

全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统方案研究

王海燕,高玉闪,邢理想
(西安航天动力研究所,西安 710100)

摘要: 为了在现有火箭发动机的技术条件下,研制高性能、高可靠性、重复使用的液氧甲烷发动机,采用与液氧煤油和液氧甲烷发动机对比的方法,从推力室冷却难易程度、影响涡轮寿命的燃气温度、发动机运载能力等角度考虑,对全流量补燃循环液氧甲烷发动机的混合比和室压进行了优化选择,发动机在高室压和高混合比下工作性能更优;参考目前液氧煤油和液氧液氢发动机方案,对发动机的部分子系统配置进行了对比,采用泵后高压液体驱动预压涡轮、分段冷却推力室的方案技术风险小,且涡轮燃气温度较低。

关键词: 全流量补燃循环;液氧甲烷推进剂;火箭发动机;系统配置

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1674-5825(2019)02-0236-07

DOI:10.16329/j.cnki.zrht.2019.02.016

Research on Schemes of Full Flow Staged Combustion Cycle Liquid Oxygen/Liquid Methane Engine System

WANG Haiyan, GAO Yushan, XING Lixiang
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to develop a high performance, high reliability and reusable LOX(liquid oxygen)/LCH₄(liquid methane) engine based on the existing rocket engine technology conditions, the mixing ratio and chamber pressure of full flow staged combustion cycle LOX/LCH₄ engine were optimally selected by comparing with the LOX/LH₂(liquid hydrogen) and LOX/kerosene engine and taking into account the cooling capacity of thrust chamber, the gas temperature that influencing the life of turbine and the engine's carriage capacity. Full flow staged combustion cycle LOX/LCH₄ engine had better performance in higher chamber pressure and mixing ratio. According to the current projects of LOX/LH₂ and LOX/kerosene engines, comparison of some subsystem configurations were carried out. The engine with boost turbo driven by pumped propellant and thrust chamber cooled separately had smaller risk, and the turbine gas temperature did not exceed the present technical level.

Key words: full flow staged combustion cycle; LOX/LCH₄ propellants; rocket engine; system configuration

1 引言

液氧甲烷推进剂综合性能优良,与液氧液氢推进剂相比较,成本低、密度大、环境适应性好、发动机使用维护成本低;与液氧煤油推进剂相比较,比冲高、冷却性能好、重复使用能力强^[1]。因此液氧甲烷发动机一直受到各航天大国的广泛关注。

俄罗斯开展了大量甲烷推进剂的技术研究^[1-2],对发动机的循环方式进行了对比,认为富氧补燃循环的性能高于富燃补燃循环和开式循环,但同时也指出富燃补燃方式的固有可靠性高一些;为降低成本,在已有液氧煤油发动机基础上开展了液氧甲烷推进剂的方案论证,在借用70%~80%组件的基础上,液氧甲烷发动机的比冲性能可提高20 s左右。欧洲阿里安5重型火箭

的助推器方案选择中,对液体助推器方案进行了对比^[3],液氧煤油和液氧甲烷助推器尺寸相当,但欧洲高压液氧煤油发动机的技术基础薄弱,为此采用了液氧甲烷发动机,同时认为发生器循环有利于降低一次性助推器的费用。美国商业航天公司近年来在液氧甲烷发动机领域取得了突出成就,Blue Origin 公司研制了富氧补燃循环液氧甲烷发动机 BE-4,计划用于 Vulcan 火箭的第一级; SpaceX 公司研制了全流量补燃循环液氧甲烷发动机 Raptor,计划用于火星探测^[4]。北京航天动力研究所以现有氢氧发动机为技术基础和研究平台,开展了 60 t 级开式循环液氧甲烷发动机原理样机研制^[5]。西安航天动力研究所开展了 10 t 开式循环液氧甲烷发动机原理样机的研制^[6]。综合以上所述,基于不同的用途和研制基础,各国对各种循环方式的液氧甲烷发动机开展了相应的论证和试验工作。

全流量补燃循环能够充分发挥液氧甲烷推进剂的性能优势,同时降低了涡轮燃气温度和涡轮泵的密封难度等,理论上能够有效地提高产品的可靠性和重复使用性能^[7]。目前我国尚未在全流量补燃循环液氧甲烷发动机领域开展研制工作,缺乏发动机总体方案参数选择的依

