

10 吨级多用途液氧甲烷发动机系统方案研究

崔荣军 李锦江

(北京航天动力研究所, 北京 9200 信箱 11 分箱五室, 100076)

摘要: 甲烷以其资源丰富、价格低廉、无毒无污染、使用维护方便等优点, 成为国内外商业航天液体火箭发动机的首先推进剂, 而且国内商业航天企业研制的甲烷发动机无一例外都选择了燃气发生器循环方式。针对中小推力可重复使用运载火箭用 10 吨级液氧甲烷发动机, 本文主要从发动机性能、火箭运载能力、组合件研制难度、推力调节技术难度等维度, 对闭式膨胀循环和燃气发生器循环两种循环方式的技术特点进行研究。通过全面的研究对比, 提出 10 吨级甲烷膨胀循环方案不但可用于中小型商业运载火箭, 而且在工作可靠性、使用维护性、用途多样性、功能拓展、运载能力等多个方面都具有明显优势。

关键词: 10 吨级、液氧甲烷发动机、膨胀循环、系统方案

1 前言

甲烷推进剂具有资源丰富、价格低廉、不易结焦、无毒无污染、使用维护方便、综合性能好等优点, 世界各国一直未曾停止过液氧甲烷发动机的研制。尤其在当前商业航天蓬勃发展的形势下, 液氧甲烷发动机成为世界各国民营航天企业的不二选择, 如美国太空探索技术公司的“猛禽”发动机、蓝色起源公司的 BE-4 发动机, 国内蓝箭公司的“凤凰”、“天鹊”发动机, 九州云箭的“凌云”发动机, 星际荣耀的“焦点 1 号”发动机。

一直以来燃气发生器循环被认为是最易实现的液体火箭发动机循环方式, 具有技术难度低、研制周期短、研制风险小等优点, 所以国内在研的商业用液氧甲烷发动机全部选择了这种循环方式。但是根据我国低温液体火箭发动机研制经验, 上述认识可能并不全面或存在误区。因此本文首先提出两种用于商业发射的中小型全液氧甲烷运载火箭, 然后就其使用的 10 吨级甲烷发动机进行方案比较, 重点研究闭式膨胀循环和燃气发生器循环技术特点, 并明确 10 吨级闭式膨胀循环发动机的技术先进性和可行性。

2 火箭构型及发动机需求

2.1 火箭构型方案

近年来商业航天发展迅猛, 尤其是质量在 500kg 以下的小卫星, 由于具有成本低、研制周期短、市场需求大等特点, 所以一直受到资本的追捧。但是目前国内尚没有一家公司能够提供成熟、稳定、低廉的发射服务, 在这种情况下提供运载服务的商业航天公司应运而生。由于运载火箭研制是一项复杂的系统工程, 综合市场需求、研制难度、研制成本、风险控制等多种因素的考量, 小型运载火箭成为进入这一领域的最佳切入点。

充分考虑运载火箭市场覆盖能力以及动力系统的通用化, 立足我国低温液体火箭发动机研制基础, 本文提出两种可重复使用运载火箭构型方案: 起飞质量 60 吨级的 TM60 火箭和起飞质量 120 吨级的 TM120 火箭。TM60 火箭由两级构成, 一级采用 7 台 10 吨级液氧甲烷发动机, 其中 1 台兼用于一级火箭返回动力, 二级采用 1 台 10 吨级液氧甲烷发动机; TM120 火箭同样由两级构成, 一级由 2 台 60 吨级和 2 台 10 吨级液氧甲烷发动机构成, 其中 2 台 10 吨级发动机兼用于返回动力, 二级采用 2 台 10 吨液氧甲烷发动机。

如果有更大运载能力的任务需求,则可以考虑 TM120 模块化组合方案,这样起飞质量最大可达到 600 吨,如果 LEO 轨道运载系数取为 0.0225, GTO 轨道运载系数取为 0.0125,则 LEO、GTO 轨道运载能力分别可以达到 13.5 吨和 7.5 吨,在可预见的很长一段时间内,这样的运载能力几乎可以满足所有商业卫星发射需求。

