

LOX/LCH₄ 变推力发动机技术初步研究

刘昌波, 李福云, 兰晓辉, 林 革
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 对国内外变推力发动机和 LOX/LCH₄ 发动机的研究进展进行了总结, 在此基础上, 提出了一种 LOX/LCH₄ 变推力发动机系统方案。在深入分析的基础上, 对此方案进行了功率平衡和推力室传热计算, 结果表明该系统方案完全能够实现 10:1 推力变比。LOX/LCH₄ 变推力发动机可以广泛应用于多种运载器和航天器中, 对我国探月及后续的载人登月工程均可以提供技术支持, 对 LOX/LCH₄ 发动机的技术发展和未来的载人登陆火星等任务都具有深远影响。

关键词: LOX/LCH₄; 膨胀循环; 变推力; 火箭发动机

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 01-0025-08

Conceptual investigation on a LOX/LCH₄ deep throttling rocket engine

Liu Changbo, Li Fuyun, Lan Xiaohui, Lin Ge
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: This paper summarizes the status of deep throttling rocket engines and LOX/LCH₄ rocket engines. A scheme of LOX/LCH₄ deep throttling rocket engine is discussed. The power balance and heat transfer are computed based on careful analysis. The results show that the engine can throttle from 100% to 10% in thrust. LOX/LCH₄ deep throttling rocket engine could be widely used in variety launch vehicles and spacecrafts, and be helpful to future China Lunar Exploration Program and Manned Lunar Plan and be beneficial to technologies of LOX/LCH₄ liquid rocket engines and future Manned Mars.

Key words: LOX/LCH₄; expander cycle; deep throttling; rocket engine

收稿日期: 2009-09-09; 修回日期: 2009-10-20。

作者简介: 刘昌波 (1979—), 男, 硕士, 研究领域为高空发动机系统设计。

符号说明:

A —— 面积	P —— 功率	η —— 效率
c^* —— 特征速度	Pr —— 普朗特数	ρ —— 密度
c_p —— 定压比热	q_m —— 流量	μ —— 粘性系数
d —— 直径	Q —— 热流	θ —— 角度
h —— 对流换热系数	R —— 普适气体常数/半径	λ —— 热导率
k —— 绝热系数	Re —— 雷诺数	π —— 压比
M —— 分子量	t —— 壁厚	ξ —— 损失系数
p —— 压力/周长	T —— 温度	

下标:

ad —— 绝热	h —— 高度	rid —— 宽度
c —— 燃烧室	l —— 冷却液	t —— 涡轮/喉部
chan —— 冷却通道	lig —— 冷却通道流通面	w —— 壁面
f —— 燃料	o —— 氧化剂	wet —— 冷却通道温周
fin —— 肋片	p —— 泵	r —— 相对值
g —— 燃气		

0 引言

LOX/LCH₄ 推进剂组合很早就受到了人们的重视,并对其燃烧、传热、结焦、积碳、材料相容性、使用安全性等等都进行了大量的研究,目前世界上已经有多台试验发动机,如 5M15、CHASE-10、TR-408 等^[1,2]。LOX/LCH₄ 发动机的用途非常广泛,可以用于星际着陆和上升发动机、载人亚轨道飞行、高性能飞机、探空火箭、运载火箭上面级、纳米卫星运载火箭第一级。特别是随着月球和火星探测的兴起,考虑到推进剂就地取材的问题,LOX/LCH₄ 发动机受到了人们更大的关注。

LOX/LCH₄ 推进剂组合无毒、无污染, LCH₄ 具有高的热容,是一种优良的冷却剂,适合用于膨胀循环发动机系统。LCH₄ 密度约是 LH₂ 的 6

倍,且标准沸点比 LH₂ 高 92K,贮存性比 LH₂ 好。相同情况下, LOX/LCH₄ 是 LOX/烃推进剂中性能最高的,而且 LOX/LCH₄ 性能比 LOX/煤油高约 100m/s^[3]。因此, LOX/LCH₄ 发动机同时具有 LOX/LH₂ 发动机和 LOX/煤油发动机的共同优点。

