质量88 t,平均推力190 t,P80的研制更加注重于低成本技术^[13],其中C/C材料喉衬是基础改进项目之一。

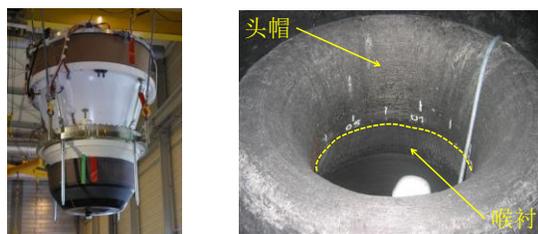


图3 P80喷管及试车后C/C喉衬
Fig. 3 P80 nozzle and tested C/C throat

P80发动机C/C材料喉衬制备采用Naxeco预制体,DC-CVI技术致密,基体为全热解碳。喉衬分为头帽、喉衬两部分,喉径为 $\Phi 496\text{ mm}$,高度为500 mm,平均工作压强9.5 MPa,工作时间约109 s。其中两发地试喉衬单边烧蚀量在20~25 mm^[14],烧蚀后C/C喉衬实物如图3所示,烧蚀后的喉衬内型面整体平滑,没有明显的烧蚀坑、凹槽等。

1.1.3 P120C 固体发动机

P120C 发动机为大型整体式复合材料壳体固体火箭发动机,是对 P80 发动机的继承与发展。P120C 发动机尺寸为 $\Phi 3.4 \text{ m} \times 13.5 \text{ m}$,壳体采用高性能碳纤维预浸带干法缠绕成型,装药量为 142 t,已测试的 P120 C 最大推力达 474 t,最大工作压强为 9.3 MPa,燃烧时间为 135 s,喉衬烧蚀率未见公开报道。P120C 发动机及喷管实物如图 4 所示。P120C 喷管喉衬由 C/C 材料头帽、喉衬两部分组成,喉径尺寸为 $\Phi 577 \text{ mm}$ 。C/C 喉衬预制体采用碳纤维带针刺成型(Naxeco 技术),致密化使用 DC-CVI 技术。喉衬致密过程通过精确控制壁厚,减少毛坯尺寸,以提高内部密度均匀性,同时达到缩短致密化时间,提高生产效率的作用,以满足喷管低成本的需求^[15-16]。



图 4 P120C 固体发动机及喷管
Fig. 4 P120C SRM and nozzle

法国的喉衬技术发展表明:喉衬的结构设计尤其重要,研制过程需多次优化结构与材料。喉衬材料性能要求不断提高,特别是抗烧蚀性,以满足高压强、大推力的需求。

1.2 日本

日本大型固体发动机(SRM)主要有 H 系列运载火箭捆绑式固体助推器(SRB),如 M-V 火箭的一级 SRM,研制中的 H3 火箭助推器 SRB-3,艾普西龙(Epsilon)火箭的一级发动机等。日本的大尺寸喷管喉衬大多使用石墨、C/C 复合材料等^[17-18]。

M-V 固体运载火箭(2006 年退役)从第五次发射开始, I、II、III 级喷管喉衬由石墨改为 3D C/C 材料,其中 I 级 C/C 喉衬外径达 $\Phi 1100 \text{ mm}$,喉径约 $\Phi 600 \text{ mm}$,高度为 350 mm,密度最高达 2.0 g/cm^3 、孔隙率 $\leq 5\%$ ^[17-19],由石川岛播磨重工研制,喉衬预制体及实物如图 5 所示。C/C 喉衬使用 T300 级 PAN 基碳纤维,预制体为圆筒形软纱三向正交结构,结构示意图如图 6 所示。预制体轴向、径向、环向(Z、R、C)三向的纤维体积分数均为 16%,推算预制体密度约 0.85 g/cm^3 。预制体采用沥青浸渍高压碳化工艺致密,碳化最高压力 98 MPa,并经 $2500 \text{ }^\circ\text{C}$ 石墨化处理,喉衬的设计密度大于 1.93 g/cm^3 ,材料具有优异的热学与

