

固体火箭发动机技术发展综述

马 帅, 郭健鑫, 周 磊, 朱子环

(北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘要 火箭发动机的研制始终是推进航天技术和探索未知空间的重要支柱, 固体火箭发动机以成本低、可靠性高等特点, 常被选作推进系统, 针对航天工程中火箭运载、在轨维修和精确制导等技术的需求, 重点梳理了多年来美国、俄国、日本、欧洲和中国固体火箭发动机的研究进展与成果。以火箭运载和精确制导为临界点, 将固体火箭发动机进行大小型区分, 基于整体式和分段式的特点, 列表对比了大型固体火箭发动机的长度、直径、推力等重要技术参数。沿着时间的发展主线, 概述了小型单/双脉冲固体火箭发动机的工作原理、结构参数、飞行测试结果等。通过对比国内外的研究成果, 揭示了国内固体火箭发动机发展的技术差距, 提出了固体火箭发动机发展的关键技术。

关键词 固体火箭发动机; 助推器; 导弹; 单脉冲; 双脉冲; 推进剂; 姿态控制

中图分类号 V435 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)02-0001-14

Review on technology development of solid rocket motor

MA Shuai, GUO Jianxin, ZHOU Lei, ZHU Zihuan

(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract The development of rocket motor has always been an important pillar to promote aerospace technology and explore unknown space. Solid rocket motor is often selected as the propulsion system because of its low cost and high reliability. In view of the requirements of rocket launch, on-orbit maintenance and precision guidance in aerospace engineering, the research progress and achievements of solid rocket motor including the United States, Russia, Japan, Europe and China over the years have been emphatically summarized. Taking the rocket launch and precise guidance as the critical point, solid rocket motor is divided into large and small. Based on the characteristics of integral and segmented, the important technical parameters such as length, diameter and thrust of large solid rocket motor are listed and compared. Along the main line of time development, the working principle, structural parameters and flight test results of small single/dual pulse solid rocket motor are summarized. Through the comparison of this research, the technical gap in the development of domestic solid rocket motor is revealed, and the key technologies are put forward.

Key words solid rocket motor; booster; missile; single pulse; dual pulse; propellant; attitude control

收稿日期: 2022-01-25; 修回日期: 2022-04-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (51605026)

作者简介: 马帅 (1995—), 男, 硕士, 助理工程师, 研究领域为航空航天发动机试车台设计及发动机试验、测试技术。

0 引言

航空航天技术是世界上许多国家都在积极尝试、探索的领域,它的先进性决定着国家军事实力的强弱,20 世纪以美苏为首的两个大国在导弹、运载火箭方面率先发展,如今航天技术位居世界前列。由航天大国跻身成为世界一流航天强国是我国航天事业发展的目标,发展航天,动力先行,这是我国探索空间的能量源泉,也是世界各国进行空间活动的力量之源。小型火箭适应性强,可以军民两用,具有多种发射形式,在未来战场和自然灾害观测等民用领域上的价值不可小觑。随着人类太空探索的扩张,太空任务已经从如月球的临近区域慢慢向如火星的深空进行拓展与探测,在此背景下,迫切需要小型火箭向大型火箭转型,同时也急需新

形式、更高效、短时释放大能量的推进剂^[1-2]。固体火箭发动机作为武器和航天器的动力系统已经超过 50 年^[3],其较液体火箭发动机结构简单^[4]、推力大,且固体火箭发动机机动性能好、可靠性高、贮存时间长^[5],这些优点让其在航天领域中占据相当比例,尤其是作为运载火箭的助推器。

本文基于固体火箭发动机相关的国内外文献,重点概述了大小型固体火箭发动机的技术发展,整理和对比了作为运载火箭助推器的大型整体式、分段式固体火箭发动机的技术指标,总结了用于战略、战术导弹的小型固体火箭发动机的研究成果,指出了未来固体火箭发动机研制的关键技术探索方向,可为我国航天动力技术的发展和固体火箭发动机的研究提供参考。本文使用的缩略词见表 1。

表 1 缩略词

Tab. 1 Abbreviations

| 缩略词 | 英文词义 | 中文词义 |
|--------|---|--------------|
| SRM | solid rocket motor | 固体火箭发动机 |
| SRMU | solid rocket motor upgrade | 改进型固体火箭发动机 |
| RSRM | redesigned solid rocket motor | 重新设计的固体火箭发动机 |
| SLS | space launch system | 太空发射系统 |
| GSLV | geosynchronous satellite launch vehicle | 地球同步卫星运载火箭 |
| HTPB | hydroxy terminated polybutadiene | 端羟基聚丁二烯 |
| PBAN | polybutadiene acrylonitrile | 聚丁二烯-丙烯腈 |
| CTPB | carboxyl terminated polybutadiene | 端羧基聚丁二烯 |
| BOP | bluebonnet ordnance plant | 矢车菊军械库 |
| JATO | jet-assisted take off | 喷气辅助起飞 |
| ZEL | zero length | 零长 |
| AMRAAM | advanced medium range air-to-air missile | 先进中程空空导弹 |
| HARM | high-speed anti-radiation missile | 高速反辐射导弹 |
| VFDR | variable flow ducted rocket | 变流量导管固体火箭 |
| NAVAIR | naval air systems command | 美国海军航空系统司令部 |
| SSST | supersonic sea skimming target | 超音速掠海导弹 |
| HSAD | high speed anti-radiation demonstration | 高速反辐射导弹 |
| HFK | hyperschall-flug-korper | 高超音速飞行队 |
| DPM | double-pulse motors | 双脉冲固体火箭发动机 |
| PSD | pulse separation device | 脉冲分离装置 |
| MSA | modulare schubanpassung | 模块化推力自适应导弹 |
| SRAM | short range attack missile | 近程攻击导弹 |
| HIT | homing interceptor technology | 寻的拦截器技术 |
| MMA | maneuver motor array | 机动发动机阵列 |
| FLAGE | flexible, lightweight, agile, guided experiment | 机动轻型灵巧制导实验 |
| ERINT | extended range interceptor | 远程拦截器 |
| PAC | patriot advanced capability | 爱国者 |
| ACM | attitude control motor | 姿态控制的固体火箭发动机 |

1 大型固体火箭发动机

1.1 整体式固体火箭发动机

20 世纪 50 年代美国把导弹技术向航天领域转化,相继出现了飞马座、金牛座、雅典娜、米诺陶等运载火箭^[6]。飞马座、雅典娜都采用三级直径相同的固体火箭发动机^[7-8],至今飞马座执行了 40 余次任务,雅典娜在 2001 年退役,2012 年被再次启用。金牛座采用四级固体火箭发动机助推^[9],一级直径最大,二至四级直径相同,它在 2009 年和 2011 年 2 次连续任务中发射失利,直到 2021 年其升级版安塔瑞斯才发射成功。米诺陶执行过 25 次航天活动,成功率 100%,现有 5 种成熟型号。签订《削减战略武器条约》后的俄罗斯通过导弹改造研制了起飞号运载火箭^[10],起飞号采用四级全固体助推,1993 年

