

补燃发动机完全自身起动过程富氧燃气温度控制

管 杰¹, 刘 上¹, 刘志让²

(1. 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了防止富氧补燃循环发动机在完全自身起动过程中出现烧蚀情况, 需要研究降低发生器富氧燃气温度峰值的方法。利用成熟的发动机组件数学模型, 建立了发动机完全自身起动过程动态仿真模型, 并通过试验数据验证了仿真模型的合理性。基于计算结果, 分析了起动过程中发生器富氧燃气温度的变化过程, 进一步分析了产生 3 个温度极大值的原因。通过仿真研究, 分析了不同起动参数对富氧燃气温度峰值的影响。结果表明: 提高发生器氧化剂流量和减缓发生器燃料流量增速可以降低富氧燃气温度峰值, 具体措施有提高氧化剂贮箱压力、减小供应管路长度、提高副路转级阀的作动压力和减小其转级速率。

关键词: 液体火箭发动机; 补燃循环; 完全自身起动; 富氧燃气温度

中图分类号: V434.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)03-0033-08

Temperature control of oxygen-riched gas during complete self start-up process for staged combustion cycle engine

GUAN Jie¹, LIU Shang¹, LIU Zhirang²

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: To avoid the ablation during the complete self-starting process of staged combustion cycle engine using an oxidant gas generator, it is necessary to study the method of reducing the peak temperature of oxygen-riched gas. Using the mature mathematical model of engine components, a transient simulation model of engine self-starting process was established, and it was validated by the test data. Based on the calculation results, the temperature change of oxygen-riched gas in the generator during the start-up process was analyzed, and the reason for the three temperature maxima was further analyzed. The influence of different starting parameters on the peak temperature of oxygen-riched gas was analyzed by means of the numerical simulation. The results show that several solutions could be taken to control the peak temperature during start-up process, including improving the oxidizer flow and slowing down the growth rate of secondary fuel flow. The specific measures include increasing the oxidizer tank pressure, reducing the length of supply line, increasing the actuation pressure of stage valve and reducing its conversion rate.

Keywords: liquid rocket engine; staged combustion cycle engine; complete self-starting; temperature of oxygen-riched gas

收稿日期: 2019-09-02; 修回日期: 2019-11-06

基金项目: 液体火箭发动机技术重点实验室基金项目(6142704180308)

作者简介: 管杰(1995—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统动力学

0 引言

大推力富氧补燃循环液体火箭发动机由于功率大,通常采用自身起动方式^[1],即在发动机整个起动过程中,驱动涡轮的能量都来自于发生器里产生的高温富氧燃气。一般来说,自身起动方式需要发动机系统设置起动工况,同时合理确定起动工况、转级过程等参数对发动机成功起动很关键。此外由于补燃发动机的涡轮与燃烧室耦合作用强烈,一旦发动机起动参数不合适,就会破坏起动过程中各参数的协调性,导致富氧燃气温度过高,可能烧蚀涡轮和燃气通道。

与试验研究相比,数值仿真技术具有良好的可观性、安全性、重复性和经济性等特点^[2],因此对发动机起动过程进行数值仿真研究,已经贯穿于发动机设计和研制的整个阶段。俄罗斯专家经过多年的研究和工程实践,系统地建立了描述火箭发动机各组件和瞬变过程的数学模型^[3-5],其有效性得到了充分验证。美国开发了针对大型液体火箭发动机瞬态特性的仿真软件,仿真结果在发动机的初步设计、试验指导以及分析故障中发挥了重要作用^[6-8],并且在对 SSME 的安全性评估中,涡轮出口的燃气温度是重要的监测量之一^[9]。日本利用开发的火箭发动机瞬态仿真软件 REDS 对 LE-7A 发动机的起动和关机瞬态过程进行分析,计算结果与地面试验结果吻合很好^[10-12]。国内的研究学者通过对液氧煤油补燃循环发动机的自身起动过程进行数值和试验研究,获得了众多起动规律^[13-15]。结果表明流量调节器的转级时间应早于推力室建压时间,同时节流阀应设置小流量状态,并且转大流量应在发动机受控后进行。针对本文中的完全自身起动方式,国内外很少采用,对其开展的研究也较少。其中刘上等人^[16]在 MWorks 平台上对小推力泵压式游动发动机建立了仿真模型,结果表明发动机在较低入口压力下,能够实现完全自身起动。

