

液氧/甲烷发动机评述

孙宏明

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 简要介绍了国外液氧/甲烷发动机的研究情况。重点论述了甲烷的特点及它用作液体燃料的优缺点。液氧/甲烷发动机具有较高的性能, 甲烷有好的再生冷却性能, 是一个可供选择的推进剂组合。但由于其密度比冲比液氧/煤油发动机低, 使用安全性也不如煤油; 性能又比液氧/液氢发动机低, 这些都限制了液氧/甲烷发动机的发展和应用。迄今为止, 还没有一个液氧/甲烷发动机型号开展研制工作, 因而也就不可能有其使用的历史。

关键词: 甲烷特性; 液氧/甲烷发动机; 综合评述

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2006)02-0023-09

Review of liquid oxygen/methane rocket engine

Sun Hongming

(Shaanxi Power Machine Design and Research Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Development status of liquid oxygen/methane rocket engine abroad was briefly introduced. Focusing on the characteristics of methane, namely its advantages and disadvantages as a liquid propellant. Liquid oxygen/methane engine has higher performance and methane has good regenerative cooling performance, so it is a preferred alternative propellant combination. However, its lower density specific impulse than liquid oxygen/kerosene engine, inferior safety than kerosene and lower performance than liquid oxygen/liquid hydrogen engine, altogether has limited the development and application of liquid oxygen / methane engine. To date, liquid oxygen / methane engine has not yet been developed, and thus has not an application history.

Key words: methane characteristics; liquid oxygen / methane engine; comprehensive reviews

1 引言

液体火箭发动机的燃料多种多样, 有常温可

贮存的, 如: 肼类燃料(偏二甲肼、无水肼、混肼等)、煤油、酒精(乙醇)等; 有低温的, 如: 液氢、液态甲烷、液态丙烷等。把甲烷作为液体火箭发动机的燃料来考虑, 已不是什么新鲜事,

收稿日期: 2005-08-21; 修回日期: 2005-11-01。

作者简介: 孙宏明(1936—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机设计。

万方数据

可以说自从液体火箭发动机问世以来,甲烷就是一种被选的燃料。尤其是上个世纪八十年代,包括美国、前苏联、日本、中国、欧洲在内的多个航天国家,都进行了应用甲烷的研究工作。

美国多家公司开展了使用甲烷的研究工作,尤其火箭达因公司进行了关键技术攻关,完成了发生器和涡轮内的积碳研究。采用常规同轴喷注器试验研究了发生器和燃烧室的性能和燃烧稳定性,用电火花研究了甲烷的点火性能。通过这些研究,为甲烷发动机的研制提供了依据。还用推力为 176kN 的水冷推力室进行了缩尺试验研究。最后提出了 3700kN 的液氧/甲烷发动机的设想,采用发生器循环,燃烧室压力 27.5MPa,发动机比冲可达 3548m/s。

但在引进俄罗斯先进的高压补燃循环液氧/煤油发动机之后,所有的液氧/甲烷发动机的研究工作都停止了。日本的 N、N-II、H-I 火箭一级发动机为引进的美国“德尔它”火箭发动机,使用液氧/煤油作推进剂。由于煤油易结焦和产生积碳,有燃烧不稳定性问题,曾于 1988 年开展了甲烷作燃料的研究工作,想用甲烷取代煤油。当时组成新型 H-II 火箭时提出了四种方案,第四种方案试图应用液氧/甲烷发动机,就是将 LE-7 发动机燃料煤油改用甲烷,一级发动机单机推力达到 1030kN,混合比为 3.5,比冲可达 3531.6m/s。二级也准备用液氧/甲烷发动机。但由于日本有大型固体火箭助推器,最终并未采用液氧/甲烷发动机,而是采用了美国的补燃循环液氧/液氢发动机技术,即研制了 1000kN 级液氧/液氢发动机 LE-7A 作为芯级,组成了新型 H-IIA 火箭。

