

# 半开式富氧补燃混合循环发动机方案研究\*

刘红军

(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 针对未来航天主发动机的应用需求, 提出了一种燃料供应系统采用开式循环、氧化剂供应系统采用分级燃烧闭式循环的半开式富氧补燃混合循环发动机系统方案, 综合分析了这种新型混合循环发动机所能达到的比冲性能, 对比分析了新型混合循环发动机作为可重复使用航天运载器主发动机相比于开式循环和常规补燃循环、全流量补燃循环发动机的优缺点, 针对推力为100t级的液氧煤油混合发动机的系统进行计算和分析。结果表明, 新型混合循环发动机在主燃烧室压力26.5MPa下, 海平面比冲可以达到303s, 可以以较小的比冲性能损失为代价, 实现涡轮泵介质相容、有效提高发动机设计裕度。

**关键词:** 液体推进剂火箭发动机; 混合循环; 富氧补燃; 系统方案; 液氧煤油

**中图分类号:** V434+.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 07-1476-07

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.200685

## Scheme Investigation on a Half Open Oxygen-Rich Staged Combustion Mixture Cycle Rocket Engine

LIU Hong-jun

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Aiming at the applications for space launch vehicle main engines, a half open oxygen-rich staged combustion mixture cycle engine scheme, with which an open fuel supply subsystem and an closed oxygen supply subsystem are applied, is proposed in this paper. The specific impulse performances of this kind of mixture cycle are calculated, and comparing with open cycle, convention closed cycle and full flow closed cycle, its advantages and shortcomings are discussed from the viewpoint of being used as reusable space launch vehicle engines. The detail system parameters for a 1000kN thrust level liquid oxygen kerosene mixture cycle engine are calculated. The results show that for the new mixture cycle engine, sea level specific impulse can attain 303s under the main combustion chamber pressure of 26.5 MPa. Meanwhile, its high critical design margin, along with the compatibility of turbo-pump mediums, can be obtained at the cost of a small loss of specific impulse.

**Key words:** Liquid propellant rocket engine; Mixture cycle; Oxygen-rich staged combustion; System scheme; Liquid oxygen and kerosene

### 1 引言

实现航天运载器像飞机一样的重复使用一直是人类追求的目标, Space X的垂直起降火箭回收与重

复使用的方式为航天运载器实现重复使用开辟了一条新的技术途径, 但受诸多技术因素, 特别是作为运载火箭心脏的发动机技术的限制, 目前所能达到的重复使用次数有限, 且再次发射周期仍然较长<sup>[1-3]</sup>。

\* 收稿日期: 2020-09-04; 修订日期: 2021-04-16。

通讯作者: 刘红军, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机系统。E-mail: Liuhj2019@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘红军. 半开式富氧补燃混合循环发动机方案研究[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1476-1482. (LIU Hong-jun. Scheme Investigation on a Half Open Oxygen-Rich Staged Combustion Mixture Cycle Rocket Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1476-1482.)

实现航天运载器的重复使用的核心关键在于发动机。如何在兼顾高推质比和保证相对较高的比冲性能的前提下实现发动机的可重复使用,这是目前面临的主要挑战。而对发动机来说,随着高强度材料和结构一体化设计方法的应用,燃烧组件、阀与调节器等组件在较高的工作压力下达到几十次的重复使用次数已不存在难以克服的技术关键<sup>[4]</sup>,目前制约发动机可重复使用次数的主要因素仍在于高速涡轮泵上,如何在系统循环方案上,在保证发动机性能的同时给发动机高速涡轮泵创造良好的工作条件和尽可能高的设计裕度,这是研制未来可重复使用航天主发动机必须首先考虑的问题<sup>[5-6]</sup>。

从未来主发动机系统循环方案的选择来看,开式循环系统简单,但性能偏低;常规的富氧补燃循环发动机是由一个预燃室驱动氧化剂和燃料涡轮泵,通常需要较高的预燃室燃气温度,较难为涡轮泵提供较高的设计裕度<sup>[7-8]</sup>;全流量补燃循环发动机具有理论燃烧室压力高、比冲性能高、预燃室温度低、涡轮泵介质相容性好等优点,但是由于需要同时组织超高压力的富氧预燃室和富燃预燃室进行燃烧,发动机系统复杂,各分系统流体动力学特性高度耦合,启动、变工况和关机时序控制精度要求高,研制难度大,其可靠性的保证难度较大<sup>[9-11]</sup>。

