

全流量补燃循环液氧甲烷发动机推力调节方案研究

邢理想¹, 苏展², 张航², 武晓欣², 张卫红¹

(1. 西北工业大学, 西安 710100;
2. 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘要: 无毒、无污染的大推力可重复使用液氧甲烷发动机成为研究热潮, 以 200 t 级全流量补燃循环液氧甲烷发动机为研究对象, 结合真实气体效应下涡轮绝热功模型和低温冷却套模型, 对比分析了发动机多种调节元件设置方案, 结果表明富氧发生器、富燃发生器副路调节元件分别设置为调节器和节流阀时, 发动机推力和混合比耦合程度相对较低, 利于单一工况参数的调节。在此系统方案基础上, 通过仿真对比分析, 选择出了最佳推力调节方案。

关键词: 全流量补燃循环; 液氧甲烷; 推力调节

中图分类号: V434

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 04-0033-08

Study on the Control Scheme of Full-Flow Staged Combustion Cycle Liquid Oxygen/Liquid Methane Engine

XING Lixiang¹, SU Zhan², ZHANG Hang², WU Xiaoxin², ZHANG Weihong¹

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710100, China;
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The non-toxic, non-polluting large thrust reusable liquid oxygen methane engine has become a hot research topic. In this paper, a 200-ton full flow combustion cycle liquid oxygen methane engine is taken as the research object, combined with the real gas effect of the turbine adiabatic work model and the low temperature cooling jacket model, the setting scheme of various regulating elements of the engine is compared and analyzed. The results show that the oxygen-enriched generator, The coupling degree of engine thrust and mixing ratio is relatively low when the sub-circuit adjusting element of fuel-rich generator is respectively set as regulator and throttle valve, which is beneficial to the adjustment of single working condition parameters. On the basis of this system scheme, through simulation and comparison analysis, the optimal thrust adjustment scheme is selected.

Key words: Full-flow staged combustion cycle; Liquid oxygen/methane; Thrust control

0 引言

航天活动需要大推力液体火箭发动机提供动力, 其性能和可靠性直接关系到航天事业的发展, 重大航天任务对大推力、高可靠、高安全火箭发

动机的需求更加迫切。近年来, 随着空间活动商业化和产业化的快速发展, 下一代航天运载火箭多以可重复使用为目标, 从而大幅度降低发射费用、缩短发射周期, 以满足航天任务低成本、快响应的需求^[1-2]。

收稿日期: 2023-03-27; 修订日期: 2023-07-01

基金项目: 国家部委重点实验室基金 (6142704210102)

作者简介: 邢理想 (1984-), 男, 博士研究生, 主要研究方向液体火箭发动机系统匹配及动力学。

E-mail: 157680969@qq.com

全流量补燃循环发动机以其高性能、高可靠、可重复使用的特点^[3]，将成为世界重复使用液体主动力的重要发展方向。与现有其他循环方式相比，全流量补燃循环发动机系统更复杂、回路多，对工况调节方案的设计提出了更高的要求；此外，甲烷为低温推进剂，临界温度低，其物理性质在高温高压的工作环境下变化较为剧烈，传热情况更为复杂，对发动机大范围变工况影响较大。

俄罗斯在1960—1970年研制RD-270全流量补燃循环发动机，进行了27次点火测试，试验了22台发动机。1970年12月，RD-270火箭发动机的各项研发工作停止，未完全突破关键技术。21世纪初，美国国家航空航天局(NASA)在SSME和RS-2100的基础上，研发了全流量补燃循环氢氧IPD演示验证机，其推力量级为1 000 kN，截至2006年完成系统级试验23次，累计在100%功率下工作429 s，基本突破全流量补燃循环技术^[4-8]。SpaceX公司于2012年开始研制全流量补燃循环液氧甲烷发动机(猛禽，Raptor)，目前已生产超过300台发动机，已完成多次低空飞行和星舰首飞^[9-12]。但是，发动机可靠性仍需进一步提升。经过多轮技术迭代，猛禽V3.0发动机推力可达269 t。

国内尚无成功研制的全流量补燃循环液氧甲烷发动机，其变推力系统方案的研究则更少。本文针对200 t级全流量补燃循环发动机多种推力调节方案，通过系统敏感性分析，分析了不同调节元件设置方案的优缺点，提出了推力和混合比调节耦合程度最低的调节元件系统设置方案。在此系统方案基础上，通过仿真对比分析，选择出了最佳推力调节方案。