俄罗斯的火箭发动机专家也曾提出研制液氧/甲烷发动机的设想,但由于俄罗斯的液氧/煤油发动机和液氧/液氢发动机已达到很高水平,没有必要再研制液氧/甲烷发动机,另外,需求也不明确,财政也不允许,未能开展实质性工作。但在进入二十一世纪后,俄罗斯将这一技术推荐给了欧洲火箭公司,而欧洲由于没有先进的液体助推发动机,提出了与俄罗斯联合研制液氧/甲烷发动机作为助推发动机的设想,试图用液氧/甲烷发动机代

替“阿里安 5”现有的固体助推器。对 3920kN 液氧/甲烷发动机、液氧/煤油发动机和液氧/液氢发动机进行了比较。研究工作主要集中在动力循环的选择、推进剂选择、喷注器结构型式的选择以及冷却性能(冷却能力、结焦、积碳)。对于是否能够最后选择液氧/甲烷发动机,并成功研制和应用,还需拭目以待。

中国在 1986 年~1987 年,也开展了液氧/烃发动机的预先研究工作。先后进行了煤油、甲烷、丙烷的电传热试验和推力室点火热试验,取得了实践经验。结果表明:三种燃料都能可靠点火;燃烧稳定;积碳的顺序为煤油最大,丙烷次之,甲烷最少;传热性能是甲烷最好,丙烷次之,煤油较差;结焦的顺序同积碳。

综上所述,可以看到,甲烷很早就被液体火箭发动机列为燃料的选择对象,液氧/甲烷发动机也有很长时间的 research 历史。但由于其综合性能不如高压补燃循环的液氧/煤油发动机,又与液氧/液氢发动机性能相差很大。所以,迄今还没有一个型号实际应用,这一点是值得人们深思的。

2 甲烷的特性

2.1 物理性能

表 1 示出了烃类燃料、液氧、液氢以及偏二甲肼(UDMH)的物理性能。可以看到,甲烷属于低温推进剂,沸点为 -161°C ,其维护使用条件与液氢基本相同。从甲烷的物理性能看,优点是比热高,是良好的冷却剂;其缺点是密度太小,饱和蒸汽压高,致密度比冲太低和泵汽蚀性能不易保证。

2.2 发动机性能

烃类燃料大多与液氧配伍,作为发动机推进剂组合。液氧/烃发动机的理论性能如表 2 所示。可以看到,液氧/甲烷发动机的理论比冲比液氧/液氢发动机低很多,仅仅比液氧/煤油发动机高约 100m/s,而密度比冲又比液氧/煤油发动机低很多。这些都是限制其使用的主要问题。

表 1 推进剂物理性能

Tab.1 Physical properties of propellants

燃 料 名 称	四氧化二氮	偏二甲肼	液氧	液氢	煤油	丙烷	甲烷
分子量	92.016	60.78	32	2.016	163	44.097	16.042
冰点/℃	-11.23	-57.2	-218.41	-259.21	-40	-187.7	-182.5
沸点/℃	21.5	63.1	-182.99	-252.89	145274	-42.10	-161
密度/(g/cm ³)	1.4460 (20℃)	0.7911 (20℃)	1.14 (沸点)	0.071 (沸点)	0.805 (20℃)	0.583 (沸点)	0.424 (沸点)
黏度/(Pa·s)	418.9 (20℃)	527 (20℃)	196 (沸点)	14 (沸点)	1000 (0℃)	211 (沸点)	3.5 (沸点)
饱和蒸汽压/MPa	0.09652 (20℃)	0.0160 (20℃)	2.19064 (-123.2℃)	0.2260 (-249.6℃)	0.005506 (20℃)	0.08714 (20℃)	2.6041 (-100℃)
比热/W/(kg·K)	1515.62 (20℃)	2733.98 (20℃)	1699.89 (沸点)	2386.48 (沸点)	1967.80 (20℃)	2415.78 (沸点)	2433.18 (沸点)
导热率/W/(m·K)	0.15341 (20℃)	0.15992 (20℃)	0.21152 (-180℃)			0.12227 (沸点)	
临界温度/℃	158.2	248.2	-118.38	-240.15	403.2	96.8	-82.1
临界压力/MPa	9.8	5.26	4.92	1.25	2.17	4.26	4.63