力学性能,Z、R、C 向的热胀系数(CTE)均较低,且非常接近, $2000 \text{ }^\circ\text{C}$ 温度下 CET 为 $2.0 \times 10^{-6} / \text{K}$,呈各向同性特征^[20-21]。



图 5 M-V 一级喉衬预制体及 C/C 喉衬实物
Fig. 5 M-V first stage throat preform and C/C throat

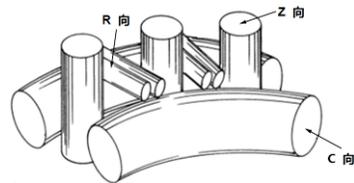


图 6 喉衬预制体结构示意图
Fig. 6 The diagram of perform structure

H-2 运载火箭使用两台尺寸为 $\Phi 1.8 \text{ m} \times 23.4 \text{ m}$ 的 SRB,喷管喉衬为石墨材料,喉径为 $\Phi 534 \text{ mm}$,外径为 $\Phi 1689 \text{ mm}$,燃烧时间约 94 s^[22]。为提高火箭可靠性,H-2A、H-2B 火箭助推器使用改进型助推器 SRB-A,其尺寸为 $\Phi 2.5 \text{ m} \times 15 \text{ m}$,喉衬为整体式 3D C/C 材料,喉径约 $\Phi 600 \text{ mm}$ ^[23]。日本新一代先进固体运载火箭 Epsilon,一级发动机使用 H-2A 火箭固体助推器 SRB-A,装药量为 66.3 t,平均推力为 161 t,燃烧时间为 120 s,真空比冲为 283.6 s。

日本正在研发的 H3 火箭将使用新的固体助推器 SRB-3,SRB-3 与 SRB-A 尺寸完全相同,也可用于 Epsilon 火箭的一级,SRB-3 于 2018 年 8 月进行了地试,试验发动机如图 7 所示,最大压强为 10.7 MPa,燃烧时间为 110 s,最大推力为 218 t^[24-26],从降低成本、提高可靠性、继承成熟技术等方面推测,其喉衬材料仍使用 SRB-A 中的 C/C 复合材料技术。



图 7 SRB-3 发动机地面试车图
Fig. 7 SRB-3 motor ground firing test

日本的喉衬技术发展表明:3D 结构 C/C 材料喉衬整体性好,提高材料的密度有利于抗烧蚀性。三维结构 C/C 材料更适用于大尺寸、高压强喉衬,也是喉衬发展的方向。

1.3 美国

美国从20世纪60年代开始使用大型固体火箭发动机作为重型运载火箭助推器(SRB),并形成了“大力神”、“宇宙神”、航天飞机、“战神”系列SRB。近年来美国开始研发太空发射系统、下一代发射系统的SRB,SRB壳体直径约 $\Phi 3.05\sim\Phi 3.77$ m,长度在34~54 m,工作时间在110~140 s,平均压强为3.6~4.3 MPa,最大推力超过1 600 t。喷管喉衬材料主要为碳布/酚醛、石墨布/酚醛树脂基复合材料^[27-34]。

美国“大力神3”、“大力神4”固体助推发动机代号为UA1205、UA1207,其喷管喉径分别为 $\Phi 957.6$ mm、 $\Phi 1 056.9$ mm,喷管喉衬材料为石墨布/酚醛,密度为 1.427 g/cm^3 ,其中树脂基体占比为34.5%,喉衬制备工艺:将6个环形层压件放入模具,在气压釜中0.7 MPa压力下固化成型^[27],层压件与燃气气流成 90° 夹角。热试车后喉衬的最大单边烧蚀量约为17.78 mm。“大力神4B”的改进型固体助推发动机(SRMU)喷管喉衬采用3D C/C材料,喉径为 $\Phi 818.28$ mm,于2000年3月热试车获得成功,平均压强为8.4 MPa,工作时间为140 s,推力为772 t,验证了SRMU喷管采用C/C材料的性能^[28]。

