

NOFBx 推进剂的火焰传播特性试验及分析

施 伟^{1,2}, 关 亮^{1,2}, 王子模^{1,2}, 蒋榕培³, 徐 森⁴

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112;
3. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074; 4. 南京理工大学 化工学院, 江苏 南京 210094)

摘 要:为了解决 NOFBx 推进系统中存在的火焰向推进剂供应端传播(即回火)的安全性问题,设计搭建了 NOFBx 推进剂火焰传播特性试验平台,对比了 5 种不同配方的预混气体在石英玻璃管和不锈钢毛细管中的火焰传播特性,并采用高速摄像机对火焰传播过程进行了全程记录以得到火焰锋面的行进规律。结果表明,通过对比试验得到几种不同配比的 NOFBx 推进剂在毛细管中的防回火临界直径范围,其中 9:1 配比的 $\text{N}_2\text{O}-\text{C}_2\text{H}_4$ 预混气体在长度 1 000 mm 的毛细管中的防回火临界直径在 0.5~0.7 mm 之间,而添加一定比例的稳定剂后防回火临界直径发生不同程度的增大,这意味着稳定剂的加入对预混气体的火焰传播特性产生显著影响。在研究范围内,预混气体配方变化引起的试验实测爆轰速度的变化趋势与 C-J 理论爆轰速度相一致,即稳定剂的添加量越大,其对预混气体的火焰传播特性抑制效果越强。

关键词:NOFBx 推进剂;火焰传播特性;毛细管;试验及分析;爆轰速度

中图分类号:V312 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)05-0092-07

Flame propagation characteristics test and analysis of NOFBx propellants

SHI Wei^{1,2}, GUAN Liang^{1,2}, WANG Zimo^{1,2}, JIANG Rongpei³, XU Sen⁴

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China;
3. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100074, China;
4. School of Chemical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to solve the safety problem of flame propagation back to propellant supply in NOFBx propulsion system, which is called flash-back, an experimental platform for flame propagation characteristics of NOFBx propellant was designed and built. The flame propagation characteristics of 5 different premixed gases in quartz glass tubes and stainless-steel capillaries were compared, and the whole process of the flame propagation was recorded by a high-speed camera to get the moving law of the flame front. The results showed that the critical diameter range of anti-flash-back in the capillary tube of several NOFBx propellants with different ratios is obtained through comparative experiments. The critical diame-

收稿日期:2021-04-20;修回日期:2021-06-03

基金项目:上海市青年科技英才扬帆计划(21YF1430200)

作者简介:施伟(1991—),男,博士,研究领域为空间姿轨控液体火箭发动机。

ters of the 9:1 $\text{N}_2\text{O}-\text{C}_2\text{H}_4$ premixed gases in the capillary tube with a length of 1 000 mm were between 0.5 mm and 0.7 mm, and the critical diameters increased in varying degrees after adding a certain proportion of stabilizer. This means that the addition of the stabilizer has a significant effect on the flame propagation characteristics of premixed gases. In the research scope of this paper, the change trend of experimental detonation velocity caused by the change of premixed gases formula is consistent with the theoretical C-J detonation velocity, that is, the greater the amount of stabilizer, the stronger the inhibition effect on flame propagation characteristics of premixed gases.

Keywords: NOFBx propellant; flame propagation characteristics; capillary; test and analysis; detonation velocity

0 引言

目前,单组元推进剂和双组元推进剂广泛应用于航天器姿轨控动力系统中,其中单组元推进剂普遍存在能量低、冰点高、毒性大等缺点;双组元推进剂存在系统复杂、可靠度不高等缺点。因此,国内外研究人员在氧化亚氮单组元推进剂^[1]和氧化亚氮双组元推进剂^[2]研究的基础上提出了氧化亚氮与烃类燃料共存、混合比可控的绿色高能单组元推进剂,即氧化亚氮基单元复合(NOFBx)推进剂^[3-5]。相比于氧化亚氮单组元推进剂,NOFBx推进剂中烃类燃料的加入大幅提高了推进剂比冲^[6]。推进剂采用氧燃混合的单组元供应方式,相比于以氧化亚氮为氧化剂的双组元推进剂,NOFBx推进剂的动力系统得到大幅简化^[7-8]。更有研究人员致力于NOFBx推进剂供应系统的自增压特性研究,为进一步简化系统提供了可能^[9]。

