

# 高性能高可靠氢氧发动机方案探讨

郑大勇<sup>1,2</sup>, 颜 勇<sup>2</sup>, 胡 骏<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学, 南京, 210016; 2. 北京航天动力研究所, 北京, 100076)

**摘要:** 根据未来运载器对动力装置的任务需求及氢氧发动机技术发展趋势, 基于 50 吨级氢氧发动机, 以产品性能提高、功能拓展和可靠性增长为设计目标, 开展了发动机衍生产品优化设计研究。衍生型发动机基于现有燃气发生器循环或开式膨胀循环, 充分继承和借鉴了现有产品的技术基础和成熟组件, 产品功能有所拓展, 产品性能和可靠性有所提高, 丰富了中国氢氧发动机产品库, 有利于未来运载火箭构型优化和运载能力提升。

**关键词:** 氢氧火箭发动机; 运载火箭; 优化设计

**中图分类号:** V43

**文献标识码:** A

## Discussion on the High Performance and Reliability LOX/LH<sub>2</sub> Rocket Engine

Zheng Da-yong<sup>1,2</sup>, Yan Yong<sup>2</sup>, Hu Jun<sup>1</sup>

(1. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016; 2. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing, 100076)

**Abstract:** Based on 50-ton-thrust Oxygen/Hydrogen engine, according to future requirement of engine for the next-generation launch vehicle, a new derivative LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine is brought forward aiming at enhancing performance, function and reliability. The derivative engine utilizes a gas generator cycle or expander bleed cycle with high performance, which can advance the evolution of the next flagship launch vehicle and has significantly more lift capability of the vehicle.

**Key words:** LOX/LH<sub>2</sub> rocket engine; Launch vehicle; Optimization design

### 0 引言

氢氧发动机指用液氢、液氧作为推进剂的液体火箭发动机, 与其他烃类发动机相比, 氢氧发动机的性能比冲高约 50%, 能有效提高运载火箭的运载能力, 是航天运载器必不可少的推进系统。50 吨级氢氧发动机是中国新一代运载火箭长征五号运载火箭(CZ-5)的芯一级发动机, 该发动机采用燃气发生器动力循环, 地面推力 520 kN, 真空推力 700 kN, 是中国首台大推力低温氢氧发动机。目前, 以 50 吨级氢氧发动机、9 吨级氢氧发动机及 120 吨级液氧煤油发动机为动力装置的 CZ-5 运载火箭, 将中国近地轨道运载能力从 8.5 t 提升至 25 t, 地球同步转移轨道运载能力从 5.5 t 提升至 14 t, 大幅提升了中国进入和利用空间的能力<sup>[1~3]</sup>。

未来运载器对包括氢氧发动机在内的动力装置提出了更高的要求。国外氢氧发动机十分注重原有平台的改进和扩展, 在产品研制和服役过程中, 根据需要对发动机进行适当的技术改进, 使发动机适应不同任

务的能力大大增强, 以较小的代价获得较大的收益, 从而能够在较长时间内满足多种运载火箭对动力系统的不同使用需求。

与国外相比, 中国氢氧发动机在飞行服役过程中, 虽然也有针对性地开展了相关可靠性增长项目研究, 但在发动机系统方面改动设计较少, 难以获得较大幅度的改进提高, 在产品性能水平、可靠性和使用维护性方面还有进一步提升的空间。因此, 在完成新一代 50 吨级氢氧发动机研制和运营的同时, 在现有技术平台的基础上开展衍生产品优化设计工作, 提高产品性能水平、丰富产品功能、提高产品可靠性和使用维护性, 对支持未来运载火箭构型优化、能力提升和可持续发展具有重要意义<sup>[4]</sup>。

### 1 发动机研制方案

基于 50 吨级氢氧发动机技术平台, 在尽量保证发动机生产、试验等保障条件不变的情况下, 以产品性能

提高、功能拓展、多次使用和可靠性增长为目标,开展发动机方案优化设计研究,达到真空推力 700~800 kN,真空比冲不小于 4 215 m/s,推重比不小于 50 和重复使用次数不小于 20 次。

