

双模式离子液体推进剂真空条件催化点火特性

方 杰^{1,2}, 王 尊³, 严 浩^{1,2}, 高 鹤^{1,2}, 姚兆普^{1,2}, 李水清³

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190;

2. 北京市高效能及绿色宇航推进工程技术中心, 北京 100190;

3. 清华大学 能源与动力工程系, 北京 100084)

摘 要:针对双模式离子液体推进剂在真空环境下的化学推进模式展开实验研究。制作了可光学观测模型发动机, 搭建了真空舱实验平台, 然后采用高速相机、热电偶结合压力传感器以及烟气分析仪等测量方法, 研究了 1~4 mL/min 流量工况下推进剂在模型发动机中的催化点火特性, 对其着火和燃烧过程有了直观深入的认识, 分析了过程中催化床不同深度位置的温度变化和真空舱内的压强变化, 同时得到了主要生成气体产物的组分及其相应的浓度值变化情况, 这对于深化双模式离子液体推进剂化学推进工作模式下物理机理的理解具有重要意义。

关键词:双模式推进; 离子液体; 推进剂; 催化点火; 化学推进

中图分类号:V511 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2022)05-0001-08

Catalytic ignition characteristics of dual-mode ionic liquid propellant under vacuum condition

FANG Jie^{1,2}, WANG Zun³, YAN Hao^{1,2}, GAO He^{1,2}, YAO Zhaopu^{1,2}, LI Shuiqing³

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Beijing Engineering Research Center of Efficient and Green Aerospace Propulsion Technology, Beijing 100190, China;

3. Department of Energy and Power Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: An experimental study on the chemical propulsion mode of dual-mode ionic liquid propellant in vacuum environment was carried out. An optically observable model thruster was produced, and a vacuum chamber experimental platform was built. Then, by using the measurement methods such as the high-speed camera, the thermocouple combined with pressure sensor, the gas analyzer and so on, the catalytic ignition characteristics of the propellant in the model thruster at the flow rates from 1 mL/min to 4 mL/min were studied. It has an intuitive and in-depth understanding on the propellant's ignition and combustion process. During the process, the temperature changes at different depths of the catalytic bed and the pressure changes in the vacuum chamber were analyzed, and the components of the main gaseous

收稿日期:2022-07-07;修回日期:2022-08-03

基金项目:国家特殊支持计划青年拔尖人才项目

作者简介:方杰(1997—),男,硕士研究生,研究领域为先进化学推进。

通信作者:姚兆普(1984—),男,博士,研究员,研究领域为燃烧学、先进化学推进等。

products and their corresponding concentration changes were obtained. These are of great significance for figuring out the physical mechanism under the chemical propulsion working mode of dual-mode ionic liquid propellants.

Keywords: dual mode propulsion; ionic liquid; propellant; catalytic ignition; chemical propulsion

0 引言

多模式空间推进是指将使用共享推进剂的一种或多种推进模式,包括单组元和双组元化学推进、电热推进、电喷雾、电磁电推等,整合到一个推进系统中。由于使用同种推进剂,多模式推进将为航天器提供较高的灵活性和适应性,也会为相应的航天任务减小推进系统质量^[1]。其中,基于新型离子液体混合推进剂的双模式空间推进技术得到了广泛的关注。这项技术采用单组元化学推进模式实现空间推进系统的较大推力工作;通过电喷雾模式实现高比冲工作,推进剂的综合使用效率得到显著提高。

离子液体是一种熔融盐,阴阳离子处于游离状态,具有挥发性低、熔点低、液态范围宽、电化学窗口宽、导电与导热性良好、热稳定性高、不易燃易爆、可设计性强等优点^[2-3]。2010年,美国密苏里科技大学 Rovey 课题组的 Donius 对使用离子液体,结合了大推力化学推进和高比冲电推进的双模式推进系统的性能开展了分析和数值研究,指出离子液体燃料搭配 HAN 氧化剂组成的混合推进剂具有较好的化学推进性能,并且考虑到其可忽略的蒸气压特性,也适用于电喷雾推进技术^[4],Rovey 课题组随后对此开展了持续性的研究。