1 全流量补燃发动机系统方案简介

200 t级全流量补燃循环发动机系统简图如图1所示，全流量补燃循环是性能最高的发动机循环方式，同时流路也最为复杂。该系统采用两套发生器-涡轮泵系统，大部分流量的燃料和少量氧化剂输送到富燃燃气发生器中进行燃烧，产生富燃燃气用来驱动燃料主涡轮；大部分流量的氧化剂和少量燃料输送到富氧燃气发生器中进行燃烧，产生富氧燃气用来驱动氧化剂主涡轮。全部推进剂经过预先燃烧后均用来驱动涡轮做功，因此，相比富氧补燃和富燃补燃循环发动机，相同性能

情况下，全流量补燃循环发动机涡轮入口温度较低，改善了发生器、涡轮及推力室头部等部件的工作环境，提高了发动机的可靠性；驱动涡轮后的燃气进入推力室燃烧，燃烧效率高、燃烧稳定性好，大范围变推力适应性强^[13]。

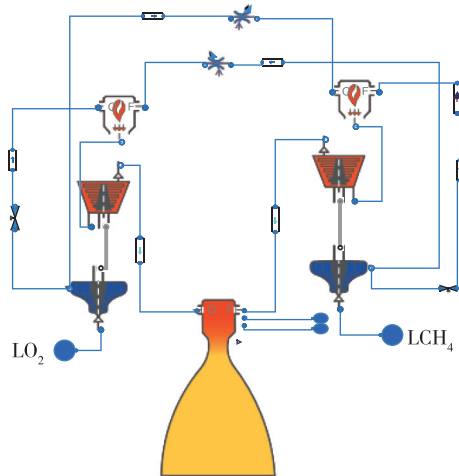


图1 液氧/甲烷全流量补燃循环发动机的系统简图

Fig. 1 System diagram of liquid oxygen/methane full flow combustion cycle engine

发动机变推力论证目标为25%~110%，发动机具有四路调节元件，分别设置在两泵后主流路、发生器供应路上。通过四路调节元件可以实现发动机推力调节。全流量补燃循环发动机系统流路多，可通过在不同流路上设置不同调节元件组合形成多种不同的调节元件配置方案。

目前，双组元泵压式液体火箭发动机多采用在推进剂供应系统设置流量调节器或节流阀来调节推进剂的流量^[14]，进而改变液体火箭发动机的推力。常见的流量调节器结构如图2所示，流量调节器通常为两级节流机构，利用反馈原理进行工作。通过作用在敏感面积处的压差控制滑阀的位置保持第一级节流压差基本不变，从而保证在不同压降下流量调节器的流量不变。节流阀结构相对简单，是一种可变开度的节流装置，随着节流面积的改变，其流阻产生相应的变化^[15-17]。

2 工况调节仿真模型

发动机静态特性建模与仿真分析是发动机研制过程中的重要环节，对发动机方案论证和优化设计、关键参数选择、试车方案制定和结果分析、发动机故障分析和组件适应性分析具有重要工程

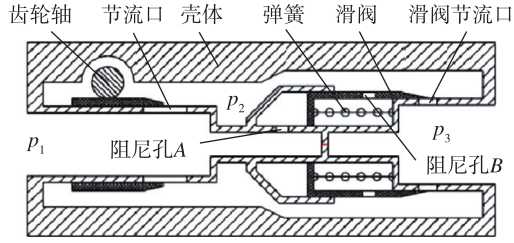


图2 流量调节器结构图

Fig. 2 Regulator structure diagram

指导作用。根据以往的研究经验，发动机不同组件工作过程遵循相应的物理化学规律，形成了不同的静态数学模型^[18-19]。全流量补燃循环发动机室压高，高压燃气涡轮真实气体效应明显^[20-21]；同时，甲烷推进剂在高温高压工作环境下物性变化剧烈，冷却套传热模型对发动机变工况影响较大^[22-23]。本文重点对真实气体绝热功模型和冷却套传热模型进行分析。

2.1 真实气体绝热功模型

理想气体效应模型常应用于描述低压高温环境下的气体状态，由于燃气发生器温度高于500 K，且压力大于50 MPa，真实气体效应突出，理想气体假设与真实气体的偏差会导致叶片机械功率计算的偏差，因此，必须考虑真实气体效应对涡轮绝热功的影响。

真实气体的理论绝热功为

$$L_r = h_{t1} - h_{t2} \quad (1)$$

式中， L_r 为理论绝热功， h_{t1} 和 h_{t2} 为基于立方状态方程的涡轮实际入口和出口的焓值。焓的变化可以简化为

$$L_a = h_{t2} - h_{t1} = ZC_{pi}T_{01}(\epsilon^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) = ZL_i \quad (2)$$

$$L_i = C_{pi}T_{01}(\epsilon^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) \quad (3)$$