泵压式发动机系统循环方式分为开式和闭式。相同的推力室室压下,开式循环和闭式循环的发动机泵后压力相差 1.5~2 倍。50 吨级氢氧发动机为开式燃气发生器循环,不具备改造为闭式补燃循环或闭式膨胀循环发动机的可能。在发动机系统循环方案方面,只能基于现有的开式燃气发生器循环或开式膨胀循环。因此提出两种发动机系统方案:a) 方案 A,基于现有燃气发生器动力循环,重点对推力室喷管冷却方式,涡轮燃气排放方式和涡轮泵动密封等方面进行优化设计;b) 方案 B,采用开式膨胀循环,取消燃气发生器,以高性能、高可靠、重复使用为优化设计目标。50 吨级氢氧发动机与两种优化设计方案对比情况如表 1 所示。

表 1 发动机方案对比

| 方案对比   | 50 吨级氢氧发动机    | 方案 A       | 方案 B              |
|--------|---------------|------------|-------------------|
| 系统循环方案 | 发生器循环         | 发生器循环      | 开式膨胀循环            |
| 喷管冷却方式 | 排放冷却          | 再生冷却       | 再生冷却              |
| 涡轮燃气排放 | 燃气直排          | 内汇喷管       | 内汇喷管              |
| 涡轮泵动密封 | 整周式浮动<br>环动密封 | 分瓣式<br>动密封 | 脱开式动密封+<br>分瓣式动密封 |
| 重复使用次数 | 一次使用          | 一次使用       | 20 次              |

### 1.1 方案 A (发生器循环)

方案 A 基于 50 吨级氢氧发动机的燃气发生器动力循环方式。推力室喷管延伸段由排放冷却改为再生冷却,涡轮燃气由直排改为内汇喷管方式,涡轮泵采用新型组合式动密封结构。发动机系统简图如图 1 所示。

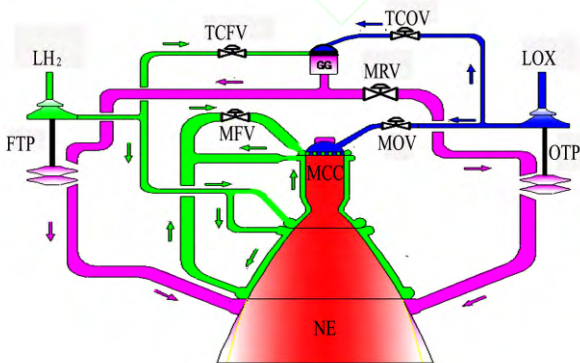


图 1 发生器循环发动机系统简图

LH<sub>2</sub>—液氢; LOX—液氧; GG—燃气发生器; MCC—燃烧室; NE—喷管;

FTP—氢涡轮泵; OTP—氧涡轮泵; MFV—推力室氢阀; MOV—推力室氧阀; MRV—混合比调节阀; TCFV—推力调节氢阀; TCOV—推力调节氧阀

#### 1.1.1 推力室流路设计方案

推力室喷管延伸段分为再生冷却段和单壁辐射冷却段。再生冷却段采用与 50 吨级氢氧发动机相同的螺旋管束式结构或铣槽方案;单壁辐射冷却段采用单壁高温合金辐射冷却结构,内壁喷涂隔热涂层,引入涡轮废气进行气膜冷却,该结构在 Vulcain2、LE-7A 和 J-2X 发动机上均有成功应用经验<sup>[5]</sup>。方案 A 发动机推力室冷却流路对比如图 2 所示。