富氧补燃循环发动机在起动时,发生器富氧燃气的温度要低于材料所能承受的上限温度,例如液氧煤油发动机富氧燃气温度一般不超过 850 K。控制富氧燃气温度的关键在于发生器组元比,组元比越接近推进剂的当量混合比,富氧燃气温度越高。液氧煤油发动机在整个起动过程中,流量调节器都

处于工作状态,因此可以通过流量调节器对发生器燃料流量实施主动影响,从而控制发生器组元比和富氧燃气的温度。对于本文中无需外能源的完全自身起动发动机而言,在起动过程的大部分时间里,流量调节器处于未工作状态,因此主要通过设置在发生器燃料路的副路转级阀来影响发生器燃料流量,从而控制富氧燃气的温度。

本文基于相关文献,建立了富氧补燃循环发动机完全自身起动过程的仿真模型,分析了起动过程中发生器富氧燃气温度的变化过程,进一步讨论了不同起动参数对富氧燃气温度峰值的影响,并提出了降低温度峰值的具体措施,为工程研制提供了一定的参考。

1 补燃发动机完全自身起动过程

图 1 给出了富氧补燃循环完全自身起动发动机的系统简图,主要自动器组件有分别设置在燃料主、副路的转级阀,两转级阀的作用为通过两阀的流阻特性来合理分配燃料主副路的流量。其工作过程均为:当阀前压力大于作动压力后,阀芯开始运动,阀逐渐由小开度状态转为大开度状态。其中副路转级阀设置小开度状态的原因有减小燃料的起动流量和起动过程中抑制燃料流量增速。主路转级阀设置小开度状态的原因为减小燃料主路自由充填时的流量,从而延缓燃料充填至燃烧室的时刻,即燃烧室点火建压时刻。

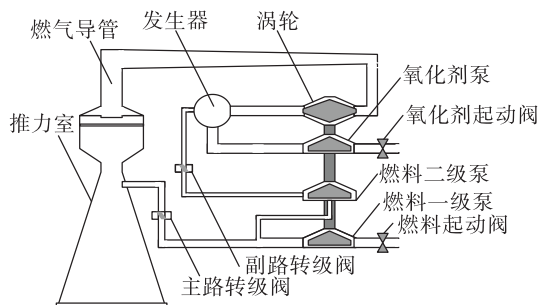


图 1 完全自身起动方案系统简图

Fig. 1 System diagram of complete self-starting scheme

发动机主要起动过程为:依次打开发动机入口处的燃料和氧化剂起动阀门,推进剂在贮箱压力作用下开始充填阀后通道,此时燃料主、副路转级阀均处于小开度状态,因此氧化剂先到达发生器。随

后燃料充填至发生器中,与先进入的氧化剂点火燃烧,发生器开始工作,涡轮增压转速开始缓慢爬升。当阀前压力大于作动压力后,主、副路转级阀开始依次转为大开度状态,进入发生器的推进剂流量增加,涡轮增压转速继续爬升。当燃料主路流量充填完推力室冷却通道进入到燃烧室中后,燃烧室开始点火建压,随后发动机逐步进入主级工况。

2 发动机起动过程数学模型

2.1 液体管路动力学模型

液体管路的低频动力学行为可以用集中参数法进行描述

$$\frac{L}{A} \frac{dq_m}{dt} = p_i - p_e - \frac{\zeta}{\rho} q_m \cdot |q_m| \quad (1)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{a^2}{V} (q_{mi} - q_{me}) + \varepsilon \frac{a}{A} \left(\frac{dq_{mi}}{dt} - \frac{dq_{me}}{dt} \right) \quad (2)$$

式中: q_m 为液体质量流量; p 为液体压力; V, A, L 分别为管路的体积、截面积和长度; a 为流体声速; ζ 为流阻系数; ε 为波阻系数;下标 i, e 分别为管路进出口参数。

2.2 涡轮增压组件模型

离心泵采用 Suter 全特性表达式^[17],它包括无量纲化的压头和扭矩函数随 θ 的变化关系

$$W_h(\theta) = \frac{H/H_d}{(n/n_d)^2 + (q_v/q_{v,d})^2} \quad (3)$$

$$W_t(\theta) = \frac{T/T_d}{(n/n_d)^2 + (q_v/q_{v,d})^2} \quad (4)$$

$$\theta = \arctan\left(\frac{q_v/q_{v,d}}{n/n_d}\right) \quad (5)$$

式中: H, T, n, q_v 分别为泵的压头、扭矩、转速和体积流量; W_h, W_t 分别为无量纲化的压头和扭矩函数;下标 d 为额定工作状态。

燃气涡轮采用稳态关系式

$$P_t = q_{mt} \frac{k}{k-1} RT \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \eta_t \quad (6)$$