式中， L_a 为考虑真实气体效应的焓变的近似值， C_{pi} 为气体定压比热， T_{01} 为气体入口温度， ϵ 为涡轮压比的倒数， γ 为绝热指数， L_i 为涡轮的理论绝热功， Z 为气体的压缩因子。

2.2 冷却套温升模型

200 t级全流量补燃循环液氧甲烷发动机推力室室压高，热流密度大，需采用发汗冷却、再生冷却和液膜冷却等多种冷却方式共同进行推力室热防护。在设计再生冷却和膜冷却推力室时，必须进行推力室结构的热分析，因为冷却系统的可靠性与有效性直接关系到液体火箭发动机推力室的寿命，本文采用巴兹公式描述再生冷却模型^[24]

$$h_g(T_{aw} - T_{wg}) = \frac{\lambda_w}{\delta_w}(T_{wg} - T_{wl}) = h_l(T_{wl} - T_l) \quad (4)$$

$$h_g = \frac{0.026}{d_t^{0.2}} \frac{\mu_g^{0.2} C_{p,g}}{Pr_g^{0.6}} \left(\frac{P_c}{C^*}\right)^{0.8} \left(\frac{A_t}{A_i}\right)^{0.9} \sigma \quad (5)$$

$$\sigma = \left[\frac{1}{2} \frac{T_{wg}}{T_c} \left(1 + \frac{k_g - 1}{2} Ma^2\right) + \frac{1}{2} \right]^{-0.68} \cdot \left(1 + \frac{k_g - 1}{2} Ma^2\right)^{-0.12} \quad (6)$$

式中， T_{aw} 为燃气温度， T_{wg} 为燃气侧壁温， T_{wl} 为冷却剂侧壁温， T_l 为冷却剂温度， h_g 为燃气侧对流换热系数， λ_w 为室壁热导率， δ_w 为室壁厚， h_l 为冷却剂侧对流换热系数， σ 为对流换热修正系数， C^* 为特征速度效率， T_c 为推力室温度， k_g 为绝热指数。燃气的动力黏度 μ_g 和普朗特数 Pr_g 根据燃气的其他热力参数近似计算，在喉部附近换热系数可以采用喉部曲率半径修正。

对于甲烷，冷却剂侧对流换热系数^[25]

$$h_l = 0.023 v_l^{0.8} d_l^{-0.2} \left(\frac{\rho_l^{0.8} \lambda_l^{0.6} C_{pl}^{0.4}}{\mu_l^{0.4}}\right) \left(\frac{T_l}{T_{wl}}\right)^{0.45} \quad (7)$$

式中， v_l 为甲烷流速， d_l 为冷却通道直径， ρ_l ， λ_l ， C_{pl} ， μ_l 分别为液甲烷密度、热导率、定压比热和动力黏度。

2.3 涡轮泵功率平衡模型

为简化计算，将氧主涡轮泵和燃料主涡轮泵简化为单个涡轮泵处理。其中，涡轮功率

$$P_t = q_m \eta Z C_{pi} T_{01} (\epsilon^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1) = q_m \eta Z L_i \quad (8)$$

式中， P_t 为涡轮功率， q_m 为涡轮流量， η 为涡轮效率。

氧主泵功率为

$$P_{po} = \frac{q_{mo} \Delta p_{po}}{\rho_o \eta_{po}} \quad (9)$$

燃料主泵功率为

$$P_{pf} = \frac{q_{mf} \Delta p_{pf}}{\rho_f \eta_{pf}} \quad (10)$$

涡轮泵的功率平衡为

$$P_{to} = P_{po} \quad (11)$$

$$P_{tf} = P_{pf} \quad (12)$$

式中， P_{po} ， P_{pf} 为主泵功率， q_{mo} ， q_{mf} 为主泵流量， Δp_{po} ， Δp_{pf} 为主泵扬程， ρ_o ， ρ_f 为主泵介质密度， η_{po} ， η_{pf} 为主泵效率， P_{to} ， P_{tf} 为主涡轮功率。