NOFBx推进剂中氧化剂和燃料共存,点燃后在孤立系统中也能持续燃烧。因此燃烧系统中存在火焰向推进剂供应端传播的可能,即发生“回火”^[10],继而引发严重事故。因此,其防回火设计已成为NOFBx推进剂研究的重要课题^[11-13]。目前已经确认的湍流回火形式可以分为主流回火、边界层回火和燃烧导致的漩涡破碎造成的回火。依据主流回火和边界层回火原理,采用毛细管作为防回火材料,一方面可以提高推进剂流速从而抑制主流回火,另一方面毛细管壁面的热损失可以抑制边界层回火从而发生淬息。淬息管径是预混气体燃烧和爆轰的传播行为的重要参数^[14],火焰在小于淬息管径的燃烧管中传播时会发生熄灭,在大于淬息管径的燃烧管中可以稳定传播。

预混的NOFBx推进剂在大于燃烧管中传播,会从常规的爆燃波(即常规的燃烧传播)加速转化为爆轰波。爆轰波是一种以超音速传播并伴随有化学反应的冲击波,通过其前导冲击波压缩可燃气体实现自燃点火,并借助燃烧释放的化学能实现自持传播^[15]。Chapman和Jouguet在20世纪初分别提出了关于爆轰波的平面一维流体动力学理论,简称爆轰波的C-J理论。C-J理论将爆轰波视为带有化学反应的冲击波,其波阵面上仍满足质量、动量和能量守恒。对于通常的气体爆炸物爆轰波的传播速度一般约为1 500~4 000 m/s,爆轰终了断面所达到的压力和温度分别为数兆帕和2 000~4 000 K。NASA开发的chemical equilibrium applications(CEA)软件^[16-17]基于Zelevnik等^[18]提出的计算方法提供了C-J爆轰速度的计算模块,可用于计算可燃预混气体的点火的C-J理论爆轰速度^[19]。

本文搭建了NOFBx推进剂火焰传播特性试验平台,研究了不同配比NOFBx推进剂的火焰传播特性,试图得出不同配比的NOFBx推进剂的安全设计准则。

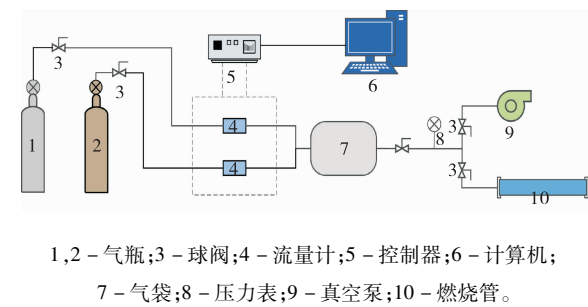
1 试验系统

1.1 试验装置

试验装置由配气系统、燃烧管路系统、点火系统及高速摄影系统等组成。

配气系统用于配制试验所需的推进器气体组分,主要由气瓶、流量计、气袋、真空泵及若干导管组成,如图1所示。流量计型号为S48300HMT,由北京堀场汇博隆精密仪器有限公司生产,量程为0~200 mL/min或0~500 mL/min,可精确控制流量从而决定气袋中各组分的含量;气袋为上海申

