

常规推进剂发动机高压富氧燃气燃烧 处理方法与试验

肖 虹, 房喜荣, 李 悦, 李龙飞, 孙海雨, 王焕燃

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘要 针对大推力常规推进剂补燃发动机燃气发生器试验的高压富氧燃气的无毒化排放处理需求, 设计了国内首个大流量高压富氧燃气实时燃烧处理装置, 实现了某补燃发动机富氧发生器试验燃气的燃烧处理。处理装置采取快速降压和混水补燃的技术方案, 首先采用超声速拉法尔喷管和多孔阻尼板, 使排气的压力大幅下降, 并通过整流装置保证排气流场参数均匀, 为下游燃烧室提供低压低速的稳定气流; 然后采用分级燃烧室, 在燃烧室轴线的不同位置多次喷射混水燃料, 实现与富氧排气进行补燃, 通过控制混合比和燃烧温度, 保证 NO_x 转化为 N_2 和 CO_2 。试验结果表明, 处理装置燃烧稳定, 结构可靠, 排气压降比超过 95%, 补燃效率超过 0.9, 实现了无毒化处理能力超过每秒百千克量级。

关键词 常规推进剂; 富氧燃气; 降压; 混水燃料; 补燃; 无毒处理

中图分类号 V434.3 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)01-0087-06

Combustion treatment method and test of high pressure oxidizer-rich gas of conventional propellant LRE

XIAO Hong, FANG Xirong, LI Yue, LI Longfei, SUN Haiyu, WANG Huanran

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract In order to detoxify the oxidizer-rich exhaust gas produced by the $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ gas generator of high-thrust staged combustion cycle rocket engine, a real-time combustion treatment device for high-pressure semi-system test of a liquid engine was developed. Technologies of rapid depressurization and secondary combustion with water-mixed fuel were adopted. The device consists of stabilization chamber and secondary combustion chamber. A significant pressure drop was obtained when the exhaust gas flows through supersonic nozzle and multi-orifice plate in stabilization chamber. The exhaust flow becomes uniform before it flows into the secondary combustion chamber downstream. The water-mixed fuel is sprayed at different positions in the secondary combustion chamber. By controlling mixing ratio and combustion temperature, NO_x in the exhaust gas is converted into N_2 and CO_2 . Test results present that the secondary combustion is stable and the structure is reliable. The pressure drop ratio is higher than 95% and the sec-

收稿日期: 2022-03-15; 修回日期: 2022-04-19

基金项目: 国家自然科学基金(U1967203)

作者简介: 肖虹(1981—), 男, 硕士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机推力室以及新型燃烧。

ondary combustion efficiency is over 0.9. The non-toxic treatment is realized, and the treatment flow rate of exhaust gas exceeds 100 kg/s.

Key words N_2O_4 /UDMH propellant; oxidizer-rich gas; pressure drop; water-mixed fuel; secondary combustion; non-toxic treatment

0 引言

富氧补燃循环液体火箭发动机燃气发生器的混合比会远大于推进剂的当量混合比^[1-3],发生器试验时会产生大量的高压富氧燃气,其主要成分是氧化剂及其分解组分。当发动机选择液氧/煤油或者液氧/甲烷等无毒推进剂时,发生器试验过程中产生的富氧燃气一般采用自然排放的方式^[4-5],排气的成分中 90% 以上是 O_2 ,其余是 CO_2 和 H_2O 。对于选用 N_2O_4 和肼类燃料作为推进剂的火箭发动机,发生器试验过程中产生的富氧燃气的成分大部分是 NO_2 、 NO 等有毒的氮氧化合物,直接排放大气会严重污染大气环境^[6-7]。因此,有必要对 N_2O_4 废气进行无毒化排放处理。

