

# 中国运载火箭液体动力系统发展方向研究

陈士强, 黄辉, 张青松, 秦旭东, 容易

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 阐述了液体动力系统发展规划研究对运载火箭的重要意义, 梳理了国外运载火箭液体动力系统发展态势, 初步提出我国运载火箭液体动力系统发展需求及重点发展方向规划, 为我国运载火箭液体动力系统发展和航天强国建设提供参考。

**关键词:** 运载火箭; 液体动力系统; 需求; 发展方向

中图分类号: V475.1

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 02-0001-12

## Research on the Development Directions of Chinese Launch Vehicle Liquid Propulsion System

CHEN Shiqiang, HUANG Hui, ZHANG Qingsong, QIN Xudong, RONG Yi

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The significant meaning of study on roadmap of launch vehicle liquid propulsion system has been analyzed. The future requirements and development directions of national launch vehicle liquid propulsion system have been preliminary presented based on the system research of foreign ones and national launch vehicle initial developing trend, in order to propose some available suggestions for the construction of national liquid propulsion system roadmap and aerospace power.

**Key words:** Launch vehicle; Liquid propulsion system; Requirement; Development direction

### 0 引言

运载火箭技术水平是国家航天能力的基础, 动力系统很大程度上决定了运载火箭的总体性能。运载火箭液体动力系统一般包括发动机和增压输送系统。运载发展, 动力先行; 动力发展, 总体牵引。放眼世界运载火箭发展大势, 未来焦点将从“满足当前任务急需”转化为“形成长远竞争优势”, 发展模式将从“能力的迫切提高”升级为“效率的极致追求”, 协作分工将从“逐级责权划分”转化为“基于一体化的合作共赢”, 国家重大工程、快速进出空间、商业航天等都对航天动力技术发展提出了迫切需求<sup>[1]</sup>。

面对新的国际形势和行业发展态势, 有必要系统梳理我国运载火箭发展方向及对液体动力系统的发展需求, 研究运载火箭液体动力系统总体规划, 做好顶层牵引, 整合资源和力量, 实现重点方向的有序突破, 全力支持航天强国建设。

### 1 国外运载火箭液体动力系统发展态势

运载火箭技术的不断发展推动着液体动力系统的技术进步, 经过近百年的发展, 液体动力系统从发动机到增压输送, 性能不断提高, 门类逐步丰富, 使用维护性日益友好。随着一次性运载火箭的理念升级、重复使用运载火箭的大放异彩以及深空探测浪潮的再次袭来, 世界范围内运载

收稿日期: 2019-11-26; 修订日期: 2020-03-03

基金项目: 航天系统部专用技术项目 (305060506)

作者简介: 陈士强 (1986-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭动力系统总体设计。

E-mail: chenshq@buaa.edu.cn

火箭动力系统呈现出新的、更为深刻的发展态势。

## 1.1 液体火箭发动机

### 1.1.1 美国

美国作为传统航天强国，在液体火箭发动机领域始终保持着领先水平。自20世纪70年代起，美国主流运载火箭逐步选择了“固体助推器+氢氧发动机”的基础级主动力模式，包括Space Shuttle的SSME、Delta 4的RS-68和正在研制的SLS的RS-25系列，基础级国产液氧煤油发动机仅存Merlin-1D+（海平面推力86t）一型；SpaceX和Blue Origin两家私营公司目前正在研发各自的高压补燃液氧甲烷发动机——Raptor和BE-4，传统发动机制造商Aerojet Rocketdyne也正努力在高压补燃液氧煤油发动机AR-1的研制上取得突破<sup>[2]</sup>。美国主流在役及在研液体火箭发动机及主要性能参数见图1、表1。

RL10系列发动机是世界上第一款氢氧发动机，也是美国唯一一款通用型氢氧末级发动机，1958年开始原型机研制。经过60多年的持续改进，共经历3个子系列（RL10A、RL10B、RL10C），约25种型号（包含部分预研型号和阶段性技术状态固化型号），比冲从422s提高到465.5s，推力从6.7t增加到11.2t，工作时间从430s延长到700s，先后应用于Atlas-Centaur、Saturn、Titan-Centaur、Space Shuttle-Centaur、

Delta系列等运载火箭，并被美国后续多款大中型运载火箭选为末级主动力，包括SLS探索上面级（Exploration Upper Stage）、Vulcan-Centaur和Omega<sup>[3-5]</sup>。

J-2系列发动机是美国另一款经典的氢氧发动机，基本型J-2于20世纪60年代研制成功，真空推力104t，比冲425s，应用于Saturn V火箭S-II和S-IVB模块；改进型J-2S推力提高15%，比冲达到436s。为满足“星座计划”需求，J-2X应运而生，真空推力133t，比冲448s，并曾被选作SLS探索上面级主发动机。

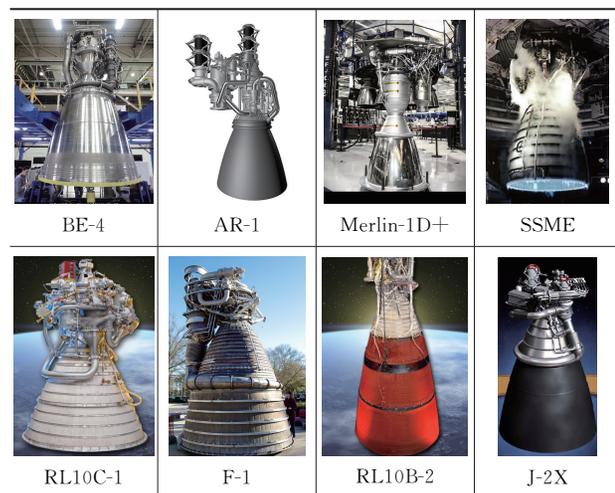


图1 美国主流在役及在研液体火箭发动机图鉴

Fig. 1 Main liquid rocket engines of USA

表1 美国主流在役及在研液体火箭发动机主要性能参数

Tab. 1 Main liquid rocket engine characteristics of USA

| 代号            | 推进剂组合 | 推力/t                 | 比冲/s      | 循环方式  | 推力等级 <sup>2</sup> | 备注  |
|---------------|-------|----------------------|-----------|-------|-------------------|-----|
| Merlin-1D+    | 液氧煤油  | 87                   | 283       | 发生器循环 | 100t级             | 基础级 |
| SSME          | 液氢液氧  | 214 (V) <sup>1</sup> | 452 (V)   | 补燃循环  | 200t级             | 基础级 |
| Raptor        | 液氧甲烷  | 260                  | 360.8 (V) | 补燃循环  | 200t级             | 基础级 |
| BE-4          | 液氧甲烷  | 249                  | 342 (V)   | 补燃循环  | 200t级             | 基础级 |
| RS-68         | 液氢液氧  | 344 (V)              | 409.7 (V) | 发生器循环 | 400t级             | 基础级 |
| J-2X          | 液氢液氧  | 133 (V)              | 448 (V)   | 发生器循环 | 100t级             | 末级  |
| Merlin Vacuum | 液氧煤油  | 100 (V)              | 348 (V)   | 发生器循环 | 100t级             | 末级  |
| RL10C-1       | 液氢液氧  | 10.4 (V)             | 449.7 (V) | 膨胀循环  | 10t级              | 末级  |
| RL10B-2       | 液氢液氧  | 11.2 (V)             | 465.5 (V) | 膨胀循环  | 10t级              | 末级  |