试飞失败,1997 年将美国商业卫星送入预定轨道。1998 年欧洲开展了用于小载荷运载的织女星固体火箭项目^[11],织女星采用四级助推,前三级为固体火箭发动机,第四级是液体火箭发动机,2012 年首飞成功,至今执行过 17 次任务。日本也不断探索航天技术,2013 年成功发射了拥有三级固体助推的低成本艾普斯龙运载火箭^[12],第 5 次发射于 2021 年被紧急停止,前 4 次共使 10 颗卫星成功入轨。我国航天事业起步晚,但是发展速度快,2021 年我国自主研制的推力处于世界第一的发动机试车成功,其直径 3.5 m,能携带燃料 150 t,推力可达 4 900 kN,可耐高压,拥有高性能纤维复合材料壳体、超大尺寸喷管等先进技术。

典型整体式固体火箭发动机的发展如图 1 所示,性能参数如表 2 所示^[6-12]。



图 1 整体式固体火箭发动机的发展
Fig.1 Development of integral solid rocket motor

表 2 整体式固体火箭发动机的性能参数
Tab.2 Performance parameters of integral solid rocket motor

| 运载火箭 | 技术指标 | | | | 发动机参数 | | | | 首飞年份 | 飞行次数 | 国家/地区 |
|------|-------|------|--------|---------|-------|-------|-------|-------|------|------|-------|
| | 全长/m | 直径/m | 起飞质量/t | 起飞推力/kN | 属性 | 一级发动机 | 二级发动机 | 三级发动机 | | | |
| 飞马座 | 15.50 | 1.27 | 18.89 | 498.2 | 类型 | 固体 | 固体 | 固体 | 1990 | 44 | 美国 |
| | | | | | 长度/m | 7.44 | 2.29 | 0.83 | | | |
| | | | | | 直径/m | 1.27 | 1.27 | 1.27 | | | |
| | | | | | 推力/kN | 508.0 | 137.0 | 41.0 | | | |
| | | | | | 时间/s | 76.0 | 71.0 | 64.0 | | | |
| 起飞号 | 22.70 | 1.80 | 47.20 | 980.0 | 类型 | 固体 | 固体 | 固体 | 1993 | 5 | 俄罗斯 |
| | | | | | 长度/m | 8.10 | 4.60 | 3.90 | | | |
| | | | | | 直径/m | 1.80 | 1.55 | 1.34 | | | |
| | | | | | 推力/kN | 890.0 | 490.0 | 245.0 | | | |
| | | | | | 时间/s | — | — | — | | | |

续表

| 运载火箭 | 技术指标 | | | | 发动机参数 | | | | | 首飞年份 | 飞行次数 | 国家/地区 |
|------|-------|------|--------|----------|-------|----------|---------|--------|----------|------|------|-------|
| | 全长/m | 直径/m | 起飞质量/t | 起飞推力/kN | 属性 | 一级发动机 | 二级发动机 | 三级发动机 | 四级发动机 | | | |
| 金牛座 | 27.60 | 2.36 | 72.58 | 1 703.00 | 类型 | 固体 | 固体 | 固体 | 固体 | 1994 | 13 | 美国 |
| | | | | | 长度/m | 7.72 | 7.44 | 2.29 | 0.83 | | | |
| | | | | | 直径/m | 2.36 | 1.27 | 1.27 | 1.27 | | | |
| | | | | | 推力/kN | 1 703.00 | 486.70 | 122.80 | 34.60 | | | |
| | | | | | 时间/s | 83.00 | 72.30 | 71.40 | 64.60 | | | |
| 雅典娜 | 28.20 | 3.05 | 120.20 | — | 类型 | 固体 | 固体 | 固体 | | 1995 | 8 | 美国 |
| | | | | | 长度/m | 9.02 | 9.02 | 3.17 | | | | |
| | | | | | 直径/m | 2.34 | 2.34 | 2.34 | | | | |
| | | | | | 推力/kN | 1 555.0 | 1 606.0 | 188.00 | | | | |
| | | | | | 时间/s | 82.70 | 85.90 | 154.00 | | | | |
| 米诺陶 | 19.17 | 1.67 | 36.20 | — | 类型 | 固体 | 固体 | 固体 | 固体 | 2000 | 25 | 美国 |
| | | | | | 长度/m | 7.49 | 4.12 | 3.07 | 1.34 | | | |
| | | | | | 直径/m | 1.67 | 1.33 | 1.28 | 0.97 | | | |
| | | | | | 推力/kN | 792.00 | 267.70 | 158.00 | 32.70 | | | |
| | | | | | 时间/s | 61.30 | 66.00 | 71.00 | 66.80 | | | |
| 织女星 | 30.00 | 3.00 | 137.00 | — | 类型 | 固体 | 固体 | 固体 | 液体 | 2012 | 17 | 欧洲 |
| | | | | | 长度/m | 11.70 | 7.50 | 3.50 | 1.70 | | | |
| | | | | | 直径/m | 3.00 | 1.90 | 1.90 | 1.90 | | | |
| | | | | | 推力/kN | 2 200.00 | 871.00 | 260.00 | 2.40 | | | |
| | | | | | 时间/s | 110.00 | 77.00 | 120.00 | 667.00 | | | |
| 艾普斯龙 | 24.40 | 2.50 | 91.00 | — | 类型 | 固体 | 固体 | 固体 | 固体 | 2013 | 4 | 日本 |
| | | | | | 长度/m | 11.70 | 4.30 | 2.30 | 1.20 | | | |
| | | | | | 直径/m | 2.60 | 2.60 | 1.40 | 1.50 | | | |
| | | | | | 推力/kN | 2 271.00 | 372.00 | 99.80 | 0.40 | | | |
| | | | | | 时间/s | 116.00 | 140.00 | 90.00 | 1 100.00 | | | |

1.2 分段式固体火箭发动机

20 世纪 60 年代美国形成了大力神、宇宙神、航天飞机和战神等系列的分段式固体火箭发动机^[13]，大力神 4A 使用 7 段式 SRM 助推器，大力神 4B 采用 3 段式 SRMU 助推器^[14]，从 1959 年至 2005 年退役，共发射 368 次，航天飞机空间运输系统在 1972 年提出，采用 4 段式 RSRM 助推，由于预算严重超支，航天飞机在 2011 年退出历史舞台^[15]，期间共执行 135 次任务。为了进行载人深空探测，2011 年美国提出太空发射系统(SLS)计划，其采用固体 5 段式助推，由 RSRM 改进演变^[16]，SLS 可以超重型运载，技术更为先进。1973 年欧洲航天局提议阿里安

系列运载火箭项目，截至 2011 年成功研制了 5 种型号，其发动机尺寸和性能与 SRMU 相似^[17]。由日本完全技术独立研制的大型运载火箭 H-2^[18-19]在 1994 年成功发射^[20]，至今已执行 7 次任务。在俄罗斯的帮助下，2014 年印度成功发射了地球同步卫星运载火箭(GSLV) Mk-3^[21]，GSLV Mk-3 运载能力比极地轨道卫星运载火箭强^[22]，其捆绑助推器 S200 性能参数位于世界前列。我国分别在 2010 年、2016 年和 2020 年这 3 年完成了直径 1 m、3 m 和 3.2 m 的分段式固体火箭发动机地面热试车^[23]。