按照上述火箭构型以及动力配置方案分析结果,可以将主要的技术特点概括如下:

一、两种基本火箭构型加模块化组合方案,能够满足 LEO 轨道 13.5 吨和 GTO 轨道 7.5 吨的发射需求,这将覆盖商业发射的绝大部分市场;

二、两个推力量级发动机高低搭配,不但满足了运载能力的要求,而且使一级火箭回收成为可能且更容易实现;

三、我国的中小推力低温发动机技术具有坚实的工程基础,使得快速进入市场和提供成熟可靠的产品成为可能;

10 吨级液氧甲烷发动机集多功能、多用途、高性能特点于一身,决定了上述火箭最终能否满足设计目标,因此必须全面、深入开展系统方案研究。

2.2 发动机指标

10 吨级甲烷发动机同时用于 TM60 和 TM120 两型火箭,但是使用方式和性能要求基本一致,所以仅以 TM60 火箭用 10 吨级甲烷发动机为对象进行方案研究,发动机主要技术指标如表 1 所示。

表 1 10 吨级液氧甲烷发动机主要技术指标

性能参数	单位	要求
地面推力	kN	100
真空推力	kN	80
地面比冲	s	≥ 289.8
真空比冲	s	≥ 354.8
推力调节范围	/	30%~100%
最大外廓	mm	2250
重复使用次数	次	≥ 20

纵观国内民营航天企业,10 吨级液氧甲烷发动机成为液体动力的入门级必备产品,而且在循环方式上无一例外选择了发生器循环,表 2 是某 10 吨级发生器循环液氧甲烷发动机主要技术参数。尽管该方案设计状态能够满足表 1 给出的技术要求,但其燃烧室压力达到 11.2MPa,甲烷泵和氧泵出口压力分别接近 20MPa 和 15MPa,对组合件来说研制难度并不小。

表 2 10 吨级液氧甲烷发动机主要性能

参数	基本型	真空型	变推型		
			100%	60%	30%
地面推力/kN	100	/	100	60	30
地面比冲/s	291	/	291	266.9	222
真空推力/kN	114	80	114	74	43.9
真空比冲/s	331.7	357.5	331.7	329.1	325.1
发动机混合比	3.06	3.06	3.06	3.06	3.06
推力室压力/MPa	11.17	7.23	11.17	7.27	4.31
甲烷泵出口压力/MPa	19.75	14.49	19.75	14.42	10.03
氧泵出口压力/MPa	14.56	10.72	14.56	10.67	7.46
燃气发生器温度/K	864	827	864	827	786

3 膨胀循环室压选择

考虑到闭式膨胀循环发动机具有系统简单、固有可靠性高、能量损失少、使用维护方便、且易于实现多次起动和推力调节等多方面技术优势,因此特别对 10 吨级闭式膨胀循环方案的可行性进行研究,并与发生器循环方案进行对比分析。

对于泵压式液体火箭发动机而言,燃烧室压力是发动机研制难度和技术水平的集中体现,提高燃烧室压力意味着发动机外廓尺寸更小,但是提高燃烧室压力同时意味着需要更高的涡轮泵功率,由此导致对驱动能源和涡轮泵性能的要求更加苛刻。所以,燃烧室压力的确定必须慎重权衡技术先进性和可实现性。

闭式膨胀循环发动机涡轮驱动能源有限,因此很大程度上限制了燃烧室压力,表 3 是国内外几型闭式膨胀循环发动机燃烧室压力,对比后可得出两点结论:

A、氢膨胀循环发动机燃烧室压力随着推力量级增加而提高,分析主要原因是推力量级增加涡轮泵流量提高,利于保证涡轮泵获得较高的工作效率;