从有利于实现发动机的重复使用的观点出发,本文提出一种将开式循环和补燃循环组合在一起的半开式富氧补燃混合循环发动机,并对这种新型混合循环发动机的系统方案和参数进行对比分析,为未来可重复使用发动机的最佳方案的选择提供参考。

## 2 新型混合循环发动机原理

半开式富氧补燃混合循环发动机是采用开式循环和闭式循环(补燃循环)相结合的一种循环方式,见图1所示,由开式燃料供应系统、闭式氧化剂供应系统和推力室等组成。开式燃料供应系统主要组件包括燃料一级泵、燃料二级泵,燃料涡轮、富燃发生器、燃料阀、发生器燃料阀、发生器氧阀。燃料一级泵增压后的燃料除一小部分供应燃料二级泵之外,其余全部经燃料阀引入推力室,冷却推力室后进入推力室的主燃烧室,燃料二级泵后的一路燃料经发生器燃料阀进入富燃发生器,与从氧化剂泵后引出的小部分氧化剂组织燃烧,产生的富燃燃气驱动燃料涡轮(带动燃料泵),驱动燃料涡轮之后的燃气不引入主燃烧室补燃,而是通过拉法尔喷管直接排至

外界或引入推力室喷管后段;另一路燃料则经预燃室燃料阀进入富氧预燃室。闭式氧化剂供应系统由氧化剂泵、氧阀、富氧预燃室、氧涡轮和预燃室氧阀组成。氧化剂泵增压后的氧化剂除小部分引入富燃发生器外,全部引入富氧预燃室,与从燃料泵后引入的燃料燃烧,产生富氧燃气驱动氧涡轮(带动氧化剂泵),驱动氧涡轮之后的富氧燃气进入推力室的主燃烧室,与燃料进行补燃,产生高温高压气体经推力室的喷管排出产生推力。

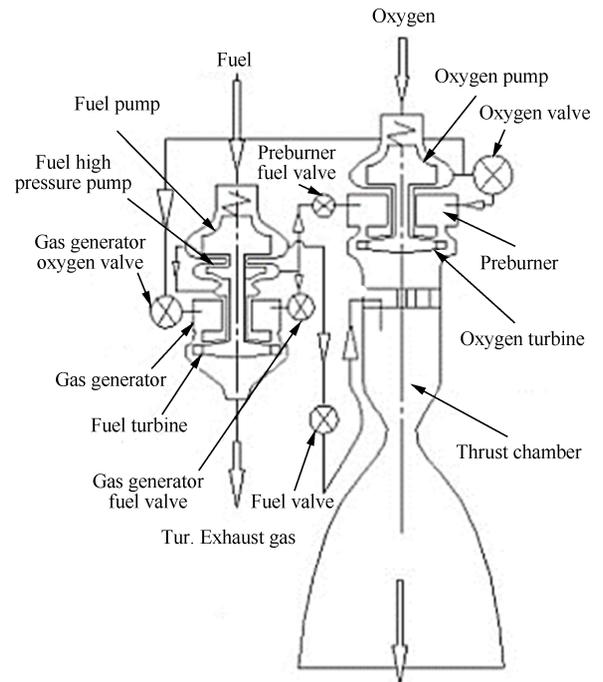


Fig. 1 Half open oxygen-rich staged combustion mixture cycle engine scheme 1

富氧预燃室的燃料的供应也可以采用燃料二级泵单独供应,而富燃发生器的燃料则从燃料一级泵后引出,见图2所示。新型混合循环发动机工作过程如下:

启动前燃料充满燃料一级泵和二级泵至阀前,氧化剂充满氧化剂泵至氧化剂阀前。启动时,打开富燃发生器燃料阀和发生器氧阀,氧化剂和燃料进入富燃发生器,经点火燃烧产生燃气驱动燃料涡轮,带动燃料泵,燃料泵后压力上升;依次打开氧阀和富氧预燃室燃料阀,氧化剂和燃料进入富氧预燃室,经点火燃烧,产生富氧燃气驱动氧涡轮带动氧泵,氧泵后压力上升;燃料泵后压力达到一定值后打开燃料阀,燃料经推力室冷却通道进入推力室的燃烧室与驱动氧涡轮之后进入推力室的富氧燃气补燃。达到稳定工况之后,可通过调节富