表 2 真空理论比冲

Tab.2 Theoretical impulse at vacuum

燃 料 名 称	四氧化二氮/偏二甲肼	液氧/甲烷	液氧/丙烷	液氧/煤油	液氧/液氢
混 合 比	2.24	3.5	3.1	2.74	6.0
喷管面积比	19.3	19.97	19.98	20.00	60.00
推力室理论比冲/(m/s)	3169	3481	3429	3367	4364
推进剂相对密度	1.173	0.8276	0.9226	1.024	0.3610
推力室理论密度比冲/(m/s)	3717	2881	3164	3448	1576

2.3 冷却性能

2.3.1 传热试验

美国联合技术研究中心和洛克达因公司在 1988 年对烃类燃料进行了电传热试验研究，甲烷的试验结果如表 3 所示。

甲烷具有很高的比热，基本无结焦和积碳，

是一种很好的再生冷却剂。

2.3.2 结焦

表 3 的试验结果还表明：甲烷在壁温为 499℃ 时可正常工作，没有任何结焦和腐蚀；仅含 1 ppm 硫就会使铜冷却通道腐蚀。

美国试验表明了烃类燃料的结焦极限温度，

煤油为 589℃，丙烷为 733℃，甲烷为 978℃。中国的试验也证明了这一结果，煤油的结焦极限温度最低，而甲烷最高。

2.3.3 积碳

美国NASA马歇尔空间飞行中心在1987年进行

了烃类燃料的碳沉积研究，研究工作是在涡轮模拟器管子上进行的。混合比为 0.2~0.6，燃烧室压力为 50~120MPa。结果表明：煤油需要一个最小的混合比，碳沉积最少；丙烷也有一个混合比值；而甲烷在试验的混合比范围内，不存在碳沉积。

表 3 甲烷电传热试验结果

Tab.3 Test results of methane heat transfer by electricity

试验号	燃料	添加物	试验时间/s	冷却剂一侧		试验后检查
				壁温/℃	热流/(kcal/M ² ·h)	
M101	甲烷(技术级)	无	92	406.7	35.0×10 ⁻⁶	壁干净
M102		无	85	348.3	32.3×10 ⁻⁶	壁干净
M103		无	1325	360.0	35.7×10 ⁻⁶	壁干净
M104		无	1069	448.9	43.7×10 ⁻⁶	壁干净
M105		无	1394	492.2	45.4×10 ⁻⁶	壁干净
M106		无	1383	376.7	37.1×10 ⁻⁶	壁干净
M107		无	1200	453.9	56.9	壁干净
M108		无	819	501.1	58.6×10 ⁻⁶	壁干净
M109		5%乙烯	1310	43.9	43.6×10 ⁻⁶	壁干净
M110		200ppm 硫	274	462.2	57.9	通道堵塞
M111		10 ppm 硫	1796	464.2	42.9	严重沉积
M112		无	1414	414.4	74.7	壁干净
M113		1 ppm 硫	1803	383.9	63.0	薄而均匀的沉积

2.3.4 材料相容性

美国航空喷气技术系统公司在 NASA 路易斯研究中心的赞助下，于 1986 年对烃类燃料与燃烧室壁的相容性问题进行了试验研究，研究目的是：用静态和动态方法确定烃类燃料与铜燃烧室内壁材料之间腐蚀的相互作用；鉴定和验证防止这种腐蚀过程的措施。结果表明：甲烷中含硫量大于 5ppm 时，对铜内壁有明显腐蚀，而在冷却通道上镀金或铂，腐蚀明显减少。

综上所述，甲烷是仅次于液氢的最好再生冷却剂。但由于前苏联在液氧/煤油发动机上采用了六条措施：采用极低含硫量的煤油；用高导热率铜合金作燃烧室内壁；带有人为粗糙度的特殊的冷却通道；设置三道内冷却环带，形成密实内冷却液膜；燃烧室内壁喷涂高温隔热涂层；推进剂初始温度为-20℃。这些措施成功解决了高燃烧室压力下煤油作为再生冷却剂的问题，使燃烧室压力达到了 24.5MPa，同时采用富氧发生器，解决了