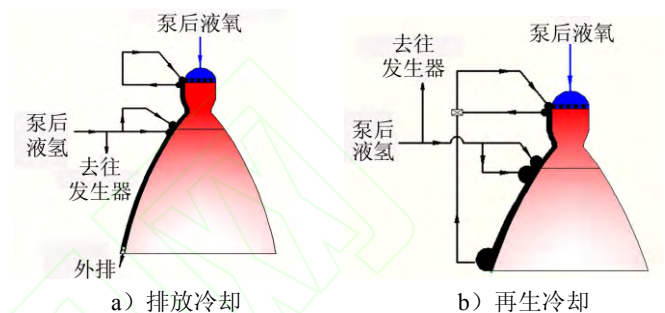


图 2 两种冷却方式推力室流路

发动机性能仿真结果表明,与排放冷却+燃气直排大气方案相比,再生冷却+燃气内汇喷管方案的发动机真空比冲提高约 25 m/s,推力室混合比降低约 0.4。

#### 1.1.2 喷管型面优化设计方案

发动机性能敏感性分析结果表明,推力室喷管效率对发动机比冲性能影响很大,喷管效率的偏差使发动机比冲出现同样量级的偏差<sup>[6]</sup>。

为提高发动机性能比冲,在现有研究的基础上,开展数值模拟、缩尺试验与工艺研究,对发动机喷管型面进行优化设计,控制喷管内型面工艺变形量,确定合理的超声速气膜冷却方案,减小喷管流动损失,以提高喷管效率和发动机比冲性能。

#### 1.1.3 涡轮泵动密封设计方案

涡轮泵中动密封的主要作用是防止或尽可能地减小相对转动部件间推进剂的泄漏,以确保涡轮泵安全工作。50 吨级氢氧发动机氧涡轮泵采用整周式浮动环的动密封结构,该结构在国外大推力氢氧发动机 LE-7 系列、Vulcain 系列、航天飞机主发动机 SSME 等上均有成功应用,但氢气消耗量相对端面密封来说偏大。

目前,国外氢氧发动机涡轮泵已不再采用单一的浮动环密封形式,而是采用多种密封组合的形式。因此,在 50 吨级氢氧发动机的基础上,方案 A 发动机的氧涡轮泵拟采用分瓣式动密封结构,以大幅降低发动机氢气消耗量,减小发动机质量,提高使用维护性。

1.1.4 方案 A 发动机参数及技术特点

方案 A 发动机最大程度地继承了 50 吨级氢氧发动机技术基础，仅对推力室、喷管延伸段和涡轮泵动密封进行局部改进设计，最大程度地延续和继承了现有设计、生产和试验条件，发动机性能有所提升，使用维护性大幅提高。发动机主要特点为：a) 推力室身部为再生冷却；b) 喷管延伸段上部为再生冷却，下部为单壁辐射+气膜冷却；c) 氧涡轮泵采用分瓣式动密封结构；d) 氢氧涡轮燃气内汇单壁辐射喷管。

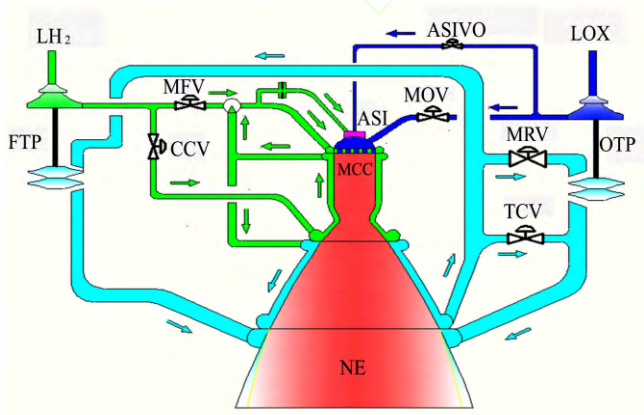
方案 A 发动机与 50 吨级发动机参数对比如表 2 所示。

表 2  50 吨级发动机与方案 A 发动机参数对比

| 方案对比                                       | 50 吨级氢氧发动机 | 方案 A  |
|--|------------|-------|
| 发动机循环方案                                    | 发生器循环      | 发生器循环 |
| 喷管冷却方案                                     | 排放冷却       | 再生冷却  |
| 发动机真空推力/kN                                 | 700        | 700   |
| 发动机真空比冲/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 428        | 432.5 |
| 发动机混合比                                     | 5.5        | 5.5   |
| 推力室室压/MPa                                  | 10.2       | 10.2  |
| 推力室混合比                                     | 6.5        | 6.1   |
| 喷管面积比                                      | 49         | 50.4  |