本文根据变推力发动机和 LOX/LCH₄ 发动机的国内外研究进展,提出了一种膨胀循环 LOX/LCH₄ 发动机系统方案,并重点对变推力过程中推力室的冷却和涡轮泵的功率平衡进行了深入的计算分析。

1 国内外研究进展

1.1 变推力发动机研究进展

目前,变推力发动机研制水平最高的是美国;前苏联/俄罗斯也有成熟的型号,但没有经过飞行考验;中国也在变推力发动机领域占有一席

之地。

从50年代开始到目前为止,美国的诺斯罗普·格鲁曼公司研制成功了多种变推力发动机,其双组元栓式发动机涵盖了很大的推力范围:从22N的“光亮鹅卵石”发动机、440N飞船远地点发动机、4.4~44kN阿波罗登月舱下降发动机、1100kN的“大哑巴助推器”发动机,到2900kN LO₂/LH₂发动机。超过130台采用栓式喷注器的双组元发动机成功地进行了飞行,飞行项目包括阿波罗计划、德尔它运载火箭、多任务双组元推进系统(MMBPS)、ISPS、ANIK的E-1/E-2和Intelsat-K、大气层外再入运载器拦截子系统(ERIS)的KKV级、未来导弹技术集成(FMTI),以及NASA的Chandra^[4-7]。诺斯罗普·格鲁曼公司的双组元发动机从未在飞行中失败过。

美国的洛克达因公司,在著名的J-2S和航天飞机主发动机SSME等发动机的基础上,在地面开展了LO₂/LH₂变推力发动机的研究,并取得了很大的成功^[8]。

为了与美国进行登月竞赛,前苏联走了泵压式变推力发动机的研制路线。他们为载人登月工程(N1-L3)研制的11D411(ПД-858)主发动机为泵压式变推力发动机,推力调节范围从25kN到3kN,比冲3089 m/s,发动机起动次数可达12次,实际飞行时起动次数为2次,该发动机经过了地面所有试验的考验。遗憾的是由于其它组件的原因,导致了前苏联四次登月均以失败告终,最终没能实现载人登月,从而该发动机也没能经过飞行考验。

中国在“八五”和“十五”期间,分别研制成功了5:1和10:1双组元变推力发动机。

21世纪初期,人类提出了重返月球、火星登陆等重大计划,必然需要大型、高性能、大变比、先进的变推力发动机。如,NASA探索计划(NASA Exploration Initiative)需要变推力发动机,采用LO₂/LH₂或LO₂/LCH₄低温推进剂,能够使机器人或人在月球和火星上登陆,这是变推力发动机的直接需求。为了大型探测器或漫游车能在其它天体上软着陆(如木卫二),NASA的其它科学探测器也很可能需要变推力发动机。美国空军

(USAF)的矢量1(Vector 1)计划需要具有快速进入空间的运载火箭,显然需要大变比的LO₂/烃发动机,以研制能够承担多种任务、重复使用的上面级。目前,最具有代表性的研究成果是美国的CECE和MR-80B发动机。

从变推力发动机的研究情况来看,呈现出两大研究方向:1)采用无毒、无污染、高性能的推进剂组合;2)较大推力的发动机采用泵压式推进剂供应系统。

1.2 LOX/LCH₄发动机研究现状

目前,美国、俄罗斯、中国、欧空局、日本、韩国等国家和组织均在积极地进行LOX/LCH₄发动机的预先研究和工程研制,并取得了很大进展。

美国很早就开始了LOX/LCH₄发动机的基础研究。为了支持重返月球计划,近年来加快了工程研制步伐,特别是美国的XCOR公司、ATK公司、约翰逊航天中心和诺斯罗普·格鲁曼公司的研究成果非常引人注目。XCOR公司研制了222N和33.4kN LOX/LCH₄发动机,图1为33.4kN的XR-5M15发动机试车照片;XCOR公司还与ATK公司联合研制了15.6kN LOX/LCH₄发动机,并在2008年进行了高空模拟试车。约翰逊航天中心将阿波罗上升发动机推进剂由N₂O/A-50更换成LOX/LCH₄,准备在白沙试验站进行高空试车。诺斯罗普·格鲁曼公司研制了LOX/LCH₄发动机TR-408(如图2所示)。TR-408推力440N,采用氧化剂和燃料对推力室进行再生冷却,并确保两种推进剂在进入燃烧室前完全蒸发,喷注器为气气喷注器,这样,发动机就能够适应全气和全液推进剂入口,已经进行了50余次点火。