基于化学-电喷雾双模式推进技术对液体推进剂高密度、低熔点、低黏性、高表面张力的物理性质及高电导率和高分子质量的电化学性质的要求^[5],Berg 等在对咪唑基离子液体^[6]([Bmim][dca]、[Bmim][NO₃]和[Emim][EtSO₄])进行研究后,发现其理化特性不亚于肼和目前应用较为广泛的[Emim][Im]类电喷雾推进剂,将这些离子液体作为燃料与氧化性盐(如 HAN)混合,有构成双模式离子液体推进剂的潜力^[7]。因此,Berg 等合成了 HAN 与[Bmim][NO₃]、[Emim][EtSO₄]混合的推进剂^[8],开展电喷雾和化学推进两种模式下的实验研究,主要包括在 100 μm 毛细管发射器中不同流动速率下的电喷雾实验^[9];同时测试了 HAN/[Emim][EtSO₄]

在铂、铈、钛表面的催化分解特性^[10];在加压链式燃烧器中对推进剂在不同压力下的线性燃烧速率特性进行了实验测定和评估^[11];建立了一个微管模型,整合双模式推力器硬件装置,然后辅助设计了内径为 0.4 mm 的铂微管,在微管中对推进剂的分解特性进行了试验研究^[12]。

Froberg Aerospace LLC 演示了一种使用共享推进剂(HAN/[Emim][EtSO₄]混合物,FAM-110A)的单组元推进剂-电喷雾推进系统(MEPS),该系统有一组 16 × 16 的微通道阵列,每个微通道中嵌有一层催化剂,用作单组元推进剂推力器和毛细管电喷雾推力器,并能在二者之间切换。Berg 和 UIUC 联合测试了 MEPS 的两种工作模式,在化学推进模式下推力器稳定的燃烧时间长达 45 s^[13],在电喷雾模式下工作 4 h 以上^[14]。文献[15]设计并测试了一种化学微推力器,同样使用 FAM-110A 推进剂。

北京控制工程研究所、清华大学和中国科学院大连化学物理研究所等单位在近些年也开展了双模式空间推进技术的相关研究。大连化学物理研究所制得了一系列咪唑基离子液体,与 HAN 混合形成新型离子液体推进剂,并对其理化性质进行了研究,其无毒特性也符合无毒推进技术研发的趋势^[16-17];在电喷雾工作模式下,完成了电喷雾特性原理验证,对泰勒锥形成与转捩、液滴破碎雾化和带电微粒在电场中运动发展等过程进行系统性研究,成功研制了包含发射极、抽取极和加速极的多针电极阵列;在化学推进工作模式方面,进行了点滴着火试验,证明 HAN/[Emim][EtSO₄]混合推进剂具有良好的催化分解燃烧性能,是一种有潜力的新型多任务模式离子液体推进剂。北京控制工程研究所联合清华大学利用热重分析-差示扫描量热法(TGA-DSC)研究了新型离子液体推进剂热分解和催化分解过程,同时联用傅里叶红外光谱(FTIR)分析仪对产生的气体进行了光谱分析^[18];搭建一套催化点火装置,在大气环境下成功进行了催化点火,并研究了其催化点火特性^[19];还研制了推力为

0.2 N 的模型发动机,进行了催化点火热试车,结果表明,新型离子液体推进剂可以在催化点火条件下实现稳定启动,在空间推进领域具有良好应用前景^[20]。

截至目前,国内外就双模式离子液体推进剂的筛选、合成及其理化性质的研究进行了相对系统的研究工作;对电喷雾工作模式和化学推进模式的可行性也进行了试验探索,但仍缺乏对空间发动机实际工况下推进剂连续流动、化学反应过程的深入研究,化学推进模式下推进剂的催化燃烧反应特性有待探索。

本文在之前工作^[18-20]基础上,将可光学观测催化点火模型发动机放置于真空舱内,开展双模式离子液体推进剂在真空环境下的反应特性实验研究,这对于深化双模式离子液体推进剂化学推进工作模式下物理机理的理解具有重要意义。

1 实验系统与方法

1.1 系统装置

整体系统的装置见图 1。主体是一个直径

200 mm、高 560 mm 的圆柱形真空舱,舱底侧边有一根管道和机械真空泵(TRP-12)相连,真空泵可以将舱内压强抽至低于 20 Pa;舱内顶部法兰盘下面连接模型发动机,双模式离子液体推进剂([Emim][EtSO₄])、HAN 和水的混合物)在模型发动机催化床中发生催化燃烧。上游的推注器控制注入推进剂的体积流量;法兰盘上有多个接线端子,舱外设备通过这些端子与舱内仪器连接。