分段式固体火箭发动机的发展和性能参数如图 2 和表 3 所示^[11,13-23]。



图 2 分段式固体火箭发动机的发展
Fig.2 Development of segmented solid rocket motor

表 3 分段式固体火箭发动机的性能参数
Tab.3 Performance parameters of segmented solid rocket motor

| 类型 | 发动机性能参数 | | | | | | | | |
|----------------|---------|------|--------|--------|----------|-------|-------|-----|------|
| | 长度/m | 直径/m | 质量/t | | 推力/kN | 时间/s | | 分段数 | 推进剂 |
| | | | 总质量 | 燃料量 | | 工作 | 燃烧 | | |
| 大力神-4A 助推器 | 34.14 | 3.11 | 319.33 | 273.13 | 6 270.6 | 156.5 | — | 7 | HTPB |
| 大力神-4B 助推器 | 34.26 | 3.20 | 349.58 | 312.08 | 7 560.4 | 137.8 | — | 3 | HTPB |
| 阿里安-5 助推器 | 26.77 | 3.05 | 268.00 | 237.00 | 4 893.0 | — | 129.0 | 3 | HTPB |
| 航天飞机助推器 | 38.40 | 3.66 | 569.60 | 503.00 | 11 530.0 | — | 123.6 | 4 | PBAN |
| H-2 的助推器 | 23.40 | 1.80 | 70.50 | 59.15 | 1 568.0 | — | 94.0 | 4 | HTPB |
| GSLV Mk-3 的助推器 | 25.75 | 3.27 | 238.00 | 206.69 | 3 578.2 | — | 103.0 | 3 | HTPB |
| SLS 的助推器 | 53.95 | 3.71 | 721.80 | 628.00 | 16 017.1 | 126.0 | — | 5 | PBAN |

2 小型固体火箭发动机

2.1 单脉冲固体火箭发动机

由于二战的需要,美国建立了生产炸弹的矢车菊军械库(BOP)^[24],1952年,美国空军为了开发生产喷气辅助起飞(JATO)火箭^[25]的推进剂,BOP被启用更名为第66号空军工厂。1955年,新研发的固体推进剂使M15A1-JATO在16s的燃烧时间内,平均推力达到4.5kN,M15A1-JATO的结构及复合推进剂的成分如图3所示^[24]。



图 3 M15A1-JATO 结构及推进剂成分
Fig.3 Structure and propellant composition of M15A1-JATO

如图4所示^[24,26],20世纪50年代后期该工厂研制的ZEL发动机搭载在F-100战斗机上,实现了4s内提供577.2kN推力的飞行测试,ZEL发动机直径690.88mm,长425.45mm;20世纪70年代初期,开发、测试并生产了直径482.6mm的球形发动机,该发动机可在2s内提供超过195.3kN的推力;1979年,为AIM-120先进中程空空导弹(AMRAAM)开发了低烟WPU-6/B火箭发动机,其直径178mm,长1890mm,推进剂47kg,占比67%,总冲104kN·s,其改进型WPU-16/B发动机含推进剂51kg,占比68%,总冲115kN·s^[26];1981年,负责AGM-88A/B高速反辐射导弹(HARM)^[27]火箭发动机YSR113-TC-1的制造;1987年,联合多家公司进行了变流量导管固体火箭(VFDR)^[28]的设计与开发;1992年,交付了用于全天候多目标防空导弹AIM-45的MK-47Phoenix火箭发动机,其直径381mm,长1778mm,含一个喷管,共装约165kg推进剂。



图 4 第 66 号空军工厂生产的发动机

Fig. 4 Motors produced by the 66th Air Force Plant

如图 5 所示^[29],海军军械试验站为了提高 AIM-9C 响尾蛇导弹的性能,重新设计了高强钢外壳和耐高温喷管的 MK-36 火箭发动机,其推进剂弃用聚丁二烯丙烯酸。AIM-9X 弹身直径 127 mm,长 1 980 mm,推进剂 27 kg,占比 59.5%,总冲 68 kN·s,其火箭发动机改进为低烟 MK-36。AIM-7E 中程麻雀导弹的 MK-38 火箭发动机直径 203.2 mm,长 1 320.8 mm。

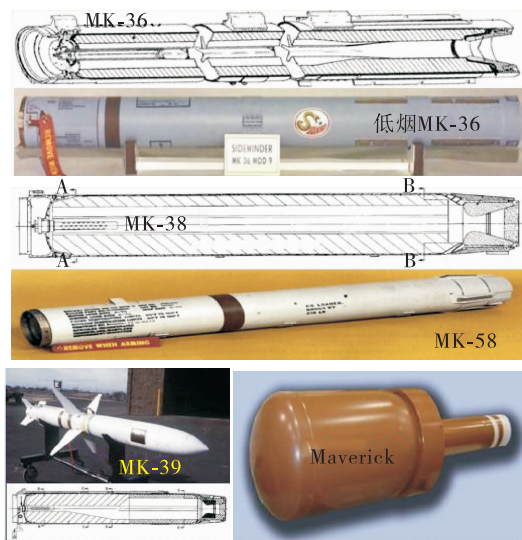


图 5 MK 系列和 Maverick 火箭发动机

Fig. 5 MK series and Maverick rocket motors

AIM-7F 的 MK-58 拥有全新的固态电子制导和控制系统,它是第一台通过改变推进剂药柱径向槽来调整推力剖面的战术发动机。AGM-45 反雷达伯

劳鸟导弹的 MK-39 火箭发动机与 MK-38 具有相同的外形尺寸和推进剂成分,外壳外部的发射钩和天线夹不同。用于轰击掩体、桥梁等的 AGM-65 Maverick 空地导弹的火箭发动机,直径 279.4 mm,长 1 018.5 mm,外壳等采用铝制,在 $-115 \sim -59$ °C 温度范围内仍然可以工作。

为了满足反舰巡航导弹武器系统的测试要求,美国海军航空系统司令部(NAVAIR)提出了土狼超音速掠海导弹(SSST)计划,鉴于 SSST 的超音速和低空飞行状态,轨道科学公司选用变流量的 MARC-R282 作为 SSST 的冲压发动机,其直径为 350.52 mm,长 3 403.6 mm,采用钢制成,可携燃料约 227 kg^[30],其结构如图 6 所示^[30]。

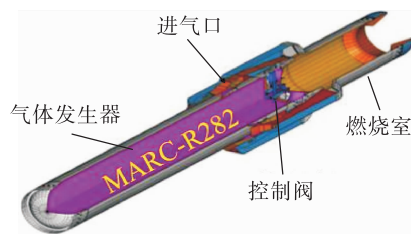


图 6 MARC-R282 火箭发动机

Fig. 6 MARC-R282 rocket motor

NAVAIR 进行了高速反辐射导弹(HSAD)项目,旨在改进 HARM 导弹并增加武器系统射程,如图 7 所示^[30],HSAD 导弹装备 MARC-R290 冲压发动机,MARC-R290 是无喷管助推火箭,进气口位于气体发生器上,各相隔 90°,两个孔盖位于燃烧器前端,转向控制器安装在燃烧器后端,电气硬件内置在整流罩进气管后。节流气体发生器中的固体推进剂短时燃烧,爆发高推力,产生的废气又在燃烧室二次燃烧产生推力。

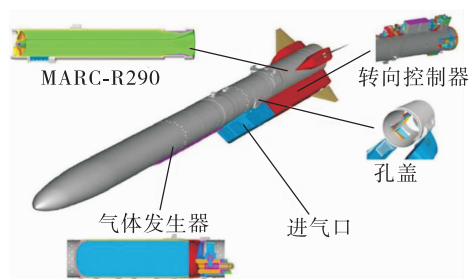


图 7 HSAD 导弹结构

Fig. 7 Structure of HSAD missile

德国国防部为了剖析海平面高超音速飞行的物理效应及其多边相互作用启动了高超高速飞行队(HFK)计划^[31]。HFK-1弹身为圆柱形,锥形头部含有锥形稳定器和平面稳定器,外壳材料为轻质的碳纤维增强树脂,如图8所示^[31]。