N_2O_4 废气的处理方法主要有冷凝回收法、中和吸收法和高温燃烧法^[8-13]。冷凝回收法是通过降低废气温度,使 N_2O_4 达到饱和冷凝析出,但是回收后的液体还需再次进行处理,只适用废气浓度高、温度低、风量小的情况。中和吸收法是利用尿素等中和剂与 N_2O_4 发生反应,在处理高浓度、大流量的废气时,存在处理流程复杂、耗时长、设备庞大和使用场地受限的缺点。高温燃烧法是向废气中喷射燃料进行补燃的方法,具有处理速度快、效率高、控制灵活等优点,适合在发动机试验过程中对排气进行实时处理。

国内尚无可以用于高压大推力常规补燃火箭发动机试验排气的实时处理装置。本文介绍了一种大流量常规推进剂富氧燃气燃烧处理装置的设计和试验验证情况,处理装置成功完成了某高压大推力常规补燃发动机富氧发生器半系统联试的考核,实现了发动机有毒燃气的安全环保排放。

1 废气浓度分析

四氧化二氮(N_2O_4)和偏二甲肼($\text{C}_2\text{H}_8\text{N}_2$)的化学当量混合比是 3.06,常规补燃发动机的富氧发生

器的实际混合比远大于 3.06,目的是生成温度相对较低的燃气,因此,发生器的燃烧产物中会有大量的氮氧化合物,排放会造成污染。

在常温下, N_2O_4 和 NO_2 可以相互转化;温度超过 140 °C 时, N_2O_4 全部分解为 NO_2 ;温度超过 620 °C 时, NO_2 分解为 NO 和 O_2 ;温度进一步提高, NO 将完全分解成 N_2 和 O_2 ^[14]。

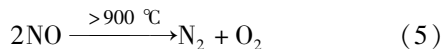
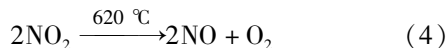
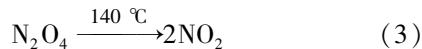
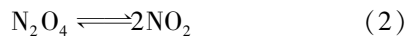
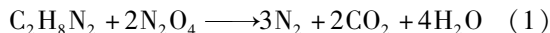


图 1 给出了某常规推进剂富氧发生器热试的排气照片。发生器的混合比接近 20,其燃烧产物的主要成分是 NO 和 O_2 ,氮氧化合物的体积浓度超过了 50%。当燃烧产物排入环境大气时, NO 氧化生成大量的 NO_2 ,所以排气呈现黄棕色。

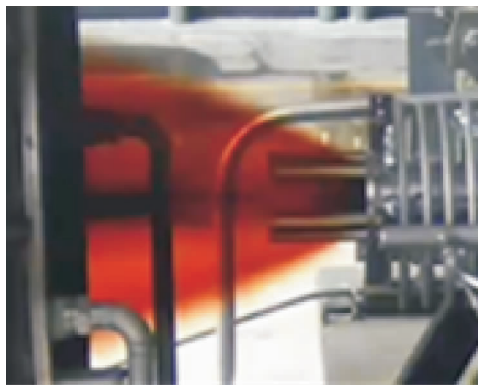


图 1 某富氧发生器的点火照片

Fig.1 Photo of oxidizer-rich generator combustion test

2 燃烧处理装置

2.1 总体方案

燃烧处理装置的作用是在常规补燃发动机富氧发生器半系统联合试验时,对试验过程排放的大

量有毒富氧燃气进行实时补燃,达到无毒排放的目的。燃烧处理装置的总体结构由减压器和燃烧器两部分组成,结构示意图见图 2。处理装置首先要解决的技术难题是降低高压排气的压力,通常高压补燃循环发动机发生器的燃烧压力非常高,如 RD-253 发生器的室压是 24 MPa^[15],SSME 发生器的室压则高达 33 MPa^[16],将发生器试验的排气压力降低至合适的范围,不仅可以大幅降低处理装置的设计难度,也可以控制处理装置的结构尺寸,方便在空间有限的发动机试验台上进行布局 and 装卸。其次,需要突破富氧燃气高效补燃的关键技术,实现发动机试验排气的无毒化。