积碳问题，实现了高压补燃循环，使液氧/煤油发动机能达到了与液氧/甲烷发动机相媲美的程度。

2.4 使用安全性

烃类燃料中，使用安全性最好的是煤油，甲烷的使用安全性虽比煤油差，但比丙烷好。甲烷由于分子量较小，是空气的 0.57 倍，即比空气轻的多，任何泄出或渗漏，都可以像液氢一样，立即上升并散失在大气中。丙烷分子量不仅比甲烷多很多，也比空气大，任何泄出或渗漏，会积聚在地面或角落里，遇明火易爆炸；丙烷的爆炸容积百分数比甲烷低的多，丙烷为 2.5%~9.5%，甲烷为 5%~15%；自动点火温度丙烷也比甲烷低，丙烷为 450℃，甲烷为 540℃。使用安全性的次序为：煤油最好，甲烷次之，丙烷最差。

2.5 排气成分

液氧/烃发动机的排气都比较干净，尤其比固体发动机干净得多，因而对环境的污染小。具体成

分及含量如表 4 所示。

表 4 燃烧产物成分及含量

Tab.4 Combustion product composition and content

混合比 排气成分	SSME 主发动机	液氧/烃			航天飞机固体 发动机
	液氧/液氢 6:1	液氧/甲烷 3.5:1	液氧/丙烷 3.0:1	液氧/煤油 2.8:1	
H	0	0.001	0.002	0.02	
OH	0.1	0.020	0.018	0.02	0.02
H ₂	3.5	0.515	0.602	0.48	2.11
H ₂ O	96.4	45.2	35.37	28.77	10.39
O ₂	0	0.001	—	—	—
CO	—	11.81	19.05	21.22	24.37
CO ₂	—	42.38	44.91	49.50	4.32
C	—	—	—	—	—
N ₂	—	—	—	—	8.5
HCl	—	—	—	—	20.9
CL ₂	—	—	—	—	0.06
体固 微粒	AL ₂ O ₃	—	—	—	28.34
	ALCL ₃	—	—	—	0.02
	FeCL ₂	—	—	—	9.70

2.6 推进剂价格

这里列出的推进剂价格为美国早期（约 1986 年~1989 年）的数据，虽然与现价不完全一致，

但价格相差的趋势是可以参考的。如表 5 所示，可以看到，煤油的价格是甲烷的 1/3。中国的煤油现价为 1 \$/kg，而甲烷为 0.3 \$/kg。

表 5 推进剂价格

Tab.5 Propellant prices

推进剂	推进剂价格/(\$/kg)	推进剂组合价格/(\$/kg)
氢	2.866	
煤油	0.5291	
甲烷	1.742	
液化天然气	0.441	
丙烷	0.3086	
氧	0.088	
液氧/液氢（混合比=6.0）		0.485
液氧/甲烷（混合比=3.5）		0.463
液氧/液化天然气（混合比=3.5）		0.1764
液氧/丙烷（混合比=3.0）		0.1543
液氧/ 煤油（混合比=2.8）		0.1984
固体发动机		3.3069~4.409

3 液氧/甲烷发动机

3.1 动力循环

这里就两种循环方式即补燃循环和发生器循环进行比较，如表 6 所示。

表 6 循环方式比较
Tab.6 Comparison of cycle modes

比较内容	补燃循环	发生器循环	备 注
使用液化天然气的适应性	适用富燃预燃室和富氧预燃室	适用富燃发生器，而富氧发生器性能过低	
比冲	高	低	
混合比	3.5	2.49	
组合密度/(kg/m³)	826.7	766.3	
调节能力	可调	可调	
工作压力	泵出口压力高，热负荷大	泵出口压力低，热负荷小	
再生冷却效率	高	低	入口压力高低的影响

可以看到，补燃循环的优势是比冲高和组合密度高，在掌握了补燃循环的冷却等技术后，宜采用这一循环，尤其是已有了高压补燃循环液氧/煤油发动机的研制经验，（如俄罗斯的 RD-170 发动机室压已高达 24.5MPa），液氧/甲烷发动机采用补燃循环更为有利。但是，在欧洲并没有先进的补燃循环液氧/煤油发动机，缺乏解决这方面问题的基础，可以考虑采用发生器循环。