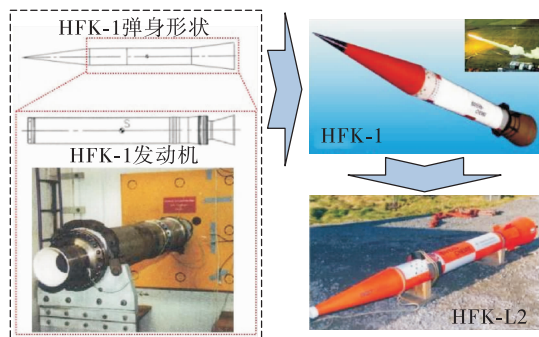


图8 HFK计划中的火箭发动机

Fig. 8 Rocket motor in HFK program

HFK-1采用复合推进剂,助推器推力比为7:1,喷管采用钛合金制成。试验3枚中最大地面速度1 839 m/s,马赫数为5.52。HFK-L2是在HFK-1的前端增加了横向脉冲控制系统,由于质量的增加,最大试验地面速度为1 674 m/s,马赫数为5.03。

2.2 双脉冲固体火箭发动机

最早的双脉冲固体火箭发动机出现在20世纪90年代^[32],德国Bayern-Chemie/Protac(BC/P)公司采用可移动分离装置实现多脉冲,如图9所示^[32]。其原理类似阀门,且内含点火器,脉冲药柱1燃烧时,可移动分离装置关闭,脉冲药柱2燃烧时,可移动分离装置开启。

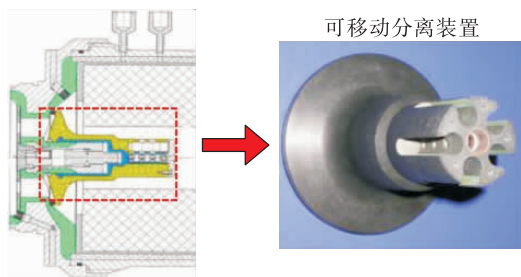


图9 可移动分离装置

Fig. 9 Pulse separation device

基于易碎隔板设计理念,1994年BC/P公司研制了双脉冲固体火箭发动机,如图10所示^[32-33],2个燃烧室通过易碎隔板分离,经过不断改进,最终成功实现静态点火。

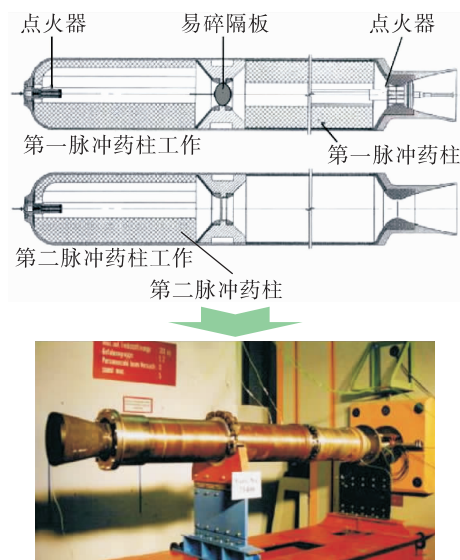


图10 采用易碎隔板的发动机

Fig. 10 Motor with frangible bulkhead

为推动双脉冲固体火箭发动机的发展,1995年BC/P公司为HFK-1 DIT发动机的研制进行了新型双脉冲推力结构设计工作,其原理如图11所示^[31-34]。为避免燃烧热量的影响,第一、二脉冲药柱通过阻热板隔开,第一脉冲药柱消耗后,第二脉冲棒状药柱被推进燃烧室充分反应,之后第二脉冲管状药柱燃烧做功,该方式有效地提高了燃烧接触面积,增大了推动力。基于该原理,BC/P公司研发了可携带大载荷的HFK-E0导弹,其以一种基于高氯酸铵、HTPB和3%铝粉混合形成具有高燃率、低放烟的高性能推进剂为动力^[34]。2002年,在轻微逆风的地面试验条件下,HFK-E0的峰值速度达到2 200 m/s,马赫数为6.61。

由于HFK计划的成功,BC/P公司在2004年对双脉冲发动机技术又进行了深入研究,开展了双脉冲固体火箭发动机(DPM)设计和测试^[35-40]。DPM长1 985 mm,口径119 mm,主要包括法兰、点火器、喷管、脉冲发动机、脉冲分离装置(PSD)等部件。如图12所示^[35],点火器2集成在前端法兰内,点火器1集成在喷管中。脉冲发动机1长1 100 mm,壁厚1.45 mm,其前端有激光焊接的法兰,该法兰作为与PSD的连接结构,脉冲发动机1采用爆破压力37.4 MPa、安全系数2.12的钢制外壳,含推进剂12.2 kg。脉冲发动机2长600 mm,其前后两端都配备了激光焊接法兰,脉冲发动机2采用爆破压力33.4 MPa、安全系数2.95的钢制外壳,含推进剂6.5 kg。喷管出口直径为102 mm,膨胀比为6.84。

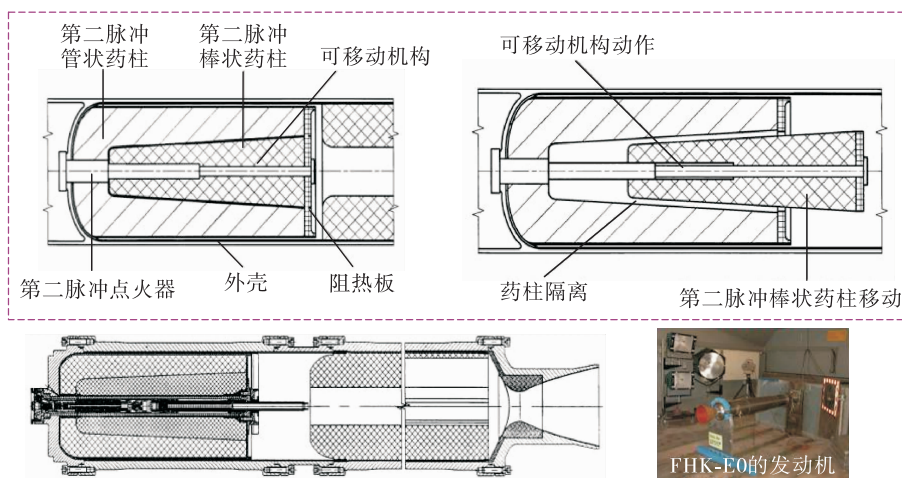


图 11 新型双脉冲推力结构和原理

Fig. 11 Dual pulse thrust structure and principle

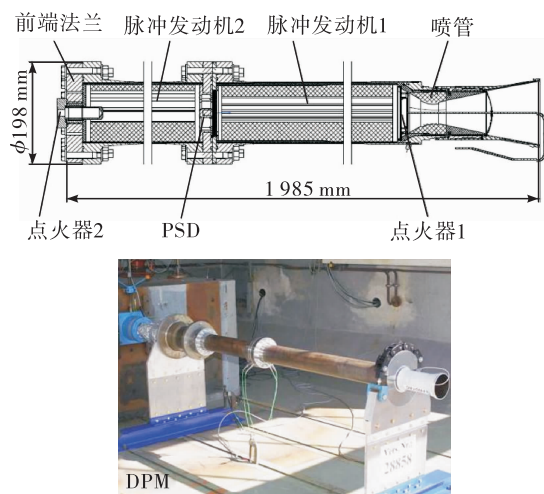


图 12 DPM 结构

Fig. 12 Structure of DPM

在德国国防部的支持下,2006 年 BC/P 公司进行模块化推力自适应导弹(MSA)的研发工作。如图 13 所示^[41-42],MSA 的发动机采用了体积、质量较小的柔性 PSD,该设计结构可以实现脉冲药柱以几乎任意比例的分割^[43],能适应多类型燃烧室。