3 发动机调节元件设置方案选择

对于双组元泵压式液体火箭发动机，工况调

节元件可以设置在两泵后主流路、发生器供应路、涡轮入口燃气路等。调节元件设置的主要原则为：一是推力和混合比调节尽量解耦，即调节推力时，混合比变化很小；调节混合比时，推力变化很小。二是大流量路设置结构简单的节流阀，小流量路可设置结构复杂但自带稳流作用的调节器。对于液体火箭发动机线性方程组，常采用线性化处理办法，计算自变量微弱变化对整个发动机的影响。计算表明发动机推力和混合比对主阀的敏感性较低，主阀节流面积变化5%时，推力和混合比的变化小于0.5%。而发动机推力和混合比对副路调节元件的敏感性较高，分别计算了不同调节元件设置方案在额定工况下，副系统路流量调节器流量变化5%时或节流阀流通面积变化5%时推力和混合比的变化，以此来评估发动机推力和混合比对副系统路调节元件的敏感性，见表1。

表1 额定工况推力和混合比对调节元件的敏感性

Tab. 1 Sensitivity of thrust and mixing ratio to adjusting elements under rated operating conditions

方案	调节元件偏差	推力变化/%	混合比变化/%
配置1 (均为调节器)	氧副路调节器	-0.18	-6.2
	燃料副路调节器	2.8	6.8
配置2 (均为节流阀)	氧副路节流阀	1.6	-0.5
	燃料副路节流阀	1.6	0.4
配置3 (氧副路调节器+ 燃料副阀)	氧副路调节器	2.9	-0.8
	燃料副路节流阀	0.3	0.8
配置4 (氧副阀+燃料 副路调节器)	氧副路节流阀	-0.01	-0.1
	燃料副路调节器	3.1	0.8

配置1为两副系统路均设置流量调节器，此时发动机混合比对副系统路流量偏差较为敏感。因此副路调节元件不能同时采用流量调节器，否则通过一个调节器调节推力时，发动机混合比会大幅偏离设计点。

配置2为副系统路均采用节流阀，发动机推力和混合比对节流面积的敏感度相对于混合比敏感度均较大，推力和混合比耦合程度强。

配置3为氧副路采用调节器，燃料副路采用节流阀方案，该方案相对前两种配置，推力和混合比调节的耦合相对较小，但氧副路调节器流量较大，调节器设计难度较大。

配置4为燃料副路采用调节器，氧副路采用节

流阀方案。该方案氧副路节流阀在调节混合比时，基本不影响推力。因此，氧副路节流阀可作为混合比控制的执行元件。燃料副路流量调节器对推力的调节能力更强，同时对混合比的影响相对较小。因此，燃料副路流量调节器可作为推力控制的执行元件。该方案可以实现两个工况参数控制的基本解耦，降低控制系统研制难度。且燃料副路流量较小，调节器设计难度相对较小。综上所述，从控制系统解耦的角度看，配置4最优。因此，氧和燃料副路的调节元件分别为节流阀和调节器。

4 发动机推力调节方案选择

在发动机推力调节过程中：

1) 发动机混合比变化不宜过大，以便于火箭总体两贮箱推进剂加注量控制以及保证发动机自身性能稳定。

2) 发生器温度不宜过高或过低，较高的温度会造成涡轮叶片烧蚀，而较低的温度易产生不稳定燃烧。推力室冷却套壁温不宜过高，以避免冷却套壁面结构性损坏。

3) 低工况时发生器喷注器压降不宜过低，防止燃烧低频不稳定性。

4) 副系统路调节器压降不宜过低，避免调节器不起调的风险。

200 t级全流量补燃循环发动机具有4个调节元件，通过控制任意调节元件可改变燃气发生器的混合比，进而改变涡轮功率，控制发动机的推力。不同调节元件相互组合，形成了多种推力调节方案。本文通过仿真计算，着重对比分析了单路调节方案、双路调节方案和四路调节方案。

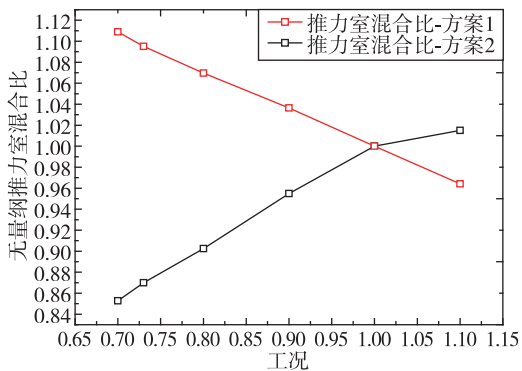
4.1 单路调节方案

单路调节方案通过设置在富氧发生器燃料路上的流量调节器或富燃发生器氧路上的节流阀进行推力调节，其他调节元件不参与变工况调节。该方案通过调节流经富氧（富燃）发生器小流量路的流量，控制富氧（富燃）发生器的混合比，改变发生器的温度，改变氧（燃料）主涡轮的功率，进而影响整个发动机系统，进行推力调节。