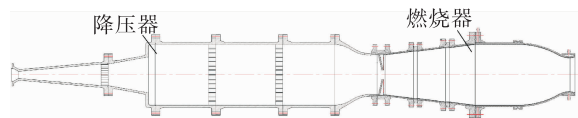


图 2 燃烧处理装置的结构示意图

Fig. 2 Sketch of the gas combustion device

2.2 增压器设计

增压器的功能是大幅降低发生器试验时的排气压力,采用两级增压实现排气增压比(排气增压与进口压力之比)不小于 0.85。其工作原理是:首先利用拉法尔喷管,使高压排气在喷管扩张段内膨胀加速形成超声速气流,在一定背压的条件下,喷管扩张段内会产生激波,经激波后气流压力首次降低,不同的喷管扩张比可以适应不同的增压比需求^[17];然后,在喷管出口设置多孔阻尼板,气流在经过突缩和突扩流动后,压力进一步降低,改变阻尼板的开孔率可以控制增压比;最后,在增压器的出口设置整流装置,对增压后的气流进行整流,降低紊流度,导直气流方向,保证进入下游燃烧器的气流参数均匀^[18-19]。

增压器流道压力分布的仿真计算结果如图 3 所示,压力损失主要集中在喷管扩张段和多孔阻尼板处,计算条件下增压器的增压比超过 0.88。

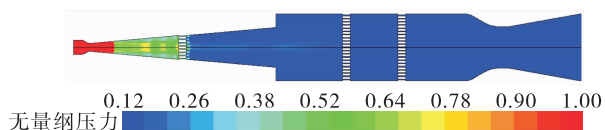


图 3 增压器内的压力分布图

Fig. 3 Pressure distribution of the decompression device

2.3 燃烧器设计

经增压整流后的富氧燃气进入燃烧器,与燃烧器内喷注的燃料进行补燃生成高温燃气,通过调整混合比和燃烧温度,控制燃气中氮氧化合物的去除率。

选择何种燃料是燃烧器设计的关键。文献[11]选择煤油作为燃烧处理 N_2O_4 的燃料,但是需要补充大量的空气,一次空气和一次煤油燃烧形成稳定的火焰,在高温下二次煤油与 N_2O_4 反应,未完全反应的煤油再与二次空气反应后排放,处理 20 g/s 的 N_2O_4 废气需要 150 g/s 的空气量,当需要实时处理的废气量达到每秒百千克时,发动机试验现场难以提供如此巨大的空气量。考虑点火和燃烧特性,并结合试验现场的条件,借鉴常规发动机推力室的燃烧技术,燃烧器的燃料选择与发动机相同的偏二甲肼,与发动机不同的是,在燃料中掺入一定比例的水形成混水燃料,目的是调整燃烧器的总混合比,避免燃烧温度过高,同时保证高的氮氧化物去除率。为了验证混水燃料的可行性,专题开展了混水燃料和富氧燃气的补燃试验,试验的点火照片见图 4,结果表明,水与燃料的流量比在 0 ~ 2.5 的范围变化时均能维持稳定的燃烧,但是随着掺水比例的不断增大,燃烧效率会有所降低,因此,为了获得较高的燃烧效率,需要选取合适的掺水比例。

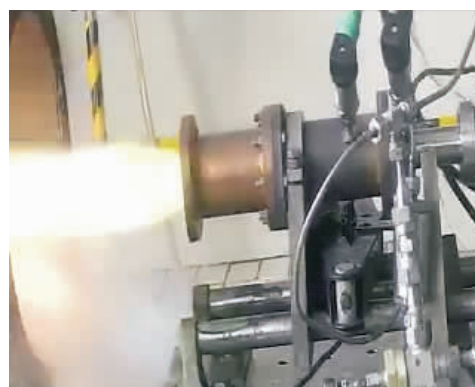


图 4 混水燃料的点火试验

Fig. 4 The combustion test of mixed-water fuel

为了实现每秒超百千克燃料的喷注以及喷注的均匀性,燃烧器采用分级燃烧的设计思路^[20],在燃气流动方向上选择多个截面分别喷注混水燃料,结合了支杆喷射和壁面喷射多种燃料喷射方式,各