美国空地近程攻击导弹(SRAM)的双脉冲固体火箭发动机由洛克希德推进公司生产,该发动机也采用了柔性 PSD 技术,结构如图 14 所示^[44]。柔性隔膜将 2 段燃烧药柱隔开,在第二脉冲药柱工作时,柔性隔膜被撕裂,形成两级工作脉冲。

加拿大国防科学研究所研制的双脉冲发动机直径约为 200 mm,长约 1 500 mm,PSD 为陶瓷制成

的隔板,隔板为碗状结构,凸起面朝向第一脉冲药柱,如图 15 所示^[45]。第一、二脉冲药柱工作时,隔板分别承受压、拉应力^[46],由于脆性材料抗拉性能低于抗压性能,陶瓷隔板破裂。

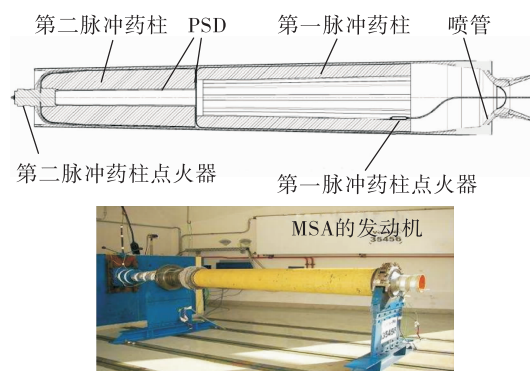


图 13 MSA 的发动机结构

Fig. 13 Motor structure of MSA

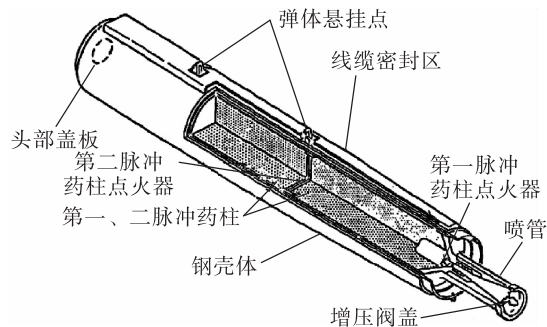


图 14 SRAM 的发动机结构

Fig. 14 Motor structure of SRAM

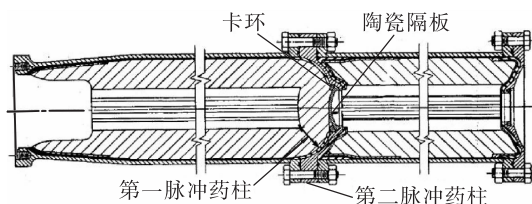


图 15 加拿大国防科学研究所研制的发动机结构

Fig. 15 Motor structure developed by Defence Research Establishment Valcartier of Canada

加拿大布里斯托尔航空有限公司采用陶瓷隔板设计了双脉冲固体发动机,如图 16 所示^[47],多次成功点火试验证明了该类型发动机的可行性。国防科学技术大学为多脉冲固体发动机的设计研究了陶瓷隔板的力学性能^[48],并提出了改进优化。

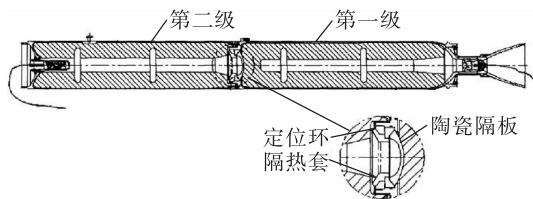


图 16 布里斯托尔航空有限公司研制的发动机结构

Fig. 16 Motor structure developed by Bristol Aerospace Ltd

日本防务所研制了喷射棒双脉冲固体发动机^[49],药柱由带孔隔板和插在孔内的喷射棒隔开,如图 17 所示。喷射棒棒身直径渐变,每个喷射棒装有 O 形环实现密封^[50]。第一脉冲药柱工作时,带孔隔板被喷射棒堵住,第二脉冲药柱燃烧时,喷射棒被吹出。

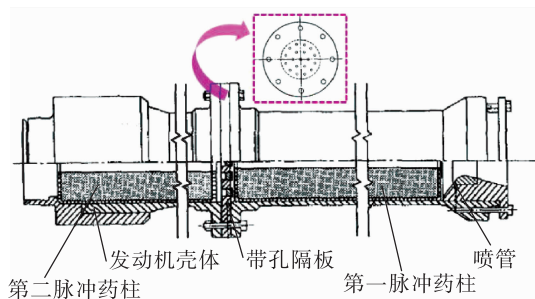


图 17 日本防务所研制的发动机结构

Fig. 17 Motor structure developed by Japan Defense Agency

北京理工大学研制了中间喷管双脉冲固体发动机,如图 18 所示^[51],中间喷管处的锥形塞起到药

柱隔燃作用,发动机两级推力比较大,但两级压强近似。

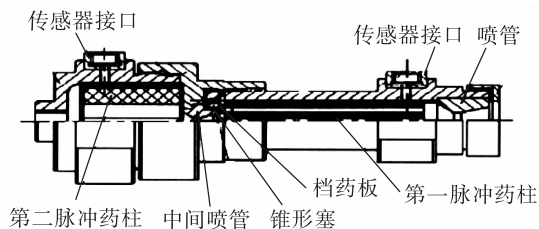


图 18 北京理工大学研制的发动机结构

Fig. 18 Motor structure developed by Beijing Institute of Technology

北京灵动飞天动力科技有限公司自主研发了直径 180 mm 的双脉冲发动机,脉冲药柱时间间隔在 0~80 s 范围内可调,2018 年 11 月对其成功进行了地面试车,如图 19 所示^[52]。

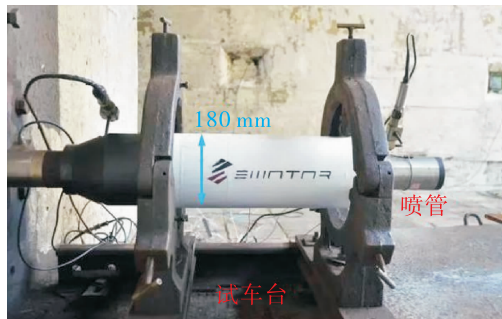


图 19 北京灵动飞天动力科技有限公司研制的发动机

Fig. 19 Motor developed by SMOTOR

2.3 固体姿控火箭发动机

美国在寻的拦截器技术(HIT)计划中研发了机动发动机阵列(MMA),MMA 包含 56 个 T 形单脉冲固体火箭发动机,它们以圆周的形式阵列,构成内外两排,如图 20 所示^[53]。MMA 质量为 3 kg,推力 3.6 kN, T 形发动机直径 9.7 mm,内外圈的 T 形发动机的喷管分别通过一个喷管环实现连接。MMA 通过精确控制某个发动机的点火,实现飞行轨道的修正。