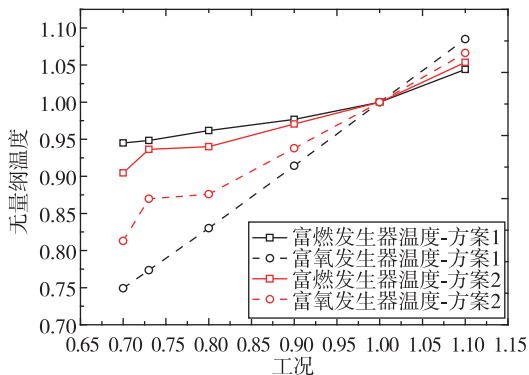
分别对比了氧副路节流阀单路调节方案（方案1）和燃料副路流量调节器单路调节方案（方案2），见图3。如图3(a)所示，发生器副系统路流量对推力室混合比有一定影响，当推力调节至较低工况时，两种方案推力室混合比变化均较大，

但是由于燃料副路调节器（方案 2）对推力室混合比更敏感，其可适应的调节范围相对方案 1 更小。当限定发动机混合比变化不超过额定工况的 $\pm 10\%$ 时，方案 1 可适应的推力调节范围为 $75\% \sim 110\%$ ，方案 2 可适应的推力调节范围为 $80\% \sim 110\%$ 。

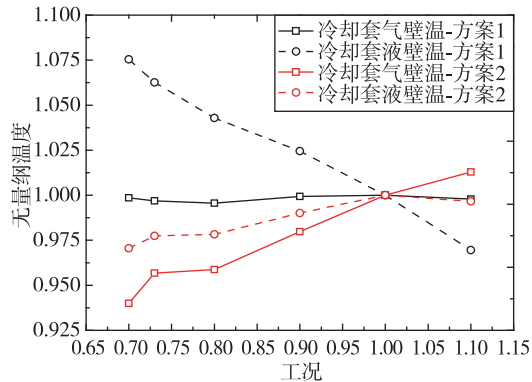
如图 3 (b) ~ (d) 所示，两单路调节方案在上述推力调节范围内，组件适应性良好。随着工况降低，流经富燃燃气发生器的氧化剂流量降低，富燃燃气发生器的混合比降低，富氧燃气发生器的混合比上升，两燃气发生器的温度均降低，温度变化范围满足燃气发生器温度限制要求。冷却套最高液壁温和最高液壁温均不超过设计点的 110% ，满足冷却要求。流量调节器压降呈现先升后降的趋势，当处于 110% 工况时，其压降达到最低，高于其起调压降，满足流量调节器的调节要求。在两方案推力调节能力下限时，富氧燃气发生器燃料喷注压降和富燃燃气发生器氧化剂喷注压降均不低于设计点 0.1 倍，满足发生器喷嘴压降要求。



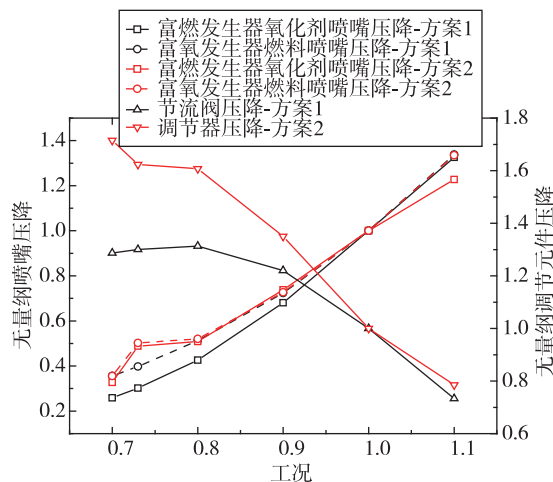
(a) 推力室和富燃发生器混合比



(b) 发生器温度温度



(c) 冷却套壁温



(d) 调节元件和发生器喷注压降

图 3 单路调节方案参数变化

Fig. 3 Single-channel adjustment scheme parameter change

综上，氧副路单路调节方案推力调节范围为 $75\% \sim 110\%$ ，燃料副路单路调节方案推力调节范围为 $80\% \sim 110\%$ 。但采用单路调节推力时，发动机混合比仍受一定影响，特别是推力调节范围增大时，发动机混合比偏离较大，不能满足使用要求。