注1：(V)表示真空参数，后文同。

注2：“推力等级”划分原则（后文同）：0~15t归为“10t级”，16t~25t归为“20t级”，26t~35t归为“30t级”，36t~65t归为“50t级”，66t~149t归为“100t级”，150t~300t归为“200t级”，301t~600t归为“400t级”，601t~900t归为“800t级”，901t以上归为“1000t级”。

### 1.1.2 俄罗斯（含苏联、乌克兰）

俄罗斯在液体火箭发动机领域建树卓著，尤其是在高压补燃液氧煤油发动机研制和应用方面，其代表性的产品包括 20 世纪 60 年代用于 N-1 载人登月运载火箭的 NK-33，70~80 年代的 RD-170 和 RD-120 等。随着世界政治格局的剧烈变化，俄罗斯一方面持续优化本国运载火箭的已有发动机，包括 RD-107A、NK-33-1、RD-0124 等；另一方面积极寻求国际合作推进新型发动机的研制，包括 RD-180（俄美合作）和 RD-191（俄韩合作）两型产品<sup>[6]</sup>。目前俄罗斯通过高压补燃技术的横向牵引，形成单喷管 RD-191、双喷管 RD-180 和四喷管 RD-170 的系列化液氧煤油发动机，正在研制推力超过 800t 的世界最大推力“沙皇引擎”——RD-171MV，打造了基础级 200t 级—400t 级—800t 级推力型谱。俄罗斯主流在役及在研液体火

箭发动机和主要性能参数见图 2、表 2。

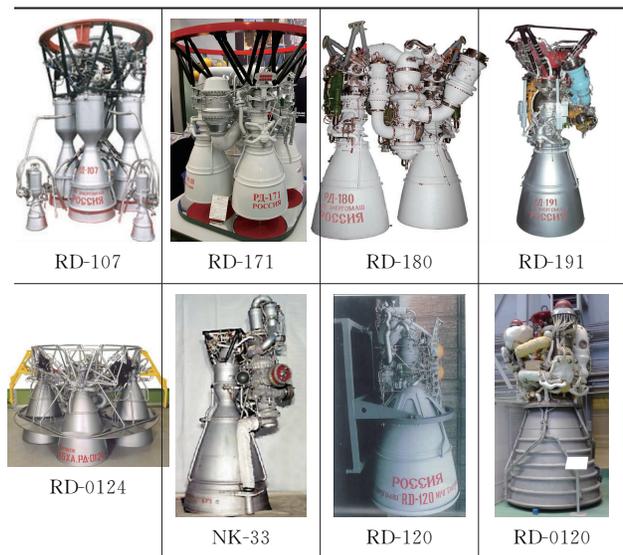


图 2 俄罗斯主流在役及在研液体火箭发动机图鉴

Fig. 2 Main liquid rocket engines of Russia

表 2 俄罗斯主流在役及在研液体火箭发动机主要性能参数

Tab. 2 Main liquid rocket engine characteristics of Russia

| 代号      | 推进剂组合 | 推力/t    | 比冲/s    | 循环方式  | 推力等级   | 备注  |
|---------|-------|---------|---------|-------|--------|-----|
| RD-107A | 液氧煤油  | 85.5    | 264     | 发生器循环 | 100t 级 | 基础级 |
| RD-191  | 液氧煤油  | 196     | 310     | 补燃循环  | 200t 级 | 基础级 |
| RD-0120 | 液氢液氧  | 190 (V) | 454 (V) | 补燃循环  | 200t 级 | 基础级 |
| NK-33   | 液氧煤油  | 154     | 297     | 补燃循环  | 200t 级 | 基础级 |
| RD-180  | 液氧煤油  | 390     | 311     | 补燃循环  | 400t 级 | 基础级 |
| RD-171  | 液氧煤油  | 770     | 309     | 补燃循环  | 800t 级 | 基础级 |
| RD-0124 | 液氧煤油  | 30 (V)  | 359 (V) | 补燃循环  | 30t 级  | 末级  |
| RD-0146 | 液氢液氧  | 10 (V)  | 465 (V) | 膨胀循环  | 10t 级  | 末级  |

苏联氢氧发动机的研究主要是在 20 世纪 60~80 年代研制了 50t 级的 D-57、10t 级的 RD-56 及 200t 级的 RD-0120 补燃发动机。之后俄罗斯液体火箭发动机发展以液氧煤油为主，仅在 20 世纪末才研制了一款 10t 级推力的 RD-0146 氢氧膨胀循环发动机，用于 KVTK 氢氧末级，目前尚未飞行。

### 1.1.3 欧洲

欧洲在欧盟的政治框架下坚持航天独立自主、技术继承的发展路线，目前在役和在研的仅 4 个型号。1975 年，欧空局开始研制 Ariane 运载火箭，其三子级采用氢氧发动机 HM-7，采用燃气发生器循环系统。HM-7 发动机用于 Ariane1 火箭后，逐渐改进，通过提高室压、加大喷管面积比等手段

挖潜，发展为 HM-7B 发动机，推力 10t 级。HM-7B 用于 Ariane 2、3、4 和增强型 Ariane 5E 火箭的末级 ESC-A。欧洲主流在役及在研液体火箭发动机及主要性能参数见图 3、表 3。

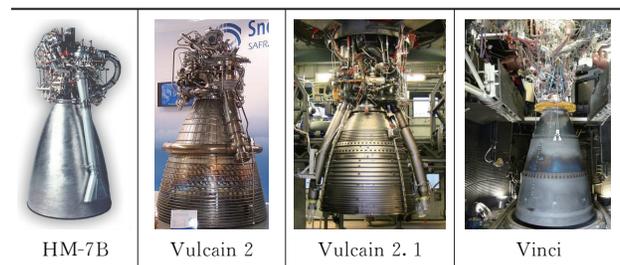


图 3 欧洲主流在役及在研液体火箭发动机图鉴

Fig. 3 Main liquid rocket engines of Europe

表3 欧洲主流在役及在研液体火箭发动机主要性能参数

Tab. 3 Main liquid rocket engine characteristics of Europe

| 代号        | 推进剂组合 | 推力/t     | 比冲/s    | 循环方式  | 推力等级  | 备注  |
|-----------|-------|----------|---------|-------|-------|-----|
| Vulcain 1 | 液氢液氧  | 117 (V)  | 433 (V) | 发生器循环 | 100t级 | 基础级 |
| Vulcain 2 | 液氢液氧  | 138 (V)  | 431 (V) | 发生器循环 | 100t级 | 基础级 |
| HM-7B     | 液氢液氧  | 6.6 (V)  | 445 (V) | 发生器循环 | 10t级  | 末级  |
| Vinci     | 液氢液氧  | 18.4 (V) | 465 (V) | 膨胀循环  | 20t级  | 末级  |