数据采集板卡(DAQM-4203)通过 USB 接口与电脑相连,另一端连接热电偶和压力传感器,采集记录实验过程中的温度和压强情况;真空舱有 4 个玻璃观测窗,在一侧配备了高速相机(Phantom, version 1840),拍摄记录模型发动机的点火燃烧过程,还有两盏照明灯通过观测窗来补光;舱底通过压力传感器[XTEL-190(M) SERIES]测量记录舱内压强变化,同时在机械泵和真空舱连接管道中间装有一个真空规,可以直接显示压强大小;机械泵排气管出口处有烟气分析仪(Vario Plus),对排出气体成分含量进行分析。

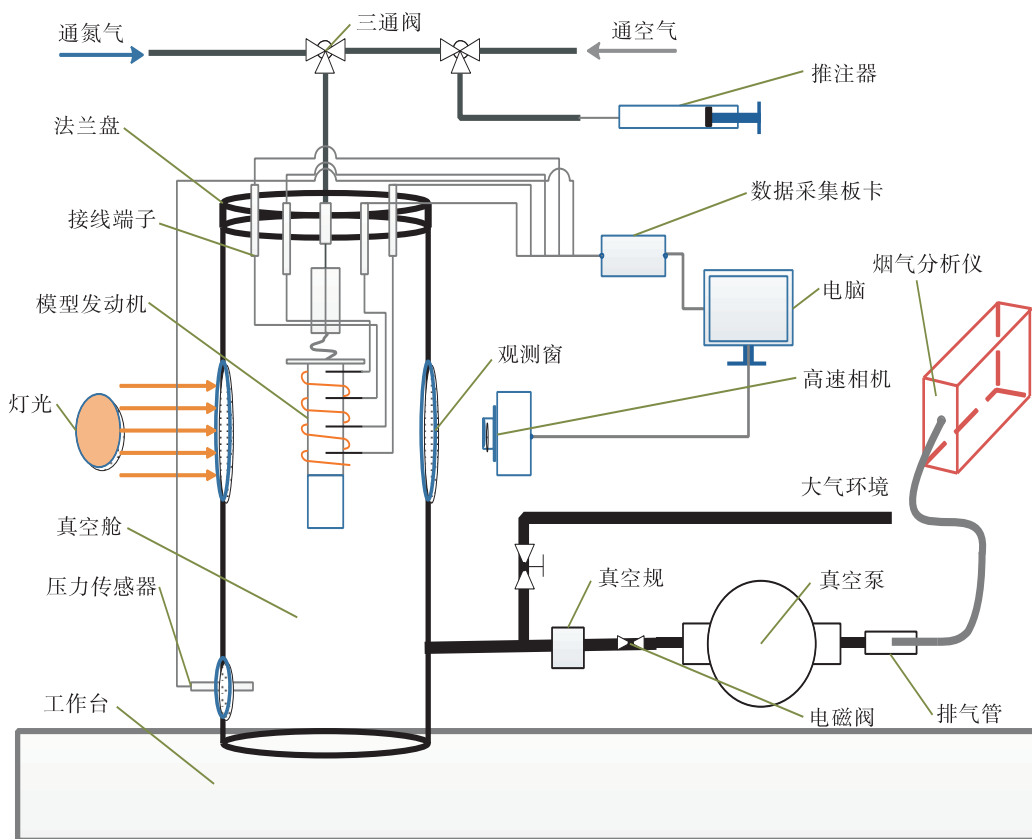


图 1 实验系统示意图

Fig.1 Experimental setup

1.2 模型发动机

为方便观察催化床内催化点火的过程,设计了不带收缩段的石英材质催化床模型发动机如图 2 所示,电磁阀的开闭控制推进剂注入与否,推进剂经过喷注器流入石英催化床,可光学观测内部的反应

情况;催化床装填催化剂颗粒,外部缠绕加热丝来对其进行预热;在催化床的 4 个不同位置插入 K 型热电偶,从上游到下游依次编号为 TC1、TC2、TC3、TC4,测量 4 个位置的温度变化。