另外由于甲烷是低温燃料，给采用膨胀循环带来了方便。原则就是经过再生冷却后气甲烷的温度不应超过材料允许的温度，或确保材料的强度不会因温度升高而降低。国外设计的出口气甲烷温度为 283℃。

3.2 组合件

3.2.1 燃烧室

燃烧室设计的主要问题：

- (1) 燃烧不稳定性
- 液氧/甲烷有比较好燃烧稳定性。

(2) 燃烧效率

烃类燃料发动机的燃烧效率不如液氧/液氢发动机，同时液氧/甲烷发动机也比烃类燃料发动机好。

(3) 冷却设计

烃类燃料的冷却性能不如液氢，但甲烷的冷却性能优于其它烃类燃料。冷却性能限制了燃烧室压力的提高，表 7 示出了烃类燃料的燃烧室压力极限。可以看到，液氢允许的极限室压最高，甲烷次之，煤油低一些。但在前面已经提到，煤油作为再生冷却剂的燃烧室室压已经达到了 24.5MPa，这一压力也满足研制高性能发动机的条件。

表 7 燃料的冷却极限
Tab.7 Fuel cooling limits

冷却剂	发生器循环/MPa	补燃循环/MPa
煤油	9.038	9.03
有积碳的煤油	13.05	—
精制煤油	20.85	22.25
有积碳的精制煤油	24.36	—
液氧	28.57	21.55
甲烷	33.84	24.36
丙烷	31.29	25.03
液氢	38.24	

(4) 点火

烃类燃料发动机点火比液氧/液氢发动机要求的当量混合比更高，这可以导致高温和燃烧压力峰值，对发动机寿命有不利影响，甲烷的点火性能优于其它烃类燃料。

(5) 燃烧产物的清洁度

烃类燃料燃烧产物中的碳（烟灰），容易造成涡轮和燃气通道的堵塞，改变了功率平衡，影响发动机的工作，也给重复使用发动机带来维护和操作的困难。但甲烷基本无积碳，或积碳很轻微。煤油虽有积碳，但当采用富氧发生器之后，这一问题已不存在了。

3.2.2 涡轮泵

由于甲烷燃气积碳较少，对涡轮的研制是有利的。但当液氧/煤油发动机采用富氧发生器解决了煤油积碳问题后，这一优势就不再起决定作用。

3.2.3 阀门

阀门的研制，有了液氧/液氢和液氧/煤油发动机的研制经验，液氧/甲烷发动机不会存在难以渡过的技术。

4 综合评述

4.1 烃类燃料比较

1987 年，人们把烃类燃料作了一个总的比较和评述，其数量评价如表 8 所示。

表 8 烃类燃料的综合评价

Tab.8 Comprehensive assessment on hydrocarbon fuels

燃料	甲烷	乙烷	丙烷	丁烷	庚烷	煤油
比冲	10	9	8	7	7	7
再生冷却性能	7	4	5	3	3	4
容积密度	2	6	8	5	7	10
价格	5	1	8	8	1	5
毒性	10	8	8	8	8	8
腐蚀性	10	10	10	10	10	10
燃料冻结	10	10	10	10	10	10
爆音	10	10	10	10	10	10
结焦	9	6	6	5	4	4
反应流分离	8	8	8	8	8	8
超临界压力工作	10	10	10	10	10	10
数值评价	8.3	7.5	8.3	7.6	7.1	7.8
密度/(g/cm ³)	0.422	0.548	0.578	0.601	0.684	0.80

可以看出，在烃类燃料中，甲烷获得了最高的分值，是仅次于液氢的燃料。但这一数据的获

得是在俄罗斯的高水平液氧/煤油发动机公诸于世之前的评价。从表 2 所示数值可以看到，虽然液氧/甲烷发动机的理论比冲比液氧/煤油发动机高了近 100m/s，但其密度比冲太低，相差 16%~17%。实际上高性能的补燃循环液氧/煤油发动机比液氧/甲烷发动机的综合性能要高一些。尤其密度比冲一项，作为助推级，甲烷不能替代煤油。而作为上面级，由于性能太低，液氧/甲烷发动机又不能替代液氧/液氢发动机。