源科学仪器有限公司生产的 E-Switch 品牌采样袋。是否通过不锈钢毛细管。

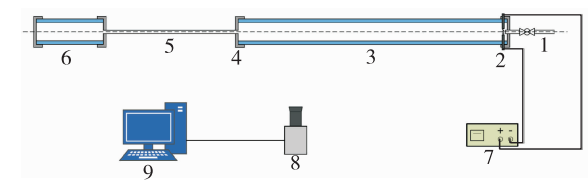


1,2 - 气瓶;3 - 球阀;4 - 流量计;5 - 控制器;6 - 计算机;
7 - 气袋;8 - 压力表;9 - 真空泵;10 - 燃烧管。

图 1 配气装置示意图

Fig. 1 A diagram of the gas distribution device

燃烧管路系统由透明有机玻璃管和不锈钢毛细管组成。其中,3 为加速管(有机玻璃材质),5 为不锈钢毛细管,6 为验证管(有机玻璃材质)。前端加速管内径为 15 mm,长度为 2 000 mm。后端验证管内径为 15 mm,长度为 500 mm。中间的不锈钢毛细管内径共有 5 种规格,分别为 0.3 mm、0.5 mm、0.7 mm、1.2 mm 和 2.0 mm,不同内径的不锈钢毛细管长度均为 1 000 mm。试验装置如图 2 所示。



1 - 进气管;2 - 电极柱;3 - 加速管;4 - 连接变径;5 - 不锈钢毛细管;
6 - 验证管;7 - 点火电源;8 - 高速摄影仪;9 - 计算机。

图 2 试验装置示意图

Fig. 2 A diagram of the test device

点火系统主要由电源、电阻丝等组成。电源为电压 20 V、电流 10 A 的直流电源。电阻丝采用长 100 mm、直径 0.6 mm 的镍铬合金丝。试验采用电极柱加热电阻丝的方式进行点火,接通电源后电阻丝表面温度可达 1 200 ℃,利用电阻丝表面高温可迅速引燃预混气体。

高速摄影系统采用日本 PHOTRON 公司生产的“FASTCAM”系列高速摄像机,如图 3 所示。该高速摄像机的曝光时间为 100 ns,像素为 1 280 × 800。本试验中将拍摄速度设置为 10 000 帧/s,即连续两帧之间的时间间隔为 0.1 ms。利用高速摄影仪拍摄的预混气体火焰传播过程,可以直观地判断火焰



图 3 高速摄影仪实物图

Fig. 3 A physical image of high-speed photographers

1.2 试验气体配方

试验气体包含 N_2O/C_2H_4 , $N_2O/C_2H_4/St$ 和 N_2O/C_3H_8 等配方,试验工况编号及混合配比如表 1 所示。 St 代表稳定剂,配比中数值 $x < y < z$ 。

表 1 预混气体配方

Tab. 1 Formulation of the premixed gases

工况	组成	配比(质量比)
A1 ~ A5	N_2O/C_2H_4	9:1
B1 ~ B5	$N_2O/C_2H_4/St$	9:1:x
C1 ~ C5	$N_2O/C_2H_4/St$	9:1:y
D1 ~ D5	$N_2O/C_2H_4/St$	9:1:z
E1 ~ E5	N_2O/C_3H_8	10:1

1.3 试验步骤

1) 配气前用真空泵将气袋中的空气抽出,接着依次用氧化亚氮、燃料气清洗配气管路,最后将燃料气和氧化亚氮按先后顺序充入气袋中。上述工作完成后将气袋静置 24 h,确保气体组分均匀混合。

2) 安装并调试试验系统,确保燃烧管路、点火系统及高速摄影系统均处于良好状态。

3) 检查管道的气密性。用真空泵将有机玻璃管和连接管内的空气抽出,使管道中保持负压,放置 0.5 h 观察真空压力表读数变化情况,确保管道具有良好的气密性。

4) 将气袋中的气体充入管路,当真空压力表读数达大气压时停止充气;随后用真空泵将有机玻璃管中的预混气体抽出。按照上述方法用配好的预混气体再次冲洗管道及管路。最后再次充入预混气体,管道内压力达大气压时关闭管道进气阀并做