喷射位置的燃料流量可以通过供应系统进行调节,匹配发动机不同工况试验时的补燃需求。混水偏二甲肼与富氧排气混合可以自燃,因此燃烧器不需要设计点火器。

3 试验系统

处理装置不能单独进行点火试验,需要与发生器联合进行试验。处理装置在试验台上竖直安装,采用斜拉杆固定和限位,进口端与发生器的排气出口端通过法兰相连。

处理装置的试验系统原理见图 5 所示,主要包括混水燃料系统、冷却水系统和氮气吹除系统。制备好的混水燃料加注到燃料贮箱,由高压气体进行挤压供应,采用流量计实时监控燃料流量,通过设置节流孔板匹配各路的燃料流量。冷却水采用自来水,利用高位水池保证冷却水的入口压力,冷却水流经处理装置后不循环使用,直接排向外界大气环境。

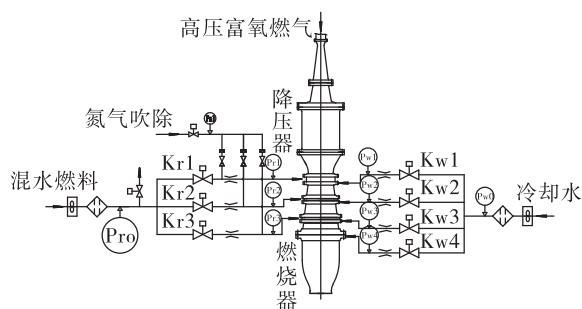


图 5 燃烧处理装置的试验系统原理图

Fig. 5 Test system sketch of the gas combustion devise

试验过程包括起动前、起动、稳定工作和关机 4 个阶段。起动前,冷却水主阀先打开,对处理装置进行冷却,打开氮气吹除阀,对处理装置内通道进行吹扫;起动阶段,发生器开始点火起动,当发生器的燃烧室建立起一定压力后,处理装置的各路燃料主阀依次打开,处理装置的燃烧室点火,室压开始迅速抬升;稳定工作阶段,发生器达到额定工作状态,排气压力维持在最高值,处理装置的燃料供应流量达到设计值,室压达到额定值并保持稳定;关机阶段,切断发生器的推进剂和处理装置混水燃料的供应,同时开启氮气进行吹扫。

4 试验结果分析

在某高压大推力常规补燃发动机富氧发生器半系统联合试验中,处理装置成功完成了试验排气的实时燃烧处理,降压和补燃效果达到设计要求,具备适应发动机变工况的工作能力,多次试验的数据的重复性较好。

4.1 降压效果

图 6 给出了试验过程中降压器进出口的排气压力曲线,图中的纵坐标是无量纲排气压力,即实际排气压力与设计状态的排气压力之比。发动机试验的排气在流经降压器后,压力显著降低,在燃烧器点火前,出/进口压比小于 0.044。当燃烧器点火后,降压器出口压力随之升高,出/进口压比也随之增大到 0.115,但仍远小于进口压力,处理装置的补燃过程不会对发动机的工作参数造成扰动。试验过程中发动机进行了变工况调节,降压器进口的排气压力随发动机的工况提高而增大,出口压力变化很小,降压器的喷管扩张段内的激波位置发生下移,气流速度增大,引起降压幅度增大,表明降压器可以自适应发动机变工况试验的压力调节。

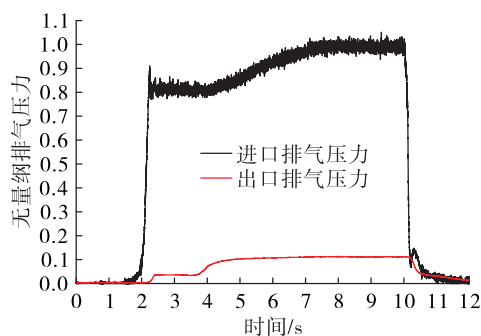


图 6 降压器进出口无量纲排气压力曲线

Fig. 6 Non-dimensional exhaust pressure curve of the decompression device

图 7 给出了不同状态点的排气压降比,图中的横坐标是状态点,不同状态点对应不同的进口排气压力,其中状态 1 和状态 2 为补燃前状态,其余状态点为补燃状态。补燃前的压降比可以达到 95.5%,补燃状态的压降比基本维持在 88%~89.2%之间,与仿真结果的符合性较好,降压器工作稳定,试验的重复性较好。