图1 33.4kN LOX/LCH₄发动机地面试车照片

Fig.1 Hot-fire test of 33.4kN LOX/LCH₄ rocket engine



图2 TR-408 发动机

Fig.2 TR-408 rocket engine

由于俄罗斯的 LOX/煤油发动机技术成熟,因此他们主要在成熟的型号发动机上将煤油更换成 LCH_4 进行研究。俄罗斯的 LOX/ LCH_4 发动机已经达到了很高的技术水平。目前,正与欧空局合作研制新型 VOLGA 发动机,用于欧空局新一代运载火箭,取代目前的阿里安 5。

由于液化天然气 (LNG) 的主要成份也是甲烷,因此各国还对采用 LOX/LNG 的发动机进行大量的研究。如 1999~2001 年,日本的液氧/LNG 发动机(推力 100kN)进行了 16 次点火试验,累计点火时间 683s。最长的一次点火时间为 150s。韩国 C&SPACE 公司研制的 CHASE-10 采用 LOX/LNG 推进剂,可以重复使用 50 次。

中国也在积极进行 LOX/ LCH_4 发动机的基础研究和工程应用研究。

2 系统方案选择及工作参数确定

方案分析时,初步确定 LOX/ LCH_4 变推力发动机的最大推力 50kN,推力变比 10:1,采用泵压式推进剂供应系统。

泵压式供应系统一般有补燃循环、发生器循环和膨胀循环方案,要实现大范围的推力变比,前两种方案的工程实现难度太大,不予考虑,因此只对膨胀循环系统方案进行分析。

RL-10 系列发动机为膨胀循环系统发动机,上世纪六十年代后期,美国普·惠公司将 LOX/ LH_2 推进剂换成 FLOX/ LCH_4 进行了试验验证,结

果表明 FLOX/ LCH_4 采用膨胀循环的系统方案是完全可行的^[9]。2004 年,普·惠又提出将 RL-10 的 LH_2 换成 LCH_4 的发动机方案,推力 98kN,室压 3.45MPa,涡轮入口温度 444K,在喷管面积比 70 时,发动机的真空比冲为 353.2s^[10]。2004 年,法国提出了 150kN 的 LOX/ LCH_4 膨胀循环方案,设计燃烧室压力 6.0MPa,分析认为采用双涡轮泵的方案最好^[11]。2006 年,普度大学提出了 115kN LOX/ LCH_4 膨胀循环方案,燃烧室压力 6.0MPa,设计比冲 380s^[12]。从国内外的研究情况来看,提出的 LOX/ LCH_4 膨胀循环系统方案主要具有如下共同点:发动机推力量级小于 200kN,本文提出的推力量级处于此范围;推力室冷却套出口温度小于 556K;采用两套涡轮泵方案有利于氧化剂泵和燃料泵设计,但为了系统简单,也可采用单轴方案;燃烧室压力一般不超过 6.0MPa。