据和发动机系统配置优化方面的经验,本文在与液氧液氢和液氧煤油推进剂的性能进行对比、并参考现役发动机方案的基础上,初步确定全流量补燃循环液氧甲烷发动机的参数方案和系统配置。

2 推力室室压和混合比的选择

推力室的室压和混合比的选择影响到推力室的冷却通道结构设计、材料选择、发动机的整体性能和火箭的运载能力,需要结合推进剂的物性和工程应用经验等进行综合权衡。

目前尚无工程应用的液氧甲烷发动机,因此在进行液氧甲烷发动机室压和混合比选择时,与目前成熟应用的液氧液氢发动机和液氧煤油发动机进行了对比。表 1 是液氧煤油、液氧甲烷和液氧液氢三类推进剂组合的物理化学性能^[8-9]。可以看出,液氧甲烷推进剂在当量混合比下的比冲比液氧煤油高 3.93%,比液氧液氢低 16.3%;密度比冲比液氧煤油低 15.8%,比液氧液氢高 67.8%。但当量混合比下的比冲性能并不是最高的,这是由于当量混合比下燃气温度高、多原子分子吸热离解作用使得燃气温度降低所致。

表 1 三种双组元推进剂的物理化学性能
Table 1 Physical and chemical properties of three kinds of bipropellants

参数	液氧/煤油 (LOX/RP-1)	液氧/液态甲烷 (LOX/LCH4)	液氧/液氢 (LOX/LH2)
密度/(kg/m ³)	1140/837	1140/426	1140/71
当量混合比	3.378	3.989	7.936
燃烧温度(当量混合比) /K	3718.2	3584.4	3617.6
理论真空比冲(当量混合比) /(m/s)	3291.1	3420.3	4087.4
理论密度比冲(当量混合比) /(×10 ⁶ kg/(m ² ·s))	3.47	2.92	1.74
最优比冲点的混合比	2.70	3.39	4.76
燃烧温度(最优混合比) /K	3724.1	3574	3227.8
理论真空比冲(最优混合比) /(m/s)	3364.5	3473.2	4278.5
理论密度比冲(最优混合比) /(×10 ⁶ kg/(m ² ·s))	3.49	2.87	1.35
燃料沸点/℃	207(平均值)	-161	-253
燃料冰点/℃	<-70	-177.5	-259.2
燃料比热容/(kJ/(kg·K))	1.9908(20℃)	3.5064(-158℃)	9.4851(-253℃)
燃料运动粘度/(×10 ⁶ m ² /s)	≤2.4(20℃)	0.26(-158℃)	0.19(-253℃)
燃料临界压力/MPa	2.17	4.599	1.315
燃料临界温度/℃	403.2	-82.59	-239.96
燃料饱和蒸汽压/MPa	8.95×10 ⁻⁵ (20℃)	0.13321(-158℃)	0.0902(-253℃)
燃料爆炸极限(体积分数) /%	0.71~5.21	5~15	18~65
燃料闪点/℃	69	-82	<-253
最小点火能量(空气中) /mJ	0.20~0.25	0.28	0.019

注: 比冲等热力数据计算基准为室压 8.0 MPa、喷管出口压力 0.05 MPa。

依据文献 [10] 中的方法对 3 种推进剂不同条件下的燃气热物理参数进行计算, 结果如图 1~图 3 所示。

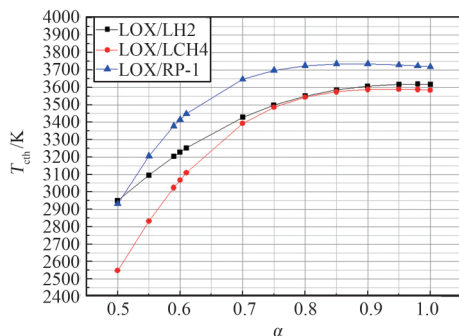


图 1 理论燃烧温度 (T_{ch}) 与余氧系数 (α) 的关系
Fig.1 Relationship between theoretical temperature and residual oxygen coefficient