B、10 吨级甲烷膨胀循环发动机燃烧室压力在 6.0MPa 左右,其中俄罗斯和意大利联合研制的 LM10-MIRA 发动机实际工作压力达到 6.7MPa。

综合上述分析,初步认为 10 吨级甲烷闭式膨胀循环发动机燃烧室压力选取在 5.5~6.0MPa 范围比较合理。

表 3 闭式膨胀循环发动机燃烧室压力

发动机代号	燃烧室压力/MPa	真空推力/kN	国家	推进剂
RL10	4.41	110	美国	液氢+液氧
RL60	8.27	267	美国	
Vinci	6.12	180	欧洲	
RD-0146	7.94	98.1	俄罗斯	
YF-XD	4.1	88.3	中国	
YF-XX	7.0	250	中国	
LM10-MIRA ^[1]	6.0 (5.7~6.7)	98.1	俄罗斯	液甲烷+液氧
Null ^[2]	5.86	111.2	美国	
RL10-based ^[3]	3.45	97.9	美国	
Null ^[4]	5.17	89.0	美国	

4 发动机性能研究

4.1 发动机比冲对比

10 吨级甲烷发动机包括地面型和真空型,两种类型发动机只是使用状态不同,地面型用于地面基础级不装喷管延伸段,真空型用于高空上面级除安装喷管延伸段外,适当降低发动机工作参数满足 80kN 推力要求。

➤ 地面型发动机

为了便于两种循环方式发动机性能比较,计算时除规定地面推力、燃烧效率、喷管效率相同外,将燃气排放口总面积也设为相同值,这样可以保证随着飞行高度的增加发动机的推力依然保持一致。对于燃气发生器循环发动机,燃气排放口总面积包括喷管延伸段出口面积和涡轮排气出口面积两部分。

表 4 两种循环方式发动机计算条件

名称	发生器循环	膨胀循环
地面推力/kN	100	100
燃气排放口总面积/m ²	0.142	0.142
燃烧室压力/MPa	11.2	5.5/6.0
推力室总效率	0.950	0.950
燃烧室混合比	3.5	3.25
喷管面积比	25	待定
发动机总外廓直径/mm	~515	<515

按照表 4 边界条件，分别计算两种室压下膨胀循环发动机参数，主要结果见表 5，根据计算结果可得如下初步结论：

A、膨胀循环发动机地面比冲略低，燃烧室压力 5.5MPa 时地面比冲偏低 5.4s，燃烧室压力 6.0MPa 时地面比冲偏低 3.2s，比冲偏低的主要原因是喷管面积比减小。

B、膨胀循环发动机推力室喉部直径与国内某氢氧膨胀循环发动机 YF-XD 几乎相同，因此内型面基本可沿用当前状态。

C、膨胀循环发动机总外廓直径更小，因此更有利于多机并联总装布局和发动机摇摆。

表 5 两种循环方式发动机（地面型）参数

名称	发生器循环	膨胀循环	
燃烧室压力/MPa	11.2	5.5	6.0
喷管面积比	25	12.0	13.2
推力室喉部直径/mm	83.0	122.8	117.1
推力室出口直径/mm	414.9	425.7	425.7
发动机总外廓直径/mm	~515	425.7	425.7
地面比冲/s	290.8	285.4	287.6
真空比冲/s	332.1	326.0	328.6
地面推力/kN	100	100	100
真空推力/kN	114.2	114.2	114.2

➤ 真空型发动机

真空型发动机单机独立工作，不存在与其它发动机干涉问题，因此选取膨胀循环发动机喷管直径与燃气生循环发动机总外廓直径相同，在真空推力相同条件下进行发动机性能计算，结果见表 6。

计算结果表明，尽管膨胀循环发动机喷管面积比远小于燃气发生器循环发动机，但是由于闭式膨胀循环没有副系统性能损失，所以发动机真空比冲却能够提高 9~10 秒。

表 6 两种循环方式发动机（真空型）参数

名称	发生器循环	膨胀循环	
发动机代号	GG	CE-1	CE-2
真空推力/kN	80	80	80
燃烧室压力/MPa	7.23	3.44	3.77
喷管面积比	169	92.2	101.4
推力室出口直径/mm	1079	1179	1179
发动机总外廓直径/mm	1179	1179	1179
真空比冲/s	356.2	365.1	366.4

4.2 运载能力对比

为了进一步对比两种发动机方案性能上的差异，将它们置于同一火箭条件下进行运载能力计算，共比较了三种方案：室压 11.2MPa 燃气发生器循环发动机 GG、室压 5.5MPa 膨胀循环发动机 CE-1、室压 6.0MPa 膨胀循环发动机 CE-2，约束条件为火箭起飞质量和发动机推力均相同，具体见表 8。