美国的航天飞机总计进行了135次飞行,使用了270枚助推器,助推器直径为 $\Phi 3.71$ m,最大长度为47.36 m,工作时间约120 s,平均压强为4.56 MPa,喉衬喉径为 $\Phi 1 367.96$ mm,推力高达1 500 t。在“挑战者”号航天飞机失事后对助推器重新设计,其中喉衬原材料使用北美人造丝公司的高温碳化纤维,以降低喉衬烧蚀,增加喉衬尺寸(喉径 $\Phi 1 463.55$ mm),提高了安全性、可靠性,发展了可重复使用的固体发动机(RSRM)^[29]。航天飞机助推器喉衬材料为碳布/酚醛,其制备周期短,成本低,减重好,绝热性能优异,但烧蚀率偏大。树脂基体为PF-106甲基热固性酚醛,其碳化后强度高,抗烧蚀性好^[30]。喉衬碳布铺层与内型面的夹角在 $15^\circ\sim 68^\circ$,喉径位置夹角为 $66^\circ\sim 68^\circ$,随着喉衬扩张比增大夹角变小。碳布/酚醛喉衬碳布铺层角度对烧蚀有较大影响,当铺层角度不合适,热应力超过喉衬碳化后的材料强度时,会出现异常烧蚀现象^[29,31-32]。

美国载人深空探索用重型火箭-太空发射系统(SLS),其助推器采用航天飞机可重复使用助推器升级版。喷管尺寸增加,碳布/酚醛喉衬喉径尺寸增加,喷管扩张比下降,其也用于战神火箭固体助推器。SLS 5段式发动机及其碳布/酚醛喉衬结构如图8所示,发动机直径为 $\Phi 3.71$ m,长度为54 m,装药量约628 t,推力高达1 633 t,2015年3月通过第一次质量鉴定试验^[33]。



图8 SLS五段式固体助推器及喉衬结构示意图

Fig. 8 SLS SRB and throat structure diagram

美国诺斯罗普·格鲁曼公司(Northrop Grumman)为美空军下一代发射系统(NGL,后更名为NSSL)研制新一代运载火箭,正式名称为Omega A,一级、二级分别为Castor-600、Castor-300固体发动机,Castor-600可升级为Castor-1200发动机。Castor系列三款发动机直径均为 $\Phi 3.71$ m,使用碳纤维壳体,端羟基聚二烯推进剂,长度分别12.7 m、22 m(两分段)、37.5 m(四分段),继承了航天飞机固体助推器技术^[34]。文献推测Castor-1200发动机喷管喉径为 $\Phi 1 367.96$ mm、压强约4.3 MPa,比冲、喷管重量等与航天飞机的RSRM保持一致^[2]。Castor-600发动机于2019年5月进行了全尺寸静态点火试验,工作时间为122 s,推力约952 t。Castor-300发动机于2020年2月进行了静态点火试验,工作时间140 s,推力约356 t。Omega A火箭计划于2021年发射。

美国大型固体发动机喷管喉衬发展表明:喉衬用碳布/酚醛材料相比于C/C材料其热稳定性、烧蚀性较差,对升温速率敏感,基体存在碳化分解现象,铺层工艺可能影响烧蚀形貌。碳布/酚醛喉衬热试车过程实测数据与模拟计算结果存在较大差异。碳布/酚醛材料技术成熟,在制备成本、生产效率方面具有较大优势,适用于超大尺寸、低压强喷管喉衬。

1.4 印度

印度从研制极地轨道卫星运载火箭(PSLV)开始发展大型分段式固体发动机,以弥补其运载火箭能力不足的短板^[35-36]。目前印度运载能力最大的火箭为地球同步轨道运载火箭GSLV Mark系列,由印度空间研究组织(ISRO)研制,主要用于发射地球同步轨道卫星。2014年12月GSLV Mark III运载火箭首飞,截至2019年底,已成功发射4次。GSLV Mark III大推力固体助推器S200具有一定的技术先进性,S200发动机及其喷管实物如图9所示。发动机壳体为三分段式结构,直径为 $\Phi 3.2$ m,长度为19.3 m,装药量为205 t,平均工作压强为5.88 MPa,燃烧时间约111 s。喷管为柔性喷管,喉径为 $\Phi 886$ mm,设计推力大于500 t,飞行试验最大真空推力591 t。S200发动机喉衬材料为碳布/酚醛材料^[37-38],由ISRO下设的维