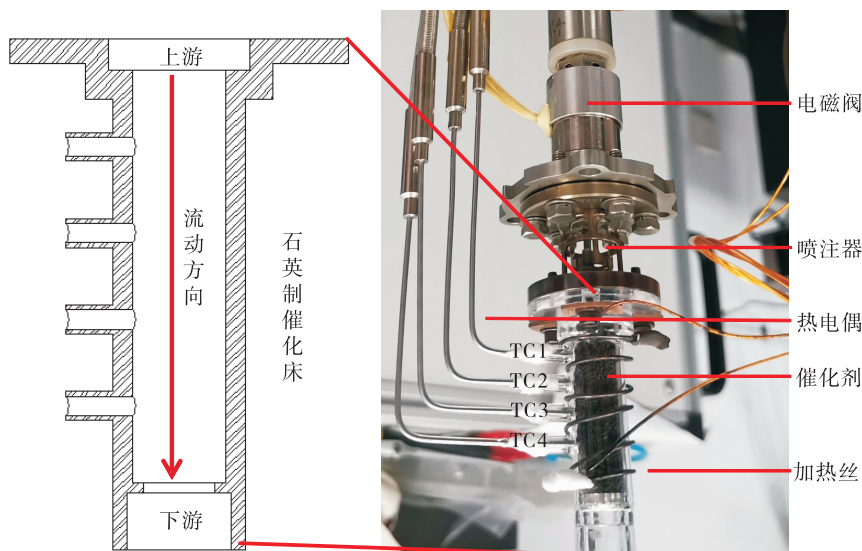


图 2 可光学观测模型发动机

Fig.2 Optically observable model thruster

1.3 实验方法

对于在真空舱中的催化点火实验,在搭建好实验系统后,开启真空泵,对模型发动机的催化床进行预热;到舱内压强低于 20 Pa,预热温度稳定在 170 ℃后,打开发动机的电磁阀,启动推注器,使推进剂以固定流量进入发动机;高速相机观察记录催化点火过程,电脑通过数据采集板卡获取热电偶和压力传感器测得的催化床温度和舱内压强数据,同时,在真空泵排气口用烟气分析仪在线测量产生的燃气成分和浓度。

一次点火实验完成后,停止推注器注入推进剂,转而通入空气,使残余的离子液体充分燃烧反应,然后通入 N_2 对催化剂表面可能吸附的 O_2 进行吹扫,之后再关闭电磁阀,结束本次实验。改变推注流量,重复上述过程,开展在不同工况下的实验研究。

2 结果与讨论

2.1 催化点火过程

高速相机透过观测窗,详细记录了双模式离子

液体推进剂在各个流量下的催化点火过程,如图 3 所示。3 mL/min 流量下推进剂完整的点火燃烧过程如图 3 (c) 所示,推进剂经过电磁阀和喷注器进入催化床后,与预热后的催化剂接触,变成沸腾的液泡并逐步渗入催化床,同时,在催化床下壁面会观察到一层液雾;推进剂流至催化床下游一定位置后,液泡边缘不再继续深入,前端呈现稳定的一条分界线,随后该位置出现燃烧发光现象,推进剂成功点燃,有少量烟雾悬浮在真空舱内;接着燃烧发光区域开始扩大,不断向上下游蔓延,逐步燃烧稳定。

在流量为 1 ~ 4 mL/min 时,其着火阶段现象类似,但催化床出现肉眼可见亮光的时间随流量增加会降低。在 1 mL/min 流量[见图 3 (a)]至 4 mL/min 流量[见图 3 (d)]下该时间分别为 96.4 s、49.8 s、48.2 s 和 40.4 s,但是图 3 (d) 中着火阶段会持续产生大量的烟雾,以至于遮挡观察窗口,同时,有少量推进剂液泡未被点燃而流过催化床到下游出口处;在燃烧阶段,可以看到推进剂并没有在整个催化床中剧烈燃烧,而是在催化床内某个位置形成一个主要着火区,然后向上下游扩散逐渐形成一个稳定的

着火区,图3(a)和图3(b)中的主要着火区有一个明显的向上游传播的过程,图3(c)中着火区向上下游均有扩散,并且对比1~3 mL/min 流量下稳定后的主要着火区,可以发现流量越大,区域会越宽。

图3(d)中4 mL/min 流量下着火后着火区也会扩散,向着火点下游扩散较多,亮度变亮,但期间仍然不断有烟雾产生,在95 s 时亮度达到最大,之后视野逐渐变暗直至熄灭。