Vulcain (火神) 发动机是欧空局 Ariane 5 运载火箭芯级主发动机。为进一步提高运载能力并降低成本, 欧空局研制了 Ariane 5 改进型火箭 Ariane 5E, 相应地对 Vulcain 发动机进行了改进, 改进型代号为 Vulcain 2, 真空推力从 117t 提高到 138t。2014 年以来, 欧空局对 Vulcain 2 发动机再次进行了适应性改进, 将发动机成本减少了 40%, 生产周期减少 30%。改进后的型号 Vulcain 2.1 计划用于欧空局正在研制的 Ariane 6 火箭。

Vinci 发动机是欧空局于 1998 年开始研制的先进末级发动机, 原计划用于改进型 Ariane 5E 火箭第二级 ECB 上, 使 Ariane 5 火箭的地球同步转移轨道 (GTO) 运力达到 12t。由于研制进度、经费、市场需求等因素, Vinci 发动机的研制进展缓慢, 但目前也基本完成了研制。欧空局正在研制的 Ariane 6 火箭已采用该发动机作为末级<sup>[7]</sup>。与其他膨胀循环发动机相比, Vinci 具有推力大、室压高、性能高、技术先进等优点, 真空推力达 20t 级。

#### 1.1.4 日本

日本运载火箭也采用了“固体助推器+氢氧

发动机”的主动力模式。LE-5 是日本研制的第一台氢氧发动机, 用于 H-1 运载火箭的第二级。H-2 运载火箭对上面级发动机的推力和比冲都提出了更高的要求, 为此研制了 LE-5 的改进型——LE-5A, 减小了质量的同时提高了可靠性。为进一步提高 H-2 火箭的性能并降低发射成本, 日本研制了 H-2A 火箭, H-2A 火箭的二级采用 LE-5A 的改进型 LE-5B 发动机, 真空推力达到 10t 级。日本主流在役及在研液体火箭发动机及主要性能参数见图 4、表 4。

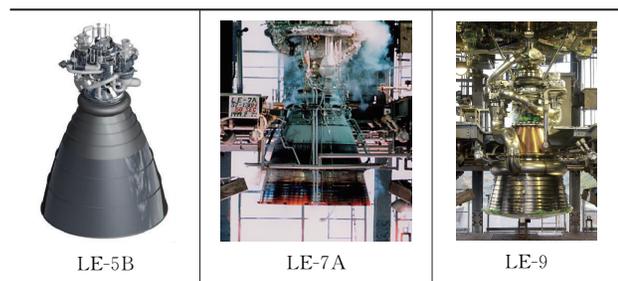


图4 日本主流在役及在研液体火箭发动机图鉴

Fig. 4 Main liquid rocket engine figures of Japan

表4 日本主流在役及在研液体火箭发动机主要性能参数

Tab. 4 Main liquid rocket engine characteristics of Japan

| 代号    | 推进剂组合 | 推力/t    | 比冲/s      | 循环方式   | 推力等级  | 备注  |
|-------|-------|---------|-----------|--------|-------|-----|
| LE-7  | 液氢液氧  | 110 (V) | 445.6 (V) | 补燃循环   | 100t级 | 基础级 |
| LE-7A | 液氢液氧  | 112 (V) | 446 (V)   | 补燃循环   | 100t级 | 基础级 |
| LE-9  | 液氢液氧  | 150 (V) | 425 (V)   | 开式膨胀循环 | 200t级 | 基础级 |
| LE-5B | 液氢液氧  | 14 (V)  | 448 (V)   | 开式膨胀循环 | 10t级  | 末级  |

LE-7 发动机是 H-2 火箭基础级主发动机, 由日本宇宙开发事业集团于 1984—1994 年研制, 发动机采用补燃循环, 真空推力为 110t。为降低成本, 提高商业发射竞争能力, LE-7 发动机的改进型 LE-7A 用于 H-2A 和 H-2B, 主要目标为简化组件结构, 使系统布局更加合理, 减少零部件数量, 简化生产和检测工艺等, 同时发动机具有 70% 推

力节流能力。

2006 年, 日本开始了下一代大推力氢氧发动机 LE-9 的研究。发动机采用开式膨胀循环方式, 真空推力为 150t。和 LE-7 相比, 减少了部件数量, 简化了涡轮泵的设计, 发动机结构更为简单, 大量采用机电一体式阀门, 系统可靠性较高。LE-9 发动机是在 LE 系列发动机已有技术基础上研制

的, 计划用作日本新型 H-3 火箭的芯一级主发动机, 目前已完成样机生产并成功开展多次热试车<sup>[8]</sup>。

#### 1.1.5 小结

结合世界航天大国及组织液体火箭发动机的发展态势分析, 可以得到如下启示:

1) 大推力液体火箭发动机是航天强国的重要标志, 美国、俄罗斯均具备 400t 级及以上推力发动机的设计和生产能力, 并且持续开展多款大推力新型发动机的研制工作。

2) 各国主力运载火箭基础级主动力模式和发动机技术具有明显的继承性和延续性, 均在已有基础上不断改进完善, 提升性能和可靠性, 降低成本, 简化制造。美国、欧洲、日本主推“氢氧芯级+固体助推”, RS-68 是对 SSME 基于低成本原则的继承性创新改制, Vulcain 系列发动机在保持发生器循环的基础上不断提高推力, 降低成本, LE 系列发动机从 LE-5 到 LE-9 性能持续提升; 俄罗斯主推“全液体”, 发动机以高压补燃循环方式为主导, 基于 RD-170 的成果逐步衍生出 RD-180、RD-191、RD-171MV 等多型产品, 形成 200t 级、400t 级、800t 级推力的基础级发动机型谱。

3) 基础级 200t 级推力成为当前各国发动机研制的重点和热点, 包括 RD-191、LE-9、Raptor、BE-4、AR1 等, 循环方式上均采用高效率的补燃循环或膨胀循环; 其原因在于基于 200t 级主动力, 通过不同的模块组合方案, 可构建覆盖不同轨道、不同运载能力需求的运载火箭系列, 使用灵活, 同时

