

流量连续可调火箭发动机极度富燃燃烧特性*

成鹏^{1,2}, 李清廉^{1,2}, 张新桥^{1,2}, 康忠涛^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南长沙 410073;

2. 国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

摘要:以气氧/煤油作为推进剂对火箭发动机进行流量连续调节试验,研究火箭发动机连续变工况过程中的燃烧特性。火箭发动机通过可调气蚀文氏管连续调节煤油流量。试验在富燃工况(混合比0.405~0.690)下成功点火,并实现了混合比、燃气总流量连续调节。试验发现流量连续调节过程中,当混合比小于0.535时,燃烧室压力随煤油流量减小而增大;当混合比大于0.535时,燃烧室压力随煤油流量减小而减小。同时,特征速度和燃烧效率随混合比增大而增大,并且混合比小于0.535时特征速度、燃烧效率增大的速率大于混合比大于0.535时的速率。研究表明推进剂流量与燃烧效率同时影响燃烧室压力。当混合比小于0.535时,燃烧效率的影响占优;混合比大于0.535时,推进剂流量影响占优。

关键词:火箭基组合循环;火箭发动机;气氧/煤油;连续调节

中图分类号:V435 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2016)02-012-07

Combustion characteristics of an extreme fuel-rich throttleable rocket engine

CHENG Peng^{1,2}, LI Qinglian^{1,2}, ZHANG Xinqiao^{1,2}, KANG Zhongtao^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To study the combustion characteristics of a rocket engine under continuous throttling, a continuous throttling experiment was conducted by using GOX (gaseous oxygen)/kerosene as propellants. Mass flow rate of kerosene was continuously throttled by a throttleable cavitation Venturi nozzle. Successful ignition under fuel rich condition (mixture ratio ranged from 0.405 to 0.690) and the continuous throttling of mixture ratio and combustion gas flow rate were achieved. Results show that chamber pressure increases with the decrease of kerosene flow when the mixture ratio is less than 0.535 but decreases when the mixture ratio is greater than 0.535. Meanwhile, characteristic velocity and combustion efficiency increase with the increasing mixture ratio, but the increasing ratio is bigger when the mixture ratio is less than 0.535 than that when the mixture ratio is greater than 0.535. The results indicate that the mass flow rate of propellants and combustion efficiency simultaneously affect the chamber pressure. Combustion efficiency dominates the chamber pressure when the mixture ratio is less than 0.535 while mass flow rate of propellants dominates when the mixture ratio is greater than 0.535.

Key words: rocket based combined cycle; rocket engine; GOX/kerosene; continuous throttling

技术的进步以及实现空天一体化的需求使得高超声速吸气发动机技术的发展再次成为研究的热点^[1-2]。美国制定了可重复使用航天运输系统研究计划,主要研究冲压发动机、超燃冲压发动机以及组合推进技术。其中组合推进技术中火箭基组合循环(Rocket Based Combined Cycle, RBCC)、涡轮基组合循环和空气涡轮火箭/冲压组合是研究的热门。RBCC发动机能够在低速情况下产生推力,被认为是单级入轨飞行器最有效

的推进系统^[3];空气涡轮冲压发动机可靠、经济,是两级入轨飞行器候选方案之一^[4-5]。二者都是火箭发动机与吸气式发动机的高度集成^[6]。

为了满足飞行器大范围宽速域的飞行要求,发动机必须随着飞行高度和速度的连续变化而连续调节其工作模态。RBCC是火箭发动机与冲压发动机的组合,一般认为RBCC工作在四个不同模态:火箭引射模态、亚燃冲压模态、超燃冲压模态和火箭模态^[7-8]。为使发动机能在各个模态之

* 收稿日期:2015-11-10

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11472303,11402298);新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-13-0156)

作者简介:成鹏(1988—),男,湖南衡阳人,博士研究生,E-mail:imchengpeng@yeah.net;