美国在碰撞杀伤计划中研制的机动转型灵巧制导实验(FLAGE)导弹采用 216 个小型固体火箭发动机实现姿态调整。为了增加拦截器的范围,又研制了 ERINT 导弹,与 FLAGE 导弹相比,远程拦截器(ERINT)导弹射程更远、杀伤力更大,但是其用于姿态控制的固体火箭发动机(ACM)数目减少为 180 个。每圈 18 个发动机绕拦截器排列,共 10 圈,

如图 21 所示^[54],该发动机推力可达 6.0 kN。

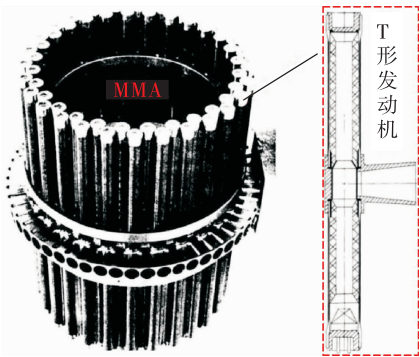


图 20 机动发动机阵列的结构
Fig. 20 Structure of MMA

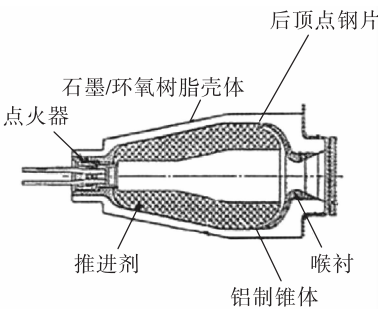


图 21 ERINT 导弹的姿控发动机结构
Fig. 21 ACM structure of ERINT

在 ERINT 导弹的基础上,美国又设计了爱国者 PAC-3 导弹,该导弹基本继承了 ERINT 的技术,但喷管的设计长度被增加了。PAC-3 导弹的姿态控制也由 180 个小型固体火箭发机构成,它们径向安装,如图 22 所示^[55],在工作过程中,可以达到对俯仰和偏航姿态的控制,从而快速建立攻角。

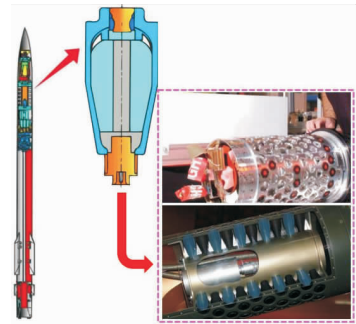


图 22 PAC-3 导弹的姿控发动机结构
Fig. 22 ACM structure of PAC-3

北京理工大学设计了 T 形脉冲固体火箭发动

机,并且对其进行了内导弹研究。如图 23 所示^[56],T 形发动机主要由燃烧室、点火器、密封圈、喷管、药柱组成,点火器位于右端燃烧室的头部,药柱为复合改性双基推进剂。

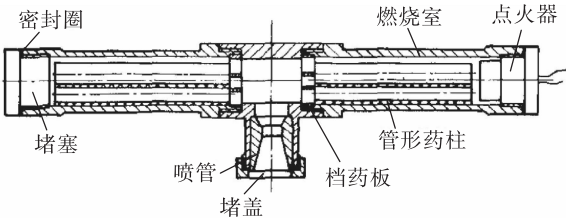


图 23 北京理工大学研制的 T 形发动机结构
Fig. 23 T-shaped motor structure developed by Beijing Institute of Technology

国防科学技术大学设计了由 T 形脉冲固体火箭发动机组成的姿控发动机组,如图 24 所示^[57]。T 形发动机采用全表面燃烧的单根管状药柱,推力可达 0.8 kN。

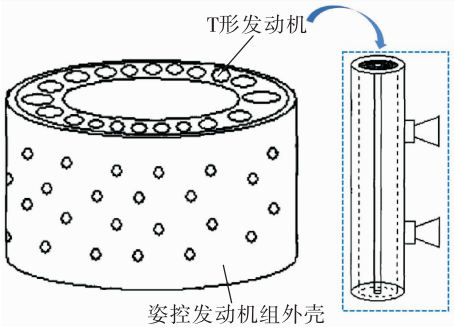


图 24 国防科学技术大学研制的姿控发动机结构
Fig. 24 ACM structure developed by National University of Defense Technology

3 我国固体火箭发动机的发展方向及关键技术

3.1 继续向重型运载固体火箭发动机的研制进行技术研究

世界各国在航天领域已经发展了许多年,在太空中进行了上千次活动,但是人类探索的范围始终是微不足道的,进行重型运载和深空探测时,动力是首要满足的技术需求,我国直径 3.5 m、推力 4 900 kN 的整体式固体火箭发动机打破了欧洲直径 3.4 m、推力 4 606 kN 的记录,让我国整体式固体火箭发动机的技术跃居世界前列,同时也为更大吨级固体火箭发动机的研究积累了经验,但是美欧提出

了更大直径和推力的固体火箭发动机技术方案,因此,为了实现火箭运载能力与世界先进水平间的并跑和领跑,必须继续攻关推力更强劲的大型固体火箭发动机。

3.1.1 大尺寸复合材料壳体技术

固体火箭发动机壳体材料的选择影响着发动机的质量、性能、成本等因素,航天技术的发展对固体火箭发动机的性能提出了越来越高的要求,由于发动机工作条件的恶劣,其结构材料适用性范围越来越小,因此,对新材料和新工艺提出了挑战。由于复合材料具有各向异性、不连续性、不均匀性等力学特性,针对它的研究和制造比钢、铝合金、钛合金等材料难度大。增强纤维可以提高复合材料的比强度和比模量,降低结构质量,有效提高火箭的载荷能力,成为壳体选择材料和研究的热点方向之一。随着固体火箭发动机直径的增大,要求复合材料的壳体也随之增大,但是我国在复合材料的成形和固化工艺方面仍然面临技术瓶颈,且纤维材料的供应也不十分充足,这些都限制着壳体的生产。因此,对增强纤维的研制与应用应与材料的力学性能、工艺性能、可获得性等多因素统一考虑,实现我国研制与生产一体化。

3.1.2 大推力固体火箭发动机总体技术

在固体火箭发动机研制的过程中,其设计的困难程度与发动机直径呈非线性关系,为了使结构稳定、可靠,设计的数据必然会超过安全系数多倍,甚至会出现一些冗余结构,因此,对大型固体火箭发动机进行轻量化,达到优化设计的目的是尤为重要的。此外,发动机的优化设计不是从一方面进行的,而是要兼顾多种参数,以工作压强、喷管直径、扩张比等多值联合仿真优化,实现多参数的优选,并且优化设计也要适应目前的加工水平,考虑制造的可实现性。

3.1.3 模块化与自动检测技术

如今许多国家对航天器开展了模块化设计与研究,大型固体火箭发动机也可以效仿,实施模块化设计。一方面可以避免现有部件繁多的人力装配工作;另一方面在发动机局部位置出现缺陷时,可以进行低成本的更换与维修。在战时状态下,快速进入太空是拥有主动权优势的关键,为己方侦察卫星等提供保护,对敌方卫星实施干扰及摧毁,这就要求从部件组装到整机发射的周期尽量短,发动

机的模块化设计可以有效得到“动力先行”的保证。随着重型火箭运载能力的不断提高,固体火箭发动机越来越大,结构壁厚和装药厚度也越来越大,现有设备很难对发动机本体结构和装药后的整体结构进行检测,并发现结构不足和装药缺陷,故需要研制一套健康监测系统,随时对发动机静态、运输状态、工作状态进行实时监控与数据传输。