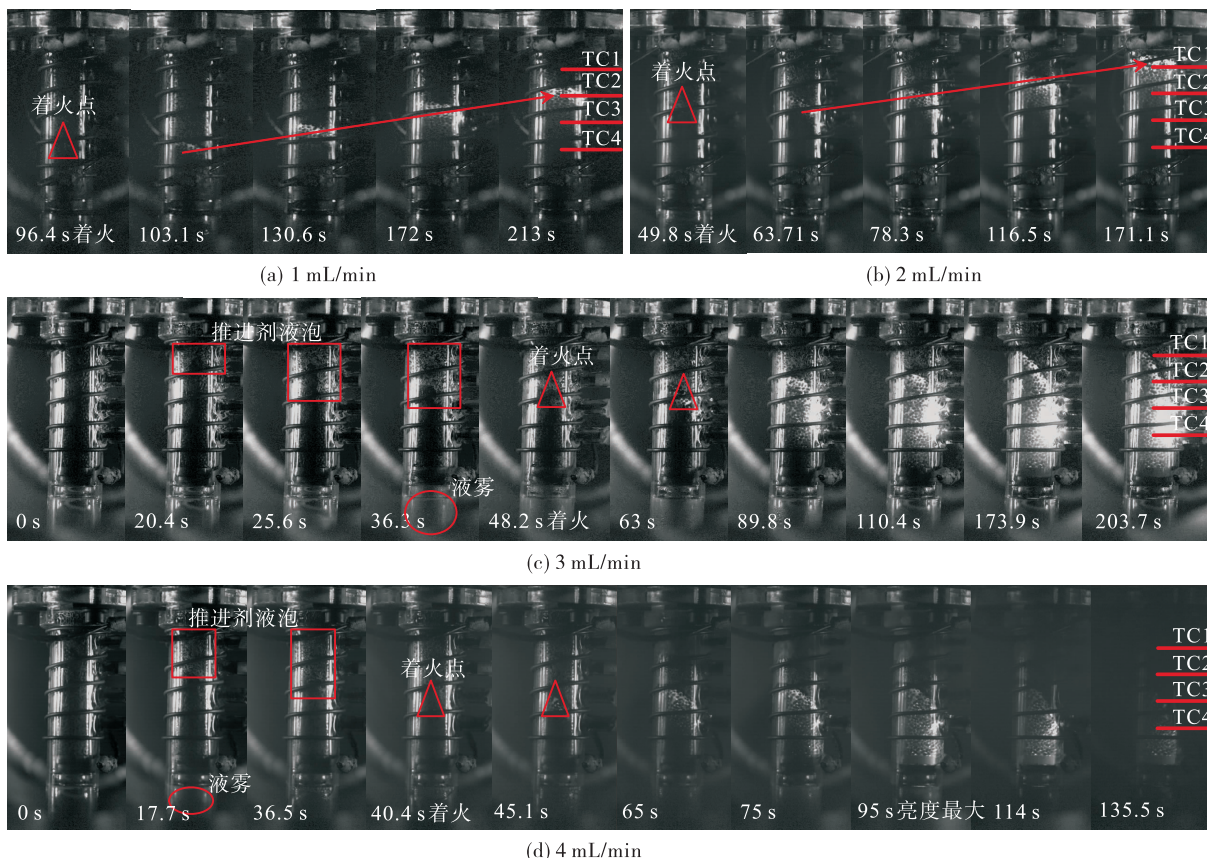


图3 各个流量下的点火燃烧过程

Fig. 3 Combustion process at various flow rates

2.2 温度和压强变化

催化床4个位置的热电偶和真空舱底部压力传感器在各个流量下测得的数据结果见图4。图4(a)中温度曲线体现出明显的热量传递过程,与图3(a)中主要着火区向上游传播的现象相符。4条温度曲线在达到最大值后都有一个缓慢下降的趋势,是因为主要着火区逐渐向上游传播后,推进剂几乎不能流到着火区下游来反应释热,而下游主要靠上游着火区的热量传递来维持一定的温度,缓慢趋于一个传热平衡的温度值。

图4(b)中 TC3 最先升温,从该位置开始着火,TC4 处于主要着火区,温度也随之升高,然后主要着火区传播至 TC2、TC1,相较于图4(a),图4(b)中的

主要着火区传播速度更快,并且稳定时温度更高,是因为增大流量使得相同时间内反应释放出的热量也更多。

图4(c)中 TC3 也是最先升温的位置,但其升温速率和达到的最高温度都比图4(b)中的大。TC3 和 TC4 附近成为主要着火区且保持了较长时间。250 s 后,TC2 才出现温度显著上升的趋势,同时 TC4 略微下降,主要着火区继续向上游传播。此时停止进液,观察熄火过程,压强反应最灵敏,即刻大幅降低,而由于催化床内仍有残余推进剂,所以主要着火区继续向上传播,TC2 继续上升后开始降低。TC1 在进液停止后出现明显的热回浸现象,催化床下游热量向上传递使得 TC1 温度出现迅速上升。