也降低了发动机研制成本和研制难度。

4) 大推力氢氧发动机完全新研需要投入大量的人力、财力和物力, 新研型号不宜过多, 自 RS-68 后世界范围内已近 20 年无新研产品, 且 RD-0120 已经退役, 以低成本为改进目标的 RS-68 也已列入退役规划, 仅 SSME 的改进型 RS-25D/E 硕果仅存, 计划用于 SLS 基础级; 10t 级膨胀循环氢氧末级发动机是末级动力系统的重要发展方向, 应集中精力持续改进、精益求精, 美国 RL10 系列、俄罗斯 RD-0146、欧洲 HM-7B、日本 LE-5B 等均在此列。

5) 液氧甲烷发动机是发展方向之一, 但世界范围内并未作为主动力开展大范围工程研制, 美国目前尚缺乏一款可用的 200t 级低成本液氧烃类发动机, 结合自身国情及发展需求同步研制 Raptor、BE-4 两型液氧甲烷发动机和一型液氧煤油发动机 AR-1。

## 1.2 增压输送

### 1.2.1 尽量减少系统组件和外带能源, 提高工质贮存率和利用率

国外主流液氢液氧和液氧煤油低温动力系统增压方案和输送方案分别如表 5、表 6 所示。液氢、液氧优选自生增压方案, 系统简洁, 成本低廉, 可靠性高; 煤油、含杂质液氧等不具备自生增压条件的推进剂, 以及涉及长时间在轨滑行的模块优选氮增压方案, 可充分利用氮气密度低且安全性好、与推进剂不相溶的特点; 对于氮需求量较大的模块优选将氮气瓶内置在低温贮箱内部, 通过降低温度的方式提高贮存率。

表 5 国外典型液氢液氧/液氧煤油低温模块增压方案

Tab. 5 Typical pressurization schemes of foreign LH2/LOX and LOX/Kerosene cryogenic stage

| 火箭         | 发动机 | 发动机类型         | 燃箱增压方案 | 氧箱增压方案  | 备注      |          |
|------------|-----|---------------|--------|---------|---------|----------|
| H-2B       | 芯一级 | LE-7A         | 液氢/液氧  | 自生增压    | 自生增压    | 纯氧       |
|            | 芯二级 | LE-5B         | 液氢/液氧  | 自生增压    | 冷氮加温增压  | 冷氮气瓶放在氧箱 |
| Ariane 5   | 芯一级 | Vulcain 2     | 液氢/液氧  | 自生增压    | 冷氮加温增压  | 超临界氮     |
|            | 芯二级 | HM-7B         | 液氢/液氧  | 自生增压    | 冷氮加温增压  | 冷氮气瓶放在氧箱 |
| Delta 4    | 一级  | RS-68         | 液氢/液氧  | 自生增压    | 自生增压    | 纯氧       |
|            | 二级  | RL10B-2       | 液氢/液氧  | 自生增压    | 常温氮增压   |          |
| Angara     | 一级  | RD-191        | 液氧/煤油  | 冷氮加温增压  | 冷氮加温增压  | 冷氮气瓶放在氧箱 |
| Atlas 5    | 芯一级 | RD-180        | 液氧/煤油  | 常温氮加温增压 | 常温氮加温增压 |          |
|            | 芯二级 | RL10C-1       | 液氢/液氧  | 常温氮增压   | 常温氮增压   |          |
| Falcon 9/H | 一级  | Merlin-1D+    | 液氧/煤油  | 冷氮加温增压  | 冷氮加温增压  | 冷氮气瓶放在氧箱 |
|            | 二级  | Merlin Vacuum | 液氧/煤油  | 冷氮加温增压  | 冷氮加温增压  | 冷氮气瓶放在氧箱 |

表6 国外氢氧/液氧煤油低温动力系统输送方案

Tab. 6 Typical feeding schemes of foreign LH2/LOX and LOX/Kerosene cryogenic stage

| 火箭         | 发动机 | 前箱           | 后箱       | 备注       |    |
|------------|-----|--------------|----------|----------|----|
| H-2B       | 一级  | 2×LE-7A      | 液氧, 2根侧壁 | 液氢, 2根引出 |    |
| Ariane 5   | 一级  | Vulcain 2    | 液氧, 侧壁   | 液氢       | 共底 |
| Delta 4    | 一级  | RS-68        | 液氧, 侧壁   | 液氢       |    |
| Angara     | 一级  | RD-191       | 液氧, 隧道管  | 煤油       |    |
| Atlas 5    | 一级  | RD-180       | 液氧, 侧壁   | 煤油       |    |
| Atlas 5    | 二级  | RL10C-1      | 液氢, 侧壁   | 液氧       | 共底 |
| Falcon 9/H | 一级  | 9×Merlin-1D+ | 液氧, 隧道管  | 煤油, 9根引出 | 共底 |