好气密,等待试验。

5)将充好预混气体的管道安装在试验架上,连接点火系统的线路,等待接通电源。随后开启数据采集仪以及高速摄像机并使其处于待机状态。使高速摄影仪和点火器按预设的时间依次触发,动态测量火焰传播过程中的火焰图像。

6)试验完成后,存储高速摄影的图像数据。更换新的燃烧管路系统并从步骤 3) 开始进行下一试验程序。

2 试验结果和分析

NOFBx 推进剂火焰传播特性试验的具体工况及试验结果如表 2 所示。

表 2 试验工况及试验结果

Tab. 2 The test conditions and test results

毛细管 内径/mm	试验工况及试验结果				
2.0	A1○	B1○	C1○	D1×	E1○
1.2	A2○	B2○	C2×	D2×	E2○
0.7	A3○	B3×	C3—	D3—	E3×
0.5	A4×	B4—	C4—	D4—	E4—
0.3	A5×	B5—	C5—	D5—	E5—

注:“○”表示火焰通过;“×”表示火焰未通过;“—”表示未做。

分别从高速摄像结果、不同配比结果比较、相同配比结果比较、爆轰速度和毛细管防回火临界直径等方面对试验结果进行分析。

2.1 高速摄像结果分析

火焰未通过毛细管的高速摄像结果以工况 C2 为例,如图 4 所示。试验工况 C2 的预混气体配方为 $N_2O/C_2H_4/St=9:1:y$,毛细管内径 1.2 mm。火焰在加速管中从右向左传播,在约 2.6 ms 时火焰传播速度明显增大,在约 2.8 ms 时发生爆轰并迅速传至中部毛细管前,此后火焰未能传过毛细管到达左侧验证管。说明该种配方的预混气体不能通过内径为 1.2 mm 的不锈钢毛细管。

火焰通过毛细管的高速摄像结果以工况 A3 为例,如图 5 所示。试验工况 A3 的预混气体配方为 $N_2O/C_2H_4=9:1$,毛细管内径 0.7 mm。火焰在加速管中从右向左传播,在约 2.0 ms 时火焰发生爆轰并

迅速传至中部毛细管前,约 0.6 ms 后左侧验证管中出现火焰并传播至验证管末端。

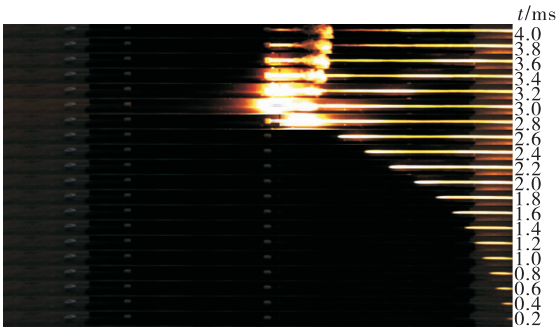


图 4 典型试验工况 C2 高速摄像图片
($N_2O/C_2H_4/St=9:1:y, \phi=1.2\text{ mm}$)

Fig. 4 High-speed camera pictures of typical test condition C2 ($N_2O/C_2H_4/St=9:1:y, \phi=1.2\text{ mm}$)

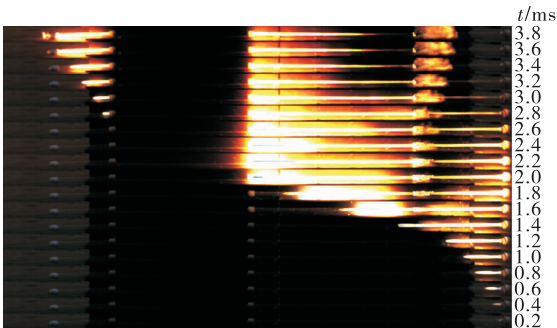


图 5 典型试验工况 A3 高速摄像图片
($N_2O/C_2H_4=9:1, \phi=0.7\text{ mm}$)