李清廉(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:peakdreamer@163.com

间平稳地转变并获得理想的比冲和推力,火箭发动机往往需在不同模态工作在不同状态,这就要求火箭发动机必须具备大范围连续变工况的能力^[9]。

国外对 RBCC 的研究进行了几十年,制定了长期的发展计划,取得了长足的进步,积累了大量的成熟技术^[7]。近年来国内对 RBCC 也进行了大量的研究^[7, 10]。国防科学技术大学的黄国庆^[10]对 RBCC 的引射火箭进行了研究,研究结果表明在富燃条件下单纯增加燃料流量对系统推力无明显影响,而氧化剂流量的增加对系统推力的增加有显著影响。西北工业大学研究认为火箭发动机的火焰羽流作为 RBCC 发动机的值班火焰,有利于火焰稳定^[7, 11-12]。潘科玮等^[11]通过数值仿真研究了 12 km 高、2.5Ma 飞行状态下火箭发动机流量对 RBCC 发动机流场的影响,认为火箭发动机流量在一定范围内可以提高燃烧稳定性能。吕翔等^[13]研究了火箭发动机总压与 RBCC 发动机之间的匹配性,研究表明火箭发动机的工况对 RBCC 发动机有很大影响。

火箭发动机对于 RBCC 整体性能的影响之大毋庸置疑。日本宇宙航空研究开发机构采用 GOX/GH₂ 作为 RBCC 发动机的推进剂,对不同工况下喷嘴的燃烧进行了试验研究^[14]。国内广泛采用气氧/煤油作为火箭发动机的推进剂,煤油具有非常显著的优势,其能够简化组合循环发动机的供应系统,降低发动机的结构质量。西安航天动力研究所刘永兴等^[15]研究 RBCC 主火箭时采用气氧/煤油作为推进剂,对点火、雾化、冷却等关键技术进行了研究。北京航空航天大学朱韶华等^[16]设计了火箭发动机燃烧室并进行了点火试验。试验采用气氧/煤油作为推进剂,混合比在 1.6 左右,获得近 90% 的燃烧效率。国防科学技术大学 Li 等^[17]针对超燃模态在更小的混合比下进行了气氧/煤油火箭发动机的连续调节试验,发现当混合比小于 0.25 时燃烧效率低于 55%,并且在连续调节过程中燃烧效率随着混合比增大几乎线性增大。

从现有研究来看火箭发动机在 RBCC 中发挥着引射、产生推力、稳定火焰等作用。火箭发动机在不同模态下的工作状态差异很大,其在大的工况范围高效稳定地工作是 RBCC 的关键技术之一,而目前公开文献中对火箭发动机连续变工况燃烧特性的研究还鲜有报道。变推力火箭发动机^[18]可以为 RBCC 的火箭发动机连续变工况过程的研究提供参考。但是由于 RBCC 的火箭发动

机工作状态严重偏离当量比,且其工作在富燃条件下,因此又不同于变推力火箭发动机。

为满足 RBCC 推进系统中火箭发动机根据飞行高度连续变工况工作的要求,针对火箭发动机与冲压发动机同时工作的模态转换过渡过程,采用气氧/煤油作为火箭发动机的推进剂,通过可调气蚀文氏管在线调节煤油流量,进行了火箭发动机连续变工况试验,主要目的是获得 RBCC 在火箭/超燃模态中火箭发动机大范围连续变工况的燃烧特性,以提高对火箭发动机连续变工况工作的认识。

1 研究方法

1.1 试验系统

流量连续可调火箭发动机试验系统如图 1 所示,包含推进剂供应系统、测控系统和火箭发动机系统。本研究采用煤油作为燃料,气氧作为氧化剂。煤油作为一种无毒推进剂,符合推进系统的发展趋势,同时又具有高的热值,是推进系统的理想燃料。煤油、冷却水储罐通过高压氮气增压。氧气流量和煤油流量分别由可调气蚀文氏管和可调音速喷嘴调节。煤油管路在文氏管后分为两路向火箭发动机两个煤油集液腔供应煤油。可调音速喷嘴和可调气蚀文氏管流量与其节流面积成正比^[18],本文通过二次包络线方法^[19]设计塞锥型面使得塞锥位移与节流面积成正比,因此具有线性的流量特性。可调音速喷嘴和可调气蚀文氏管可接受触发信号启动内部时序,其具体构型、参数见文献^[17]。