下面再对涡轮泵方案进行分析。LOX/ LCH_4 泵的转速主要受到泵汽蚀裕度的限制。 LCH_4 泵的净正抽吸压头 (NPSH) 比 LOX 泵的 NPSH 高,因此 LCH_4 泵的转速就可以取得更高,而 LOX 泵的转速则要低一些。如果采用单轴涡轮泵,泵的转速主要受到 LOX 泵的限制,转速不能合理地选取。但这种方案结构简单,而且如果 LOX 泵增加预压泵后,还可以将转速适当地提高,因此,国外提出的固定推力膨胀循环发动机大部分选用这种方案。如果要大范围调节发动机推力,单轴涡轮泵方案的实施难度很大,因为要同时保证涡轮泵功率匹配、发动机两路推进剂流量和混合比是非常困难的。如果采用双涡轮泵方案,则两套涡轮泵均可以按照两种推进剂的特性而选择最佳的工作参数, LCH_4 路采用高转速涡轮泵,而 LOX 路采用较低转速的涡轮泵,此方案简化了涡轮泵的设计难度,而且发动机变推力调节也非常简单,可以分别调节两套涡轮泵的转速来调节发动机工况。而且采用两套涡轮泵还有利于发动机自身抵消转动惯量,减小姿态控制系统的消耗。双涡轮泵方案的缺点是结构复杂。综合分析认为, LOX/ LCH_4 膨胀循环变推力发动机采用双涡轮泵方案更好。

LOX/ LCH_4 变推力发动机系统方案如图 3 所

示。

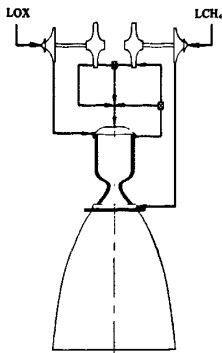


图 3 LOX/LCH₄ 变推力发动机系统方案
Fig.3 System scenario of the LOX/LCH₄ deep throttling engine

根据平衡计算, 初步确定的发动机参数如表 1 所示。

表 1 LOX/LCH₄ 变推力发动机的主要设计参数
Tab.1 Main design parameters of the LOX/LCH₄ deep throttling engine

参 数	数值	单位
真空推力	50	kN(最大工况)
推力变化	10:1	-
燃烧室压力	6.0	MPa(最大工况)
设计比冲	3607.30	m/s(367.84s, 最大工况)
混合比	3.5	(最大工况)
发动机流量	13.861	kg/s
LOX 流量	10.781	kg/s
LCH ₄ 流量	3.080	kg/s
喷管面积比	300	-
HCH ₄ 泵扬程	18	MPa, 最大工况
LOX 泵扬程	7.8	MPa, 最大工况

泵压式推进剂供应系统要实现大范围变推力, 必须保证各工况下, 涡轮泵的功率保持平衡; 对膨胀循环系统, 涡轮泵的功率在很大程度上受制于冷却套出口温度 (也即涡轮入口温度), 因此还必须对推力室的传热过程进行计算。发动机功率平衡和推力室冷却是 LOX/LCH₄ 膨胀循环发动机中两项最关键的技术。下面重点对发动机

变推力过程的功率平衡和推力室传热过程进行理论分析。

3 理论分析模型

3.1 发动机功率平衡模型

发动机功率平衡模型主要包括两套涡轮泵的功率计算。为了简化计算过程, 将两套涡轮等效成单个涡轮处理。式 (1) 至式 (4) 为发动机功率平衡方程。

涡轮功率:

$$P_t = q_{mf} \eta_t \frac{k}{k-1} \left(\frac{R}{M} T \right) \left(1 - \pi_t^{-\frac{k-1}{k}} \right) = q_{mf} \eta_t c_p T \left(1 - \pi_t^{-\frac{k-1}{k}} \right) \quad (1)$$

燃料泵功率:

$$P_{pf} = \frac{q_{mf} \Delta P_{pf}}{\rho_f \eta_{pf}} \quad (2)$$

氧化剂泵:

$$P_{po} = \frac{q_{mo} \Delta P_{po}}{\rho_o \eta_{po}} \quad (3)$$

涡轮泵的功率平衡:

$$P_t = P_{pf} + P_{po} \quad (4)$$

根据式 (5) 和式 (6) 估算氧化剂泵和燃料泵的压升。

$$\Delta P_{pf} = (1 + \xi_f) p_c \pi_t \quad (5)$$

$$\Delta P_{po} = (1 + \xi_o) p_c \quad (6)$$

发动机平衡计算时, 根据经验取: $\xi_f = 0.5$, $\xi_o = 0.3$ 。

3.2 推力室冷却套传热模型

推力室为再生冷却套结构, 传热计算时作如下假设:

- a. 通过推力室内壁传给冷却剂的所有能量都被冷却剂吸收, 即假设外壁绝热;
- b. 每个计算步中, 假设传热系数为常数;
- c. 忽略每个计算步中冷却剂沿轴向的温度梯度对传热的影响。

传热模型的二维示意图如图 4 所示, 能量平衡方程如式 (7) 所示。

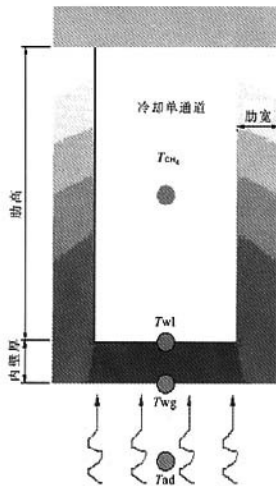


图4 二维单冷却通道截面示意图

Fig.4 Section sketch of two-dimension single cooling channel

推力室传热模型的能量平衡:

$$\dot{Q} = h_g (T_{ad} - T_{wg}) A_g = \frac{\lambda_{cu}}{t_w} (T_{wg} - T_{wl}) A_g = h_l (T_{wl} - T_l) A_{lig} + q_{fin} A_{fin} \quad (7)$$

方程(7)中各对流换热系数按照式(8)至式(13)计算。

燃烧室侧气体的对流传热系数方程:

$$h_g = \frac{0.026}{d_t^{0.2}} \left(\frac{\eta}{p_r} \right)^{0.2} \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (8)$$

式中, η 、 c_p 和 p_r 都是以总温 T^* 为定性温度的, σ 为定性温度变换系数:

$$\sigma = \left(\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{T^*} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) + \frac{1}{2} \right)^{-0.68} \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{-0.12} \quad (9)$$

对于推力室喉部, 考虑到纵向曲率半径的影响, 加修正项:

$$h_l = \frac{0.026}{d_t^{0.2}} \left(\frac{\eta}{p_r} \right)^{0.2} \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{d_t}{R_l} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (10)$$

式中, R_l 为喉部纵向曲率半径。

近似计算时, 根据热力学计算结果来确定以下参数:

$$p_r \approx \frac{4k}{9k-5}$$

$$\eta \approx 1.184 \times 10^{-7} \cdot M_r^{0.5} T^{0.6}$$

式中, M_r 为相对分子量。

冷却通道中的对流传热系数根据 Seider-Tate 公式来计算:

$$h_l = 0.027 \left(\frac{\lambda_l}{d_h} \right) Re_l^{0.8} Pr_l^{1/3} \left(\frac{\mu_l}{\mu_{wl}} \right)^{0.14} \quad (11)$$

$$\text{式中, } Re_l = \frac{4q_m}{\mu_l p_{wet}}; \quad Pr_l = \frac{\mu_l c_{pl}}{\lambda_l}$$

引入肋片冷却效率的概念^[12]:

$$\eta_{fin} = \frac{\tanh(mH_c)}{mH_c} \quad (12)$$

$$\text{式中, } m = \frac{2h_l(w_{rib} + dx)}{k_w w_{rib} dx}$$

则:

$$q_{fin} = h_l (T_{wl} - T_l) \eta_{fin} \quad (13)$$

垂直推力室轴向的冷却通道截面如图5所示, 根据图中的几何关系, 可以推导出冷却通道宽度的计算公式:

$$w_{chan} = R + t_w \tan \theta - w_{rib} \quad (14)$$

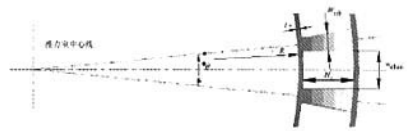


图5 冷却通道截面示意图

Fig5 Section sketch of the cooling channel

3.3 模型计算过程

程序计算时, 按照如下顺序进行:

(1) 首先根据不同燃烧室压力进行热力学计算, 确定推力室的理论参数;

(2) 再根据各工况下推进剂的压力和温度计算推进剂的密度、粘度、热导率、比热, 再进行传热和功率平衡计算;