为进一步提高增压工质的利用率, 以 Falcon 9 为代表的运载火箭采用了一体化设计方案, 气体

工质 (图 5 中心的 8 个氮气瓶) 可同时参与贮箱增压、冷气姿控、发动机起动吹除、冷气分

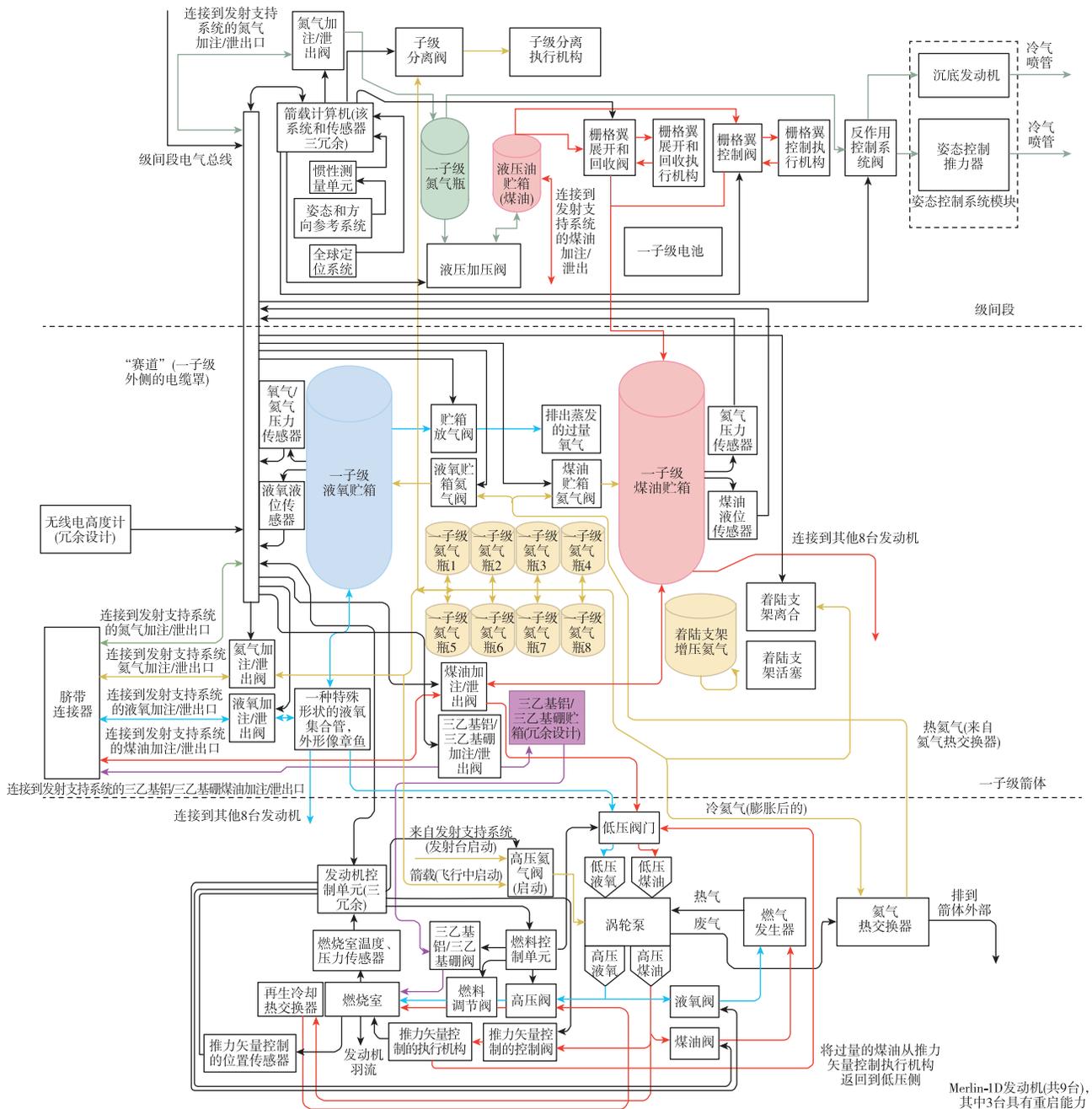


图5 Falcon 9 一级动力系统原理图

Fig. 5 Falcon 9 booster stage propulsion system scheme

离等时序动作；箭上充气、气封、吹除等供配气管路的功能合并与共用可以进一步减少组件数量及结构质量。

输送系统采用前箱“隧道汇总管+多通+分支管”方案可以大幅减小管路质量，多应用于液氧煤油模块；由于氢氧模块的深低温特性和安全性风险，几乎没有采用隧道管的案例，前箱一般采用侧壁（共底）或后底出流方案，经后箱外壁引至发动机对接口。

### 1.2.2 重视冗余设计，提高单机产品和系统可靠性

国外增压输送系统主要采取冗余措施提高可靠性，包括单机内部的冗余设计和系统级冗余设计，从单机和系统两个维度有效降低单点故障的风险，如 Apollo 登月舱下降级推进系统超临界氦增压路多处阀门产品串并联设计（图 6）；Saturn 5 一级保险阀系统利用电控和机械保险阀互相冗余提高可靠性，其中一级燃箱利用增压路电控保险阀和贮箱机械保险阀冗余，氧箱利用贮箱电控

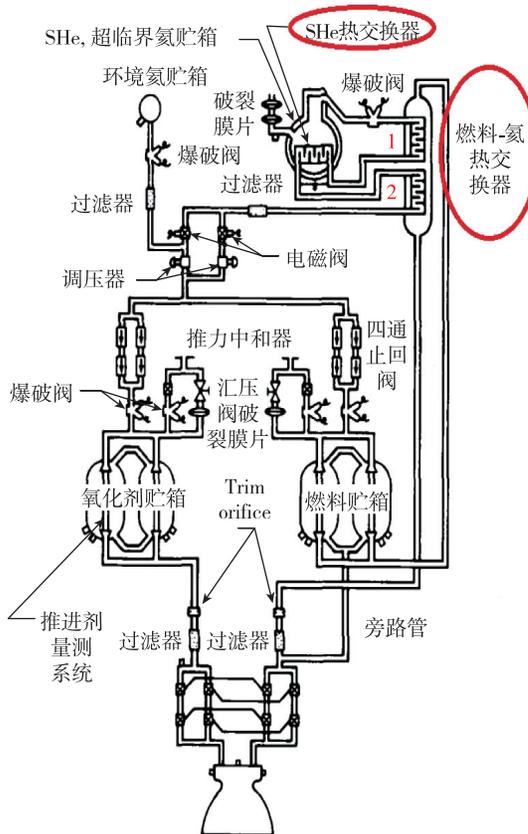


图 6 Apollo 登月舱下降级推进系统  
Fig. 6 Descent propulsion system of Apollo Lunar Module

保险阀和机械安溢阀门实现冗余，电控阀门和机械阀门打开关闭压力带不同；在 Ares 1 二级加注系统采取了气控和单向式加注阀串联结构，提高发射关闭可靠性<sup>[6]</sup>。

单机内部冗余的典型案例体现在阀门导向方面，如 Moog 公司低温安溢阀（图 7）设计的碟片弹簧浮动导向、板簧浮动阀芯导向以及弹簧浮动阀芯导向，浮动阀芯结构不存在滑动摩擦，消除了由于摩擦产生多余物的风险，以及高低温环境下由于膨胀系数不一致导向发生卡滞的风险，提高了阀门动作的可靠性，延长了阀门的使用寿命。

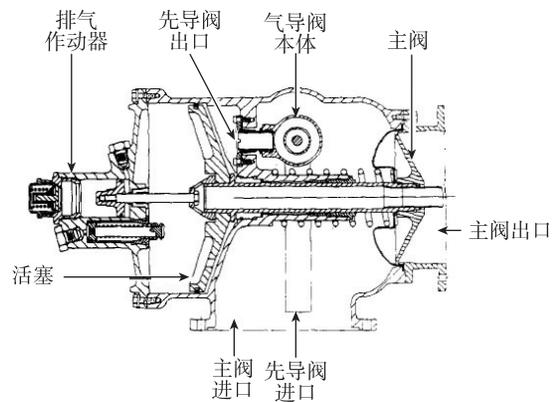


图 7 Moog 公司低温安溢阀结构图

Fig. 7 Vent/Security valve scheme of Moog company

### 1.2.3 重视轻质、高效产品研制

减小单机质量是提高增压输送系统结构效率的重要举措，包括新的设计理念、新材料的应用、新的工艺成型技术等。

Saturn 5、Zenith 采用了液氧温区金属气瓶减小结构质量，Falcon 系列火箭升级为液氧温区复合材料气瓶，Ariane 5、Apollo 登月舱采用超临界氦增压技术。美国 ULA 公司提出运载器流体集成系统（IVF）技术，将氢箱、氧箱蒸发出的氢气、氧气回收利用，通过内燃机发电，并带动压缩机贮存在气瓶中，供增压和姿控使用，有效提高结构效率，根据估算 IVF 技术应用到 Vulcan-Centaur 火箭，可以提高运载能力 450kg，并延长在轨时间<sup>[9]</sup>。美国多型火箭采用了高集成度的排气阀门（图 8），机电一体化设计，尺寸小巧，质量小。H-2A 火箭的研制中，减少零件和设备的种类，增加每个种类的使用数量，Ariane 4 低温末级大多数采用“货架”产品，从而提高产品的研制和配套效率。