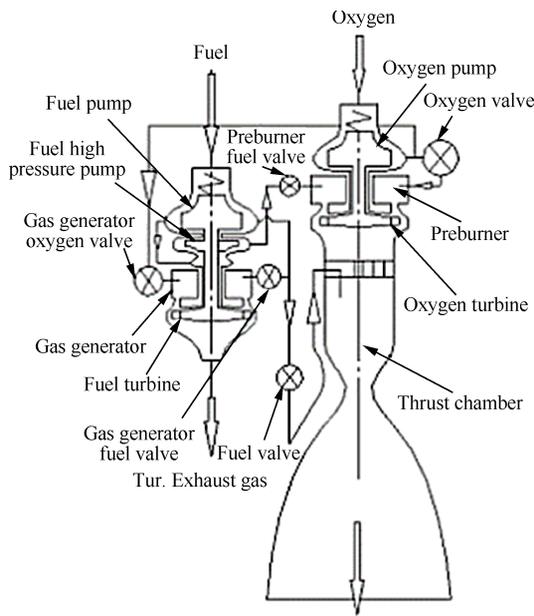


Fig. 2 Half open oxygen-rich staged combustion mixture cycle engine scheme 2

氧预燃室燃料阀和富燃发生器氧阀的开度调节发动机的推力,通过调节燃料阀的开度调节发动机混合比。关机时,关闭富燃发生器氧阀和富氧预燃室燃料阀,切断发生器氧化剂和预燃室燃料供应,燃料涡轮泵和氧化剂涡轮泵转速下降,扬程降低,当泵扬程降低到一定值时燃料阀和氧阀关闭,发动机关机。

新型混合循环发动机的主要特征是:

(1)燃料供应系统为开式系统,燃料涡轮泵由富燃燃气驱动,燃料涡轮采用小流量高压比冲击式涡轮,驱动燃料涡轮泵的富燃燃气通过拉法尔喷管直接排出外界或引入喷管后段,不引入主燃烧室。

(2)氧化剂供应系统为闭式系统,氧化剂涡轮泵由富氧燃气驱动,氧涡轮采用大流量低压比涡轮,驱动氧化剂涡轮泵的富氧燃气引入主燃烧室与燃料涡轮泵供应到推力室的燃料进行补燃,产生高温高压气体经喷管排出产生推力。

### 3 结果与讨论

#### 3.1 新型混合循环发动机比冲性能分析

与常规闭式补燃循环发动机相比,由于新型混合循环发动机驱动燃料涡轮泵的富燃燃气直接排出外界,会造成部分能量损失,比冲有所降低。

设富燃发生器流量占发动机总流量的比例为 $\mu$ ,则新型混合循环发动机比冲与开式循环发动机一

样,可以表示为

$$I_{sp} = (1 - \mu) \cdot I_{spc} + \mu \cdot I_{spg} \quad (1)$$

式中 $I_{spc}$ 为推力室比冲, $I_{spg}$ 为驱动涡轮之后的富燃燃气产生的比冲。

富燃发生器流量占发动机总流量的比例 $\mu$ 可通过发动机涡轮功率平衡、压力和流量平衡关系式求出。

设富燃发生器流量占发动机燃料流量的比例为 $x$ ,则

$$\mu = \frac{x}{1 + K} \quad (2)$$

式中 $K$ 为发动机混合比, $x$ 可由燃料涡轮泵功率平衡求出

$$x = \frac{\frac{\Delta p_{f1}}{\eta_{f1} \cdot \rho_f} + \frac{\Delta p_{f2}}{\eta_{f2} \cdot \rho_f} \cdot \frac{K}{K_{oG}} + \frac{\Delta p_{fp}}{\eta_{fp} \cdot \rho_f}}{\frac{k_g \cdot RT_{fg}}{k_g - 1} (1 - \beta_f^{\frac{k_g - 1}{k_g}}) \cdot (1 + K_{fG}) \eta_{fT} + \frac{\Delta p_{f2}}{\eta_{f2}} \left( \frac{K_{fG}}{K_{oG}} - 1 \right)} \quad (3)$$