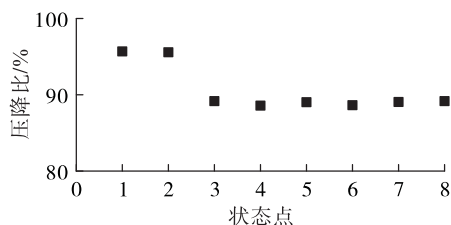


图7 不同状态下的压降比

Fig.7 Pressure drop ratio with different conditions

4.2 燃烧特性

图8给出了燃烧器工作过程的燃烧室压力曲线。从室压曲线的起动段可以看出,没有出现明显的点火延迟,点火过程迅速平稳,没有压力峰。在稳态工作段,室压曲线的波动非常小(采样频率1 kHz),燃烧过程非常稳定,室压相对峰峰值小于1%。在关机段,室压快速下降,没有出现关机冲击。参考火箭发动机特征速度效率的评估方法,计算得到燃烧器的补燃效率在0.9左右。试验结果表明,混水燃料的点火和燃烧稳定性与常规推进剂的特性基本相同,因为在燃料中掺混大量的水,燃烧效率会有所降低。

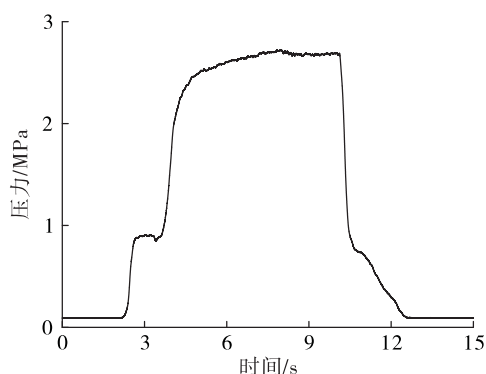


图8 燃烧室的压力曲线

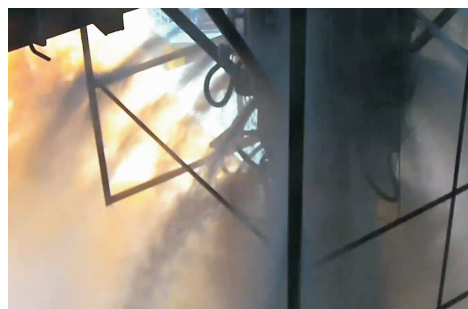
Fig.8 Pressure curve of the combustion chamber

4.3 处理效果

处理装置内的 NO_x 来自于未反应完的氧化剂,当混水燃料中的偏二甲肼($\text{C}_2\text{H}_8\text{N}_2$)与排气中的四氧化二氮(N_2O_4)的混合比接近化学当量混合比时,补燃生成的产物是无毒的 CO_2 、 N_2 和 H_2O 。为了避免在富燃条件下燃烧产生新的氮氧化合物,将混合比设定为略大于当量混合比。另外,通过调节燃料的混水比例,一方面降低补燃温度,保证结构可靠;

另一方面控制温度不低于1200℃,保证 NO 完全分解为 N_2 和 O_2 。

图9是试验过程中处理装置的录像截图,其中图9(a)是处理装置点火前的排放照片,发动机试验排气经过处理装置后排出,周边环境出现了大量的黄棕色气体,处理装置的周边有喷水,对排气进行稀释;图9(b)是处理装置点火后的排放照片,喷口没有再出现黄棕色气体,而是明亮的燃烧火焰,发动机试验产生的有毒富氧排气经过补燃,得到了有效的无毒化处理,满足常规发动机试验的排放要求。