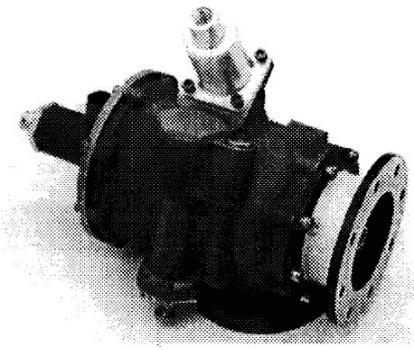


图8 X-34使用的2.5in(1in=25.4mm)安溢阀

Fig. 8 The 2.5in vent valve of X-34

## 2 我国运载火箭动力系统重点发展方向

我国运载火箭已经形成小型、中型、大型、重型的系列化型谱规划(图9)<sup>[10]</sup>,实现运载能力的有效覆盖,并凝练出可靠性、经济性、先进性、适应性、融合性和带动性6项发展原则。

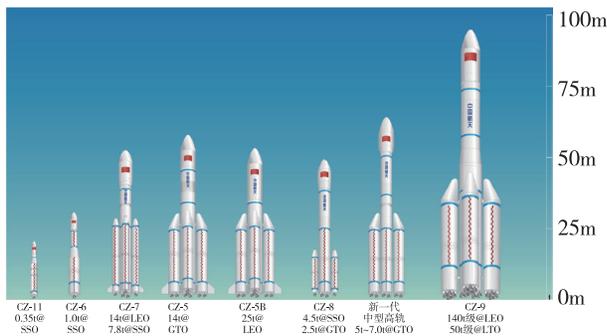


图9 我国新一代长征系列运载火箭型谱

Fig. 9 The spectrum of new generation Long March rockets

基于我国运载火箭后续发展原则,结合国外运载火箭动力系统发展态势,我国运载火箭液体动力系统可进一步提炼形成高可靠、低成本、高性能、易使用、强融合、重牵引等6个维度的发展需求,并从液体火箭发动机、增压输送指导具体重点发展方向的规划。

### 2.1 液体火箭发动机

2.1.1 持续推进已有发动机的改进优化,基础级着力构建100t级—200t级—400t级推力的高压补燃液氧煤油发动机型谱

YF-20系列常规发动机的研制过程及成绩表明,在已有成熟技术基础上不断改进完善和形成通用型产品对于我国液体火箭发动机的研制意义重大。我国已基于YF-100高压补燃液氧煤油发动

机为主动力构建了CZ-7、CZ-7A、CZ-8等中型运载火箭,并对发动机提出了包括泵后摆、降低泵入口压力、优化使用维护性、提高推质比等在内的多项改进需求;对于新一代中型高轨火箭,如果二级改用YF-100(M),GTO运载能力可提升2t(西昌发射场)/0.5t(文昌发射场),同时一二级发动机统型,可降低成本,提升火箭竞争力。YF-100发动机的研制成功来之不易,可提升空间大且总体需求迫切,建议持续推进该型发动机改进优化,包括基础级版本降低泵入口压力,提高推质比,拓宽节流范围,多次起动等性能提升和高空起动版本的研制,将其打造为后续又一款经典通用型发动机。

目前正在研制的重型运载火箭低轨运载能力达140t级,是航天强国建设的重要标志,其基础级主动力采用大推力高压补燃液氧煤油发动机。该型发动机海平面推力480t,采用共泵双喷管整体布局,单喷管推力240t,已完成分级启动、总体布局优化、大尺寸推力室、燃气发生器-涡轮泵联试和整机装配等多项关键技术攻关,具备整机试车条件。基于已有技术基础,结合国外发动机发展态势,从发动机型谱构建维度考虑,我国可开展200t级高压补燃液氧煤油发动机的工程研制。200t级发动机可直接借用480t级发动机推力室、燃气摇摆装置、燃料摇摆装置以及部分自动器等,通用组件借用率近50%。通过该型发动机研制,形成我国100t级—200t级—400t级推力的基础级发动机型谱,满足小、中、大和重型运载火箭对基础级动力的需求。一旦200t级高压补燃循环液氧煤油发动机研制成功,还可以向下替换当前双机构型YF-100,优化全箭的结构效率和布局。

2.1.2 以运载火箭顶层需求为牵引,立足国情开展高空起动型大推力氢氧发动机研制

液体火箭发动机的新研需要投入大量的财力和物力,各国均依据自身国情适当开展,氢氧发动机的新研尤其如此。我国运载火箭和液体火箭发动机的研制历程表明,同一型火箭研发过程中不宜研制超过两型全新的发动机,CZ-3新研了YF-73,CZ-3A新研了YF-75,CZ-5新研了YF-77并在YF-75基础上该型形成了YF-75D,从而确保研制的经费、周期和技术风险可控<sup>[11]</sup>。我国以高压补燃液氧煤油发动机为基础级主动力形成了新

一代长征系列运载火箭型谱, 暂无基础级大推力氢氧发动机的明确需求, 而基于基础级氢氧发动机构建的运载火箭较液氧煤油发动机在研制成本和应用成本方面也处于劣势。

根据世界航天动力系统发展态势, 大推力氢氧发动机是航天强国的重要标志之一, 美、俄均已具备 200t 级氢氧发动机的设计和制造能力。目前我国最大推力氢氧发动机 YF-77 海平面推力 50t、真空推力 70t, 技术储备较 SSME、RD-0120、RS-68 等高性能发动机仍存在一定差距, 应以重型运载火箭研制为牵引, 积极推进高空起动型大推力氢氧发动机研制和关键技术攻关工作, 支撑航天强国建设。

### 2.1.3 不断追求高性能, 集中力量打造末级氢氧发动机通用型产品

末级模块对高比冲需求强烈, 液氢液氧是目前运载火箭领域比冲最高的化学燃烧推进剂, 各航天大国纷纷开展了先进氢氧末级发动机的研制并持续改进。YF-75D 作为我国唯一一型膨胀循环氢氧发动机, 充分继承了 YF-75 (发生器循环) 的成熟技术, 推力达到 10t 级, 在循环方式上提高了固有可靠性, 具备更优秀的性能拓展空间和更灵活的任务剖面选择。