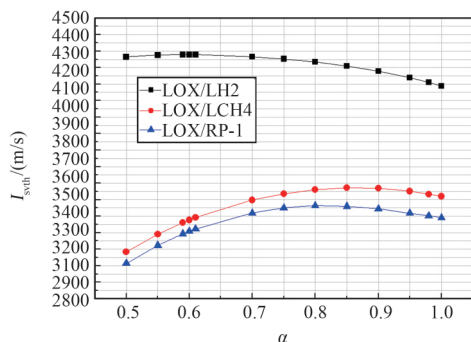


图 2 理论真空比冲 (I_{svth}) 与余氧系数 (α) 的关系
Fig.2 Relationship between theoretical specific impulse and residual oxygen coefficient

图 1 是理论燃烧温度随余氧系数的变化情况 (燃烧室压力 8 MPa 条件下)。可以看出, 在余氧系数大于 0.5 时, 液氧煤油推进剂的燃烧温度最高, 液氧甲烷推进剂的理论燃烧温度最低。在余氧系数大于 0.7 时, 燃烧温度升高的速率降低。

图 2 是理论真空比冲随余氧系数的变化情况 (燃烧室压力 8 MPa 条件下)。可以看出, 液氧液氢推进剂的理论比冲随余氧系数变化的幅度明显低于液氧烃推进剂, 其最佳比冲对应的余氧系数约为 0.6, 对应的混合比为 4.76。液氧煤油推进剂和液氧甲烷推进剂的理论比冲随余氧系数变化的趋势相近, 但液氧煤油推进剂最佳比冲对应的余氧系数低, 大约为 0.8, 对应的混合比为 2.70; 液氧甲烷推进剂最佳比冲对应的余氧系数高于液氧煤油推进剂, 约为 0.85, 对应的混合比为 3.39。

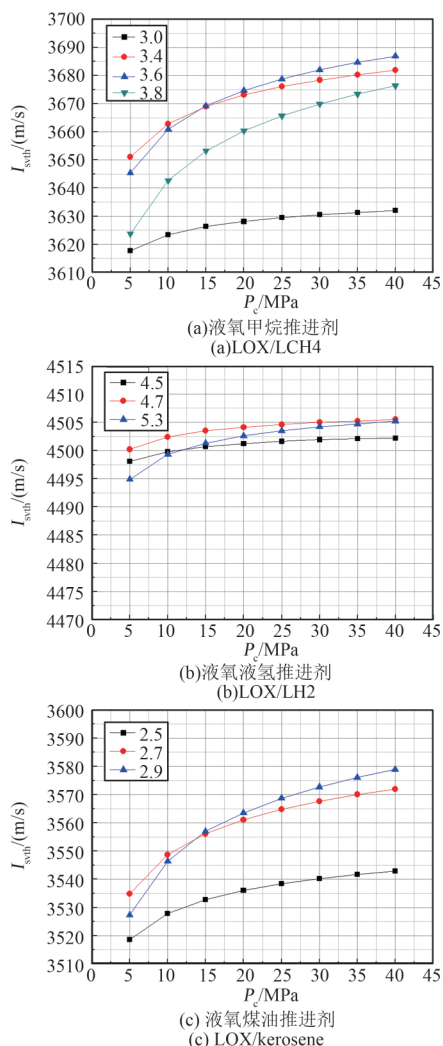


图 3 不同混合比下理论真空比冲 (I_{svth}) 随室压 (P_c) 的变化趋势 (相同喷管面积比)
Fig.3 Relationship between theoretical vacuum specific impulse and chamber pressure at different mixing ratios (at same nozzle area ratio)

液氧甲烷推进剂的最佳比冲比液氧煤油高 3.23%, 比液氧液氢低 18.8%; 相应的密度比冲比液氧煤油低 17.8%, 比液氧液氢高 113%。也就是说, 在最佳比冲点, 液氧甲烷相对于液氧煤油的比冲优势减弱, 而相对于液氧液氢的密度比冲优势升高。

表 2 是国际上一些成熟应用的液氧煤油和液氧液氢发动机 [11-13]。由表可知, 液氧液氢发动机的混合比一般在 5~6 之间; 除了富氧补燃循环大推力发动机之外, 大部分的液氧煤油发动机的混合比均低于 2.7。