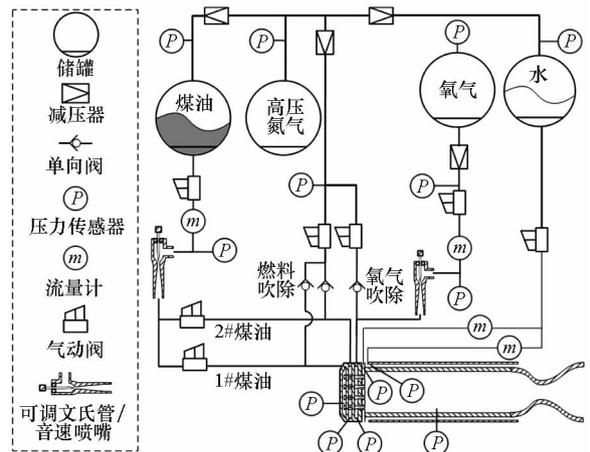


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental system

火箭发动机系统如图 2 所示,由分区喷注器、桶形的圆柱燃烧室和节流喷管组成。喷注器包含

两个煤油集液腔和一个氧气集气腔。18 个旋流喷嘴分两圈均匀分布在喷注面板上,第一圈 6 个,第二圈 12 个。火箭发动机从头部采用火炬点火器点火。喷注器面板和燃烧室壁面均采用冷却水进行主动冷却。

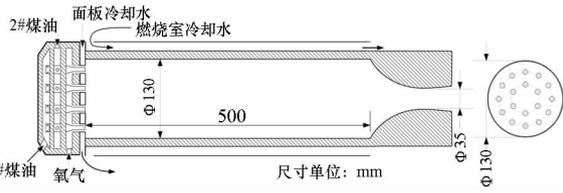


图 2 火箭发动机构型

Fig. 2 Configuration of rocket engine

测控系统测量燃烧室、煤油集液腔、氧气集气腔以及管路中可调气蚀文氏管和可调音速喷嘴入口等位置压力以及推进剂流量。压力传感器为压阻式压力传感器,测量精度为 0.5% FS。流量采用涡轮流量计测量,测量精度为 0.5% FS。

气液同轴离心式喷嘴如图 3 所示。为了扩大煤油流量的变化范围,同时保持煤油喷注压降在一个合适的范围内,根据分区喷注的思想^[20],旋流喷嘴采用了两个离心式喷嘴喷注煤油。离心式喷嘴是一种结构简单的压力雾化喷嘴,在压降大范围变化时仍有很好的雾化特性^[21]。内喷嘴为离心式喷嘴,煤油通过四个切向孔进入旋流室,在喷嘴出口以旋转锥形液膜进入燃烧室。中间喷嘴是一个涡流器离心式喷嘴,煤油从喷嘴壁上的四个圆孔进入,在压力作用下经过涡流器最终以旋转锥形液膜进入燃烧室。外喷嘴为氧气喷嘴,氧气经过涡流器旋转进入燃烧室与环形液膜相互作用,起到辅助雾化的作用。试验中仅需要采用涡流器离心式喷嘴(2#煤油喷嘴),切向孔离心式喷嘴在试验中未使用。

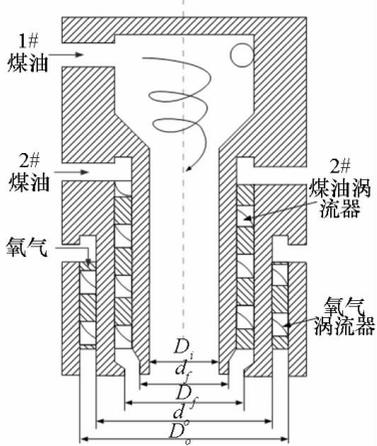


图 3 旋流喷嘴构型

Fig. 3 Configuration of swirl injector

1.2 试验工况

针对火箭/超燃模式下的可调火箭发动机在极度富燃条件下进行了流量连续调节点火试验,试验时序如图 4 所示。火箭发动机通过火炬点火器点火,火炬点火器则通过火花塞点燃。当火箭稳定工作后,触发可调气蚀文氏管,可调气蚀文氏管在 1.00 s 内将煤油流量由 2.12 kg/s 连续减小到 1.23 kg/s,之后可调火箭发动机继续稳定工作 2.00 s 后关机。整个试验过程中氧气流量保持恒定为 0.850 kg/s,相应全局混合比 ϕ ($\phi = \dot{m}_o / \dot{m}_f$, \dot{m}_o 为氧气流量, \dot{m}_f 为煤油流量) 由 0.405 增大到 0.690。