式中 $\Delta p_{f1}$ ,  $\Delta p_{f2}$ ,  $\Delta p_{fp}$ ,  $\eta_{f1}$ ,  $\eta_{f2}$ ,  $\eta_{fp}$ 分别为燃料一级泵、燃料二级泵、燃料预压泵扬程和效率, $K_{fG}$ ,  $K_{oG}$ 分别为富燃发生器和富氧预燃室混合比, $\beta_f$ ,  $\eta_{fT}$ ,  $k_g$ ,  $RT_{fg}$ 分别为燃料系统涡轮出口与入口压力比、涡轮效率、燃气等熵指数、气体常数与温度之乘积。

由氧涡轮泵功率平衡关系式易推出

$$\Delta p_o = \frac{k_o \cdot RT_{og}}{k_o - 1} (1 - \beta_o^{\frac{k_o - 1}{k_o}}) \cdot (1 - x \cdot \frac{K_{fG}}{K}) \cdot (1 + \frac{1}{K_{oG}}) \cdot \rho_o \cdot \eta_o \cdot \eta_{oT} - \frac{\Delta p_{op}}{\eta_{op} \eta_{opT}} \quad (4)$$

式中 $\Delta p_o$ ,  $\Delta p_{op}$ ,  $\eta_o$ ,  $\eta_{op}$ ,  $\eta_{opT}$ ,  $\eta_{oT}$ 分别为氧泵、氧预压泵扬程和效率、预压涡轮泵涡轮效率、氧涡轮效率。

由压力平衡关系式可得到

$$\Delta p_{f1} = p_c + \Delta p_{fc} - (\Delta p_{fp} + p_{fi}) \quad (5)$$

$$\Delta p_{f2} = p_{oG} + \Delta p_{oGf} - (\Delta p_{f1} + \Delta p_{fp} + p_{fi}) \quad (6)$$

$$p_{oG} = \frac{1}{\beta_o} \cdot (p_c + \Delta p_{oc}) \quad (7)$$

$$p_{fG} = \Delta p_{f2} + \Delta p_{f1} + \Delta p_{fp} + p_{fi} - \Delta p_{fGf} \quad (8)$$

$$\Delta p_o = p_{oG} + \Delta p_{oGo} - \Delta p_{op} - p_{oi} \quad (9)$$

式(5)~(9)中 $p_c$ ,  $p_{oG}$ ,  $p_{fG}$ ,  $p_{fi}$ ,  $p_{oi}$ 分别为主燃烧室、富氧预燃室、富燃发生器、燃料入口和氧入口压力, $\Delta p_{fc}$ ,  $\Delta p_{oc}$ ,  $\Delta p_{oGf}$ ,  $\Delta p_{oGo}$ ,  $\Delta p_{fGf}$ 分别为燃料一级泵出口至主燃烧室压降、主燃烧室富氧燃气喷注器压降、富氧预燃室燃料与氧化剂压降、富燃发生器燃料路压降。

推力室混合比

$$K_c = \frac{K - K_{TC} \cdot x}{1 - x} \quad (10)$$

由以上基本关系式通过合理选择涡轮压比、涡轮泵效率、流路压降等参数可得到发动机在对应主燃烧室压力下的平衡参数,而推力室比冲 $I_{spc}$ 、驱动涡轮之后的富燃燃气产生的比冲 $I_{spg}$ 可根据室压、混合比和喷管面积比通过热力计算获得。

对于液氧煤油推进剂组合,进行对比计算时作如下基本假设:

(1)不同压力下富燃发生器燃烧效率不变,均按保守值0.85计算,开式循环和混合循环发动机的富燃发生器的混合比根据涡轮材料安全工作温度(富燃燃气温度)均取0.3。

(2)三种循环方式发动机主燃烧室混合比均取2.7,不同室压下燃烧效率均取0.975,推力室比冲按喷管出口压力0.07MPa通过标准热力计算给出。

(3)混合循环发动机燃料系统涡轮均只考虑冲击式涡轮,效率按0.5计算。补燃循环和混合循环的富燃燃气涡轮均采用全进气低压比涡轮,涡轮效率参照现有补燃循环液氧煤油发动机给出。