表 7 两种循环方式发动机（真空型）参数

名称	发生器循环		膨胀循环	
发动机代号	GG		CE-1	CE-2
燃烧室压力/MPa	11.2		5.5	6.0
起飞质量/kg	58950			
一级总推力/kN	700			
二级推力/kN	80			
一级发动机比冲/s	290.8		285.4	287.6
二级发动机比冲/s	356.2		365.1	366.4

火箭质量与飞行速度关系见图 1，由于 GG 发动机地面比冲相对较高，所以二级初始工作段相同速度下火箭剩余质量更大。但是由于火箭二级 CE-1/CE-2 发动机真空比冲更高，所以采用 GG 发动机的火箭在剩余质量上的优势逐渐消失，达到 7.9km/s 第一宇宙速度时，采用 CE-1/CE-2 发动机的火箭剩余质量反而略高（图 2），而多出的这部分质量就是有效载荷的增加量。

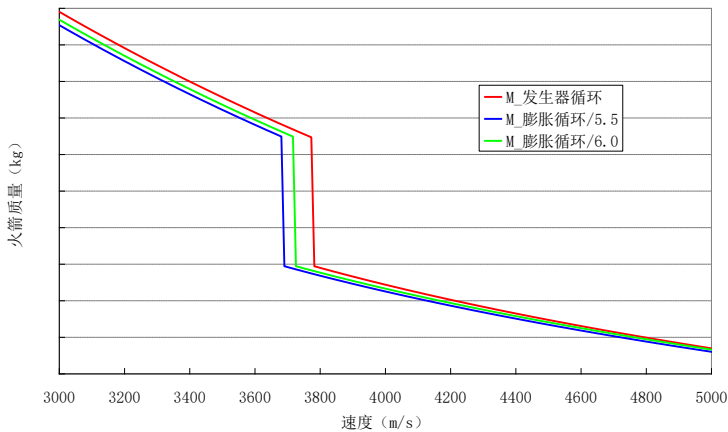


图 1 火箭质量与飞行速度关系（二级初始段）

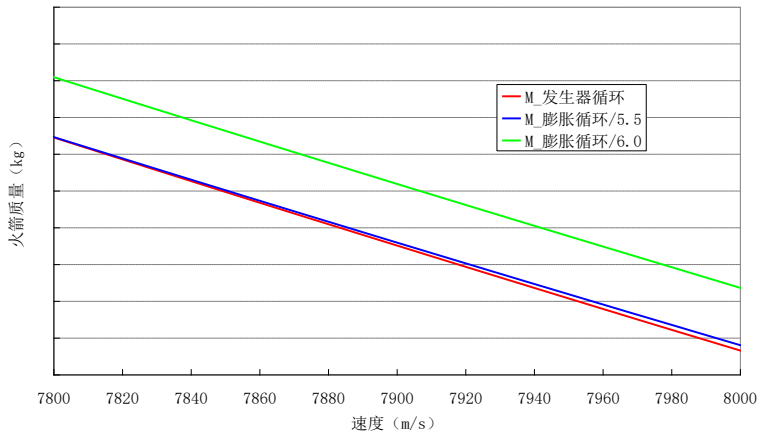


图 2 火箭质量与飞行速度关系（二级末段）

5 组件技术特征研究

5.1 夹套换热量分析

冷却夹套换热是膨胀循环发动机涡轮工质的能量来源, 换热量的大小由燃气侧换热、冷却剂侧换热和结构导热三部分热阻决定, 其中燃气侧换热热阻在总热阻中占绝大部分, 对换热量起着决定性作用, 因此通过燃气侧热阻分析基本可以确定冷却夹套的换热能力。