根据迫切程度不同, 火箭总体设计对 YF-75D 的性能提升需求包括 3 个维度: 近期应持续提升可靠性, 降低泵入口压力, 简化发射场操作项目和测试流程, 适应无人值守; 中期应延长工作时间, 进一步提高推力和比冲, 适应小时级长期在轨和多次起动; 远期应提高推质比, 拓展节流能力, 具备喷管可延伸能力。

一方面, 以航天强国建设为牵引构建基于 YF-75D 及后续可扩展能力的低温氢氧末级模块型谱, 涵盖地球同步轨道 (GSO) 直接入轨、低温末级长时间在轨、大范围轨道转移、深空探测等多维度需求, 牵引 YF-75D 的型谱发展。另一方面, 建议对 YF-75D 可靠性提升和性能拓展进行跨型号的联合牵引, 分阶段推动发动机的逐步改进, 并从系统和组件两个维度充分辨识设计、生产、试验、使用维护等多维度潜在的风险和边界约束。

为满足新一代中型高轨火箭性能提升、重型运载火箭和大规模深空探测需求, 结合国外末级氢氧发动机的发展态势, 有必要研制一款 20t 级推力的膨胀循环末级氢氧发动机, 一方面可以满足

深空探测末级模块大推力、高性能需求, 另一方面可以替换已有 YF-75D 的双机构型, 提高结构效率和运载能力。

2.1.4 液氧甲烷发动机作为主动力开展工程立项研制的时机尚不成熟, 可依托预先研究牵引百吨级大推力关键技术探索, 作为已有发动机型谱的有益补充

我国已形成基于高压补燃液氧煤油发动机的运载火箭型谱, 涵盖小型、中型、大型、重型运载火箭。液体火箭发动机研制周期长, 投入人力物力大, 以 YF-100 为代表的高压补燃液氧煤油发动机目前尚处于累积工艺稳定性和飞行可靠性的关键时期, 短期内不宜大范围更换推进剂组合。目前, 各航天大国仅美国 SpaceX 和 Blue Origin 两家公司正在推进液氧甲烷发动机的工程研制和应用, 其初衷在于构建本国 200t 级液氧烃类高压补燃发动机能力, 然而液氧甲烷并非唯一方案, 液氧煤油发动机 AR1 也在同步开展研制; SpaceX 发展 Raptor 发动机和 BFR 运载器的核心目标旨在载人太空旅行和星际探索, 利用外星球的甲烷资源, 其选择不排除偶然性因素。

液氧甲烷发动机具备双自生增压能力, 推进剂成本较低, 理论比冲、点火特性、燃烧特性优于液氧煤油发动机, 但作为基础级不具备液氧煤油发动机的密度比冲优势, 作为末级发动机不具备氢氧发动机的高性能, 且作为双低温推进剂发动机使用维护性 (如预冷、吹除等) 较差, 与运载火箭追求极致性能的大原则有所出入。在推力调节方面, 国内液氧煤油发动机已具备一定节流能力, 推力调节涉及的系统功率平衡匹配、燃烧稳定性与振动、燃烧装置换热与冷却、精度控制等关键技术对于任何一种推进剂组合发动机都难以轻易实现, 液氧甲烷发动机并无明显优势。在烃类燃料结焦风险与重复使用方面, Merlin 发动机已成功实现重复使用, YF-100 具备不下台后处理能力, 甲烷虽然理论上结焦温度更高, 但工程应用中煤油也同样具备良好的重复使用基础。

液氧甲烷发动机作为一型潜在的可用发动机, 虽然作为主动力开展工程立项研制的时机尚不成熟, 但世界范围内相关研究工作并未停止, 我国宜依托预先研究开展百吨级液氧甲烷发动机关键技术攻关, 既是对该型发动机的技术积累, 也可以作为已有大、中型运载火箭主动力的有益

补充,并为后续星际探测做准备;商业航天领域的积极探索也为液氧甲烷发动机的研究注入了新的活力。

2.1.5 发动机亟待解决的关键技术应尽早开展攻关并务实推进,包括动力一体化设计、重复使用、快速测发、健康管理、深度推力调节等

动力一体化设计是实现动力系统乃至全箭综合性能最优化的重要途径。在已有研制模式下,包括发动机在内的动力系统各相关子系统(增压输送、加注及供配气、动力测控等)之间分工界面较为刚性,研制力量分散、技术攻关不易形成合力,设计余量各自掌握而非全系统最优,通用型产品多点重复性投入不利于统一组织生产。面向后续发展,有必要积极推进动力一体化设计,从设计、生产、管理等维度融合发动机与相关子系统的研制工作。

发动机重复使用是支撑重复使用运载火箭未来发展和提高经济性的核心技术之一,同时可以牵引相关的设计、生产、试验、整修和评估技术水平的整体提升。目前,我国液体火箭发动机在重复使用领域尚未形成规范的设计方法、研制流程和评价体系,相关技术研究亟待突破。

发动机快速测发可以满足当前我国运载火箭高密度发射,减少靶场测试项目,压缩靶场周期的迫切需求;同时满足后续重复使用发动机的高密度复飞需求,返回后需要尽快完成发动机状态评估及维护工作,通过高频次的飞行提高经济效益。

发动机健康评估及管理技术是面向以发动机为主要研究对象的动力系统全生命周期健康状态监测、健康风险评估、故障诊断及处理策略制定、动力整体优化方案论证技术,核心目标是提高动力系统的可靠性、任务适应性,降低成本。进一步可以细化为发动机在线健康监测及故障诊断技术、动力冗余技术和返回发动机健康评估技术。

发动机多次起动与深度推力调节的任务剖面包括上升段(第1次工作段)推力节流、回收段(第2次、第3次工作段)推力节流,推力节流需求与火箭构型相关。深度推力调节涉及系统功率平衡匹配、燃烧稳定性与振动、燃烧装置换热与冷却、精度控制等关键技术需尽早攻关,并与总体单位保持密切沟通。

## 2.2 增压输送

2.2.1 低温推进剂及气体工质高效存贮、管理和利用需求迫切,系统提高结构效率

运载火箭的任务属性决定了对结构效率存在极致的追求,必须充分利用箭上携带的所有气液工质,减少结构件的规模、种类和质量,国外运载火箭在这方面的努力从未停止。我国目前在低温推进剂和气体工质的一体化贮存、管理和利用方面仍存在较大差距,开式增压、常温氮贮存、各系统独立供气等技术仍在主战场服役。