(3) 计算发动机各工况下的推进剂流量, 根据推进剂流量进行传热计算;

(4) 获得了冷却套出口温度等参数再返回到功率平衡计算中。

这样就可以得到任何工况下燃气温度、冷却

套内推进剂温度沿推力室轴向的温度分布, 还可以获得发动机涡轮泵功率平衡计算结果, 判断发动机变推力过程的可行性。

4 计算结果分析

4.1 初始条件说明

对部分初始条件说明如下:

- (1) 推力室特征长度 1.2m, 收缩比取为 3.0, 冷却通道入口在发动机喷管面积比 15 处;
- (2) 根据试算结果, 确定了冷却通道的尺寸: 推力室内壁厚度 0.8mm, 肋片厚度 0.8mm;
- (3) 推力室内壁采用铅铜合金, 正常使用温度应限制在 870K 以下;
- (4) 涡轮等效压比取为 2.0。

4.2 计算结果分析

100%和 10%推力工况下, 气壁温和冷却液温度沿推力室轴线的变化曲线如图 6 所示。100%推力工况下, 发动机入口气壁温为 608K, 比铜合金的正常使用温度 870K 低, 内壁的安全性没有问题; 由于喷管喉部的热流最高, 气壁温在喉部有一尖峰; 冷却套出口冷却液温度 500.1K, 也比国外最高的 556K 要低; 计算的涡轮功率还剩余约 20kW, 这部分剩余功率将通过涡轮旁通消耗掉, 以维持整个涡轮泵系统的功率平衡。此时, 由于冷却套内的压力远高于 CH₄ 的临界压力, 故 CH₄ 处于超临界状态。计算结果表明, 在 20%推力工况以上, 整个冷却套中都能够保证超临界状态。

10%推力工况下, 入口气壁温 455.8K, 比 100%工况低约 150K; 冷却套出口的冷却液温度 440.5K; 计算的涡轮功率还剩余 15kW。此时, 冷却套出口压力约为 3.2MPa, 当 170K 时, 推进剂仍然保持为液态, 密度约 310kg/m³, 当达到 180K 时, 推进剂变成气体状态, 密度减小到约 50kg/m³, 即密度变成液态时的约 1/6。分析表明, 低工况下冷却套中会出现过热气体, 液气转化段的推进剂流动阻力增加, 由于计算时 LCH₄ 泵后压力余量较大且 CH₄ 的流量很小, 因此发动机冷却套中不会形成气堵现象; 同时, 由于液体转化

成气体, 流动速度大幅提高, 对室壁的冷却效果更好, 因此也不会引起低工况冷却不足的问题。

各工况下的最高气壁温和冷却套出口冷却液温度如图 7 和表 2 所示。可以看出, 随着工况的降低, 最高气壁温和冷却液温度均有所下降, 且两者之间的差值也不断减小, 这与实际情况比较接近。高工况下, 冷却液的温升大, 气壁温与冷却液的温差也应该大; 而低工况则正好相反。

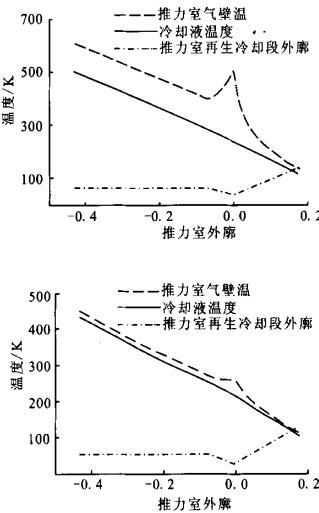


图 6 100%和 10%工况下气壁温、冷却液温度沿推力室轴线的变化

Fig.6 Gas temperature near the wall and coolant temperature along axis of thruster at 100% and 10% power-level

表 2 各工况下最高气壁温和冷却套出口冷却液温度
Tab.2 Maxmum gas temperature near the wall and coolant temperature at the cooling channel outlet at each power-level