表 2 成熟应用的液氧煤油发动机和液氧液氢发动机的性能参数
Table 2 Parameters of mature LOX/kerosene engines and LOX/LH2 engines

参数	RD-58 M	RD-180	F-1	SSME	RL10 A-3-3 A	J2-X	Vulcain
推进剂	液氧煤油	液氧煤油	液氧煤油	液氧液氢	液氧液氢	液氧液氢	液氧液氢
真空推力/kN	83.4	4152	7776	2090	73.35	1308	1145
海平面推力/kN	—	3826	6770	1670	—	—	—
发动机混合比	2.48	2.72	2.27	6.0	5.0	5.5	5.3
真空比冲/(m/s)	3469.2	3325.1	2980.2	4429.6	4355.1	4390.4	4246.3
海平面比冲/(m/s)	—	3064.5	2597.0	3851.4	—	—	—
燃烧室压力/MPa	7.80	25.66	6.67	20.64	3.27	9.22	11.2
密度比冲/($\times 10^6 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$)	3.58	3.44	3.06	1.60	1.41	1.51	1.43
循环方式	富氧补燃	富氧补燃	开式	富燃补燃	膨胀	开式	开式

图 3 对比了室压和混合比对 3 类推进剂燃气热物理参数的影响。可以看出,液氧液氢推进剂的真空比冲随混合比和室压变化的程度小;最佳比冲对应的混合比随室压变化不大,基本稳定在 4.7 附近。表 2 中所列的液氧液氢发动机的混合比均大于 4.7,这主要是出于提高发动机密度比冲的考虑。高的密度比冲使得贮箱的体积减小,进而可优化火箭的直径和运载能力。

煤油和甲烷为烃类推进剂,室压提高时最佳比冲对应的混合比随之提高。液氧煤油推进剂的密度高、燃烧温度高,高混合比时推力室的冷却难度大,因此较低的混合比有利于降低发动机研制难度,同时仍能保持较高的密度比冲。液氧甲烷推进剂的燃烧温度相对较低,且甲烷的冷却性能优于煤油,因此从理论上说液氧甲烷发动机的混合比可以接近最佳比冲对应的混合比,且从图 1 可以看出,余氧系数高于 0.85 时,燃烧温度变化不大。借鉴液氧液氢发动机的经验,可适当提高液氧甲烷发动机的室压和混合比,进而提高发动机的喷管面积比、比冲和火箭的性能。

全流量补燃循环发动机的优点在于:涡轮的工质流量大,从而允许发动机选取较高的室压以获得高的性能;涡轮的温度较低,提高了涡轮的寿命,简化了燃气路结构设计;氧泵采用单独的富氧燃气涡轮驱动,燃料泵采用单独的富燃燃气涡轮驱动,涡轮与泵之间不需要设置复杂的介质隔离密封装置。以上优点均提高了发动机的可靠性和重复使用性能^[7]。

综上所述,全流量补燃循环液氧甲烷发动机在目前的技术基础上可以选择较高的室压和混合比。

依据文献 [14] 中的方法对不同混合比下全流量补燃循环液氧甲烷发动机的性能进行计算,结果见表 3。由表可知,混合比 3.6 时发动机的真空比冲最高;随着混合比的升高,发动机密度比冲升高;不同混合比下,驱动氧涡轮和燃料涡轮的燃气温度相当。发动机混合比的选择需结合火箭总体设计进行优化,在本文中以真空比冲最优选择发动机的混合比为 3.6。

表 3 不同混合比下全流量补燃循环液氧甲烷发动机的性能参数

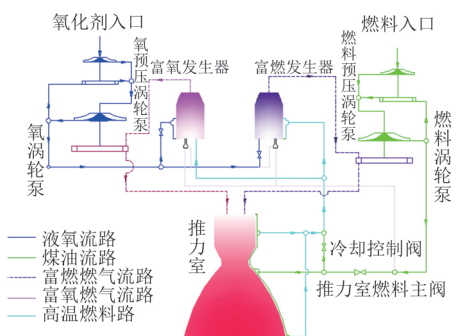
Table 3 Comparison of engines' performance in different mixing ratios