式中: q_{mt}, η_t, p_i, p_e 分别为通过涡轮的质量流量、涡轮效率和涡轮的进出口压力; R, T, k 分别为燃气的气体常数、温度和绝热指数; P_t 为涡轮功率。

涡轮增压转子的动力学方程为

$$\frac{\pi}{30} J \frac{dn}{dt} = M_t - \Sigma M_p \quad (7)$$

式中: J, n 分别为涡轮增压转子的转动惯量和转速;

M_t, M_p 分别为涡轮和泵的扭矩。

2.3 热力组件模型

热力组件采用零维的等效“时滞”模型^[18],表达式为

$$\frac{dm_{lf}}{dt} = q_{m_{lf}} - q_{m_{lf}} - \frac{m_{lf}}{\tau_f} \quad (8)$$

$$\frac{dm_{lo}}{dt} = q_{m_{lo}} - q_{m_{lo}} - \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (9)$$

$$\frac{dm_g}{dt} = q_{m_{gi}} - q_{m_{ge}} + \frac{m_{lf}}{\tau_f} + \frac{m_{lo}}{\tau_o} \quad (10)$$

$$\frac{dK}{dt} = \frac{K+1}{m_g} \left[\frac{m_{lo}}{\tau_o} + \frac{K_i}{K_i+1} q_{m_{gi}} - K \left(\frac{m_{lf}}{\tau_f + \frac{1}{K_i+1} q_{m_{gi}}} \right) \right] \quad (11)$$

$$\tau_g \frac{dRT}{dt} = RT(K) - a\Delta RT - RT \quad (12)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V_g} \frac{dm_g}{dt} + \frac{p}{RT} \frac{dRT}{dt} + \frac{p}{V_g} \left(\frac{dm_{lo}}{dt} + \frac{1}{\rho_{lf}} \frac{dm_{lf}}{dt} \right) \quad (13)$$

式中: m 为质量; K 为混合比; ρ 为密度; τ 为转化时滞;下标 lf, lo, g, o, f 分别为液相燃料、液相氧化剂、燃气、氧化剂及燃料。

2.4 汽蚀模型

当泵入口压力低于临界汽蚀压力时,泵扬程开始降低,称之为第一临界工况。当泵入口压力低于断裂汽蚀压力时,泵扬程急剧下降,称之为第二临界工况。第一临界工况下的汽蚀余量

$$\Delta h_{cav} = \frac{u_z^2}{2} + \lambda_{cav} \left(\frac{c^2 + u_z^2}{2} \right) \quad (14)$$

式中: u_z 为诱导轮入口速度; c 为叶轮圆周速度; λ_{cav} 为汽蚀系数。

第二临界工况的汽蚀余量

$$\Delta h_{cra} = (1 + \zeta) \frac{u_z^2}{2} + \lambda_{cra} \left(\frac{c^2 + u_z^2}{2} \right) \quad (15)$$

式中: ζ 为损失系数; λ_{cra} 为断裂汽蚀系数。

空泡容积为泵出口流量与进口流量差值的积分,空泡相对容积为

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \frac{(q_{me} - q_{mi})}{\rho V_p} \quad (16)$$

式中: V_p 为泵的容腔; q_{mi}, q_{me} 分别为泵进出口流量; ρ 为流体密度。

泵相对扬程系数与空泡相对容积关系式为

$$\bar{H} = 1 - 0.2168 \bar{V} - 0.5446 \bar{V}^2 \quad (17)$$

式中: \bar{H} 为汽蚀工况泵扬程与无汽蚀工况泵扬程的比值; \bar{V} 为空泡容积与泵容积的比值。

2.5 转级阀模型

假设阀门的流通截面积与打开时间呈一次关系, 并且流量系数为常数, 那么阀门流阻系数的表达式为

$$A = k\Delta T + b \quad (18)$$

$$\zeta = 1/(C_d A)^2 \quad (19)$$

式中: A, ζ 分别为阀门的流通截面积和流阻系数; $C_d, \Delta T$ 分别为流量系数和阀芯运动时间; k, b 为系数。

3 起动过程中富氧燃气温度变化

3.1 计算结果与试验结果对比分析

利用上述组件模型建立了发动机起动过程系统级仿真模型, 并将涡轮泵转速和燃烧室燃气头腔压力的起动计算值与试验值进行对比。如图 2 所示, 计算值与试验值变化趋势一致, 在燃烧室建压前, 转速的计算值与试验值吻合良好, 燃烧室建压后, 压力的上升过程基本一致。主要差别在于计算时, 燃烧室点火压力峰值偏高, 导致涡轮泵转速爬升滞后。分析主要原因为, 使用上述热力组件模型对大流量点火过程进行计算时, 与实际点火过程存在差异。除此之外, 该起动计算模型能够合理地反映出发动机的完全自身起动过程。