3.2 勇于将固体火箭发动机由整体式向分段式关键技术转化

分段式固体火箭发动机要比整体式提供的推力大,美国也因为这方面技术较强,才能在重型运载方面一直稳居世界前列。虽然我国完成了直径3.2 m、3段式的大型固体火箭发动机的地面试车,但是这些数据和美国、欧洲、印度等国家仍然存在一定的差距,因此,要不断深化研究分段式固体火箭发动机技术。

3.2.1 大型分段对接技术

随着装药量的增多,固体火箭发动机的性能也随之提高,增大发动机的直径和长度可以有效提高装药量。由于公路、铁路运输的限制,发动机的直径都近似维持在3 m左右,这就为增长固体火箭发动机的长度提供了条件。分段式固体火箭发动机的燃烧室由许多段连接而成,每一段燃烧室都是单独的模块,相比整体式,其降低了对产品整体的保障需求,但是由于分段式发动机的每段独立燃烧,这对燃烧室的连接提出了较高要求,若连接存在问题,那么发动机可能会因为燃烧不均匀而发生爆炸,造成事故。因此,大型分段对接技术的好坏对发动机的性能起着决定性的作用。目前许多国家采用U型槽插入、销钉固定的方式实现壳体的连接,针对多段药柱绝热层采用J型对接结构。未来可以将这些结构向更简单、更有效的形式进行演变。

3.2.2 推力偏差控制技术

将分段式固体火箭发动机作为助推器,由于它们之间存在推力偏差,使得火箭在发射的过程中性能不稳定,承受的额外力矩会增加系统控制的难度。各发动机间点火时间的偏差、燃烧室内药柱燃烧速度的不同、喉衬烧蚀情况的差异等因素都会造成各助推器产生推力不一致的问题。因此,要从药柱均匀性、材料一致性等工艺方面和合理分配布局的结构方面同时消除推力偏差。

3.2.3 流动稳定性研究技术

固体火箭发动机若存在燃烧不稳定的现象,会

使发动机的性能大打折扣,甚至会发生爆炸事故。声涡耦合是其中的诱导因子,其可以使发动机出现压强振荡现象,诱发燃烧不稳定。分段式固体火箭发动机中药柱比绝热环燃烧速度快,绝热环对药柱的流动产生阻碍,从而出现涡周期性脱落的现象,即使没有绝热环也会产生涡脱落,甚至在连续药柱的燃烧表面也会产生该现象。因此,需要开展分段燃烧室结构与流动稳定性匹配设计、发动机内部流动稳定性数值仿真等研究,确保发动机燃烧稳定。

3.3 积极对小型固体火箭发动机的能量及其分配管理实施探索

武器装备的发射与防御是战场的重要问题,多脉冲固体火箭发动机比单脉冲结构复杂,它们的性能因推进剂的不同而不同,多脉冲发动机的性能更因不同的能量分配方案而存在巨大差异。

3.3.1 新型高能推进剂技术

在推进剂方面,要进行新型和高能相结合的能量试验研究,针对不同用途的发动机设计性能满足、参数相符的推进剂。如反坦克火箭需要高燃速的推进剂,为了使发动机短时间释放巨大能量,一方面国外在推进剂中添加碳硼烷衍生物作为燃速调节剂,其性质稳定,常温下以液态分布在推进剂中,但是,碳硼烷合成困难、成本高昂、毒性大等缺点也限制了它的使用,这些缺点也是后续扩大应用的主要研究方向。另一方面,可以利用热传导的方法,在推进剂中埋入易燃金属材料等提高燃烧速率,有研究发现在 CTPB 推进剂中放入银丝,燃速提高了 7 倍左右,故针对不同成分的推进剂寻找合适的材料、研发新的纤维结构,从物理方法上提高燃速。再者,还可以进行不同的装药形式研究,提高发动机的装填比,但是装填比增加会导致通气面积减小,使发动机在工作初期承受较高的初始压强峰,为了降低火箭发射瞬间的冲击载荷,需要验证点火药量、点火器等点火条件的设计合理性,还需要对侵蚀燃烧进行数值模拟和试验研究。最后,也可以将纳米材料作为添加剂或催化剂应用在固体推进剂中,从而改变其燃烧性能,其中纳米铝粉已有实际应用。相比微米级铝粉,在不降低推进剂的安全要求和力学性能时,纳米铝粉可以增强推进剂的均匀性,因此,未来要进一步加大对纳米材料的应用研究,生产高能推进成分或燃烧氧化催化的新形式。又如战术、战略导弹和姿控发动机中,需要

低燃速推进剂,常用方法就是添加降速剂来降低推进剂的燃烧速度,有学者对共聚甲醛和蔗糖八醋酸酯组成的降速剂进行研究,发现当两者的配比在 0.5~2.0 时,推进剂燃速最低。因此,一方面要研制新性能的降速剂,不断地降低燃速;另一方面也要针对两种或者多种的降速剂组合,实现不同配比下的燃速试验研究,发掘优化配比。

3.3.2 柔性轻质隔离装置技术

由于在同等情况下,多脉冲发动机比单脉冲发动机速度快、射程远、作战能力强,德国 HFK 系列、MSA 导弹和美国 SRAM 导弹等都是采用多脉冲固体火箭发动机,因此,它是今后导弹动力系统探索的方向。由于脉冲药柱间需要通过隔离装置分开,装置的刚性太高会使发动机变重,尤其在大尺寸发动机方面,质量大的缺点尤为突出,在此背景下,柔性隔离装置的研究应用而生。柔性轻质隔离装置是多脉冲发动机实现功能的重要结构,其在第一脉冲药柱工作时,承受高温、高压等恶劣条件,在第二脉冲药柱工作时,其又需要容易打开。因此,一方面柔性轻质隔离装置在承受高温高压下的隔热密封是需要解决的难题,结构的设计和材料的选择也是关键的一步;另一方面它的性能会因所处的温度、压力等工作环境表现出巨大差异,使得破坏延伸率等力学特性发生改变,从而影响装置的失效形式,针对此项材料的特性研究也是十分必要的。

3.3.3 能量分配管理技术

多脉冲发动机的性能表现对能量分配方案依赖较大,时间间隔的差异会导致能量分配方案的差别。目前,美法日等国家已经将该技术应用于战术战略武器中,而我国能量分配管理技术还不成熟。脉冲药柱之间能量分配受导弹的飞行弹道、控制参数等影响,以重点关注的参数为优化目标,通过试验环境下的马赫数与导弹所受阻力等建立其飞行弹道的运动模型,采用遗传等算法对目标函数和变量进行优化设计,从而得到导弹综合性能最优的发动机能量分配方案。因此,为了最大程度地挖掘固体火箭发动机的能力,提高导弹性能,有必要对该项技术进行深入研究。

4 结束语

固体火箭发动机是动力系统的核心技术,在 50 多年的发展与持续创新下,该技术已经跨过了设

计研究初级阶段,进入技术愈发成熟阶段。各国无论是针对大型还是小型固体火箭发动机都进行了差异化设计与试验。本文总结了固体火箭发动机的技术成果,分析了我国固体火箭发动机技术的研究现状与关键技术,为未来固体火箭发动机的发展提供了探索方向。