参数	数值		
海平面推力/kN	2000	2000	2000
真空推力/kN	2224.2	2235.2	2248.9
混合比	3.4	3.6	3.8
真空比冲/(m/s)	3479.0	3493.7	3491.7
海平面比冲/(m/s)	3128.2	3126.2	3105.6
发动机密度比冲(真空条件下) /($\times 10^6 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$)	2.872	2.919	2.950
单位时间内的推进剂总体积/(m^3/s)	0.774	0.766	0.762
燃烧室压力/MPa	25.0	25.0	25.0
喷管面积比	46.92	49.62	52.69
富燃预燃室的理论燃气温度/K	824.3	826.3	828.3
富氧预燃室的理论燃气温度/K	656.9	654.3	652.5

注:推力室喷管出口压力 50 kPa。

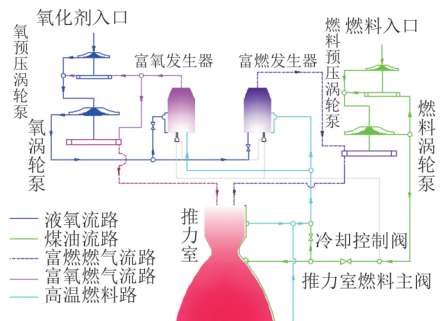
3 氧预压涡轮驱动方案的影响

为提高氧主泵的抗汽蚀能力,在氧主泵入口设置氧预压涡轮泵。氧预压涡轮可采用液涡轮形式,氧主泵出口的高压液氧作为工质,驱动氧预压涡轮做功之后汇入氧主泵入口(图 4a);也可采用气涡轮形式,例如我国的 120 t 液氧煤油发动机和俄罗斯的 RD-470 发动机均采用了这种方案^[14],氧主涡轮出口的富氧燃气作为工质,驱动氧预压涡轮做功之后汇入氧主泵入口(图 4b)。计算不同驱动方案对发动机整体性能的影响^[14],结果见表 4。可以看出,采用气涡轮方案,氧预压涡轮的流量减少 83.4%,氧泵的流量降低 7.6%,富氧发生器的温度降低约 48 K,但是富氧燃气与氧泵入口主流掺混需要一定的掺混长度,需要设计特殊的掺混结构,且对系统的动态响应特性有一定的影响。因此为提高可靠性,在富氧燃气温度不高的情况下,采用氧主泵后的高压液氧来驱动氧预压涡轮。



(a) 高压液氧驱动氧预压泵

(a) The oxidizer boost pump is driven by pumped oxygen



(b) 富氧燃气驱动氧预压泵

(b) The oxidizer boost pump is driven by oxygen-rich gas

图 4 全流量补燃循环方案(不同氧预压涡轮驱动方式)

Fig.4 Schemes of full flow staged combustion cycle engine (in different driving schemes of oxidizer boost turbo)

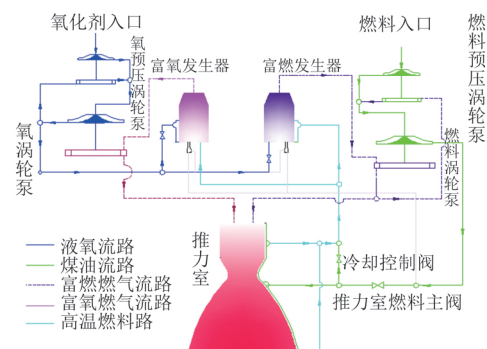
表 4 不同氧预压涡轮驱动方案下全流量补燃循环液氧甲烷发动机的性能比较

Table 4 Comparison of engines' performance in different driving schemes of oxidizer boost turbo

参数	液涡轮	气涡轮
氧泵流量/(kg/s)	550.8	509.0
氧预压涡轮流量/(kg/s)	50.09	8.31
氧泵功率/MW	36.70	33.91
富氧预燃室的混合比	64.62	69.09
富氧预燃室的理论燃气温度/K	654.3	606.7