(4)富氧预燃室混合比依据涡轮材料安全使用温度条件取固定值。

计算获得新型混合循环海平面比冲与主燃烧室压力的变化关系如图3所示。

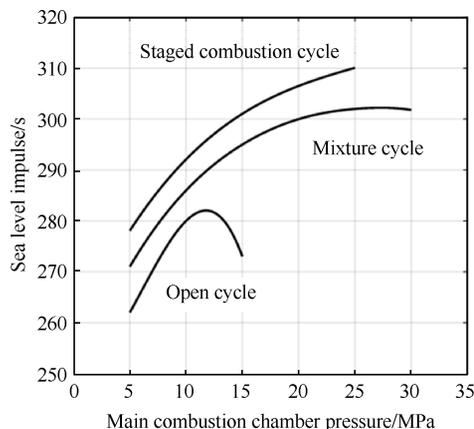


Fig. 3 Performances comparison of different cycles for LOX/kerosene propellants

由图3可以看出,对于液氧煤油推进剂组合,开式循环发动机比冲在主燃烧室压力12MPa左右出现拐点,而新型混合循环发动机的比冲在主燃烧室压力达到28MPa才出现拐点,该压力值已超过了常规富氧补燃循环发动机由于涡轮入口温度限制所能达

到的燃烧室压力(实际上,俄罗斯RD-191液氧煤油补燃循环发动机燃烧室压力26.3MPa,其涡轮入口的富氧燃气温度已达到接近900K,对涡轮燃气通道材料在高温高富氧燃气中的安全性提出了很严酷的要求)。

与补燃循环发动机相比,新型混合循环发动机的比冲在高燃烧室压力下损失相对较小,约2.5%左右。新型混合循环发动机有效避免了开式循环发动机主燃烧室压力无法提高、比冲过低(比闭式循环发动机低10%左右)的缺点。由于半开式富氧补燃循环发动机可以在相对较低的富氧燃气温度下达到更高的主燃烧室压力,从而可以达到相对较高的比冲性能,如主燃烧室压力取21.5MPa,计算液氧煤油混合循环发动机海平面比冲301s,满足比冲性能不低于我国YF-100液氧煤油补燃循环发动机的要求。

### 3.2 新型混合循环发动机作为航天运载器主发动机的优缺点分析

新型混合循环发动机既具有全流量补燃循环发动机氧化剂涡轮泵和燃料涡轮泵分别由富氧燃气和富燃燃气驱动、介质相容、轴密封允许泄漏量大、旋转组件安全裕度大、易于实现重复使用等的优点,同时又合理避免了全流量补燃循环发动机燃料供应压力过高、推力室研制难度大、系统高度耦合等缺点<sup>[12-13]</sup>。

与常规闭式补燃循环相比,新型混合循环发动机作为航天运载器主发动机具有以下优点:

(1)燃料涡轮泵压力低,功率小,研制难度小,结构质量轻,更有利于通过结构一体化设计,较大幅度降低发动机结构质量。

(2)燃料供应系统和氧化剂供应系统相对基本独立,更便于单独开展试验验证,可以在组成发动机全系统之前分别进行可靠性考核,有利于降低整机试车风险,减少整机试车次数,从而降低发动机研制成本。

(3)富燃燃气可以引入喷管后段形成气膜冷却,喷管后段无需再生冷却,推力室冷却夹套短,冷却燃料压降低、压力相对小,可以在降低推力室结构质量的同时,提高冷却夹套结构安全裕度,降低推力室的研制难度。

(4)发动机起动过程所需能量小,起动过程控制简单,只需起旋功率较小的燃料涡轮泵即可依靠燃料泵的压力完成发动机的起动过程,便于实现多次起动。

(5)氧化剂涡轮只需驱动氧化剂泵,所需涡轮功率相对小,可有效降低高压富氧燃气的温度,从而可以在确保高压富氧燃气系统的安全裕度的同时,克服常规补燃循环发动机由于富氧燃气温度的限制工况难以向上调节的问题。

新型混合循环发动机作为重复使用主发动机的主要缺点在于,与开式循环发动机一样,对于液氧煤油推进剂组合来说,燃料系统的富燃燃气通道会产生积碳<sup>[14-15]</sup>,在多次重复使用后需进行清除处理。减少积碳的产生可通过燃气发生器混合比控制、提高涡轮喷嘴内型面光洁度等措施来实现<sup>[13]</sup>。