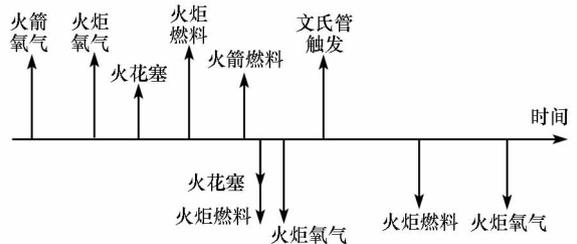


图 4 调节试验时序

Fig. 4 Time sequence of throttling test

1.3 数据处理

流量系数是喷嘴的重要参数,影响着喷嘴的设计。煤油喷嘴流量系数 Cd_f 定义为:

$$Cd_f = \frac{\dot{m}_f}{\pi/4 \cdot (D_f^2 - d_f^2) \cdot \sqrt{2\rho \cdot \Delta p_f}} \quad (1)$$

式中, ρ 为煤油密度, Δp_f 为煤油喷注压降, D_f 和 d_f 分别为 2#煤油喷嘴出口环缝的内外径。

特征速度 c^* 是表征推进剂能量特性和燃烧完善程度的重要参数,理论特征速度 c_{th}^* 采用热平衡关系通过热力计算得到,定义式为:

$$c_{th}^* = \sqrt{\frac{R_g T_c}{k} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}} \quad (2)$$

式中, k 为比热比, R_g 为气体常数, T_c 为燃烧温度。

火箭发动机燃烧过程中实际特征速度 c_{real}^* 可以由燃烧室压力 p_c 、推进剂总流量 \dot{m}_t 和喉部面积 A_t 计算得到,计算公式为:

$$c_{real}^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}_t} \quad (3)$$

燃烧效率 η 采用式(3)得到的特征速度 c_{real}^* 与理论特征速度 c_{th}^* 计算:

$$\eta = \frac{c_{real}^*}{c_{th}^*} \quad (4)$$

2 试验结果

试验中,所有测量是同步进行的,但是动态过程中流量计测量的流量并不是喷嘴喷注的流量。图5给出了试验中6000 ms到8000 ms流量计测量的煤油流量与煤油喷嘴喷注压降之间的相图。从图中可以看到曲线的两端聚集了大量的散点,这些数据点是没有调节的状态,聚集的数据点说明煤油流量与喷注压降之间的时间误差很小,相比调节时间可以忽略,因此可以近似认为流量计测量的流量即为喷嘴即时喷注的流量。

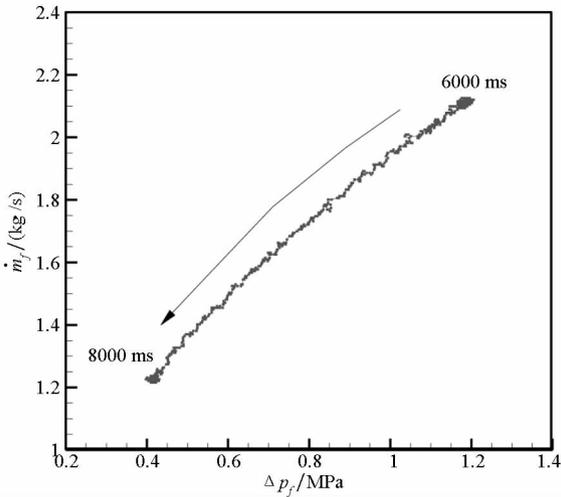


图5 煤油测量流量与喷注压降相图
Fig. 5 Phase diagram of measured mass flow rate and injection pressure

图6为试验压力以及推进剂流量曲线。从图中可以看到煤油流量 \dot{m}_f 首先保持在 2.12 kg/s,接着在 1.00 s 内连续减小到 1.23 kg/s,然后保持在 1.23 kg/s。整个试验阶段氧气流量 \dot{m}_o 保持恒

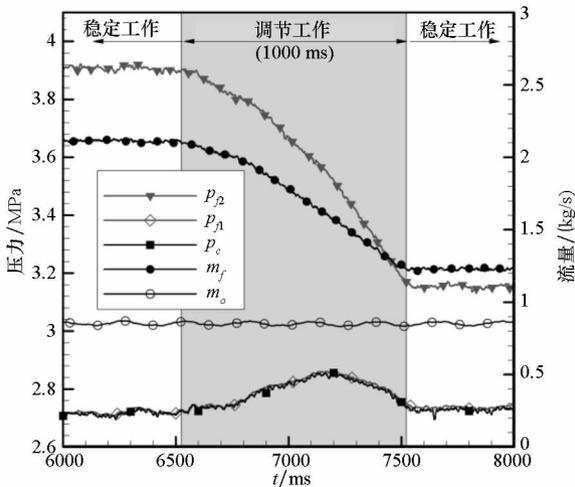


图6 压力流量曲线
Fig. 6 Pressure and flow rate

定,为 0.850 kg/s。2#煤油集液腔压力 p_2 从 3.91 MPa减小到 3.15 MPa,1#煤油集液腔未喷注煤油,压力 p_1 与燃烧室压力一致。流量调节过程中燃烧室压力出现先增加后减小的变化规律,调节前燃烧室压力 p_c 为 2.71 MPa,调节过程中最大达到 2.85 MPa,调节结束时室压为 2.73 MPa,略高于调节前。