Fig. 5 High-speed camera pictures of typical test condition A3 ($N_2O/C_2H_4=9:1, \phi=0.7\text{ mm}$)

火焰锋面在组合管道中的传播位置与速度如图 6 所示。图中火焰锋面位置/速度图线均分为两段,第一段为加速管中火焰锋面位置/速度随时间的变化曲线,第二段为验证管中火焰锋面位置/速度随时间的变化曲线;2.0 ~ 2.6 ms 为火焰通过中间毛细管的时间。火焰锋面的速度图线中,0 ~ 1.4 ms 阶段,火焰处于缓慢加速阶段,速度由约 100 m/s 增至约 800 m/s;1.4 ms 后火焰速度出现跳跃式增长,最大速度增至 2 400 m/s 以上,此时预混气体由爆燃转为爆轰。随后,预混火焰进入中间的不锈钢毛细管,经过毛细管到达验证管后继续向前传播,验证管中初始火焰速度同加速管中点火初期火焰速度相同,均约为 100 m/s;经过毛细管后火焰速度急剧

下降,说明火焰在毛细管中传播时热损失大于热释放,能量损耗后火焰速度下降。2.6 ~ 3.6 ms,火焰速度由约 100 m/s 持续增加至约 600 m/s。在此条件下,预混气体火焰形成的爆轰波能通过内径为 0.7 mm 的不锈钢毛细管。