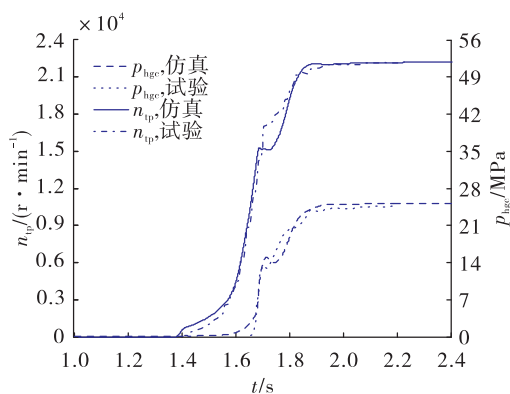


图 2 涡轮泵转速与燃气喷前压力

Fig. 2 Turbine pump speed and gas pre-injection pressure

发动机起动过程主要分为 3 个阶段, 分别是转速缓慢爬升阶段、工况迅速爬升阶段以及燃烧室压

力上升阶段。发生器点火后, 发生器流量和压力经历于起动不利的衰减振荡过程, 在这个过程中涡轮泵转速缓慢爬升。当泵后压力高于发生器压力后, 发生器压力、流量和涡轮泵转速形成正反馈, 发动机工况迅速爬升。燃烧室建压后, 涡轮压比减小, 涡轮泵剩余功率减小, 发动机逐步进入稳态工况。

3.2 富氧燃气温度变化

起动计算中富氧燃气温度和发生器燃料流量如图 3 所示。对于富氧燃气发生器, 氧化剂先于燃料进入, 因此在发生器点火工作前, 发生器中已经积存了部分液相氧化剂, 导致发生器在点火时没有出现较明显的温度峰。随后发生器压力开始上升, 导致进入发生器的推进剂流量急剧减小, 燃料流量甚至出现了瞬时断流。随着发生器里富氧燃气的排出, 压力随之降低, 此时喷嘴压降增大, 进入发生器的推进剂流量增加, 使得室压再次升高。如此发生器的流量和压力在衰减振荡, 发生器处于波动燃烧状态, 在这个过程中富氧燃气一直对涡轮做功, 但富氧燃气温度没有明显上升。

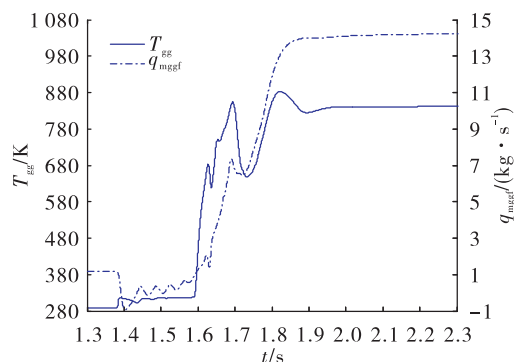


图 3 发生器燃气温度和燃料流量

Fig. 3 Gas temperature and fuel flow in gas generator

当涡轮泵转速增加到一定程度后, 氧化剂和燃料泵后压力均高于发生器压力, 此时发生器压力、流量和涡轮泵转速形成正反馈, 转速迅速爬升, 进入发生器的燃料流量开始快速增加, 富氧燃气的温度也随之迅速上升。

当转级阀阀前压力高于作动压力后, 转级阀开始由小开度状态转为大开度状态。由于主路转级阀的转级速率较副路快, 即主路流阻减小速率较副路快, 因此在短暂的时间内, 发生器燃料流量减少, 发生器组元比增大, 富氧燃气温度开始下降, 此处

形成第一个温度极大值。

随着主路转级阀转级过程的结束和泵后压力的提高,发生器燃料流量在经历短时间的减小后再次迅速增加,发生器富氧燃气温度也随之升高。与此同时,随着泵后压力的提高,燃料主路的强迫充填过程也在加快,当燃料充填至燃烧室中后,与先进入的富氧燃气发生剧烈燃烧,燃烧室压力在短时间内迅速爬升,称之为不受控阶段。在该阶段内,涡轮压比急剧减小,涡轮泵剩余功率减小甚至为负值,因此涡轮泵转速爬升速率减缓。推进剂流量增速放缓,导致发生器供应路动态流阻减小,并且氧化剂路动态流阻减小幅度较燃料路大,因此进入发生器的氧化剂流量相对增多,即发生器组元比增大,富氧燃气温度开始降低,此处形成第二个温度极大值。