工 况	T_{wg}/K	T_{wl}/K
100%	608	500.1
90%	603.3	504.5
80%	595.2	505.7
70%	570.6	490.1
60%	561.8	491.1
50%	541.9	481
40%	531.7	481.2
30%	505.2	465.5
20%	489.7	461.8
10%	455.8	440.5

要使涡轮泵保持功率平衡, 涡轮的功率不应低于泵所需的功率。对不同工况的涡轮泵功率平衡进行了计算, 结果如图 8 所示。从图中可以看出, 在 5%~100% 的推力变化范围内, 涡轮的功率均大于泵所需的功率, 这说明, 涡轮泵能够实现功率平衡, 剩余功率通过涡轮旁通消耗掉。

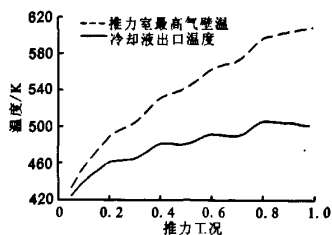


图 7 各工况下最高气壁温和冷却液出口温度

Fig.7 Diagram of maximum gas temperature near the wall and coolant temperature at the cooling channel outlet at each power-level

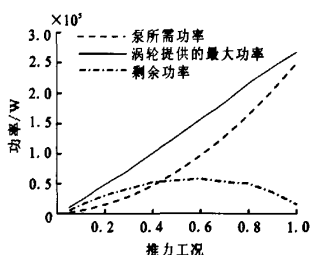


图 8 各工况下涡轮泵功率平衡计算

Fig.8 Diagram of power balance of the turbopump at each power-level

对本文所研究的 LOX/LCH₄ 膨胀循环系统, 传热计算和功率平衡计算结果均表明, 发动机实现 10:1 推力变比是完全可行的。当然, 后续还需要依靠实际试验结果进一步优化上述计算结果。

5 小结

对国内外变推力发动机和 LOX/LCH₄ 发动机的研究进展进行了总结。在此基础上, 提出了一种 LOX/LCH₄ 变推力发动机方案, 并对此方案进行了功率平衡和推力室传热计算, 结果表明该发

动机能够实现 10:1 的推力变比。

LOX/LCH₄ 变推力发动机可以广泛应用于多种运载器和航天器中, 对我国探月及后续的载人登月工程均可提供技术支持。而且对 LOX/LCH₄ 发动机的技术发展和未来的载人登火星等任务都具有深远的影响。

参考文献:

- [1] Richard Stone. Altitude Testing of LOX-Methane Rocket Engines at ATK GASL[R]. AIAA 2008-3701.
- [2] 禹天福, 李亚裕. 液氧/甲烷发动机的应用前景[J]. 航天制造技术. 2007, (2).
- [3] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进. 2006, 32(2).
- [4] Gordon A Dressler, J Martin Bauer. TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics [R]. AIAA 2000-3871.
- [5] 刘昌波, 兰晓辉, 陈炜. 月球探测器变推力液体火箭发动机技术研究 [C]. 第八届国际月球探测与应用大会. 2006.
- [6] 章荣军, 林革, 李福云. 变推力液体火箭发动机技术研究 [C]. 陕西动力机械研究所. 第五届液体火箭推进技术发展研讨会. 2005, 11.
- [7] Dressler G A. Summary of Deep Throttling Rocket Engines with Emphasis on Apollo LMDE[R]. AIAA 2006-5220.
- [8] Andrew M. Crocker. System Sensitivity Studies of a LOX/Methane Expander Cycle Rocket Engine [R]. AIAA 98-3674.
- [9] Corey D Brown. Conceptual Investigations for a Methane-Fueled Expander Rocket Engine[R]. AIAA 2004-4210.
- [10] P Pempie, L Boccaletto. LOX/CH₄ Expander Upper Stage Engine [C]. 55th International Astronautical Congress 2004-Vancouver, Canada. IAC-04-S.1.03.
- [11] Reuben Schuff. Integrated Modeling and Analysis for a LOX/Methane Expander Cycle Engine: Focusing on Regenerative Cooling Jacket Design [R]. AIAA 2006-4534.
- [12] 刘国球. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

(编辑: 王建喜)