图 4(d) 是 4 mL/min 流量下的曲线图, 开始时 TC4 有大幅上升, 但其最高温度未超过 1 000 °C, 随后开始下降, 没能维持高温, 相邻位置也没有出现升温趋势。

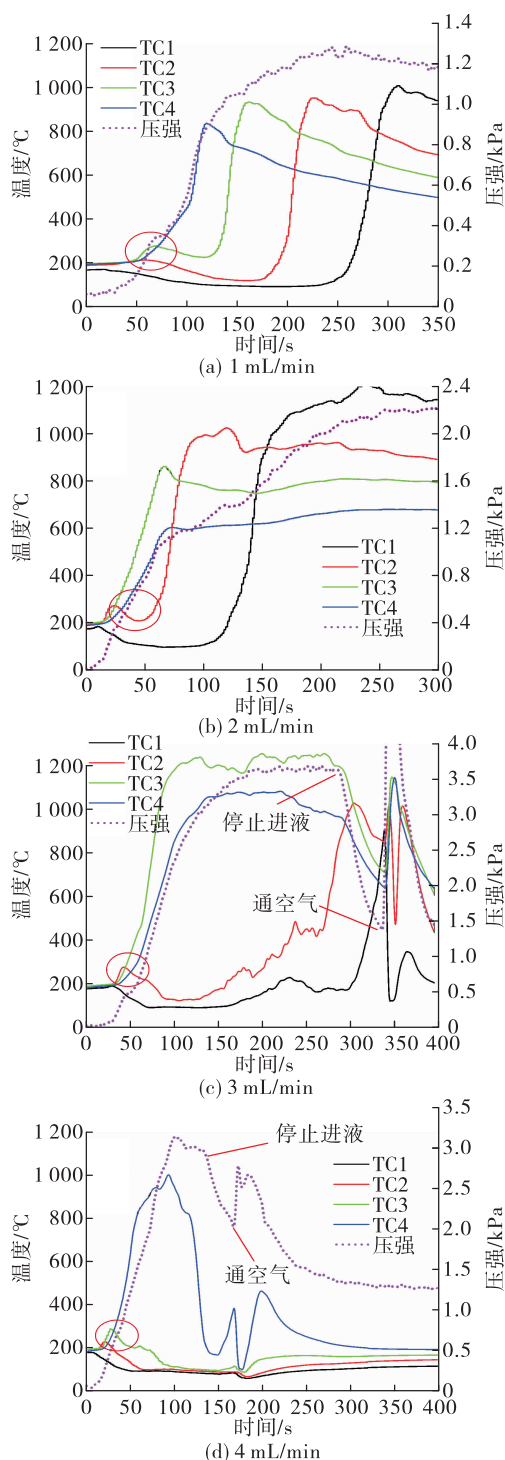


图 4 各个流量下的温度压强曲线图

Fig. 4 Temperature and pressure curves at various flow rates

位于催化床最下游的 TC4 首先出现明显升温, 说明在 4 mL/min 流量下, 推进剂需流过较长的催化床程才能发生明显的释热反应, 但高温区并没有维持住, 且上游测温点 TC1 ~ TC3 也未出现温度抬升的情况, 这说明 4 mL/min 流量下催化床床载较高, 催化能力不足以催化分解流经的推进剂, 催化反应不能自维持。同时根据图 3(a) 可以发现, 在 1 mL/min 流量下也是在 TC4 位置最先出现温度迅速升温现象, 这是因为小流量条件下初期反应释热较少, 需经过时间累积才能达到一定的温度, 因此也会流过较长的床程, 然后才会发生明显的释热反应。

观察 4 幅曲线, 在图中圆圈标记处, 可以发现首先升温的催化床区域总会形成一个温度先升高再下降的现象。这是因为在着火位置, 推进剂中的 HAN 组分首先发生分解反应、释放热量, 导致催化床温度上升; 然后在燃料组分与 HAN 分解的氧化性中间产物发生化学反应前对流换热, 从而带走一定的热量使得温度有所降低。