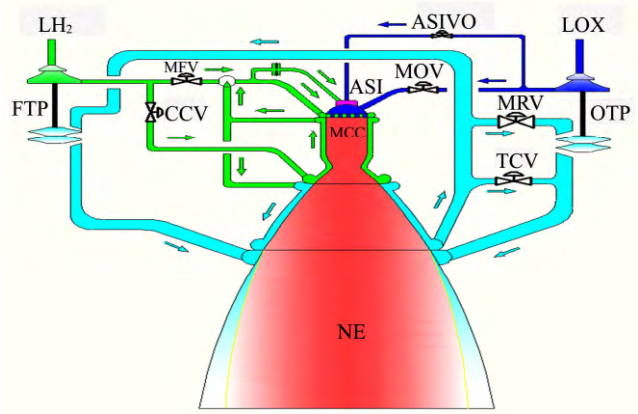
1.2 方案 B（开式膨胀循环）

方案 B 发动机基于开式膨胀循环，该方案发动机取消了燃气发生器，使用冷却推力室的高温气氢驱动涡轮做功<sup>[7]</sup>。发动机推力室采用电点火方式，具备混合比和推力调节能力。根据使用方向不同，选择不同的面积比，发动机既可作为火箭地面芯一级动力装置，也可应用于芯二级动力装置。方案 B 发动机系统简图如图 3 所示。



a) 用于芯一级

图 3  方案 B 发动机系统简图



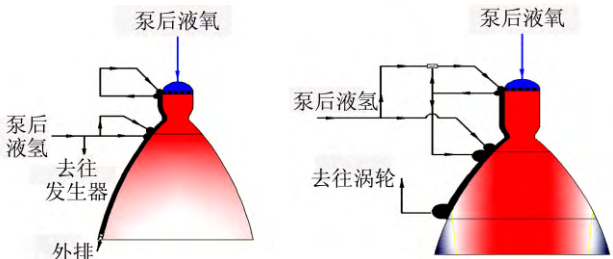
b) 用于芯二级

续图 3

TCV—推力调节阀；ASI—火炬点火器；ASIVO—点火器氧阀；  
CCV—推力室冷却阀

1.2.1 推力室流路设计方案

方案 B 发动机的推力室方案设计原则是在保证推力室热防护的前提下，尽可能地提高冷却推力室的气氢温度，以相对较小的流量获得足够驱动涡轮的做功能量。发动机推力室分为再生冷却身部、再生冷却喷管和单壁辐射喷管 3 段。发动机泵后液氢分为两路，第 1 路直接进入推力室燃烧，第 2 路流经推力室身部换热，之后分流出大部分与第 1 路液氢混合进入推力室燃烧，剩下小部分气氢继续冷却喷管延伸段，进一步吸热后并行驱动氢涡轮与氧涡轮，做功后的气氢汇入喷管下游，形成气膜冷却单壁辐射喷管。方案 B 发动机推力室冷却流路对比情况如图 4 所示。



a) 50 吨级氢氧发动机      b) 改进型发动机

图 4  两种发动机推力室流路比较

1.2.2 点火启动设计方案

方案 B 发动机的氢氧涡轮泵结构方案与 50 吨级氢氧发动机基本一致，其中涡轮均为大落压比的冲击式涡轮，单位流量下的涡轮输出功较大，具备自身启动条件。发动机启动时，利用冷却通道内的常温气氢起旋涡轮泵；在涡轮泵爬升过程中，推力室点火启动，气氢进一步吸热后加速发动机参数升至额定工况。发