克拉姆·萨拉巴伊航天中心研制。印度的大型碳布/酚醛喉衬虽然取得多次试验成功,但喉衬技术总体而言还是处于起步阶段,未见有高性能的C/C材料喉衬报道,其未来发展主要通过减小喉径尺寸,增大喷管扩张比,以提高发动机性能。

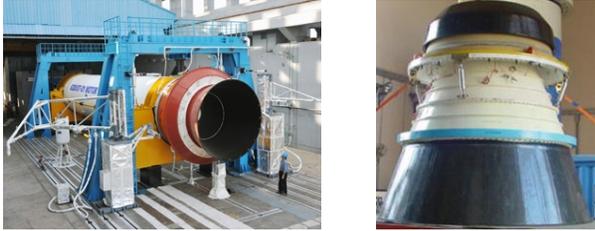


图9 S200 固体助推器发动机及喷管
Fig. 9 S200 SRB and Nozzle

2 国内大型固体发动机喉衬技术

我国大型固体火箭发动机研制起步较晚,但进展较快。近年来先后研制出直径 $\Phi 2$ 、 $\Phi 3$ 、 $\Phi 4$ m大型固体发动机,并成功进行热试车,推力连续突破150、200、400 t级。2016年完成 $\Phi 3$ m两分段、推力150 t的发动机地面试验,发动机实物如图10所示。2019年研制出直径 $\Phi 4.2$ m、推力500 t级的固体发动机,并进行减药状态短时间热试车。这些研究表明我国已具备大型固体发动机的研制能力,发动机的综合性能达到国际先进水平。



图10 $\Phi 3$ m两分段固体发动机
Fig. 10 $\Phi 3$ m two segments SRM

国内大型固体发动机喷管喉衬大多使用C/C复合材料。喉衬技术方案主要有两种,一是拼接组合技术,即采用多块C/C材料沿喉衬轴向分段,然后径向再分瓣组合;采用分瓣拼接的方式,材料制备成本低,但结构复杂,对设计、机加要求高,喉衬界面存在接触热阻,烧蚀率一般较大,热应力复杂,试车可能存在安全隐患;另一种是整体式C/C喉衬,喉衬沿环向为整体结构,轴向可分为2~3段,整体式喉衬性能一致,界面少,整体性好,可靠性较高,烧蚀率稳定,但部件制备技术要求高、难度大,成本较高。

2.1 拼接C/C喉衬技术

中国专利介绍了一种组合式喉衬喷管及制造方法^[39],组合式喉衬示意图见图11,喉衬由多块C/C块

体采用台阶式衔接密封组合而成,先将喉衬沿轴向分成多段,如I、II、III三段,各段再沿环向分成N块,各块体呈L型台阶拐弯,拐弯不少于3次,两块体之间使用高温密封胶粘结装配成大尺寸喉衬。由于单个C/C块体尺寸减小、厚度降低,单件材料内部均匀性好,制备成本低。