2.3 产物分析

烟气分析仪在真空泵排气管处采集尾气并在线测量, 结果如图 5 所示。由于排气管连接大气环境, 所以初始氧气含量接近 21%, 其他几种气体几乎为 0, 在反应开始后产生的尾气逐渐排出排气管中的空气, 使得氧气含量降低, 反应结束时, 空气又慢慢填充排气管, 氧气含量恢复至大气水平。

点火阶段, 推进剂中 HAN 组分首先分解, 产生大量氧化性气体 NO_x (其中以 NO 为主), 随后与燃料组分反应, 将 $[\text{Emim}][\text{EtSO}_4]$ 中的 C 氧化为 CO_2 , 导致 CO_2 浓度显著上升; 随之 S 被氧化 SO_2 , 燃料不完全分解产生的 CH_4 含量也逐渐上升, 且 SO_2 含量变化趋势与 NO_x 相似, CH_4 与 CO_2 趋势相似。

在催化燃烧反应完全发生后, NO_x 急剧减少, 浓度逼近 0, CO_2 随之下降后逐渐稳定, 同时不完全燃烧产物 CO 的含量会上升。在图 5(c) 中 3 mL/min 流量下稳定燃烧的时间段内, CO 、 CO_2 与 CH_4 的含量百分比为 15% : 16.8% : 0.1%, 其他几种气体的含量基本为 0, 表明催化燃烧稳定时, 氧化性物质基本被完全消耗。

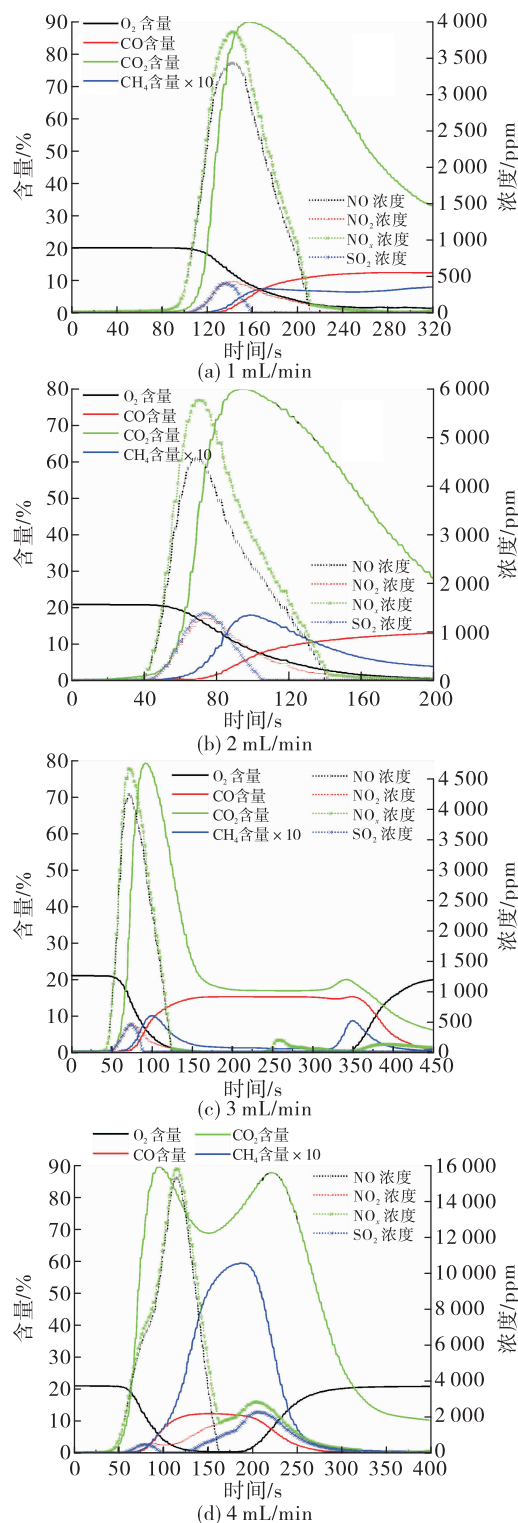


图5 各个流量下烟气分析结果

Fig.5 Gas analysis results at various flow rates

3 结论

本文对真空环境下双模式离子液体推进剂在

模型发动机中的化学推进模式进行了研究,在不同流量的工况下开展了催化点火实验,可以得到以下结论。

1)对推进剂催化点火的过程有了直观的认识,推进剂流至催化床一定深度位置后,才会逐渐出现可见的燃烧发光现象,着火区不断向上下游蔓延,逐步达到稳定,增大流量着火区会变宽,催化床出现亮光的时间变短;但增至4 mL/min 流量下未能成功点火。