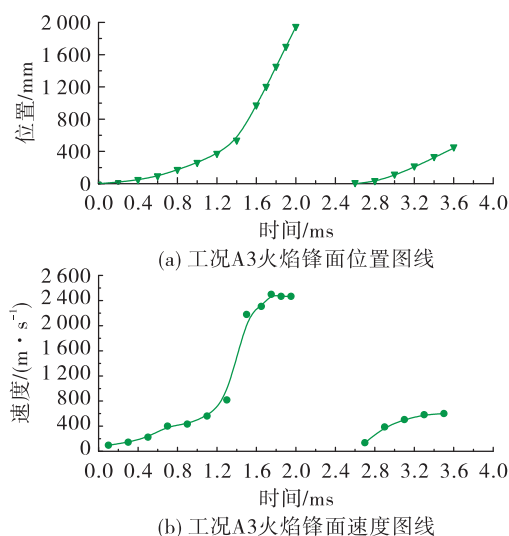


图 6 试验工况 A3 的火焰锋面位置/速度图线

Fig. 6 Flame front position/speed graph of test condition A3

2.2 不同配比结果分析

针对不同配比的工况 A3、B2 和 C1 的火焰锋面位置和速度变化趋势进行对比,如图 7 所示。

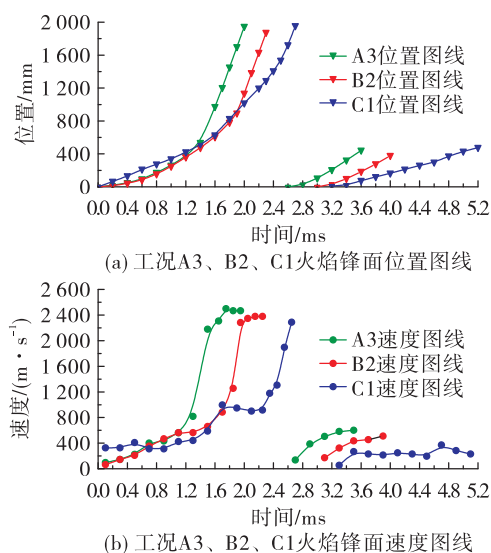


图 7 试验工况 A3、B2 和 C1 的火焰锋面位置和速度图线

Fig. 7 Flame front position/speed graph of test condition A3, B2 and C1

3 种工况的配方差异包括是否添加稳定剂 St 及稳定剂的添加比例,由表 1 可知,工况 A3 的配方中未添加稳定剂 St,工况 B2 和 C1 的配方中添加了稳定剂且工况 C1 中添加的比例更高。根据图 7 中火焰锋面位置图线可知,工况 A3 的火焰锋面行进速度最快,仅耗时约 2.0 ms 到达加速管末端;工况 B2 的火焰锋面次之,耗时约 2.3 ms;工况 C1 的火焰锋面耗时约 2.7 ms。火焰锋面速度曲线表现出类似的差异化:工况 A3 的火焰锋面速度曲线最早发生突变,工况 B2 和工况 C1 次之。这说明稳定剂 St 的加入对预混气体的火焰传播特性产生了明显的影响,且稳定剂的添加量更多时,影响效果更为强烈。

2.3 相同配比结果分析

针对工况 C1 和 C2、工况 E2 和 E3 这两组相同配比的试验结果进行分析,得到两组火焰锋面位置和速度曲线,如图 8 和图 9 所示。

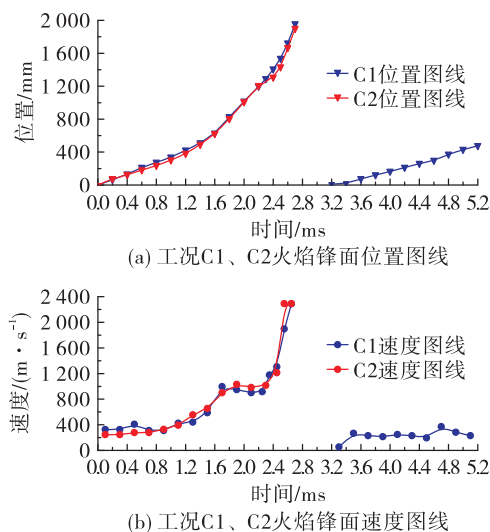


图 8 试验工况 C1 和 C2 的火焰锋面位置和速度图线

Fig. 8 Flame front position/speed graph of test condition C1 and C2

可以明显看到,相同配比的试验,其火焰锋面位置和速度曲线高度重合,认为相同配比试验的火焰传播特性一致性较好。工况 C1、E2 中火焰通过毛细管传至验证管中而工况 C2、E3 中火焰未能传播至验证管的现象,可以归因于毛细管直径的差异。

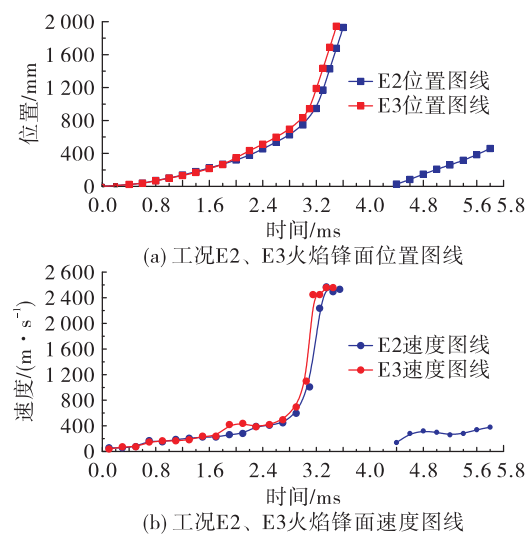


图9 试验工况 E2 和 E3 的火焰锋面位置和速度图线

Fig. 9 Flame front position/speed graph of test condition E2 and E3

2.4 爆轰速度分析

对部分工况的爆轰速度进行整理,并利用 CEA 软件分别计算了对应配比预混气体的 C-J 理论爆轰速度,计算时环境参数选取与实际试验环境一致,即 298 K、1 atm。试验实测结果和计算结果如表 3 所示。

表3 典型试验工况的 C-J 理论爆轰速度和实测速度

Tab. 3 Theoretical C-J detonation velocity and measured velocity of typical test conditions