4.2 双路调节方案

单路调节方案可以实现发动机推力调节，但推力室混合比限制了单路调节方案的调节范围。为了解决上述问题，采用在单路调节的基础上，增加一路调节元件，维持混合比稳定，从而增大发动机的推力调节范围。

双路调节方案组合较多，通过初步筛选，在 6 种双路调节方案里选出了 2 种调节方案进行对比分析，分别为双副路调节方案（方案 3）和富氧发生

器副路流量调节器+燃料主路节流阀调节方案(方案4)。

如图4(a)所示,随着工况的下降,两种双路调节方案均受发生器温度限制,50%工况下两种方案富氧发生器和富燃发生器温度均较低,已低于可接受的温度下限。

如图4(b)~(c)所示,两种双路调节方案

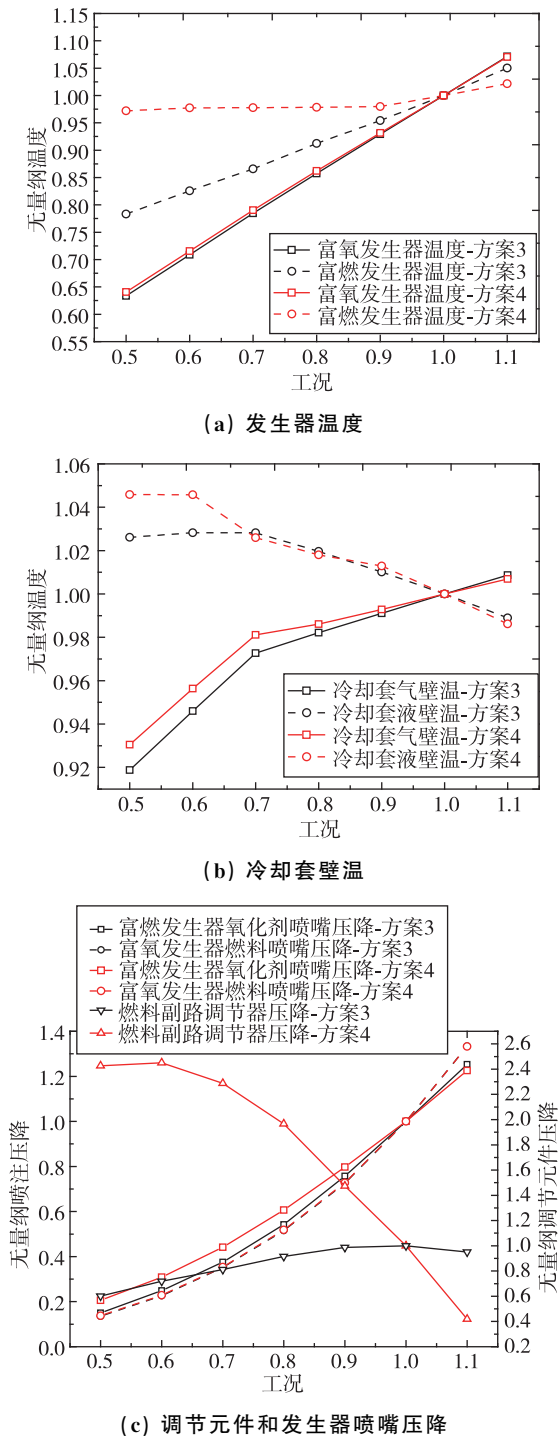


图4 双路调节方案参数变化

Fig. 4 Two-channel adjustment scheme parameters change

在上述推力限制范围内,组件适应性良好。随着工况逐渐下降,推力室冷却套温度逐渐下降,冷却通道最高气壁温和液壁温均不超过设计点的1.1倍,满足冷却要求。流量调节器压降呈现先升后降的趋势,当处于110%工况时,其压降达到最低,高于其起调压降,满足流量调节器的调节要求。在两方案推力调节能力下限时,富氧燃气发生器燃料喷嘴压降和富燃燃气发生器氧化剂喷嘴压降均高于设计点的0.1倍,满足发生器喷嘴压降要求。

综上,两种双路调节方案的推力调节范围为50%~100%。

4.3 四路调节方案

采用双路调节的推力调节方式,可以在调节推力的同时,维持推力室混合比稳定。但是,受限于燃气发生器温度下限,无法实现发动机深度变推的目的。因此,在双路调节的基础上,增加两路调节元件,在推力深度调节过程中,维持两个燃气发生器温度稳定,扩大发动机的推力调节范围(方案5)。