2)着火时,在着火点位置温度会迅速上升,升至最大后有所降低并趋于一个稳定值,然后与燃烧发光区类似,温度曲线也出现一个传递的过程,催化床着火点上、下游温度也随之上升,小流量时主要向上游传递,增大流量则也会出现向下游传递。

3)催化床中的推进剂反应特征过程,HAN 组分首先分解,产生氧化性气体 NO_x ,然后与燃料组分反应,生成 CO_2 ,同时产生 SO_2 和 CH_4 ;待稳定燃烧后,氧化性物质基本被完全消耗掉, CO_2 含量降至一个稳定值,而不完全燃烧产物 CO 含量则会有所增加。

在后续研究中,将设计带收缩喉部的模型发动机,进一步贴近空间发动机实际工况,采用更加精确的量化实验手段,研究离子液体推进剂在化学推进工作模式下的物理过程和工作特性。

参考文献:

- [1] ROVEY J L, LYNE C T, MUNDAHL A J, et al. Review of multimode space propulsion[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 118: 100627.
- [2] ZHANG Q H, SHREEVE J M. Energetic ionic liquids as explosives and propellant fuels: A new journey of ionic liquid chemistry [J]. Chemical Reviews, 2014, 114 (20): 10527-10574.
- [3] 邓友全. 离子液体:性质、制备与应用[M]. 北京:中国石化出版社,2006.
- [4] DONIUS B, ROVEY J. Analysis and prediction of dual-mode chemical and electric ionic liquid propulsion performance[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [5] SUTTON G P, BIBLARZ O. Rocket propulsion elements[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc, 2016.

- [6] LARRIBA C, GAROZ D, BUENO C, et al. Taylor cones of ionic liquids as ion sources; The role of electrical conductivity and surface tension [EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/235978373_Taylor_Cones_of_Ionic_Liquids_as_Ion_Sources_The_Role_of_Electrical_Conductivity_and_Surface_Tension, 2007.
- [7] BERG S, ROVEY J. Dual-mode propellant properties and performance analysis of energetic ionic liquids [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [8] BERG S P, ROVEY J. Ignition evaluation of monopropellant blends of HAN and imidazole-based ionic liquid fuels [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [9] BERG S P, ROVEY J, PRINCE B, et al. Electrospray of an energetic ionic liquid monopropellant for multi-mode micropropulsion applications [C]//51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [10] BERG S P, ROVEY J. Decomposition of a double salt ionic liquid monopropellant on heated metallic surfaces [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [11] MUNDAHL A, BERG S P, ROVEY J. Linear burn rates of monopropellants for multi-mode micropropulsion [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [12] BERG S P, ROVEY J. Decomposition of a double salt ionic liquid monopropellant in a microtube for multi-mode micropropulsion applications [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [13] BERG S P, GLASCOCK M S, COOPER M, et al. Multimode integrated monopropellant electrospray thruster testing results: Chemical mode [C]//NASA In-Space Chemical Propulsion Technical Interchange Meeting. Washington D C: NASA, 2020.
- [14] LYNE C T, ROVEY J, BERG S P. Monopropellant-electrospray multimode thruster testing results: Electrospray mode [C]//AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2021.
- [15] SHARMA A, ADDUCCI A C, ROVEY J, et al. Green ionic liquid multimode monopropellant based chemical microthruster [C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2022.
- [16] 王文涛, 马智勇, 丛伟民, 等. 一种多任务模式离子液体推进剂的制备、表征及催化分解研究 [J]. 推进技术, 2020, 41(2): 455-460.
- [17] 韩泉东, 洪鑫, 周海清. 空间推进技术需求与发展分析 [J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 9-15.
- [18] 高鹤, 李少龙, 严浩, 等. 双模式离子液体推进剂的分解特性与热试车实验研究 [J]. 空间控制技术与应用, 2021, 47(4): 41-47.
- [19] LI S L, YAN H, WANG Z, et al. Catalytic decomposition and burning of a dual-mode ionic liquid propellant [J]. Energy & Fuels, 2021, 35(22): 18716-18725.
- [20] 高鹤. 离子液体推进剂燃烧特性与催化效率提升研究 [D]. 北京: 中国空间技术研究院, 2021.