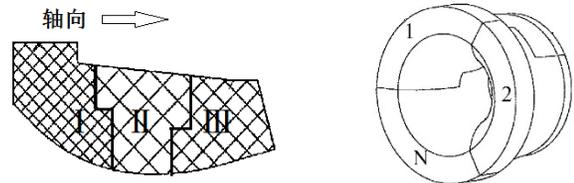


图11 组合式C/C喉衬结构示意图
Fig. 11 Assemble C/C throat structure diagram

中国专利《潜入式喷管喉衬的环向分块装配方法》^[40],介绍另一种组合式喉衬,喉衬结构如图12所示,将喉衬沿环向分成10~30块,单个块体为近等腰梯形柱状C/C材料,梯形柱斜面(粘结面)两侧沿高度方向加工条形凹槽,凹槽装入条状的抗烧蚀柔性石墨、碳纤维弹性材料,块体之间形成互锁结构,同时起到密封、防止蹿火作用,利用粘结装配工艺将块体组装成大尺寸喉衬。此外还有类似的专利,将喉衬沿径向先分为内、外喉衬两部分,内、外喉衬再分成多瓣拼接,最终形成组合式喉衬,工艺过于复杂,界面太多,可能存在热应力传递、高温密封、烧蚀不均等问题,实际制造大尺寸喉衬的可实施性不强。

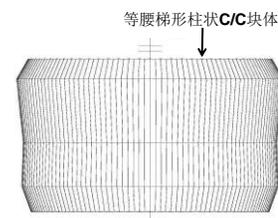


图12 环向分块组合式喉衬结构示意图
Fig. 12 Circular assemble C/C throat structure diagram

2.2 整体式C/C喉衬技术

大尺寸整体式C/C喉衬主要有针刺C/C材料、编织C/C材料等。针刺C/C材料按增强体针刺方向又可为径向针刺、轴向针刺成型两种,主要区别是碳布的铺层方向不同,径向针刺铺布纤维平行于喉衬的轴向,而轴向针刺铺布纤维垂直于轴向。大型针刺喉衬预制体的密度一般较低($<0.60 \text{ g/cm}^3$),材料的层间性能较低。近年来西安航天复合材料研究所研发了一种薄壁型编织C/C材料,依据喉衬的内、外径尺寸进行结构设计,然后采用多向编织工艺,形成圆环形C/C毛坯,可实现大尺寸喉衬的近净尺寸成型,

突破了大型固体发动机整体式大尺寸高性能喉衬制备的技术难题。目前,已制备出内径为 $\Phi 600$ mm、外径大于 $\Phi 860$ mm的C/C材料部件。薄壁型编织C/C材料技术具有以下特点:(1)预制体为三维结构, $x-y$ 向为均匀结构, z 向有连续长纤维增强;(2)预制体密度大(>0.70 g/cm³), $x-y$ 向纤维体积分数大($>30\%$);(3)材料的热学、力学性能优异,作为部件使用均匀性、一致性好;(4)制备喉衬部件的尺寸理论上不受设计尺寸的限制。

3 建议

我国大型固体火箭发动机喷管喉衬处于研发验证阶段,工程应用经验较少,缺少大尺寸高性能喉衬部件成熟制备技术,尽管已通过数次热试车,但与工程化尚存在一定差距。结合国外的发展经验,建议国内大型固体发动机喉衬应加强以下几方面的研究:

(1)以国内成熟的C/C材料制备经验为基础,开展大尺寸C/C材料喉衬技术研究,大尺寸C/C喉衬宜采用整体式结构,以满足高可靠性要求;

(2)大尺寸C/C喉衬建议选用热解碳、沥青碳、树脂碳联合致密工艺,实现低成本快速制备要求;

(3)大尺寸喉衬应优化结构设计,降低冗余,减小尺寸,减轻喷管质量,向低成本商业化方向发展。

参考文献

[1] 张颖一,张伟. 国外载人深空探测现状及发展趋势分析[J]. 载人航天,2019(11):54-59.

ZHANG Y Y, ZHANG W. Analysis of the present situation and abroad development trend of manned deep space exploration [J]. Aerospace China, 2019(11):54-59.

[2] 武丹,陈文杰,王亚洲,等. 大型固体火箭发动机的发展现状和趋势[C]. 西安:中国航天第三专业信息网第三十七届技术交流会暨第一届空天动力联合会议,2016.

WU D, CHEN W J, WANG Y Z, et al. Overview of large SRM development [C]. Xi'an: The 37th Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and First Conference of Aerospace Propulsion, 2016.

[3] 张绿云,曲晶,龙雪丹,等. 2018年国外航天运载器发展分析[J]. 导弹与航天运载技术,2019(1):36-40.