4.2 使用历史

从二十世纪四十年代开始，前苏联和美国就开始了液氧/煤油发动机的研制和使用，至今仍在使用的有：美国的“德尔它”、“宇宙神”火箭发动机和俄罗斯的“联盟号”、“天顶号”火箭发动机。尤其“联盟号”的液氧/煤油发动机已参加发射几千次，可以说成为了“功勋”发动机，目前仍在承担着向国际空间站运送人和物的任务。高性能的补燃循环液氧/煤油发动机 RD-170 和 RD-120 组成的“天顶号”火箭，成为俄罗斯的主力火箭。美国的航天飞机主发动机液氧/液氢发动机 SSME 参加了 100 多次发射。法国的 1000kN 级 HM-60 液氧/液氢发动机也成功使用。也就是说，目前正在使用的仍然是液氧/煤油发动机和液氧/液氢发动机。真正意义上的液氧/甲烷发动机还没有一个被研制成功，更谈不上应用。

4.3 评述

4.3.1 世界发动机已达到的水平

迄今为止，液体火箭发动机的水平，已经达到了一个非常高的水平，如表 9 所示。

推力最大的发动机是美国为登月而研制的 F-1 发动机，地面推力为 6770kN，真空推力为 7776kN；前苏联研制的巨型火箭“能源号”和“能源号/暴风雪”的助推发动机 RD-170，地面推力为 7259kN，真空推力为 7904kN。尤其俄罗斯的 RD-170 发动机成功解决了液氧/煤油发动机的燃烧不稳定性、高压推力室冷却和高性能补燃循环。就性能而言，已经达到了发生器循环的液氧/甲烷发动机的水平。

俄罗斯的 RD-0120 和美国的 SSME 发动机采用了液氧/液氢为推进剂，真空比冲分别高达 4467m/s 和 4464m/s。就比冲而言，已经具备了实

现单级入轨火箭的条件，但由于其密度比冲太小，贮箱过大，致结构质量太大，发射入轨的有效载荷成为负值，即不可能实现。

燃烧室压力也是一个重要参数，室压最高是 RD-170 发动机燃烧室，达到 24.54MPa，SSME 发

动机室压为 20.5MPa，RD-0120 发动机室压为 20.4MPa。

仅这三项指标，就可看出，当今的火箭发动机已具有非常高的水平，足以满足发射各种有效载荷的需求。

表 9 现代发动机性能和结构参数

Tab.9 Performance and structural parameters of modern engines

发 动 机		F-1	SSME	RD-170	RD-120	RD-0120	RD-253	HM-60	HE-7
名 称									
研制时间		1959 年～1966 年	1972 年～1981 年	1974 年～1985 年	1976 年～1987 年	1974 年～1988 年	1961 年～1965 年	1984 年～1996 年	1984 年～1994 年
用途		土星 V	航天飞机	能源/天顶号	天顶号	能源/暴风雪	质子号	阿里安 V	H-2A
推进剂		液氧/煤油	液氧/液氢	液氧/煤油	液氧/煤油	液氧/液氢	四氧化二氮/偏二甲肼	液氧/液氢	液氧/液氢
推力	海平面/kN	6770	1670	7259			1474		
	真空/kN	7776	2090	7904	833.6	1863	1635	1145	1080
比冲	海平面/kN	2597	3562	3030			2795		
	真空/kN	2980	4464	3305	3433.5	4467	3100	4246	4370
燃烧室压力/MPa		6.67	20.5	24.54	16.28	20.6	14.7	11.2	12.7
混合比		2.27	6.0	2.6	2.6	6.0	2.69	5.3	6.0
推力质量比/(kN/kg)		0.80	0.658	0.632	0.741	0.54	1.15	0.674	0.63
喷管面积比		16	77.5	36.4	106	85.7	26	45	52
工作时间/s		150	520	150	315	500	130	575	316
结构质量/kg		8452	3175	9755	1125	3540	1280	1700	1714
直 径/mm		3644	2670	3700	1964	2420	1500	1760	2570
高 度/mm		5598	4240	4000	3872	4550	2720	2931	3243