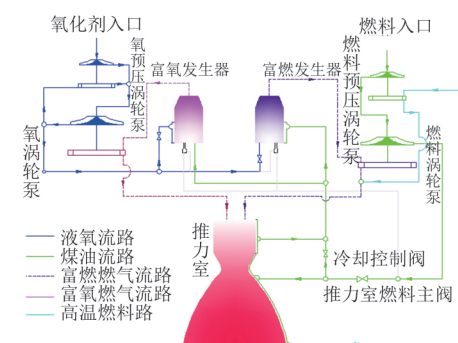
4 燃料预压涡轮驱动方案的影响

为提高燃料主泵的抗汽蚀能力,在燃料主泵的入口设置燃料预压涡轮泵。燃料预压涡轮可采用燃料主泵后的高压液态甲烷来驱动,做功之后汇入燃料主泵入口(图 4a);或采用燃料主涡轮出口的富燃燃气来驱动,做功之后汇入燃料主泵入口(图 5a);也可采用经过推力室冷却套换热的高温甲烷来驱动,之后汇入燃料主涡轮出口(图



(a) 富燃燃气驱动燃料预压泵

(a) The fuel boost pump is driven by fuel-rich gas



(b) 冷却完推力室的热燃料驱动燃料预压泵

(b) The fuel boost pump is driven by hot fuel from chamber cooling jacket

图 5 全流量补燃循环方案(不同燃料预压涡轮驱动方式)

Fig.5 Schemes of full flow staged combustion cycle engine (in different driving schemes of fuel boost turbo)

5b)。计算燃料预压涡轮驱动方案对发动机整体性能的影响^[14],结果见表 5。可以看出,经过推力室冷却套换热的高温甲烷的压差小,使得燃料预压涡轮的流量增大 47%,这股流量直接进入推力室不对涡轮做功,使得富燃燃气的温度增高 6.2%;采用富燃燃气驱动燃料预压涡轮,燃气做功能力强,驱动流量减少 85.4%,富燃燃气的温度降低约 65 K,但富燃燃气与燃料泵入口主流掺混也需要一定的掺混长度,且对系统的动态响应特性有一定的影响。因此为提高可靠性,在富燃燃气温度不高的情况下,采用燃料主泵后的高压液态甲烷来驱动燃料预压涡轮。

表 5 不同燃料预压涡轮驱动方案下全流量补燃循环液氧甲烷发动机的性能比较

Table 5 Comparison of engines' performance in different driving schemes of fuel boost turbo			
参数	高压液态甲烷驱动	高温甲烷驱动	富燃燃气驱动
燃料泵流量/(kg/s)	154. 27	139. 09	141. 30
燃料预压涡轮流量/(kg/s)	15. 18	22. 32	2. 21
燃料泵功率/MW	27. 00	24. 35	24. 74
富燃预燃室的混合比	0. 229	0. 255	0. 201
富燃预燃室的理论燃气温度/K	826. 3	877. 8	761. 2

5 推力室冷却方案的影响

采用液态甲烷冷却推力室,冷却套的压降对燃料泵的功率和富燃预燃室的燃气温度影响较大,有必要采取措施优化推力室冷却通道。补燃循环液氧煤油发动机的绝大部分燃料经过一级泵增压后通过整个推力室冷却通道(如我国的 120 t 补燃循环液氧煤油发动机、俄罗斯的 RD-170 发动机),因此冷却套的压降大,燃料泵的负载重,但由于煤油的密度大,燃料泵的功率在整个涡轮泵功率中占比较小^[15];美国的补燃循环液氧液氢发动机 SSME 采用液氢分段冷却推力室,大部分液氢在冷却完推力室扩张段之后进入两个发生器进行燃烧;少部分液氢在冷却推力室喉部和燃烧室后进入推力室燃烧^[16]。液氢的密度低,燃料泵的功率在整个涡轮泵中占比大,分段冷却的方案可降低冷却套的压降,降低燃料泵的负载。

液态甲烷的冷却能力较强,可参考液氧液氢发动机进行推力室冷却流路分段设计,将燃料泵

后的高压燃料分成两路,一路向上冷却推力室的喉部和燃烧室,一路向下冷却推力室的扩张段,之后汇总进入两个发生器,这样可以降低整个推力室冷却流路的压降(图 4a)。如果燃料泵后的高压燃料全部沿同一流路进入冷却通道,则压降相对较高(图 6)。计算冷却套压降对发动机整体性能的影响^[14],结果见表 6。可以看出,冷却套压降降低 2.5 MPa,使得富燃燃气发生器的温度降低 3.1%。