图7给出了煤油喷嘴流量系数 Cd_f 在流量调节过程中的变化曲线。从图中可以看出,煤油流量减小前以及减小初期流量系数基本保持在 0.123 左右。当煤油流量减小并稳定在 1.23 kg/s 后,煤油喷嘴流量系数减小到 0.121。从图中煤油流量系数与煤油流量曲线来看,煤油喷嘴流量系数随着煤油流量减小而减小。虽然流量系数变化不大,但是在流量和室压变化范围更大的情况下需要在设计时考虑到这一点。另外,在煤油流量减小过程中室压减小,氧气喷嘴流量系数基本保持不变。

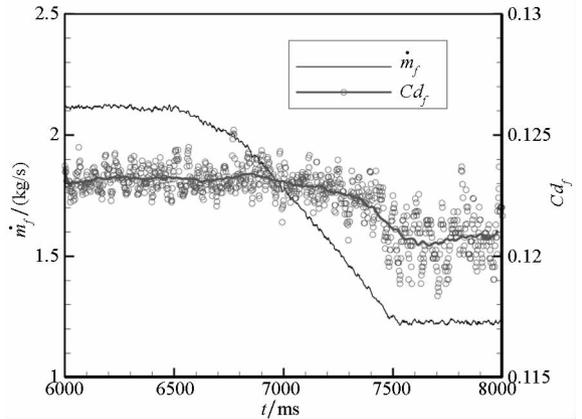


图7 煤油喷嘴流量系数
Fig. 7 Discharge coefficient of kerosene injector

图8为流量、混合比 ϕ 和燃烧效率 η 曲线。

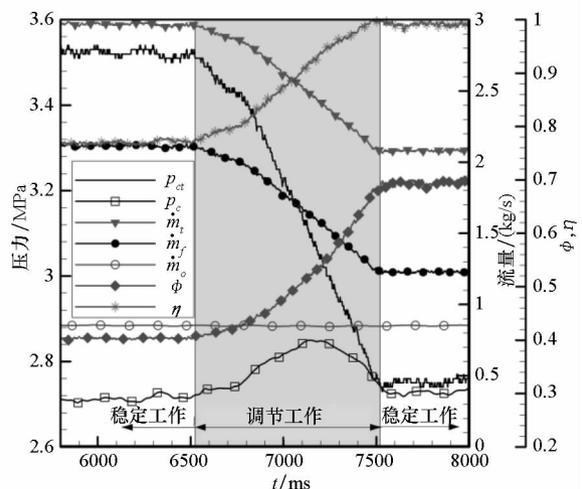


图8 流量、混合比、燃烧效率曲线
Fig. 8 Flow rate, mixture ratio and combustion efficiency

随着煤油流量减小,火箭发动机总流量 \dot{m}_t 从 2.97 kg/s 减小到 2.08 kg/s,相应地全局混合比 ϕ 从 0.405 逐渐增加到 0.690。调节过程中火箭发动机的燃烧效率 η 随着混合比的增加逐渐从 77.3% 增加到 99.2%。

3 分析与讨论

当混合比增大时,燃烧温度增高,由式(2)可知,特征速度 c^* 增大。可调火箭发动机连续变工况过程中特征速度 c^* 随混合比的变化关系如图 9 所示。从图中可以看到,特征速度随着混合比的增加而增加,并且特征速度随混合比变化存在一个拐点($\phi = 0.535$)。当混合比小于 0.535 或者混合比大于 0.535 时,特征速度均随混合比的增大而线性增大。但是混合比大于 0.535 时特征速度随混合比增大的速率约为拐点前的一半。对特征速度与混合比的试验数据进行分段线性拟合的经验公式为:

$$c^* = \begin{cases} 1895 \times \phi + 121.4, & \phi \leq 0.535 \\ 916.6 \times \phi + 645.2, & \phi > 0.535 \end{cases} \quad (5)$$