新型混合循环发动机与补燃循环、全流量补燃循环和开式循环发动机综合对比见表1所示。

### 3.3 100t级液氧煤油混合循环发动机系统参数计算分析

海平面推力为100t的液氧/煤油混合循环发动机的系统图见图4所示。发动机配置燃料预压泵和氧化剂预压泵。按主燃烧室压力26.5MPa,推力室混合比2.7,喷管面积比36,富燃发生器混合比0.3,燃料涡轮压比25,氧涡轮压比1.72的设计值,通过热力计算和求解发动机系统参数平衡方程<sup>[5]</sup>,可获得发动机性能和组件设计参数。计算时发动机涡轮泵效率、燃烧效率、喷管效率等参数的取值按国内外现有发动

机所能达到的水平综合选取,见表2所示。主要参数计算结果如表3所示。

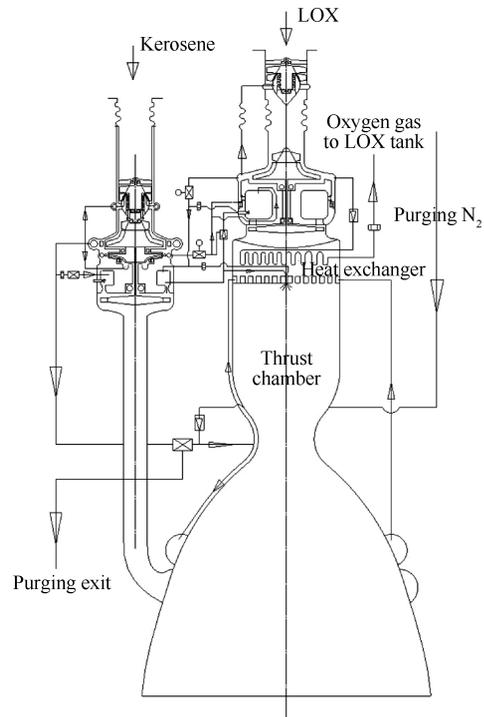


Fig. 4 100t LOX/kerosene mixture cycle engine schematic

根据参数计算结果可以看出,采用液氧煤油为推进剂的新型混合循环发动机在主燃烧室压力高达26.5MPa且考虑足够的推进剂流路压降的条件下,燃

Table 1 Assesses of different cycles

Cycle	Mixture cycle	Staged combustion cycle	Full flow staged combustion cycle	Open cycle
Performance	High	High	High +	Low
Thrust/weight	High	Common	Common	High+
Scale	Small	Common	Common	Big
Complexity	High	High	High+	Simple
Compatibility of turbine pump seals	Good	Bad	Good	Bad
Critical margin of turbine pump	High+	Common	High	Common
Develop difficulty	Medium	Medium	High	Low
Overall assess	High+	Common	High	Low

Table 2 Efficiency parameters for the mixture cycle engine

Efficiency parameters	Value	Efficiency parameters	Value
Fuel pump	0.65	Oxygen booster pump	0.35
Fuel kick stage pump	0.5	Oxygen booster turbine	0.45
Fuel booster pump	0.3	Oxygen turbine	0.72
Fuel booster turbine	0.35	Gas generator combustion	0.9
Fuel turbine	0.5	Main combustion chamber combustion	0.975
Oxygen pump	0.68	Nozzle	0.965

Table 3 100t LOX/kerosene mixture cycle parameters

Parameters	Value	Parameters	Value
Sea level thrust/kN	1000	LOX pump pressure increase/MPa	51
Chamber pressure/MPa	26.5	Preburner pressure/MPa	49
Chamber mixture ratio	2.7	Preburner mixture ratio	56
Gas generator mixture ratio	0.30	Preburner temperature/K	680
Gas generator pressure/MPa	25	Oxygen turbine pressure ratio	1.72
Gas generator flow rate/(kg/s)	13.0	Oxygen turbine power/MW	16.2
Fuel pump pressure increase/MPa	34.0	Gas generator flow rate/engine flow rate/%	3.96
Kick stage pump pressure increase/MPa	21.0	LOX boost pump pressure increase/MPa	0.8
Fuel turbine power/MW	5.99	Thrust chamber sea level $I_{sp}/s$	311
Fuel turbine exit pressure/MPa	1.0	Engine sea level $I_{sp}/s$	303
Fuel boost pump pressure increase/MPa	0.65	Engine vacuum $I_{sp}/s$	335
Fuel turbine exhaust $I_{sp}/s$	120	Engine mixture ratio	2.45