工况	配方	配比 (质量比)	C-J 理论爆 轰速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	实测爆轰 速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
A3	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4$	9:1	2 218.2	2 467.9
A4	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4$	9:1	2 218.2	2 495.7
B2	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4/\text{St}$	9:1:x	2 110.6	2 379.4
C1	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4/\text{St}$	9:1:y	1 948.2	2 287.6
C2	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4/\text{St}$	9:1:y	1 948.2	2 291.3
D2	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4/\text{St}$	9:1:z	1 830.8	2 168.2
E2	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$	10:1	2 187.4	2 532.6
E3	$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$	10:1	2 187.4	2 522.9

通过表 3 可以发现预混气体配方变化引起的实测爆轰速度的变化趋势与 C-J 理论爆轰速度的变化趋势相一致,即稳定剂的加入会降低预混气体的 C-

J 理论爆轰速度,且在本文的研究范围内,随着稳定剂占比的增加,预混气体爆轰速度逐渐下降。

此外,实测爆轰速度均比相应的 C-J 理论爆轰速度要大,这是由于加速管出口处毛细管管径较小,加速管几乎处于密封状态,光滑管道中预混气体形成了过驱爆轰^[20]。过驱爆轰速度超过气体的 C-J 理论爆轰速度,如果管道足够长,爆轰速度会下降并稳定至 C-J 爆轰速度。

2.5 毛细管防回火临界直径

根据上述试验结果,对于长度 1 000 mm 的不锈钢毛细管,得到各配方预混气体的毛细管防回火临界直径和加速管最短耗时如表 4 所示。

表4 不同配方预混气体的临界直径及加速特性

Tab. 4 Critical diameter and acceleration characteristics of premixed gases with different formulations

配方	配比 (质量比)	临界 直径/mm	加速段最短 耗时/ms
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4$	9:1	0.5 ~ 0.7	2.0
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4/\text{St}$	9:1:x	0.7 ~ 1.2	2.4
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4/\text{St}$	9:1:y	1.2 ~ 2.0	2.8
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4/\text{St}$	9:1:z	>2.0	6.0
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$	10:1	0.7 ~ 1.2	3.6

因此,按照 9:1 配比的 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4$ 的预混气体防回火临界直径在 0.5 ~ 0.7 mm 之间,即预混气体火焰无法通过小于该临界直径、长度 1 000 mm 的不锈钢毛细管。

配方中添加稳定剂 St 后,预混气体临界直径增加。而且随着稳定剂所占比例的增加,预混气体临界直径和加速段最短耗时均呈增加趋势,这也进一步说明稳定剂的加入能够有效抑制预混气体的火焰传播能力。

3 结论

本文对 NOFBx 推进剂的火焰传播特性进行了常温常压下的燃烧试验研究,通过开展不同推进剂配方、不同毛细管直径的系列对比试验,得到结论如下:

1) 稳定剂 St 的加入对预混气体的火焰传播特性产生显著影响。在本文的研究范围内,稳定剂的

添加量越大,其对预混气体的火焰传播特性抑制效果越强,表现为不锈钢毛细管防回火临界直径的增大。

2) 预混气体配方变化引起的试验实测爆轰速度的变化趋势与 C-J 理论爆轰速度相一致,即稳定剂的加入会降低预混气体的爆轰速度,且在本文的研究范围内,稳定剂占比增加,预混气体爆轰速度下降。

3) 通过对比试验,得到几种不同配比 NOFB_x 推进剂的毛细管临界直径范围。例如,9:1 配比的 N₂O-C₂H₄ 预混气体在长度 1 000 mm 的毛细管中的防回火的临界直径在 0.5~0.7 mm 之间,而 9:1:*x* 配比的 N₂O-C₂H₄ 预混气体在长度 1 000 mm 的毛细管中的防回火的临界直径在 0.7~1.2 mm 之间。针对实际发动机所采用的较短毛细管,需要开展进一步的试验确定其防回火临界直径。