4.3.2 理想的火箭组合

已为人们所共识的多级火箭最理想的组合形式是：助推级或一级发动机应为高密度比冲，当同样使用液氧为氧化剂时，这就需要采用高密度燃料，如液氧/煤油发动机；而上面级用高比冲，如液氧/液氢发动机。经充分论证和计算，这种组合的火箭是运载能力最大和质量最轻的。典型的火箭就是俄罗斯的“能源号”和美国的“土星 V”，都利用了液氧/煤油和液氧/液氢发动机组合，这种组合充分利用了发动机的密度效应，而液氧/甲烷发动机不能得到这种效果，甚至不能得到全

液氧/煤油发动机的效果。这就是为什么俄罗斯和美国没有研制液氧/甲烷发动机的原因。反而为了单级入轨或重复使用而研制了液氧/煤油/氢三组元发动机 RD-701 和 RD-704，并未研制液氧/甲烷发动机。

4.3.3 液氧/煤油发动机的广泛应用

1990 年夏天，中国开始引进俄罗斯液氧/煤油发动机技术，并开始研制自己的补燃循环液氧/煤油发动机，在消化吸收的基础上，开始了自己的液氧/煤油发动机研制工作。这一发动机的研制成

功,必将开创中国液体运载火箭的最新局面,成为二十一世纪中国航天的主动力。其加大推力的改进型发动机,也必将成为未来航天,包括载人登月的理想动力。

大致与此同时,美国也引进了俄罗斯高压补燃液氧/煤油发动机技术,洛克西德·马丁公司研制的宇宙神III系列主发动机采用了俄罗斯的RD-180发动机,这一发动机是在俄罗斯RD-170发动机上,将四台推力室减少为两台推力室而成,推力和涡轮功率减半,已于2002年8月21日进行了首次成功飞行。美国的另一家私人Kistler公司,引进了俄罗斯的NK-33发动机用于两级人轨的K-1火箭。发动机由美国空气喷气公司引进、改造和生产。K-1火箭为两级,一级由NK-33改进为2台AJ26-58基本型和一台AJ26-59二次起动发动机,二级由NK-43改进为AJ26-60。K-1火箭的飞行程序为一级(LAP)首先将火箭加速到一定的速度和高度后分离,轨道器(OV)继续飞行。位于一级中心的AJ26-59重新启动,返回发射场,利用降落伞或气囊着陆;轨道器在AJ26-60发动机的推动下,继续飞行并进入轨道,之后轨道机动系统(OMS)工作,进入预定轨道并释放有效载荷,最后,轨道器返回着陆轨道。轨道器利用OMS系统进行变轨,再入大气层后用降落伞或气囊软着陆。火箭一级和轨道器经过9天的维修保养可再次使用。

5 结论

综上所述,可以得出以下结论:

(1) 在烃类燃料中,液氧/甲烷发动机具有较

高的燃烧性能,甲烷也有很好的再生冷却性能,是一个可供选择的推进剂组合。

(2) 有了液氧/煤油、液氧/液氢发动机研制的成功经验,液氧/甲烷发动机的研制不会存在大的技术关键。

(3) 由于液氧/甲烷发动机密度比冲较液氧/煤油发动机低很多,使用安全性也不如煤油,性能又比液氧/液氢发动机低很多,而高性能的液氧/煤油、液氧/液氢发动机是理想的火箭发动机组合,且这两种发动机都已研制成功,这就限制了液氧/甲烷发动机的发展和应用。

(4) 迄今为止,液氧/甲烷发动机还没有一个型号开展研制工作,因而也就不可能有使用历史。

参考文献:

- [1] Rosenberg, S D Gage, M L. Compatibility of hydrocarbon fuels with booster engine combustion chamber liners[R]. AIAA88-3215.
- [2] Hernandez, Rosemarymercer, Steve D. Carbon deposition characteristics of LO₂/HC propellants[R]. AIAA87-1855.
- [3] Tamura, Hiroshiono, Fumieikumakawa, et al. LOX/methane staged combustion rocket combustor investigation[R]. AIAA87-1856.
- [4] Rosenberg, S D Gage, M L. Corrosion prevention in hydrocarbon-fueled booster engine combustion chamber liners[R]. AIAA89-2738.

(编辑:马杰)