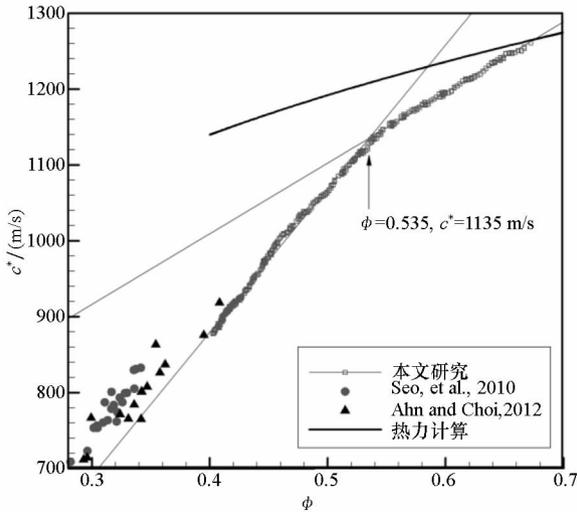


图 9 混合比 - 特征速度线

Fig. 9 Dependence of c^* on mixture ratio

图 9 同时给出了 Seo 等^[22]和 Ahn 等^[23]采用液氧/煤油分析双路离心式喷嘴燃烧特征速度随混合比变化的试验数据。从本文数据趋势上来看,当混合比小于 0.535 时特征速度与混合比的关系与文献结果基本一致。

通过热力计算得到的理论特征速度随混合比增大而增大,但是增大的速率相比试验结果小很多。因此燃烧效率和特征速度一样,燃烧效率随混合比变化的规律中也存在着相同的拐点。图 10 给出了可调火箭发动机的燃烧效率 η 。对可

调火箭发动机燃烧效率随混合比变化的数据进行分段线性拟合可得:

$$\eta = \begin{cases} 1.24 \times \phi + 0.276, & \phi \leq 0.535 \\ 0.420 \times \phi + 0.715, & \phi > 0.535 \end{cases} \quad (6)$$

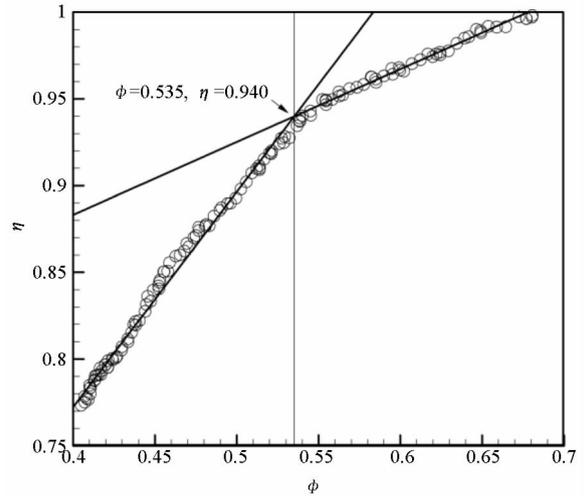


图 10 混合比 - 燃烧效率曲线

Fig. 10 Dependence of η on mixture ratio

注意到这里特征速度与燃烧效率曲线拐点位置对应的混合比为 0.535,而可调火箭发动机调节过程中燃烧室压力先增大后减小,燃烧室压力的极值点对应的混合比也正好约为 0.535。由此可见,燃烧室压力出现先增大后减小规律实际上是受到燃烧效率的影响。

由式(3)可知: $p_c \propto \dot{m}_t \cdot c_{real}^*$,即燃烧室压力与特征速度和推进剂总流量均成正比。当燃料流量减小时,总流量的减小使得室压降低,但此时混合比增大提高了燃烧效率又使得室压增加。图 8 中给出了通过热力计算得到的理论燃烧室压力 $p_{c,t}$,可以看到理论燃烧室压力在流量减小过程中是减小的。在推进剂完全生成燃气的假设上进行理论分析,结果表明燃烧效率对燃烧室压力的影响要小于流量变化,流量对燃烧室压力的影响始终占优。然而,在极度富燃条件下,燃料并未完全生成燃气,部分燃料在燃烧室内并未完成蒸发^[24]。这时燃料的破碎雾化将对燃烧效率有较大影响。从试验结果来看:当混合比小于 0.535 时,随着混合比的增大,实际上气液动量比也增大,这时燃料雾化更好,液滴粒径减小,燃烧效率更高;燃烧室压力更高;当混合比大于 0.535 时,气液动量比的增大对雾化质量的提高和燃烧效率的增大效果不再明显,这个时候总流量减小对燃烧室压力的影响开始占优,燃烧室压力逐渐减小。