燃烧室压力的不受控增长阶段结束后,涡轮压比有小幅度的回升,同时副路转级阀也已经转级,副路转级阀的流阻系数迅速减小,因此发生器燃料流量再次增加,发生器组元比减小,富氧燃气温度也随之升高,涡轮泵转速爬升速率加快。由于发生器燃料路静态流阻的减小和氧化剂路动态流阻的增大,富氧燃气温度很快超过了稳态值。但随着泵消耗功率的增大,涡轮泵剩余功率逐渐减小,发动机逐渐步入稳态工况,此时发生器供应路动态流阻逐渐减小,发生器组元比开始增大,并逐渐趋于稳态值,此处形成富氧燃气温度的第3个极大值。

通过上述分析可知,富氧燃气的温度与发生器燃料流量呈正相关,原因为对于富氧发生器来说,发生器组元比对燃料流量的变化非常敏感,因此发生器燃料流量决定着发生器燃烧过程的发展速度和燃气温度。此外发动机在起动过程中会经历一段起动速率很快的阶段,在该阶段内,发动机起动速率越快,富氧燃气的温度越高,并且富氧燃气的温度峰值可能会高于其稳态值。造成该现象的原因为,在发动机工况的迅速爬升过程中,推进剂流量增速很大,其中氧化剂流量的增速峰值可达到 $3\,000\text{ kg/s}^2$,此时供应管路的动态流阻很大,由此造成的动态压降可达到 2.5 MPa ,与静态压降相当,因此管路的总流阻应包括静态流阻和动态流阻。一方面,由于稳态工况下发生器氧化剂流量为燃料流量的20倍左右,因此在起动过程中,发生器氧化剂

供应路的动态流阻要远大于燃料供应路;另一方面,推进剂贮箱至泵前供应路的动态流阻也很大,使得氧化剂泵前压力低于泵的汽蚀临界压力,氧化剂泵发生汽蚀,泵的有效扬程降低。虽然燃料供应管路的动态流阻也很大,但是燃料泵的汽蚀临界压力明显低于氧化剂泵,所以燃料泵不发生汽蚀或者汽蚀程度不及氧化剂泵。两方面原因导致了起动过程中,发动机起动速率越快,发生器组元比越小,富氧燃气温度越高,甚至可能会高于材料所能承受的上限温度,继而烧蚀涡轮,导致起动失败。因此对起动过程中富氧燃气的温度峰值进行控制是很有必要的。

4 富氧燃气温度控制方法

起动过程中富氧燃气温度主要受发生器组元比影响,而进入发生器的推进剂流量则由泵后压力和管路总流阻特性决定。因此控制富氧燃气温度峰值的方法有提高氧化剂泵后压力、降低发生器氧化剂路动态流阻和增大发生器燃料路静态流阻。

4.1 提高发生器氧化剂流量

在起动过程中,氧化剂泵产生了汽蚀现象,导致了泵的有效扬程降低,因此可以通过改善氧化剂泵的汽蚀程度来提高泵后压力,从而增大发生器氧化剂流量。具体的可调节参数有氧化剂贮箱压力和发动机入口前的供应管路长度。

4.1.1 氧化剂贮箱压力

图4给出了不同的氧化剂贮箱压力对富氧燃气温度的影响。

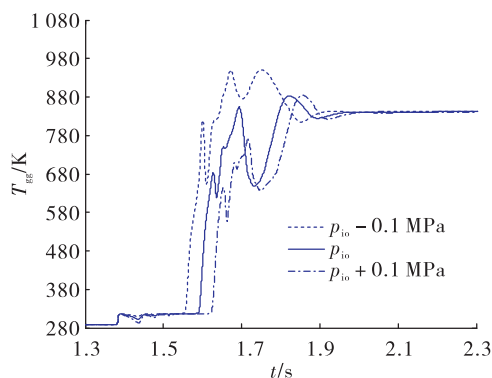


图4 氧化剂贮箱压力对富氧燃气温度的影响

Fig. 4 Influence of oxidizer tank pressure on gas temperature

如图4所示,当贮箱压力降低0.1 MPa时,氧化剂泵前压力降低,同样转速下,氧泵汽蚀程度加剧,泵的有效扬程降低,导致发生器氧化剂流量减小,发生器组元比减小,富氧燃气温度极大值均在升高,其峰值达到了960 K,此时高温富氧燃气会烧蚀燃气通道,造成起动失败。相反当贮箱压力提高0.1 MPa时,氧泵汽蚀程度减缓,富氧燃气的前两个温度极大值均有所降低,温度峰值约为880 K。此外随着氧化剂贮箱压力的提高,氧化剂充填时流量增大,到达发生器的时刻提前,因此发生器点火时积存的液相氧化剂质量增多,富氧燃气温度明显上升时刻延迟。