如图5所示,当工况降低至额定工况的60%时,富氧燃气发生器和富燃发生器温度较低,易产生燃烧不稳定现象。为保证两发生器稳定工作,进一步降工况时,调节氧主阀和燃主阀,保持两燃气发生器的混合比不变,进而维持两发生器温度基本稳定,在25%~110%推力调节范围内,冷却通道最高气壁温和液壁温均不超过设计点的1.1倍,满足推力室冷却要求。

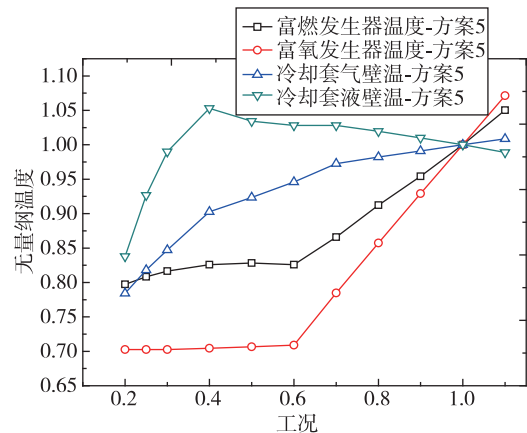


图5 组件温度参数随工况变化

Fig. 5 Variation of temperature parameters of components with operating conditions

如图6所示,随着工况下降,两燃气发生器副

路喷注压降均逐渐下降，且下降幅度较为稳定。在 20% 工况时，富氧燃气发生器和富燃燃气发生器喷注压降约为设计点的 10%，喷注器压降较低，后续需要进行发生器低喷注压降下的工作稳定性考核。

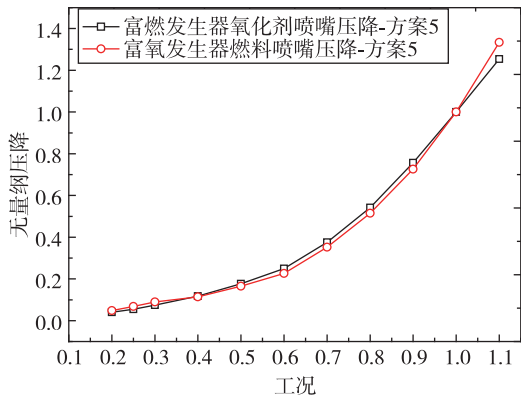
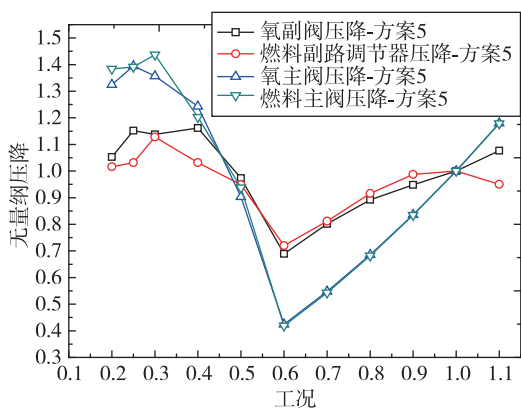
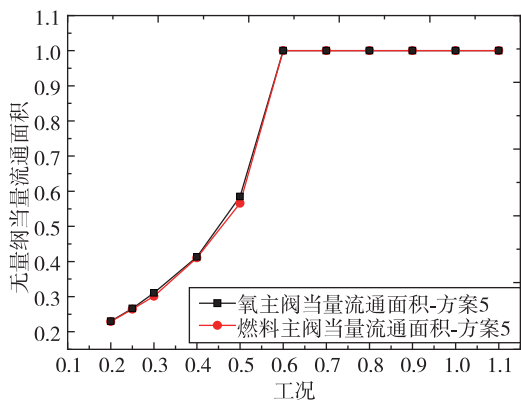


图 6 发生器喷嘴压降随工况变化

Fig. 6 Variation of generator parameters with operating conditions



(a) 调节元件压降



(b) 阀门当量流通面积

图 7 调节元件参数随工况变化

Fig. 7 Variation of adjusting element parameters with operating conditions

如图 7 所示，在 25%~110% 推力调节范围内，燃料副路流量调节器压降和氧副路节流阀压降呈现先降后升的趋势，在推力调节过程中，流量调节器压降均较高，始终高于对应工况的起调压降，具有良好的调节能力。当推力降低至额定工况的 60% 以下时，两主阀开始节流。当推力逐渐降低至额定工况的 25% 时，两主阀当量流通面积的变化量分别为 67% 和 72%，调节灵敏度适中，能够实现推力的调节。