4 结论

对气氧/煤油可调火箭发动机连续调节煤油流量过程的燃烧特性进行了试验研究。试验点火成功,实现了火箭发动机总流量从 2.97 kg/s 到 2.08 kg/s、全局混合比从 0.405 到 0.690 的连续调节。研究得到以下结论:

1) 煤油旋流喷嘴在流量连续调节过程中其流量系数随着流量减小而小幅减小。

2) 煤油流量减小过程中,混合比由 0.405 增大到 0.690,过程中燃烧室压力先增大后减小,极值点对应的混合比为 0.535。

3) 特征速度与燃烧效率在混合比区间 [0.405, 0.535] 和区间 [0.535, 0.690] 内均随混合比增大而线性增大,混合比大于 0.535 时,特征速度与燃烧效率随混合比的增加速率较混合比小于 0.535 时明显减小;

4) 燃料流量连续调节过程中,燃料流量和燃烧效率同时影响燃烧室压力。在混合比小于 0.535 时,燃烧效率对燃烧室压力的影响占优;混合比大于 0.535 时,燃料流量对燃烧室压力的影响占优。

参考文献 (References)

[1] Marren D, Lewis M, Maurice L Q. Experimentation, test, and evaluation requirements for future airbreathing hypersonic systems [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17 (6): 1361 - 1365.

[2] McDaniel J C, Chelliah H, Goyno C P, et al. US national center for hypersonic combined cycle propulsion: an overview[C]// *Proceedings of 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2009 - 7280, 2009.

[3] Takegoshi M, Tomioka S, Ueda S, et al. Firing-tests of a rocket combustor for combined cycle engine at various conditions [C]// *Proceedings of 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, AIAA 2005 - 4286, 2005.

[4] Sawai S, Sato T, Kobayashi H, et al. Flight test plan for ATREX engine development [C]// *Proceedings of 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies*, AIAA 2003 - 7027, 2003.

[5] Sato T, Tanatsugu N, Kobayashi H, et al. Countermeasures against the icing problem on the ATREX precooler [J]. *Acta Astronautica*, 2004, 54(9): 671 - 686.

[6] Chojnach K T, Hawk C W. An assessment of the rocket-based combined cycle propulsion system for earth-to-orbit transportation [C]// *Proceedings of 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA 93 - 1831, 1993.

[7] 秦飞, 吕翔, 刘佩进, 等. 火箭基组合推进研究现状与前景 [J]. *推进技术*, 2010, 31(6): 660 - 665.

QIN Fei, LYU Xiang, LIU Peijin, et al. Research status and perspective of rocket based combined cycle propulsion

system [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31 (6): 660 - 665. (in Chinese)

[8] Takegoshi M, Tomioka S, Ueda S, et al. Performances of a rocket chamber for the combined-cycle engine at various conditions [C]// *Proceedings of 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2006 - 7978, 2006.

[9] 张蒙正, 张玫, 严俊峰, 等. RBCC 动力系统工作模式问题 [J]. *火箭推进*, 2015, 41(2): 1 - 6.

ZHANG Mengzheng, ZHANG Mei, YAN Junfeng, et al. Discussion about work modal of RBCC power system [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2015, 41(2): 1 - 6. (in Chinese)

[10] 黄国庆. 火箭基组合循环发动机引射模态性能研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.

HUANG Guoqing. Research on the performance of rocket-based combined-cycle (RBCC) ejector mode [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)

[11] 潘科玮, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 混合燃烧模态一次火箭对燃烧稳定影响 [J]. *推进技术*, 2010, 31(5): 544 - 548.

PAN Kewei, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Influence of combustion stabilization by primary rocket under commix-combustion mode in RBCC [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(5): 544 - 548. (in Chinese)

[12] 徐朝启, 何国强, 秦飞, 等. 基于气化煤油喷注的 RBCC 燃烧室亚燃模态燃烧组织研究 [J]. *推进技术*, 2014, 35(4): 507 - 513.

XU Chaoqi, HE Guoqiang, QIN Fei, et al. Research on ramjet-mode combustion organization by using vaporized kerosene injection in RBCC combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(4): 507 - 513. (in Chinese)

[13] 吕翔, 郑思行, 何国强, 等. 火箭引射模式下主火箭总压与 RBCC 发动机的匹配性 [J]. *固体火箭技术*, 2015, 38(2): 179 - 184.