料涡轮所需流量仅占发动机总流量的约4%,发动机设计比冲可以达到较高的值。

计算结果表明,新型混合循环发动机由于驱动氧涡轮的富氧燃气流路大,且只需驱动氧泵,与由一个涡轮同时驱动氧化剂泵和燃料泵的常规补燃循环发动机相比,富氧预燃室的高压富氧燃气温度相对较低(仅为680K),可以大幅地提高富氧燃气系统的安全裕度,有效避免常规补燃循环发动机由于富氧燃气温度过高、安全裕度小、推力难以向上调节的问题。

新型混合循环发动机燃料一级泵所需扬程相对较低,燃料涡轮功率只为氧涡轮功率的37%。同时,由于推力室冷却夹套最高入口压力低(不高于燃料一级泵后压力),可以提高推力室冷却夹套结构安全裕度,避免全流量补燃循环发动机推力室冷却夹套结构必须承受过高压力带来的加工难题。

新型混合循环发动机推力和混合比的调节可以通过调节富氧预燃室燃料阀开度、富燃发生器燃料阀与富燃发生器氧阀开度(或者在相应流路上设置调节器)改变相应流路的压降,增加或减少富氧预燃室燃料流量和富燃发生器流量来实现。同时提高或减小富氧预燃室燃料流量和富燃发生器流量可提高或减小发动机推力,保持富氧预燃室燃料流量基本不变,提高或减小富燃发生器的流量可减小或增加发动机混合比。由于无需在燃料主路设置混合比调节器,新型混合循环发动机推力和混合比调节组件流量小,可以减小结构重量和降低研制难度。

## 4 结 论

通过本文的研究,得到以下结论:

(1)新型混合循环发动机通过提高主燃烧室压力可以达到相对较高的比冲性能。计算分析结果表明,对于液氧煤油推进剂组合,在主燃烧室压力26.5MPa下,新型混合循环发动机海平面比冲可以达到303s。

(2)新型混合循环发动机可以有效提高发动机设计裕度,具有涡轮泵介质相容、轴密封结构可靠性高、涡轮泵负载相对低等特点,有利于提高发动机重复使用性能。

## 参考文献

- [1] 谭永华,杜飞平,陈建华,等.液氧煤油高压补燃循环发动机深度变推力系统方案研究[J].推进技术,2018,39(6):1201-1209.(TAN Yong-hua, DU Fei-ping, CHEN Jian-hua, et al. Study on Deep Variable Thrust System of LOX/Kerosene High Pressure Staged Combustion Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1201-1209.)
- [2] 谭永华,李平,杜飞平.重复使用天地往返运输系统动力技术发展研究[J].载人航天,2019,25(1):1-11.
- [3] Fanciullo T, Judd D, Rachuk V, et al. Evolution of the RD-0120 and Its Design Variants for Use on Reusable Launch Vehicles[R]. IAF-99-S.2.01.
- [4] 康玉东,孙冰.液体火箭发动机推力室可重复使用技术[J].航空动力学报,2012,27(7):1659-1664.
- [5] 张贵田.高压补燃液氧煤油发动机[M].北京:国防

- 工业出版社, 2005.
- [ 6 ] Huzel D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [ 7 ] 李 斌, 栾希亭, 张小平. 载人登月主动力——大推力液氧煤油发动机研究[J]. 载人航天, 2011, 17(1): 28-33.
- [ 8 ] 徐浩海, 李春红, 陈建华, 等. 深度变推力液氧煤油发动机初步方案研究[J]. 载人航天, 2016, 22(2): 150-155.
- [ 9 ] 王海燕, 高玉闪, 邢理想. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统方案研究[J]. 载人航天, 2019, 25(2): 236-242.
- [ 10 ] 杨 开, 才满瑞. 国外液氧/甲烷发动机的最新进展[J]. 中国航天, 2017(10): 14-19.
- [ 11 ] 张小平, 李春红, 马冬英. 液氧/甲烷发动机动力循环方式研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(4): 14-20.
- [ 12 ] 陈允宗, 才满瑞. 国外大型液体火箭主发动机比较分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(4): 32-36.
- [ 13 ] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
- [ 14 ] 张 锋, 严 宇, 杨伟东, 等. 气氧/煤油富燃燃气发生器积碳特性试验研究[J]. 火箭推进, 2017, 43(6): 76-81.
- [ 15 ] Pempie P, Froehlich T, Vernin H. LOX/Methane and LOX/Kerosene High Thrust Engine Trade-Off[R]. AIAA 2001-3542.

(编辑:梅 瑛)