ZHANG L Y, QU J, LONG X D, et al. Review of world launch vehicle in 2018 [J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(1):36-40.

[4] 崔红,李瑞珍. 运载火箭固体发动机复合材料技术发展现状[J]. 宇航材料工艺,2014,44(3):1-5.

CUI H, LI R ZH. Development status of composite material for solid booster of launcher system [J]. Aerospace Materials & Technology, 2014,44(3):1-5.

[5] 《世界导弹与航天发动机大全》编委会. 世界导弹与航天发动机大全(第一版)[M]. 北京:军事科学出版社,宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2020年 第6期

1999.

Editorial Board of World Missile and Space Engine. World missile and space engine [M]. Beijing: Military Science Press, 1999.

[6] 王健儒,张光喜. 分段式固体火箭发动机技术发展与应用进展[J]. 固体火箭技术,2016,39(4):451-455.

WANG J R, ZHANG G X. Research on application and development of segmented SRM [J]. Journal of solid Rocket Technllogy, 2016,39(4):451-455.

[7] 杨毅强. 国外固体运载火箭技术的新进展与启示[J]. 固体火箭技术,2012,35(5):569-572.

YANG Y Q. New development and significance of foreign solid launch vehicle technology [J]. Journal of Solis Rocket Technllogy, 2012,35(5):569-572.

[8] 苏君明,周绍建,薛宁娟,等. 喷管热环境对碳基材料喉衬烧蚀率的影响[J]. 新型碳材料,2018,33(5):442-448.

SU J M, Zhou S J, XUE N J, et al. Effect of nozzle thermal environment on the ablation rate of the throat inserts of solid rocket motors [J]. New Carbon Materials, 2018,33(5):442-448.

[9] 何静,曾金桥,许延龙,等. 国外重型固体火箭发动机技术研究发展综述[C]. 西安:中国航天第三专业信息网第三十七届技术交流会暨第一届空天动力联合会议,2016.

HE J, ZENG J Q, XU Y L, et al. Study on large solid booster technology for heavy launch vehicle [C]. Xi'an: The 37th Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and First conference of Aerospace Propulsion, 2016.

[10] RICHARD F, JAMES H, DONALD B. Advanced 3rd stage (A3S) Carbon-Carbon exit cone [R]. AIAA 2008-4888.

[11] BOURY D, FILIPUZZI L. Sepcarb™ materials for solid rocket booster nozzle composites [R]. AIAA 2001-3438.

[12] LACOSTE M, LACOMBE A, JOYEZ P. Carbon/Carbon extendable nozzles [J]. Acta Astronautica, 2002, 50(6):357-367.

[13] LACOMBE A, PICHON T, LACOSTE M. High temperature composite nozzle extensions, a mature and efficient technology to improve upper stage liquid rocket engine performance [R]. AIAA 2007-5470.

[14] BOURY D, GAUTRONNEAU E, DAURAT M, et al. P80 nozzle development & qualification synthesis [R]. AIAA 2008-4968.

[15] BOURY D, CLOUTET P, CESCO N, et al. Solid rocket motor technologies for Ariane 6 [C]. San Jose: CA. 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.

[16] MATHIEU C. Ariane 6 launcher system development status [C]. Bremen: 69th International Astronautical Congress, 2018.

[17] YAMAUCHI H, SUZUKI S. The development of large C/C composite for the solid rocket motor's nozzle [C]. Tokyo: Processdings of the 8th Japan International SAMPE

Symposium, 2003.

[18] HIROSHI Y, HIROHISA H, SHIGERU S. Development of three dimensional composite with extremely low thermal expansion properties[J]. IHI Engineering Review, 2007, 40(1):27-30.

[19] BROQUERE B, DAUCHIER M. Advanced Heat resistant materials for solid rocket motors and heat shields[C]. Hyderabad: 58th International Astronautical Congress, 2007.