4.1.2 氧化剂供应管路长度

减小氧化剂贮箱至发动机入口处供应管路的长度,可以减小起动过程中泵前管路的动态流阻,从而也可以达到改善泵汽蚀程度的作用。如图5所示,当氧化剂供应管路减小至5 m时,供应路动态流阻减小,氧化剂泵前压力升高,泵汽蚀程度减缓,氧化剂流量增大,因此发生器组元比增大,富氧燃气温度的前两个极大值降低至约700 K,而当供应管路增长至15 m时,富氧燃气的温度峰值则超过了1 000 K,这在起动过程中是不允许出现的。

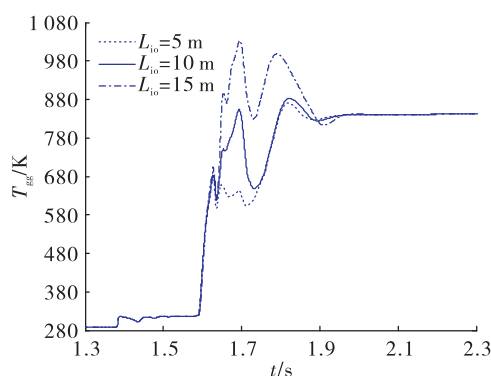


图5 氧化剂供应管路长度对富氧燃气温度的影响

Fig. 5 Influence of supply line length on gas temperature

由上述分析可知,增大氧化剂贮箱压力或减小氧化剂供应管路长度后,氧化剂泵的汽蚀程度得到改善,泵的有效扬程得以提高,进入发生器的氧化剂流量增大,富氧燃气的温度峰值降低。

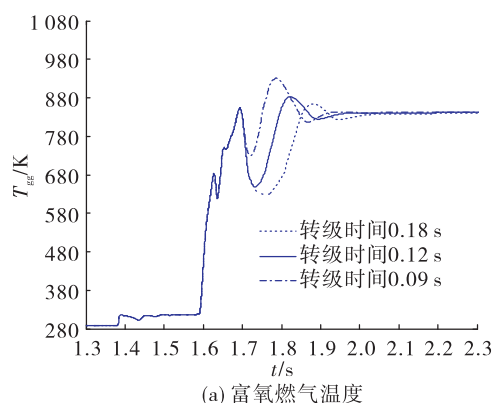
4.2 改善发生器供应路流阻特性

起动过程中发生器燃料路静态流阻主要由副

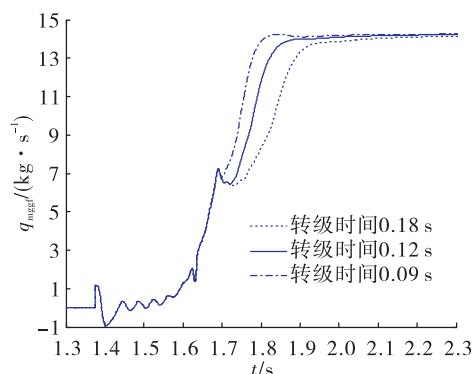
路转级阀流阻和管路流阻组成,其中副路转级阀的流阻在转级过程中迅速减小,因此可以通过调整其转级特性来调节发生器燃料路的流阻,从而影响进入发生器的燃料流量。同时发生器燃料流量又决定着发动机的起动速率,从而影响发生器供应路的动态流阻。副路转级阀的小开度流阻直接影响发生器点火时刻和点火时的起动能量,不宜进行大幅度调节,因此具体的可调节参数有副路转级阀的转级速率和作动压力。