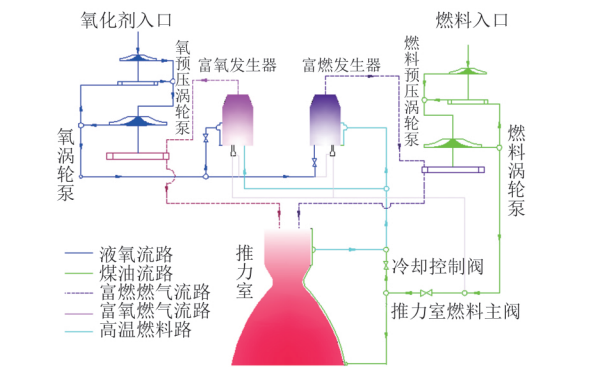


图 6 全流量补燃循环方案(燃料泵后全部燃料进入推力室冷却套)
Fig.6 Scheme of full flow staged combustion cycle engine(all the pumped fuel entering into the chamber cooling jacket)

表 6 不同推力室冷却套压降下全流量补燃循环液氧甲烷发动机的性能比较

Table 6 Comparison of engines' performance in different pressure drop of chamber cooling jacket		
参数	冷却套分段	冷却套不分段
燃料泵出口压力/MPa	53. 50	56. 0
燃料泵流量/(kg/s)	154. 27	153. 58
燃料预压涡轮流量/(kg/s)	15. 18	14. 49
燃料泵功率/MW	27. 00	28. 17
富燃预燃室的混合比	0. 229	0. 242
富燃预燃室的理论燃气温度/K	826. 3	852. 2

6 初步方案

综合以上分析,全流量补燃循环液氧甲烷发动机的系统组成如下(图 4a)。

- 1) 氧泵和氧涡轮同轴,氧涡轮的驱动工质为富氧发生器产生的燃气,温度 654 K;设置氧预压涡轮泵,采用氧泵后的高压液氧驱动,之后汇入氧泵入口管路。氧泵为一级离心泵,氧泵出口液氧分为 3 路:①绝大部分液氧进入富氧燃气发生器;②一小部分液氧进入富燃燃气发生器;③另一部

分液氧驱动氧预压涡轮做功。

2) 燃料泵和燃料涡轮同轴, 燃料涡轮的驱动工质为富燃发生器产生的燃气, 温度 826 K; 设置燃料预压涡轮泵, 采用燃料泵后的高压燃料驱动, 之后汇入燃料入口管路。燃料泵为一级离心泵, 出口的燃料分为两路: ①少部分驱动燃料预压涡轮做功; ②绝大部分进入推力室冷却套, 分上下两路冷却完推力室之后汇合, 再进入发生器, 绝大部分燃料进入富燃燃气发生器, 少部分燃料进入富氧燃气发生器。

可以看出, 富氧燃气的温度低于目前国内补燃循环液氧煤油发动机的富氧燃气温度, 富燃发生器的温度低于目前国内开式循环常规发动机的富燃燃气温度, 基于目前的材料和工艺水平, 涡轮等燃气路组件的可靠性理论上能够得到提高, 发动机技术难度小。

7 结论

液氧甲烷发动机在高混合比下密度比冲高、推力室的燃烧产物温度相对较低, 同时结合全流量补燃循环方式在高室压下涡轮燃气温度低等特点, 全流量补燃循环液氧甲烷发动机在高室压、高混合比下工作能够充分发挥其性能优势。通过优化氧预压涡轮驱动方式、燃料预压涡轮驱动方式和推力室冷却流路, 使得发动机在高室压下工作时燃气路的温度低于目前发动机的水平, 发动机的固有可靠性得以提高。初步确定的全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统方案具备较好的重复使用能力, 为未来此类型发动机的研制提供借鉴。

参考文献 (References)