动机仿真启动曲线如图 5 所示。

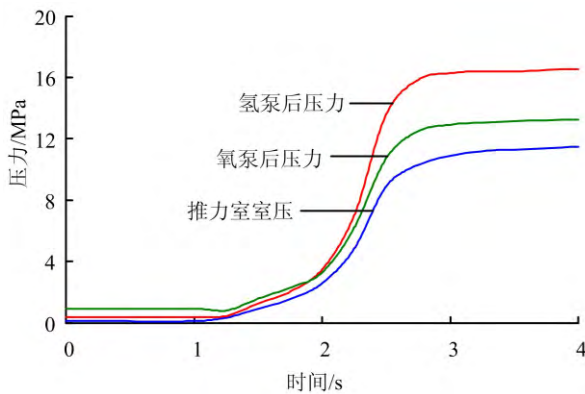


图 5 发动机仿真启动曲线

由图 5 可知，采用自身启动方案的开式膨胀循环发动机在启动过程中参数过渡平稳，无突变和跳跃。

### 1.2.3 组件重复使用设计方案

50 吨级氢氧发动机主要核心组件具有较好的可重复使用基础，其中发动机氢涡轮泵采用高 DN 值重载低温陶瓷球轴承，涡轮泵浮动环采用瑞利动压槽式的结构形式，推力室采用电镀镍隔热层与三维耦合传热一体化热防护优化设计，具有较长的热疲劳寿命。发动机地面整机试验表明，发动机涡轮泵、推力室等核心组件累计试车 15 次，累计工作时间近 6 000 s 无故障。

为满足运载器多次可重复使用要求，进一步提高发动机工作寿命与重复启动循环次数，以发动机多次可重复使用为目标，在 50 吨级氢氧发动机的基础上，重点开展发动机涡轮泵和推力室长寿命、重复使用优化改进设计。

推力室方面，身部采用高深宽比通道结构形式，采用抗疲劳性能更好的银钨铜材料，内壁采用抗冲刷能力较好的电镀镍/铬热障涂层以及发汗冷却技术，可使推力室循环次数达到 30 次以上。

涡轮泵方面，氢涡轮泵拟采用脱开式+浮动环的新型组合式动密封结构，氧涡轮泵采用分瓣式动密封结构形式，同时采用新型石墨材料，以提高浮动环强度和耐磨性，采用强度更高的玻璃布缠绕结构形式，在保证轴承润滑性能的同时提高结构可靠性，使轴承重复启动次数不少于 80 次<sup>[8]</sup>。

开式膨胀循环发动机可重复使用优化设计内容见表 3。

表 3 发动机可重复使用优化设计内容

| 设计结构 | 优化设计内容   | 使用寿命    |
|------|--|---------|
| 推力室  | 采用高深宽比沟槽结构；<br>身部采用银钨铜材料；<br>内壁电镀镍/铬热障涂层；<br>内壁发汗冷却            | 520s×30 |
| 涡轮泵  | 浮动环采用瑞利动压槽的优化结构；<br>浮动环采用新型石墨材料；<br>密封轴套离子注入；<br>保持架采用玻璃布缠绕保持架 | 520s×70 |

### 1.2.4 方案 B 发动机参数及技术特点

方案 B 发动机在 50 吨级氢氧发动机的基础上取消燃气发生器，对推力室流路进行优化设计，充分借鉴 50 吨级氢氧发动机的成熟技术和研制成果，使发动机整体性能、可重复使用性和可靠性大幅提高。方案 B 发动机技术继承性与改进点见图 6。