参考文献:

- [1] 孙威,方杰,蔡国飙. N₂O 单组元微推进系统贮箱自增压特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1290-1293.
- [2] 王栋,梁国柱. 氧化亚氮双组元发动机热力性能计算分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(1): 44-50.
WANG D, LIANG G Z. Calculation and analysis of thermodynamic performance for nitrous oxide bipropellant engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(1): 44-50.
- [3] GIBBON D, PAUL M, JOLLEY P, et al. Energetic green propulsion for small spacecraft[C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City, UT. Reston, Virginia: AIAA, 2001: 3247.
- [4] WERLING L K, HASSLER M, LAUCK F, et al. Experimental performance analysis (c * & c * efficiency) of a premixed green propellant consisting of N₂O and C₂H₄ [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017: 5069.
- [5] 李智鹏,蒋榕培,王亚军,等. 氧化亚氮基绿色单组元推进剂火焰传播速度研究[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. 西安:中国航天第三专业信息网, 2016.
- [6] 魏豪. NOFB_x 推力器内燃烧及传热特性数值模拟[D]. 北京:北京交通大学, 2018.
- [7] 李智鹏,孙海云,蒋榕培,等. 乙烯-氧化亚氮层流预混燃烧过程研究[J]. 火箭推进, 2018, 44(5): 37-42.
LI Z P, SUN H Y, JIANG R P, et al. Study on premixed laminar combustion process of ethylene/nitrous oxide mixture[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(5): 37-42.
- [8] 张锋,杨伟东,胡洪波,等. 氧化亚氮/乙烯推进剂预混燃烧特性试验研究[J]. 火箭推进, 2019, 45(3): 41-47.
ZHANG F, YANG W D, HU H B, et al. Experimental investigation of premixed combustion characteristics of N₂O/C₂H₄ propellants[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(3): 41-47.
- [9] YANG X S, HONG X, DONG W. Investigation on self-pressurization and ignition performance of nitrous oxide fuel blend ethylene thruster[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82/83: 161-171.
- [10] 朱成财,韩伟,于忻立,等. 氧化亚氮基单元复合推进剂技术研究述评[J]. 火箭推进, 2016, 42(2): 79-85.
ZHU C C, HAN W, YU X L, et al. Review of nitrous-oxide-based composite monopropellants technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(2): 79-85.
- [11] 郑东,熊鹏飞,钟北京. NOFB_x 新型绿色推进剂燃烧化学反应动力学模型[J]. 物理化学学报, 2019, 35(11): 1241-1247.
- [12] WERLING L, JOOB Y, WENZEL M, et al. A premixed green propellant consisting of N₂O and C₂H₄: experimental analysis of quenching diameters to design flashback arresters[J]. International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 2018, 17(3): 241-262.
- [13] 曾祥敏. N₂O 基复合燃料的安全特性研究[D]. 南京:南京理工大学, 2019.
- [14] BORMAN G L, RAGLAND K W. Combustion Engineering[M]. New York: McGraw-Hill, 1998.
- [15] 颜秉健,张博,高远,等. 气相爆轰波近失效状态的传播模式[J]. 爆炸与冲击, 2018, 38(6): 1435-1440.
- [16] GORDON S, MCBRIDE B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. Part 1: analysis[M]. USA: NASA, 1994.
- [17] MCBRIDE B J, GORDON S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. II: manual and program description[M]. USA: NASA, 1996.
- [18] ZELEZNIK F J, GORDON S. Calculation of detonation properties and effect of independent parameters on gaseous detonations[J]. ARS Journal, 1962, 32(4): 606-615.
- [19] 喻健良,管清韦,闫兴清,等. 初始条件对管道内爆轰波传播特性影响研究[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(4): 126-131.
- [20] 管清韦. 扰动下惰性气体对爆轰波传播影响实验研究[D]. 大连:大连理工大学, 2018.