燃气侧热阻由换热系数和换热面积共同确定, 由于 CE-1/CE-2 发动机与 YF-XD 发动机喉部直径非常相近, 因此初步分析时可暂按换热面积相同处理, 这样冷却夹套换热量的分析, 近似转化为燃气侧换热系数分析问题。

$$\text{对流换热系数: } h_g = \frac{C}{d_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{P_r^{0.6}} \right) \left(\frac{(P_c)_{ns}}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{d_t}{r_{wt}} \right)^{0.1} \left(\frac{d_t}{d} \right)^{1.8} \sigma$$

$$\text{燃气绝热壁温: } T_{aw} = (T_c)_{ns} \eta_a$$

$$\text{燃气总温: } (T_c)_{ns} = (T_c)_{nsth} (\eta_v^*)^2$$

上式中 C 为常数, 在 Bartz 法中 $C=0.026$, μ 、 C_p 、 P_r 均以总温 $(T_c)_{ns}$ 为定性温度。

通过附面层时气体性质变化的修正系数:

$$\sigma = \left\{ \left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{(T_c)_{ns}} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0.68} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{0.12} \right\}^{-1}$$

$$\text{普朗特数: } P_r = \frac{4k}{9k-5}$$

$$\text{燃气动力粘性系数: } \mu = 1.184 \times 10^{-7} \times Mr^{0.5} \times (T_c)_{ns}^{0.6}$$

表 8 燃气侧换热相关系数

代号	名称	YF-XD	CE-1	CE-2
$(P_c)_{ns}$	燃气总压	4.1	5.5	6.0
C	Bartz	0.026	0.026	0.026
Mr	燃气分子量	13.986	21.513	21.559
μ	动力粘性系数	5.90×10^{-5}	7.38×10^{-5}	7.41×10^{-5}
c^*	特征速度	2263.5	1849.7	1850.8
$(T_c)_{ns}$	燃气总温	3405	3424	3435
k	绝热指数, 比热比	1.1952	1.1916	1.1909
P_r	普朗特数	0.8305	0.8326	0.8331
Cp	定压比热容	3.640	2.403	2.406
η_a	湍流边界层恢复系数	0.94	0.94	0.94
h_g	燃气侧对流换热系数	0.0332C ₂	0.0341C ₂	0.0366C ₂

考虑到 CE-1/CE-2 发动机喉部直径与 YF-XD 发动机非常接近, 因此推力室内型面相关结构参数可按相同或相似处理, 另外由于两种发动机部分燃气参数基本相同因此也可简化处理, 最终 CE-1/CE-2 发动机与 YF-XD 发动机燃烧室向外输出的热量可通过下面的简化公式进行对比。

$$h_g \propto C_2 (\mu^{0.2} C_p) \left(\frac{(P_c)_{ns}}{c^*} \right)^{0.8}$$

上述计算结果说明, CE-1/CE-2 发动机冷却夹套能够输出的热量基本与 YF-XD 发动机相当或略高于 YF-75D 发动机。CE-1/CE-2 发动机短喷管面积比由 YF-XD 当前的 7:1 增加到 12:1 以上, 这部分换热面积的增加对换热量还会有额外的贡献, 按照 YF-XD 推力室传热计算结果外推, 面积比增加可以使总换热量增加约 9.5%。

综合考虑上述分析结果, 认为 CE-1/CE-2 发动机冷却夹套输出总热量约是 YF-XD 发动机的 1.15 倍, 这些热量给 CE-1/CE-2 发动机冷却夹套中的甲烷加热后可以使气温度升高约 361K, 即夹套出口温度达到约 480K, 该结果与国外 10 吨级甲烷膨胀循环发动机给出的夹套出口温度基本一致, 说明上述分析合理可信。

表 9 甲烷膨胀循环发动机设计参数

发动机代号	燃烧室压力/MPa)	真空推力/kN	夹套出口温度/K)	备注
LM10-MIRA ^[1]	6.0 (5.7~6.7)	98.1	/	俄罗斯
Null ^[2]	5.86	115	526	
RL10-based ^[3]	3.45	97.9	444	美国
Null ^[4]	5.17	89.0	537	
CE-1/CE-2	5.5/6.0	114	480	中国