- [1] Klepikov I A, Katargin B I, Chvanov V K. The new generation of rocket engines, operating by ecologically safe propellant "liquid oxygen and liquefied natural gas (methane)" [C]//48th International Astronautical Congress, Turin, Italy, 1997: 1-9.
- [2] Kalmykov G P, Mossolov S V. Liquid rocket engines working on oxygen + methane for space transportation systems of the XXI century (on the results of scientific and experimental studies) [C]//51th International Astronautical Congress, Rio de Janeiro, Brazil, 2000: 1-7.
- [3] Pempie P, Frohlich T, Vermin H. LOX/Methane and LOX/Kerosene high thrust engine trade-off [C]//37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion, Salt Lake City, Utah, 2001: 1-11.
- [4] 尹亮, 刘伟强. 液氧/甲烷发动机研制进展与技术展望[J]. 航空兵器, 2018(4): 21-27.
- [5] Yin L, Liu W Q. Review and prospect of LOX/methane rocket engine systems [J]. Aero Weaponry, 2018(4): 21-27. (in Chinese)
- [6] 王珺, 张卫红, 石文靓, 等. 60 t 级液氧/甲烷发动机起动过程建模与仿真[J]. 火箭推进, 2013, 39(5): 16-22.
- [7] Wang J, Zhang W H, Shi W L, et al. Modeling and simulation of start-up process of 60 t class LOX/methane liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(5): 16-22. (in Chinese)
- [8] 马冬英, 卢钢, 张小平, 等. 液氧/甲烷燃气发生器试验研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 21-26.
- [9] Ma D Y, Lu G, Zhang X P, et al. Research on hot tests of LOX/methane gas generator [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(3): 21-26. (in Chinese)
- [10] 金平, 蔡国彪. 全流量补燃循环发动机及其特点[J]. 火箭推进, 2003, 29(4): 43-47.
- [11] Jin P, Cai G B. Full flow staged combustion cycle engine and its characteristics [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2003, 29(4): 43-47. (in Chinese)
- [12] 马翰英. 航天煤油[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003: 377-422.
- [13] Ma H Y. Aerospace Kerosene [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2003: 377-422. (in Chinese)
- [14] 黄永华, 陈国邦. 低温流体热物理性质[M]. 第二版. 北京: 国防工业出版社, 2014: 100-145, 428-460.
- [15] Huang Y H, Chen G B. Thermophysical Properties of Cryogenic Fluids [M]. Second Edition. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 100-145, 428-460. (in Chinese)
- [16] Q/Tm 19-94, 液体双组元推进剂燃气热力气动和热物理参数计算方法[S].
- [17] Q/Tm 19-94, Calculation of Thermal Dynamic and Thermal Physical Parameters of Liquid Dual Propellant Gas [S]. (in Chinese)
- [18] Vachnadze V D, Ovechko-Filippov E V, Smolentsev A A, et al. Development, upgrade phases and results of fifty years of operation of our country's first closed-loop liquid rocket engine [J]. Space Engineering and Technology, 2015, 2(9): 82-90.
- [19] 《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[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999: 47-126.
- [20] Editorial Committee of An Encyclopedia of world missile and space engines. An Encyclopedia of World Missile and Space Engines [M]. Beijing: Military Science Press, 1999: 47-126. (in Chinese)
- [21] Chelkis F Y, Chwiedor T D, Connolly P J, et al. Incorporation of RD-180 failure response features in the atlas V booster emergency detection system [C]//AIAA Space 2011 Conference & Exposition, Long Beach, California, 2011: 1-14.
- [22] 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: 29-58, 248-254.
- [23] Zhang G T. High Pressure Staged Combustion LOX/kerosene Rocket Engine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 29-58, 248-254. (in Chinese)
- [24] 李斌, 谭永华. 液氧煤油富氧补燃发动机[J]. 火箭推进, 2003, 29(2): 1-6.
- [25] Li B, Tan Y H. Oxidizer-rich gas staged combustion liquid oxygen/kerosene engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2003, 29(2): 1-6. (in Chinese)
- [26] Van Hooser K P, Bradley D P. Space shuttle main engine - the relentless pursuit of improvement [C]//AIAA Space 2011 Conference & Exposition, Long Beach, California, 2011: 1-16.

(责任编辑: 庞迎春)