4.2.1 副路转级阀转级速率

副路转级阀转级速率越快,则发生器燃料路流阻减小更快,表现为同一时刻发生器燃料路流阻减小。图6给出了不同转级速率对富氧燃气温度的影响。



(a) 富氧燃气温度



(b) 发生器燃料流量

图6 转级速率对起动过程的影响

Fig. 6 Influence of conversion rate on engine start-up process

当转级速率加快时,燃料副路流阻减小,燃烧室建压后,发生器燃料流量在小幅度下降后,又迅速地恢复增长趋势,并且流量增速有所加快。燃料

流量的极小值增大,导致了富氧燃气温度的凹坑变浅。流量增速加快则导致发动机起动速率加快,管路动态流阻增大,富氧燃气温度的第3个极大值增大。当转级速率减缓时,发生器燃料流量的突降现象加剧,并且流量再次增长时,速率明显放缓,因此富氧燃气温度的凹坑变深,同时第3个极大值略有减小。分析其原因为副路转级阀流阻减小过程对燃气发生器燃料流量增长的促进作用减弱,相应地,燃烧室迅速建压过程对涡轮泵剩余功率的影响增强。

4.2.2 副路转级阀作动压力

当副路转级阀的阀前压力大于作动压力后,阀芯才开始运动,因此转级阀作动压力越小,则转级时刻越早,即流阻减小时刻提前,表现为同一时刻发生器燃料路流阻减小。图7给出了不同作动压力对富氧燃气温度的影响。与加快转级速率类似,当减小作动压力时,燃料副路流阻减小,对燃料流量的影响表现为极小值增大,并且再次爬升时速率增大。前者导致了富氧燃气温度的凹坑变浅,后者则导致了富氧燃气温度的第3个极大值有所提高。

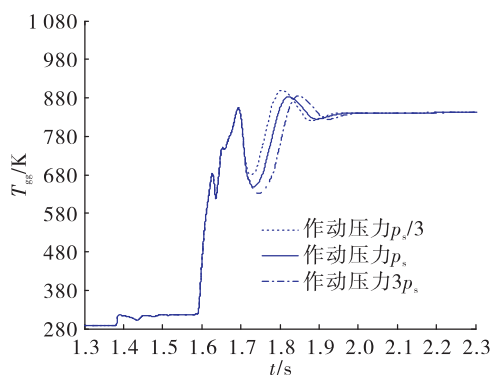


图7 作动压力对富氧燃气温度的影响

Fig. 7 Influence of conversion pressure on gas temperature

由上述分析可知,延迟副路转级阀的转级时刻和减小转级速率后,发生器燃料流量增速放缓,发动机起动速率减小,管路动态流阻减小,富氧燃气温度峰值得以降低,但同时燃烧室迅速建压后,富氧燃气温度的降低幅度增大。

5 结论

富氧补燃发动机起动过程中发生器富氧燃气

的温度峰值是起动成败的关键,通过对补燃发动机完全自身起动过程开展仿真研究,分析了富氧燃气温度的变化过程,进一步研究了起动参数对富氧燃气温度峰值的影响,获得初步结论如下:

1)补燃发动机完全自身起动过程中,发生器富氧燃气温度会出现3个极大值,并且富氧燃气的温度峰值会高于其稳态值。

2)使用完全自身起动方式时,发动机会经历起动速率很快的阶段,该阶段内富氧燃气的温度峰值与起动速率呈正相关。

3)降低富氧燃气温度峰值的方法有提高发生器氧化剂流量和减缓发生器燃料流量增速,具体措施分别有提高氧化剂贮箱压力和减小供应管路长度、提高副路转级阀作动压力和减小其转级速率。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 李元启, 刘红军, 徐浩海, 等. 液体火箭发动机动态特性仿真技术研究进展[J]. 火箭推进, 2017, 43(5): 1-6.
- [3] LI Y Q, LIU H J, XU H H, et al. Research progress on numerical simulation technology of liquid rocket engine dynamic characteristics[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(5): 1-6.
- [4] 舍维科夫 A A. 液体火箭发动机的自动控制理论[M]. 张兴波, 译. 西安: 航天科技集团公司第六研究院第十一研究所, 2002.
- [5] 别利亚耶夫 E H, 切万诺夫 B B. 液体火箭发动机的数学模拟[M]. 牛晓丽, 译. 西安: 航天科技集团公司第六研究院第十一研究所, 2015.
- [6] 格列克曼. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初, 译. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [7] MASON J R, SOUTHWICK R D. Large liquid rocket engine transient performance simulation system final report[R]. NASA-CR-184099.
- [8] MATTEO F D, ROSA M D. Start-up transient simulation of a liquid rocket engine[R]. AIAA 2011-6032.
- [9] LYTTLE J K. The numerical propulsion system simulation: a multidisciplinary design system for aerospace vehicles[C]//14th international symposium on air breathing engines. Italy: [s. n.], 1999.