(a) 点火前



(b) 点火后

图9 处理装置试验的火焰照片

Fig.9 Combustion flame photos of the gas combustion device

5 结论

通过对大流量常规推进剂富氧燃气燃烧处理装置的研制,国内首次对某高压大推力常规推进剂补燃发动机半系统试验进行了无毒化实时处理,获得了几点结论。

1) 采用先进行燃气流降压,再进行掺水补燃的处理方法,实现了常规发动机试验的氮氧排放物无毒化实时处理的目的。

2) 验证了激波-阻尼板这种多级降压整流方式在大规模高压富氧燃气流动场合应用的可行性,试

验压降比值达到95.5%。

3)采用大比例掺水、分级燃烧方法处理燃气中氮氧化物,可以同时实现燃烧温度、混合比等关键参数的控制,在保证中和化学反应的同时,避免了热力型氮氧化物的二次生成,补燃效率达到0.9以上。

参考文献

- [1] 李斌,谭永华.液氧/煤油富氧补燃发动机[J].火箭推进,2003,29(2):1-6.
LI B,TAN Y H. LOX/kerosene oxygen-rich staged combustion rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2003,29(2):1-6.
- [2] 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.
- [3] 李茂,金平,邬志岐,等.全流量补燃循环发动机富氧预燃室设计与试验[J].航空动力学报,2009,24(12):2834-2838.
- [4] SASS J P, RAINES N G, RYAN H M. Facility activation and characterization for IPD workhorse preburner and oxidizer turbopump hot-fire testing at NASA Stennis Space Center[R]. SSTI-8080-0001.
- [5] DAVIS J, CAMPBELL R, DAVIS J, et al. Advantages of a full-flow staged combustion cycle engine system[C]//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA,1997.
- [6] 李亚裕.液体推进剂[M].北京:中国宇航出版社,2011.
- [7] 蒋俭,张金亭,张康征,等.火箭推进剂监测防护与污染治理[M].长沙:国防科技大学出版社,1993.
- [8] 李慧,庄杰,谢龙,等.液体推进剂废气处理系统的设计[J].中国新技术新产品,2020(3):104-108.
- [9] 童伟,王伟清,赵冰,等.四氧化二氮废气吸收新方法的
- 研究[J].化学推进剂与高分子材料,2018,16(3):66-71.
- [10] METZLER A, STEVENSON E F. Control of nitrogen dioxide in stack emission by reaction with ammonia[R]. NASA TM X-2257.
- [11] 陈帆,牛晓辙,余彩青,等.航天推进剂废气废液燃烧处理实验[J].火箭推进,2019,45(5):90-95.
CHEN F, NIU X Z, SHE C Q, et al. Experimental on combustion of space propellant useless gas and liquid [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(5): 90-95.
- [12] 李东升,周峰,向小平,等.烧结烟气 NO_x 生成机理及减排方法分析[J].冶金与材料,2019,39(5):24-25.
- [13] 侯瑞琴,刘铮,张统.航天发射场推进剂环境污染治理技术研究[J].导弹与航天运载技术,2011(1):54-57.
- [14] 甘露,徐绯然,田波,等.某航天发射场四氧化二氮废气冷凝回收方法设计[C]//第十三届全国信号和智能信息处理与应用学术会议论文集.汉中:中国高科技产业化研究会智能信息处理产业化分会,2019.
- [15] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会.世界导弹与航天发动机大全[M].北京:军事科学出版社,1999.
- [16] 丁兆波,潘刚,牛旭东,等.高压补燃大推力氢氧发动机预燃室关键技术[J].导弹与航天运载技术,2020(4):39-44.
- [17] 肖虹,李悦,李龙飞,等.一种高压燃气快速减压整流装置及方法:CN112523896A[P].2021-03-19.
- [18] 于守志.飞航导弹动力装置试验技术[M].北京:中国宇航出版社,1990.
- [19] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会.高低速风洞气动与结构设计[M].北京:国防工业出版社,2003.
- [20] 肖虹,房喜荣,李龙飞,等.一种大流量有毒推进剂富氧燃气无害化处理装置及方法:CN112523898A[P].2021-03-19.