[20] HATTA H, GOTO K, AOKI T. Strengths of C/C composites under tensile, shear, and compressive loading: role of interfacial shear strength [J]. Composites Science and Technology, 2005, 65:2550-2562.

[21] HATTA H, SHIBUYA K, NISHIYAMA Y, et al. Analysis of gas leakage through C/C composites [J]. Carbon, 2003, 41:2831-2838.

[22] FUJITA T, FUKUSHIMA Y, NAGATOMO M. H-1 solid rocket booster design and development [C]. AIAA 92-1659.

[23] NODA J, SATO E, INATANI Y. Return to the flight of M-V rocket [C]. Vancouver: 55th International Astronautical Congress, 2004.

[24] DEYANA G. Japan's New H-3 rocket to go commercial in 2020 with Inmarsat launch[OL]. Spacetechnasia.com. 6th Dec. , 2018.

[25] OHTSUKA H, YAGI K, KISHI K, et al. Research on advanced solid rocket launcher [J]. IHI Engineering Review, 2010, 43(1):29-36.

[26] SHINICHIRO T, HIROTO H. Solid propulsion systems for Epsilon launch vehicle[C]. AIAA 2012-4212.

[27] SCHAEFER J H, DAHM T J. Studies of nozzle ablative material performance for large solid boosters[R]. NASA CR-72080, Aerotherm Report No. 66-2, 1967.

[28] NAMAZIFARD A, HJELMSTAD K, SOFRONIS P. Simulations of propellant slumping in the Titan IV SRMU using constitutive models with damage evolution[R]. AIAA 2005-3994.

[29] Moore D R, PHELPS J, KANNER H S, et al. The reusable solid rocket booster (RSRB) -an booster system [R]. AIAA 2011-7156.

[30] FHENOLIC RESIN PF-106[OL]. <https://www.isro.gov.in/sites/default/files/article-files/node/4220/pfamp-nbsp->

106.pdf

[31] SCHAEFER J W, DAHM T J. Studies of nozzle ablation material performance for large solid boosters[R]. NASA CR-72080, Aerotherm Report No. 66-2, 1966.

[32] NASA's Space Launch System: Developing the world's most powerful solid booster [C]. Rome: AAAF Space Propulsion, 2016.

[33] REDDEN J J. SLS booster development [R]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20150016519>, 2015.

[34] TOBIAS M E, GRIFFIN D R, MCMILLIN J E, et al. Booster obsolescence and life extension (BOLE) for space launch system (SLS) [R]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20190002126>, 2019.

[35] 张莹. 印度运载火箭的发展及趋势分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(2):59-62.

ZHANG Y. Development of Indian launch vehicles [J]. M ISSILES AND SPACE VEHICLES, 2010(2):59-62.

[36] MISHRA R, SUDHAKAR M. Recovery of the GSLV debris from the shallow waters of the bay of bengal, off Sriharikota, Andhra Pradesh, India [J]. CURRENT SCIENCE, 2012, 102(2):314-319.

[37] DELUCA L T, SHIMADA T, SINDITSKII V, et al. Chemical rocket propulsion, springer aerospace technology [M]. Springer International Publishing Switzerland, 2017:863-886.

[38] ABRAHAM P J, ESWARAN V, SRINIVASAN V, et al. S200 solid booster development [C]. Prague: Proceedings of 61st International Astronomical Congress, 2010.

[39] 湖北航天技术研究院总体设计所. 一种固体火箭发动机的组合式喉衬喷管及制造方法:中国, CN106050477 A [P]. 2016-10-26.

The General Design Institute of Hubei Aerospace Technology Research Academy. A manufacturing method of nozzle throat and nozzle of solid rocket motor: China, CN106050477 A [P]. 2016-10-26.

[40] 湖北三江航天江北机械工程有限公司. 潜入式喷管喉衬的环向分块装配方法:中国, CN107718576 A [P]. 2018-02-23.

Jiangbei Machinery Engineering Co., Ltd. Throat circular block assembly method of submerged entry nozzle. China, CN107718576 A [P]. 2018-02-23.