- [9] MEYER C M, MAUL W A. The application of neural networks to the SSME startup transient[R]. AIAA 1991-2530.
- [10] YAMANISHI N, KIMURA T, TAKAHASHI M, et al. Transient analysis of the LE-7A rocket engine using the rocket engine dynamic simulator (REDS) [R]. AIAA 2004-3850.
- [11] FUKUSHIMA Y, LMOTO T. Lessons learned in the development of the LE-5 and LE-7[R]. AIAA 1994-3375.
- [12] KANMURI A, KANDA T, WAKAMATSU Y. Transient analysis of LOX/LH2 rocket engine(LE - 7) [R]. AIAA 1989-2736.
- [13] 张卫红, 李玲玲, 颜勇, 等. 大推力氢氧发动机起动瞬态特性仿真研究[J]. 航天推进与动力, 2004(4): 7-12.
- [14] 尘军, 王彬. 高压补燃氢氧发动机系统动态仿真[J]. 航天推进与动力, 2008(2): 15-21.
- [15] 蒲光荣, 单磊, 赵晓慧, 等. 泵压式多次起动发动机起动过程仿真研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(5): 17-24.
- PU G R, SHAN L, ZHAO X H, et al. Simulation study on start-up processes of a multi-startup turbopump-fed rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(5): 17-24.
- [16] 刘上, 王艺杰, 程晓辉, 等. 小推力泵压式发动机自身起动过程仿真分析[J]. 火箭推进, 2016, 42(4): 7-13.
- LIU S, WANG Y J, CHENG X H, et al. Simulation of self start-up process for low thrust pump-fed rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(4): 7-13.
- [17] 吴有亮, 赵海龙, 李强, 等. 基于 Modelica 的液氧/甲烷发动机起动过程仿真研究[J]. 航天推进与动力, 2018(2): 37-42.
- [18] 谭永华, 杜飞平, 陈建华, 等. 液氧煤油高压补燃循环发动机深度变推力系统方案研究[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1201-1209.

(上接第 25 页)

- [8] LATORRE F, KENJERE S, MOEREL J L, et al. Hybrid simulations of rarefied supersonic gas flows in micro-nozzles [J]. Computers & Fluids, 2011, 49(1): 312-322.
- [9] 杨海威, 赵阳, 张大伟. 微喷管过渡区流动的 DSMC 模拟研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(5): 817-820.
- [10] 王海韵, 王长辉, 范匆. 结构参数设计对微喷管性能的影响[J]. 火箭推进, 2017, 43(5): 14-19.
- WANG H Y, WANG C H, FAN C. Effects of structure parameter design on performance of micro-nozzle [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(5): 14-19.
- [11] MAXWELL J C. On stresses in rarified gases arising from inequalities of temperature[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society, 1879, 2(1): 231-256.
- [12] GOKCEN T, MACCORMACK R W. Non-equilibrium effects for hypersonic transitional flows using continuum approach [R]. AIAA 1989-0461.
- [13] LOCKERBY D A, REESE J M, EMERSON D R, et al. Velocity boundary condition at solid walls in rarefied gas calculations[J]. Physical Review E, 2004, 70: 017303.
- [14] LOFTHOUSE A J. Non-equilibrium hypersonic aerothermodynamics using the direct simulation Monte Carlo and Navier-Stokes models [D]. [S. l.]: The University of Michigan, 2008.
- [15] 曹文斌, 李桦, 高洪贺. 滑移边界条件的收敛性分析及应用[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(1): 12-18.
- [16] BORGNACKE C, LARSEN P S. Statistical collision model for Monte Carlo simulation of polyatomic gas mixture [J]. Journal of Computational Physics. 1975, 18: 405 - 220.
- [17] 吴其芬. 高温稀薄气体热化学非平衡流动的 DSMC 方法[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1999.
- [18] LOUISOS W F, HITT D L. Viscous effects on performance of two-dimensional supersonic linear micronozzles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(4): 706-715.
- [19] HITT D L, ZAKRZWSKI C M, THOMAS M A. MEMS-based satellite micropropulsion via catalyzed hydrogen peroxide decomposition[J]. Smart Materials and Structures, 2001, 10(6): 1163-1175.
- [20] PEARL J M, LOUISOS W F, HITT D L. Thrust calculation for low-Reynolds-number micronozzles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(1): 287-298.
- [21] 沈青. 稀薄气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.