参考文献

- [1] 张智慧,李军伟,梅开,等.多根管型装药固体火箭发动机初始压强峰影响因素研究[J].推进技术,2020,41(3):632-641.
- [2] 田维平,王立武,王伟.固体火箭发动机技术发展和面临的关键技术问题[J].固体火箭技术,2021,44(1):4-8.
- [3] 刘佩进,魏少娟,王琢璞,等.固体火箭发动机燃烧不稳定研究进展与展望[J].推进技术,2021,42(9):1921-1935.
- [4] 孙兵晓,常新龙,胡成荣,等.固体火箭发动机密封结构随机有限元可靠性分析[J].火箭推进,2008,34(5):22-26.
SUN B X, CHANG X L, HU C R, et al. Reliability analysis of the SRM sealing structure based on stochastic finite element method[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(5):22-26.
- [5] 李天鹏,刘跃龙,安振涛.储运条件下固体火箭发动机响应研究综述[J].现代防御技术,2020,48(1):68-73.
- [6] 任庆华,刘双,张海龙,等.固体小运载火箭发动机的现状及发展趋势分析[J].现代防御技术,2016,44(5):40-45.
- [7] 徐涛清.飞马座空间运载火箭的推进系统[J].固体火箭技术,1993,16(1):20-24.
- [8] 依园.“雅典娜”小型运载火箭[J].国际太空,1999(8):5-9.
- [9] 李双庆.各国运载火箭介绍,飞马座和金牛座(美国)[J].中国航天,1995(9):20-23.
- [10] 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.
- [11] 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]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集.大连:中国航天第三专业信息网,2017.
- [12] MORITA Y, IMOTO T, TOKUDOME S, et al. First launch in months: Japan's epsilon launcher and its evolution[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2014, 12(29):21-28.
- [13] 叶定友,高波,甘晓松,等.重型运载火箭大型固体助推器技术研究[J].载人航天,2011,17(1):34-39.
- [14] 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]//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论文集.西安:中国航天第三专业信息网,2016.
- [15] 马志滨,何麟书.国外重型运载火箭发展趋势述评[J].固体火箭技术,2012,35(1):1-4.
- [16] 丁新玲,郭博闻.美国重型“太空发射系统”结构及制造技术[J].航天制造技术,2017(2):1-7.
- [17] 张德雄.国外航天用固体火箭发动机评述[J].推进技术,1989,10(6):1-7.
- [18] 张振华,孙广勃.H-2火箭固体助推器推力向量控制系统的研制[J].中国航天,1994(10):43-45.
- [19] MAEKAWA H. The H-II launch vehicle status[C]//16th International Communications Satellite Systems Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [20] 王向阳,才满瑞.日本H-2火箭及其后继型号的发展与特点[J].导弹与航天运载技术,1999(1):8-19.
- [21] 王健儒,张光喜.分段式固体发动机技术发展与应用进展[J].固体火箭技术,2016,39(4):451-455.
- [22] 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.
- [23] 武丹,陈文杰,司学龙,等.大型固体火箭发动机发展趋势及关键技术分析[J].武汉大学学报(工学版),2021,54(2):102-107.
- [24] MOORE T, MCSPADDEN H. From bombs to rockets at McGregor, Texas[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [25] DAVENAS A. Development of modern solid propellants[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(6):1108-1128.
- [26] 王秀萍.美国固体火箭发动机的发展及其在机载战术导弹上的应用[J].航空兵器,2016,23(3):14-17.
- [27] MCLENDON J, BAUMANN F. High speed anti-radiation missile (HARM) test and evaluation program[C]//2nd Flight Testing Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1983.
- [28] KURODA T, MIHARA S, MATSUDA H, et al. Optimal mid-course guidance of variable flow ducted rocket missiles[C]//Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [29] MOORE T. Solid propulsion enabling technologies and milestones for navy air-launched tactical missiles[C]//AIAA Centennial of Naval Aviation Forum “100 Years of Achievement and Progress”. Reston, Virginia: AIAA, 2011.

- [30] HEWITT P. Status of ramjet programs in the United States[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [31] KARL N. Solid rocket propulsion for the German hypervelocity missile program: An overview [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [32] NAUMANN K W, STADLER L, TROUILLOT P, et al. Double-pulse solid rocket technology at Bayern-Chemie/Protac[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [33] 汤亮, 邓康清, 余小波. 多脉冲固体火箭发动机发展现状[C]//中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议论文集. 昆明: 中国航天第三专业信息网, 2019.
- [34] NAUMANN K, BOUTEILLE F, THIBIERGE M, et al. Design and testing of the solid rocket motor HFK 2000 built for the German HFK (hyperschall-flugkorper) hypervelocity missile program [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [35] SCHILLING S, TROUILLOT P, WEIGAND A. On the development and testing of a 120 mm caliber double pulse motor (DPM)[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [36] HACKER A, STINGL R, NIEDERMAIER H, et al. The safety and delay device for the LFK-NG double-pulse motor demonstrator [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [37] TROUILLOT P, AUDRI D, RUIZ S, et al. Design of internal insulation and structures for the LFK-NG doublepulse motor[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [38] STADLER L, TROUILLOT P, RIENÄCKER C, et al. The dual pulse motor for LFK NG [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [39] NAUMANN K, STADLER L. Double-pulse solid rocket motor technology-applications and technical solutions[C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [40] STADLER L, HOFFMANN S, NIEDERMAIER H, et al. Testing and verification of the LFK NG dual pulse motor[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [41] STADLER L, HOFFMANN S, HUBER J, et al. The flight demonstration of the double pulse motor demonstrator MSA[C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [42] STADLER L, HOFFMANN S, HUBER J, et al. The flight demonstration of the double pulse motor demonstrator MSA[C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [43] 侯晓, 付鹏, 武渊. 固体火箭发动机能量管理技术及其新进展[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(1): 1-6.
- [44] DUNN B, DURBIN M, JONES A, et al. Short range attack missile (SRAM) propulsion, 3 decades of history [C]//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1994.
- [45] 龚士杰, 戴耀松. 多脉冲固体火箭发动机述评[J]. 飞航导弹, 1993(1): 32-39.
- [46] CARRIER J L C, CONSTANTINOU T, HARRIS P G, et al. Dual-interrupted-thrust pulse motor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(4): 308-312.
- [47] DAHL H, JONES B. Demonstration of solid propellant pulse motor technologies[C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [48] 关森. 多脉冲固体火箭发动机设计及试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- [49] NISHII S, FUKUDA K, KUBOTA N. Combustion tests of two-stage pulse rocket motors [C]//25th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1989.
- [50] 韩世伟, 钟景福. 多脉冲固体火箭发动机[J]. 上海航天, 1994, 11(2): 39-43.
- [51] 朱光辰, 胡克娴, 王春利, 等. 一种双脉冲发动机的技术研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(4): 364-368.
- [52] 深科技. 中国民营公司固体火箭发动机试车成功, 双脉冲技术引关注[EB/OL]. <https://baijiahao.baidu.com/s?id=1616009606750342343&wfr=spider&for=pc>, 2018.
- [53] 程兴华. 固体脉冲发动机设计及优化[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
- [54] HERMAN R, BUTLER J. Subsystems for the extended range interceptor (ERINT-1) missile [C]//Annual Interceptor Technology Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [55] HTALLONE. PAC-3 导弹[EB/OL]. <https://htallone.github.io/2020/12/14/PAC-3/#fn:54>, 2021.
- [56] ZHANG P, ZHOU S, FANG J, et al. Experimental diagnoses of interior ballistic anomalies for an impulsive T-thruster [C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1992.
- [57] 周伟. 弹道修正子弹总体方案研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2003.