综上所述，四路调节方案可满足发动机 25%~110% 的推力调节范围。

5 结论

全流量补燃循环调节系统复杂，调节方案多样，本文以 200 t 级全流量补燃循环液氧甲烷发动机为研究对象，提出了发动机调节元件设置方案，即氧副路设置调节阀，燃料副路设置流量调节器方案。该方案可以实现两个控制通道的解耦，降低控制系统研制难度。

通过 5 种推力调节方案的对比分析，发现限制单路推力调节方案的主要因素为推力室混合比，限制双路调节方案的主要因素为两个发生器的温度。其中，四路调节方案变推范围最大，各组件工作参数较优。

在四路调节方案下，发动机在进行 25%~110% 推力调节时，各组合件工作状态变化仍较大，后续需要开展大量研究工作确认各组合件在大范围变工况条件下的工作适应性。

参考文献

- [1] 杨勇. 我国重复使用运载器发展思路探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 2006(4): 1-4.
- [2] 龙乐豪, 王国庆, 吴胜宝, 等. 我国重复使用航天运输系统发展现状及展望[J]. 国际太空, 2019(9): 4-10.
- [3] 金平, 蔡国飙. 全流量补燃循环发动机及其特点[J]. 火箭推进, 2003, 29(4): 43-47.
- [4] Jue F, Kuck F. Space shuttle main engine (SSME) options for the future shuttle[R]. AIAA 2002-3758, 2002.
- [5] Meisl C. Life-cycle-cost considerations for launch vehicle liquid propellant rocket engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1988, 4: 118-126.
- [6] 冯韶伟, 马忠辉, 吴义田, 等. 国外运载火箭可重复使用关键技术综述[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(5): 84-88.

- [7] Casiano M J, Hulka J R, Yang V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 897-923.
- [8] Space Shuttle Main Engine (SSME) [R]. NASA Contractor Report, NASA-BC98-04.
- [9] 潘亮. 国内外液氧/甲烷液体火箭发动机近期研制进展[A]. 中国航天第三专业信息网, 2017.
- [10] 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.
- [11] 尹亮, 刘伟强. 液氧/甲烷发动机研究进展与技术展望[J]. 航空兵器, 2018, 25(4): 21-27.
- [12] 齐环环, 韩虹. SpaceX“超重-星舰”运输系统研制进展[J]. 国际太空, 2022(6): 36-39.
- [13] 王鹏武. 全流量补燃循环液氧/甲烷发动机系统分析[J]. 火箭推进, 2004, 30(6): 15-18, 10.
- [14] 李清廉, 吴继平, 张家奇, 等. 变推力液体火箭发动机系统方案研究进展[C]. 中国航天第三专业信息网第三十七届技术交流会暨第一届空天动力联合会议论文集, 2016: 805-815.
- [15] 刘上, 刘红军, 孙宏明, 等. 基于增量谐波平衡法的流量调节器非线性频率特性[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 814-819.
- [16] 陈维宇, 刘站国, 王昕, 等. 流量调节器研制中的主要问题及结构改进[J]. 火箭推进, 2009, 35(6): 31-36.
- [17] 张赤民. 某发动机燃料节流阀特性研究[J]. 火箭推进, 2004, 30(1): 20-22.
- [18] 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.
- [19] D.K. 休泽尔, 等. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌, 等, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2004.
- [20] 秦艳平, 马冬英, 蒲星星, 等. 真实气体效应对高压涡轮理论绝热功的影响[C]. 中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议论文集, 2019: 195-221.
- [21] 苏展, 张航, 秦艳平, 等. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机推力调节初步方案研究[C]. 第四届中国空天推进技术论坛, 2021: 603-609.
- [22] 汪小卫, 金平, 孙冰. 全流量补燃循环发动机推力室再生冷却技术研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 909-915.
- [23] 吴有亮, 张成印, 潘浩, 等. 再生冷却燃气对流换热系数计算方法优化研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(1): 22-26.
- [24] 李军伟, 刘宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.
- [25] 苏展, 高玉闪, 张晓光, 等. 液氧/甲烷发动机再生冷却和膜冷却传热数值研究[J]. 载人航天, 2022, 28(4): 455-461.

引用格式: 邢理想, 苏展, 张航, 等. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机推力调节方案研究[J]. 宇航总体技术, 2023, 7(4): 33-40.

Citation: Xing L X, Su Z, Zhang H, et al. Study on the control scheme of full-flow staged combustion cycle liquid oxygen/liquid methane engine [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(4): 33-40.