对于增压方案,液氢、液氧等具备自生增压条件的推进剂优选闭式自生增压方案;煤油、含杂质液氧等不具备自生增压条件的推进剂,以及涉及长时间在轨滑行和多次起动的模块优选氮增压方案;对于氮需求量较大的模块优选将氮气瓶内置在低温贮箱内部,等质量35MPa氮气常温状态贮存容积需求是液氧温区的2.4倍,是液氢温区的4.6倍;基于多路冗余的“压力传感器+电磁阀”闭式增压方案在增压控制精度、系统可靠性、故障适应能力等方面相对传统基于压力信号器的增压方案和开式增压方案具有更好的适应性。

对于输送方案,大中型运载火箭液氧煤油模块输送系统前箱尽量“隧道汇总管+多通+分支管”方案,减少输送管数量和规模;氢氧模块的深低温特性和安全性风险,前箱一般采用侧壁(共底)或后底流出方案,经后箱外壁引至发动机对接口,应尽量采用小尺寸管路。对于重型运载火箭,输送管路受限大尺寸带来的空间布局、密封等方面的困难,一般采用独立输送方案,兼顾预冷回流功能。同时应面向更长时间的深空探测需求,开展低温推进剂微重力状态管理和热防护技术研究,IVF系统是重要的发展方向。过冷推进剂的应用一定程度上有助于优化射前流程,提高运载能力,以CZ-7为例,如果助推和芯一级采用85K过冷液氧,运载能力可以提升1.64%。

为进一步提高气体工质的利用率,应通过“主路+电磁阀+分支路”的方案推进动力系统、分离系统的用气一体化设计和统一管理,包括发动机、辅助动力、贮箱、气瓶的充气、增压、气封、吹除、排气等供配气管路尽量合并、共用;同时,进一步减少供配气系统的组件种类和数量,降低研制成本和生产状态的复杂度。

### 2.2.2 推进机电一体化产品的研制和应用, 破解传统气动机械类产品的困局

气动机械类产品(如阀门、减压器等)凭借原理简单可靠、研制及使用经验丰富等优点,在我国运载火箭应用广泛。但气动机械类产品存在生产制造合格率较低,精度偏差易受温度影响,多余物耐受能力差,流量调节精度低,可测试性不足等缺点。随着电子电气技术的发展,元器件水平不断提升,尤其是大容量、轻量化锂电池的成功应用,使得箭上采用机电一体化产品成为可能。结合运载火箭顶层需求,除传统的电磁阀外,比较关键的机电一体化产品主要包括电动排气阀、电动调节阀和电动泵三类。

电动排气阀可以通过电机与大口径阀门组合,结合电气系统对压力信号的测量与辨识,实现箱压精确、主动控制能力,减小阀门尺寸,较当前气动机械类产品精度可提高约 15%。

电动调节阀可以通过电机的转速和定位功能实现流量调节的高精度控制和快速响应,是实现交叉增压、交叉输送和压力与流量主动精确控制的重要单机产品。

电动泵是实现液氢循环预冷的重要单机,目前已经在美国半人马座和我国 CZ-5 芯一级成功应用,节约了推进剂排放量,降低了射前地面液氢处理难度,同时对深空探测任务中节约发动机多次起动前预冷消耗量意义显著。我国氢氧末级发动机单机二次起动前排放预冷消耗量均在 50kg 以上。适用于低温氢氧末级的先进电动泵技术将显著改善当前困境,为运载能力提升、地球静止轨道(GEO)直接入轨和深空探测提供关键技术支撑。

### 2.2.3 降低单机质量,减少单机种类,形成基于产品化理念的单机型谱

增压输送系统的单机产品主要包括管路、阀门、气瓶、蓄压器及相关密封件、紧固件等,种类多、规格杂、系列化水平较低。

受军工企业传统科研生产模式的影响,以往研制主要依托型号牵引,产品通用化和型谱概念薄弱,在产品技术升级划代方面缺乏系统规划。对系统而言,缺乏共用平台,系统研制效率不高;对单机而言,验收要求不统一,产品更新换代困难。缩减单机产品类型和规格,推进通用化产品的研制和应用是降低研制成本、提高产品生产效

率和一致性、提升系统可靠性的可选途径。根据运载火箭顶层需求,建议增压输送系统单机可以按照手阀、单向阀、减压器、排气/安溢阀、加注/泄出阀、电磁阀、电动阀、气瓶、蓄压器、输送管、增压管、通用组件形成 12 大类型谱。

降低单机产品质量是提高增压输送系统结构效率的重要举措,包括新的设计理念、新材料的应用、新的工艺成型技术等,重点包括消漩防塌过滤一体化装置、设计工艺制造一体化、先进密封材料、轻质合金、3D 打印增材制造等。

## 3 结论

本文系统梳理了国外运载火箭液体动力系统发展态势,并据此初步提出我国运载火箭液体动力系统发展需求及重点发展方向规划,从液体火箭发动机和增压输送两个维度进行了详细阐述,为我国运载火箭液体动力系统发展和航天强国建设提供参考。

### 参考文献

- [1] 陈士强,黄辉,邵业涛,等. 航天动力系统未来需求方向及发展建议的思考[J]. 宇航总体技术,2019,3(1): 62-70.
- [2] 解晓芳,才满瑞. 美国“航天发射系统”重型火箭研制进展[J]. 国际太空,2016(12):26-28.
- [3] Dawson V P, Bowles M D. Taming liquid hydrogen: the Centaur upper stage rocket, 1958-2002 [M]. National Aeronautics and Space Administration, Office of External Relations, 2004.
- [4] Baumeister J F. RL10 engine ability to transition from Atlas to Shuttle Centaur program [C]. 50<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014: 3669.
- [5] Eidson R L. Cryogenic upper stage propulsion systems evolution [R]. AIAA 1992-3594,1992.
- [6] 《世界航天运载器大全》编委会. 世界航天运载器大全(第 2 版)[M]. 北京:中国宇航出版社,2007.
- [7] Alliot P J, Delange J F, Lekeux A. VINCI, the European reference for Ariane 6 upper stage cryogenic propulsive system [R]. AIAA 2015-4063,2015.
- [8] Adachia M, Tamurab T, Ongab T, et al. Progress summary of engineering model firing tests in LE-9 engine development [C]. 68<sup>th</sup> International Astronautical Congress (IAC)2017, Adelaide, Australia, IAC-17-C4.1.3.
- [9] Zegler F. An integrated vehicle propulsion and power

- 
- system for long duration cryogenic spaceflight [R]. AIAA 2011-7355, 2011.
- [10] 鲁宇. 中国运载火箭技术发展[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(3): 1-8.
- [11] 龙乐豪, 李平岐, 秦旭东, 等. 我国航天运输系统 60 年发展回顾[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(2): 1-6.

**引用格式:** 陈士强, 黄辉, 张青松, 等. 中国运载火箭液体动力系统发展方向研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(2): 1-12.

**Citation:** Chen S Q, Huang H, Zhang Q S, et al. Research on the development directions of Chinese launch vehicle liquid propulsion system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(2): 1-12.