LYU Xiang, ZHANG Sihang, HE Guoqiang, et al. Operation match between primary rocket and RBCC engine during rocket ejector mode [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2015, 38(2): 179 - 184. (in Chinese)

[14] Takegoshi M, Tomioka S, Ono F, et al. Injectors and combustion performance of rocket thruster for rocket-ramjet combined-cycle engine model [C]// *Proceedings of 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA 2012 - 5915, 2012.

[15] 刘永兴, 王魁, 曹再勇. RBCC 推进系统主火箭发动机气氧/煤油推力室研究 [J]. *火箭推进*, 2009, 35(6): 23 - 26.

LIU Yongxing, WANG Kui, CAO Zaiyong. Investigation of GO_2 /kerosene thrust chamber of the main rocket engine for the RBCC propulsion system [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2009, 35(6): 23 - 26. (in Chinese)

[16] 朱韶华, 田亮, 刘亚冰, 等. RBCC 引射火箭燃烧室设计及试验研究 [J]. *推进技术*, 2014, 35(10): 1378 - 1386.

ZHU Shaohua, TIAN Liang, LIU Yabing, et al. Design and experimental investigation of rocket engine chamber for RBCC propulsion system [J]. *Journal of Propulsion Technology*,

- 2014, 35(10): 1378–1386. (in Chinese)
- [17] Li Q L, Cheng P, Kang Z T, et al. Extreme fuel-rich combustion characteristics of RBCC embedded rocket engine with gas-liquid shear coaxial injectors in continuously varying mixture ratios [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 229(4): 736–746.
- [18] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
ZHANG Yulin. Variable thrust liquid propellant rocket engine and its control techniques [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [19] 成鹏, 李清廉, 李春. 基于包络线法的调节阀芯型面改进设计方法 [J]. 流体机械, 2013, 41(10): 53–56.
CHENG Peng, LI Qinglian, LI Chun. Improved method for designing the contour of control valve plug based on the envelop method [J]. Fluid Machinery, 2013, 41(10): 53–56. (in Chinese)
- [20] 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): 897–823.
- [21] Bazarov P V. Throttleable liquid propellant engines swirl injectors for deep smooth thrust variations [C]//Proceedings of 30th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 94–2978, 1994.
- [22] Seo S, Kim S K, Choi H S. Combustion dynamics and stability of a fuel-rich gas generator [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(2): 259–266.
- [23] Ahn K, Choi H S. Combustion dynamics of swirl coaxial injectors in fuel-rich combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1359–1367.
- [24] Lawver B R. Test verification of LOX/RP–1 high-pressure fuel/oxidizer-rich preburner designs [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(6): 567–573.
- [25] 潘余. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室燃烧与流动过程研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
PAN Yu. Research on the combustion and flow process in the scramjet multi-cavity combustor [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)
- [26] Pan Y, Tan J G, Liang J H, et al. Experimental investigation of combustion mechanisms of kerosene-fueled scramjet engines with double-cavity flameholders [J]. Acta Mechanica Sinica, 2011, 27(6): 891–897.
- [27] 范周琴, 刘卫东, 孙明波, 等. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室混合与燃烧性能定量分析 [J]. 推进技术, 2012, 33(2): 185–192.
FAN Zhouqin, LIU Weidong, SUN Mingbo, et al. Quantitative analysis of mixing and combustion in the scramjet multi-cavity combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(2): 185–192. (in Chinese)
- [28] Sun M B, Zhong Z, Liang J H, et al. Experimental investigation of a supersonic model combustor with distributed injection of supercritical kerosene [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(6): 1537–1542.
- [29] Sun M B, Gong C, Zhang S P, et al. Spark ignition process in a scramjet combustor fueled by hydrogen and equipped with multi-cavities at mach 4 flight condition [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 43(11): 90–96.
- [30] 张建强, 钟战, 丁猛, 等. 燃烧加热型煤油加热器工作特性试验 [J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(4): 30–34.
ZHANG Jianqiang, ZHONG Zhan, DING Meng, et al. Experimental research on operation performance of kerosene heater based on combustion heating [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(4): 30–34. (in Chinese)
- [31] Micka D J. Combustion stabilization, structure, and spreading in a laboratory dual-mode scramjet combustor [D]. USA: The University of Michigan, 2010.

(上接第 5 页)