5.2 涡轮泵特性分析

真空型发动机本质上是地面型发动机降推力应用, 因此仅对地面推力 100kN 膨胀循环发动机系统参数进行计算, 主要参数见表 10。

表 10 闭式膨胀循环系统参数

名称	发生器循环	膨胀循环	
发动机代号	GG	CE-1	CE-2
燃烧室压力/MPa	11.2	5.5	6.0
冷却夹套流阻/MPa	/	3.5	3.5
冷却夹套出口温度/K	/	480	480
甲烷泵出口压力/MPa	19.75	17.23	19.61
氧泵出口压力/MPa	14.56	8.28	8.90
甲烷涡轮入口温度/K		480	480
氧涡轮入口温度/K	864	441	443

由计算结果可知, 除 CE-2 发动机甲烷泵出口压力与 GG 发动机基本一致外, CE-1/CE-2 发动机的甲烷泵和氧泵出口压力都低于 GG 发动机, 表明膨胀循环发动机涡轮泵功率水平更低, 对降低涡轮泵研制难度提高固有可靠性都十分有利, 而且 CE-1/CE-2 发动机涡轮工质温度仅有 GG 发动机的 55%, 涡轮工作环境更好可进一步提高涡轮泵固有可靠性。

6 推力调节特性研究

发生器循环发动机推力调节需要一套复杂的控制系统, 首先需要在副系统设置甲烷调节阀和液氧调节阀控制涡轮泵功率, 另外为了控制发动机混合比在液氧主路还要设置氧主调节阀, 即通过三个调节环节实现推力调节功能, 即使这样要实现发动机推力的大范围变化也非常困难。

膨胀循环发动机系统设置上将甲烷涡轮的分流介质直接引致氧涡轮后, 从而达两台涡轮泵功率同步

调节的目的。另外，为了避免深度变推（ $\leq 50\%$ ）时氧涡轮分流面积过大，选择将混合比控制阀设置在氧主路，该阀门或可用于深度变推时的推力调节。

表 11 是仅调节甲烷涡轮分流时 CE-2 发动机推力调节过程的系统参数, 计算结果表明在 30%~100% 推力范围内, 发动机混合比变化幅度仅有-3.2%~2.2%, 说明该发动机可以实现推力调节过程的单参数控制, 相比与 GG 循环发动机, 推力调节控制难度显著降低。

表 11 闭式膨胀循环 CE-2 变推力系统参数

工况	100%	60%	30%
室压/MPa)	6	3.6	1.8
混合比	3.25	3.147	3.323
冷却夹套压降/MPa)	3.493	2.608	1.532
甲烷涡轮转速/rpm)	55040	40098	26647
甲烷泵后压力/MPa)	19.64	11.15	5.368
氧涡轮泵转速/rpm)	20134	13907	8668
氧泵后压力/MPa)	9.046	4.685	2.08
调节阀流通面积/mm ²	27.6	135.9	244.9