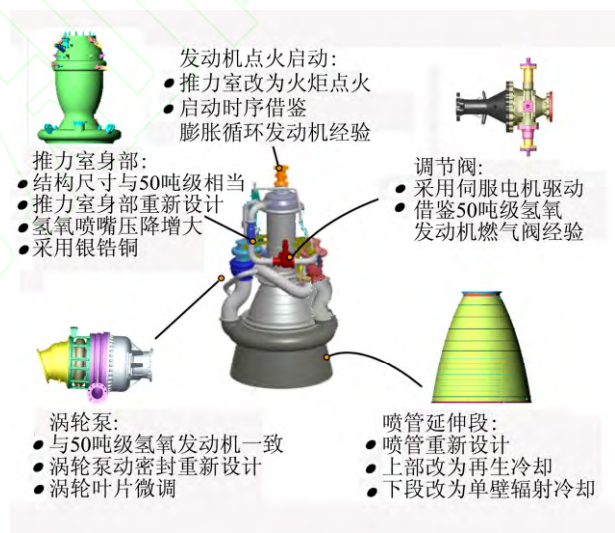


图 6 发动机继承性与改进点

方案 B 发动机主要特点如下：

- 采用开式膨胀动力循环；
- 高温气氢并联驱动氢氧涡轮；
- 喷管延伸段上部为再生冷却，下部为单壁辐射+气膜冷却；
- 涡轮泵采用新型组合式动密封；
- 氢氧涡轮废气内汇单壁辐射喷管；
- 发动机自身启动，推力室采用火炬点火；
- 发动机具备推力和混合比调节能力。

方案 B 发动机与 50 吨级发动机参数对比情况如

表 5 所示。有利于运载火箭构型优化和运载能力提升。

| 表 5  50 吨级发动机与方案 B 发动机参数对比 |            |        |        |
|----------------------------|------------|--------|--------|
| 发动机                        | 50 吨级氢氧发动机 | 方案 B   |        |
|                            | 芯一级        | 芯一级    | 上面级    |
| 发动机循环方案                    | 发生器循环      | 开式膨胀循环 |        |
| 喷管冷却方案                     | 排放冷却       | 再生冷却   |        |
| 发动机真空推力<br>kN              | 700        | 789    | 804    |
| 发动机真空比冲<br>m/s             | 4194.4     | 4263   | 4341.4 |
| 发动机混合比                     | 5.5        | 5.5    | 5.5    |
| 推力室室压/MPa                  | 10.2       | 11.5   | 11.5   |
| 推力室混合比                     | 6.5        | 6.6    | 6.6    |
| 喷管面积比                      | 49         | 55     | 91     |

2 结 论

根据未来运载器对动力装置的任务需求及氢氧发动机技术发展趋势，以 50 吨级氢氧发动机为基础和平台，在最大程度继承现有产品研制经验、研制条件和技术成果的基础上，开展发动机衍生产品优化设计研究，提出基于现有燃气发生器循环方式和开式膨胀循环方式的两型发动机方案。结果表明，两型衍生产品充分借鉴了 50 吨级氢氧发动机的技术特点和成熟组件，功能有所拓展，产品性能和可靠性有较大提高，

参 考 文 献

[1] Wang W B, Zheng D Y. Development status of the crylgenic Oxygen/Hydrogen YF-77 engine for LM-5[C]. Beijing: 64th International Astronautical Congress, 2013.

[2] 王 彬. 中国液体火箭发动机如何进入 21 世纪[J]. 中国工程科学, 1999(2): 1-5.

[3] 顾明初. 液体火箭发动机研制情况的一些回顾[J]. 导弹与航天运载技术, 1997(5): 14-18.

[4] 顾明初. 加快大推力氢氧发动机研制 迎接 21 世纪[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(1): 12-16.

[5] Ferrandon O, Terhardt M, Johnsson R. Vulcain 2 nozzle extension: integrated european team and advanced computational models to the service of nozzle design[C]. Arizona: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.

[6] 郑大勇, 颜勇, 张卫红. 氢氧火箭发动机性能敏感性分析[J]. 火箭推进. 2011(4):18-23.

[7] Martin S, Armin H, Chiara M. Studies on expander bleed cycle engines for launchers[C]. Alabama: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.

[8] 唐正华, 郑恩启, 张葆霞. 适于液氢环境动密封工况的铜/石墨复合材料[J]. 宇航材料工艺, 2009(4): 39-42.