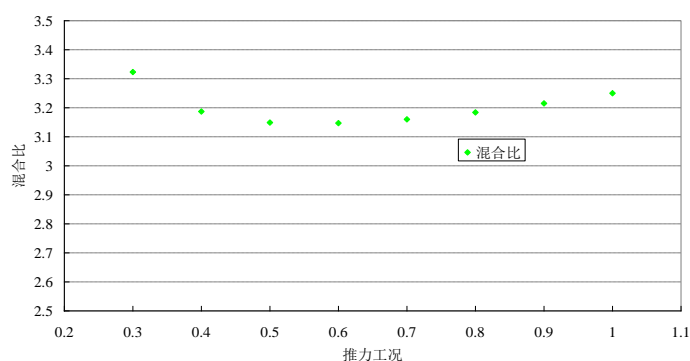


图3 CE-2 发动机单参数推力调节过程混合比变化

7 两种循环方式的综合比较

根据上述研究结果, 10 吨级甲烷膨胀循环发动机系统原理如图 4 所示, 10 吨级甲烷发生器循环和膨胀循环发动机技术特征对比见表 12。

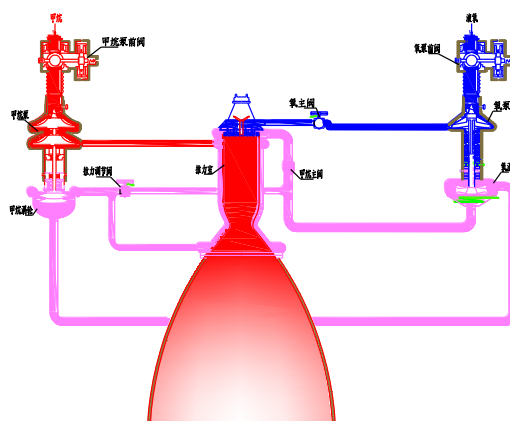


图 4 10 吨级甲烷膨胀循环发动机系统原理

表 12 10 吨级甲烷发动机循环方式对比

项目			发生器循环	膨胀循环
发动机性能	地面型	地面比冲（s）	290.8	285.4/287.6
		真空比冲（s）	332.1	326.0/328.6
	真空型	真空比冲（s）	356.2	365.1/366.4
综合运载能力（kg）			/	+1.6/+33.2
核心组件工作参数	燃烧室压力（MPa）		11.2	5.5/6.0
	甲烷泵扬程（MPa）		19.5	16.9/19.3
	氧泵扬程（MPa）		14.3	8.0/8.6
	夹套温升（K）		/	361
	喷管面积比		169	92/101
	涡轮工质温度（K）		850	480
发动机起动方式特性			外能源 过程复杂 次数有限	箱压自身 过程简单 次数无限
发动机推力调节特性			三调节阀 双参数控制	两调节阀 单参数控制
可能发生高频不稳定燃烧的工况范围			44%~100%	83%~100%
发动机系统复杂度			复杂	简单
发动机固有可靠性			低	高

对两种循环方式发动机技术特性进行综合对比后,可得到以下几点结论:

A、尽管 CE 循环地面型发动机比冲降低 3.2~5.4s,但是由于其真空型发动机比冲提高了 8.9~10.2s,所以采用 CE 循环发动机的火箭运载能力不但不会降低,而且可能还有一定的提升。

B、发动机三大核心组件中,除 CE 循环发动机冷却夹套温升要求更苛刻外,其它参数如燃烧室压力、喷管面积比、离心泵扬程、涡轮工质温度等,CE 循环发动机均略低于甚至明显低于 GG 循环发动机,这说明 CE 循环发动机在研制难度或可靠性方面具有明显的潜在优势。

C、CE 循环发动机在起动特性和推力调节特性方面具有先天优势:一方面,CE 循环发动机只需配以火炬点火系统即可实现多次甚至无限次起动,在起动系统重量、使用维护性等方面均更有优势;另一方面,CE 循环发动机推力调节系统大大简化,且很有可能实现单参数推力控制,这对降低研制难度提高可靠性大有益处。

D、根据相关研究结果,当燃烧室压力高于液体推进剂临界压力时,存在液滴瞬间蒸发汽化发生定容燃烧,从而出现高频不稳定燃烧的现象,由于 GG 循环发动机燃烧压力越是 CE 循环的 2 倍,所以其降推力工作时发生不稳定燃烧的危险区间也更大。

8 结 论

通过对发动机性能、火箭运载能力、组件研制难度、功能实现难度、系统复杂度、固有可靠性、使用维护性等多方面因素进行综合评估,认为闭式膨胀循环是 10 吨级地面型和真空型甲烷发动机的更优循环方案。

参考文献

- [1] Rudnykh, Mikhail; Carapellese, Stefano “Development of LM10-MIRA LOX/LNG expander cycle demonstrator engine”
Acta Astronautica 2016

- [2] Reuben Schuff; Matthew Maier “Integrated Modeling and Analysis for a LOX/Methane Expander Cycle Engine: Focusing on Regenerative Cooling Jacket Design” , AIAA 2006-4534
- [3] Corey D. Brown “Conceptual Investigations for a Methane-Fueled Expander Rocket Engine” , AIAA 2004-4210
- [4] Crocker, Andrew M.; Peery, Steven D. “System sensitivity studies of a LOX/methane expander cycle rocket engine” AIAA.1998-3674
- [5] Kohei Taya, Hiroyuki Sakaguchi, Yasuhiro Ishikawa and Kenichi Kimoto “Development status of LOX/LCH₄ rocket engine” , AIAA 2014-3480