典型喉衬材料抗过载烧蚀性能的实验研究*

王立武^{1,2},田维平^{1,3},郭运强²,林志远¹

(1.西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室,陕西西安 710072;
 2.西安航天动力技术研究所,陕西西安 710025;
 3.航天动力技术研究院,陕西西安 710025)

摘 要:为了掌握固体火箭发动机典型喷管喉衬材料的抗过载烧蚀性能,通过地面旋转模拟过载实验系统,开展了20g和30g高横向过载下的三种喉衬材料抗过载烧蚀性能研究。结果表明,在高横向过载下喷管喉衬会出现偏烧蚀现象,即过载区域喉部烧蚀厚度远大于非过载区域;与非过载区域相比,过载区域喉部烧蚀率显著增大,且过载区域喉部烧蚀率随着横向过载的增加而显著增大,20g横向过载下,高强石墨材料的喉部烧蚀率增大到12.43倍,30g横向过载下,高强石墨材料的喉部烧蚀率增大到20.53倍;在高横向过载下,轴编C/C抗过载烧蚀性能最好,无纬布针刺C/C次之,高强石墨最弱。在高过载和非过载下,喉衬材料的烧蚀性能优劣将发生根本变化,在过载下固体发动机喷管设计过程中应该予以重视。

关键词:固体火箭发动机;烧蚀;过载;喷管;喉衬材料 中图分类号:V435.14 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2020) 10-2367-07 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190633

Experimental Study of Anti-Acceleration Erosion Capability for Typical Throat Materials

WANG Li-wu^{1,2}, TIAN Wei-ping^{1,3}, GUO Yun-qiang², LIN Zhi-yuan¹

(1. Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Institute of Aerospace Propulsion, Xi'an 710025, China;

3. Research Institute of Aerospace Propulsion, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to understand the anti-acceleration erosion(ablation) capability of typical nozzle throat materials in solid rocket motor(SRM), a simulation system of rotating overload test was designed and implemented. Various kinds of experiments were conducted to investigate the anti-acceleration ablation capability of three kinds of throat materials under 20g and 30g lateral acceleration. Results show that the erosion thickness of nozzle throat in the acceleration direction is significantly higher than that in the non-acceleration direction, which is defined as throat deviant erosion. Compared with non-acceleration region, a sharp rise in the nozzle throat's ablation rate is observed in the acceleration region as the lateral acceleration direction is 12.43 and 20.53 times greater than those in the non-acceleration direction when the lateral acceleration reaches 20g and 30g, respectively. Under high lateral acceleration, in-plane C/C composite has a better anti-acceleration ablation capability capability of the section of the section ablation capability and 30g.

引用格式:王立武,田维平,郭运强,等.典型喉衬材料抗过载烧蚀性能的实验研究[J].推进技术,2020,41(10):2367-2373. (WANG Li-wu, TIAN Wei-ping, GUO Yun-qiang, et al. Experimental Study of Anti-Acceleration Erosion Capability for Typical Throat Materials[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10):2367-2373.)

^{*} 收稿日期: 2019-09-16; 修订日期: 2019-11-24。

通讯作者:王立武,博士生,研究领域为固体火箭发动机设计。E-mail: wangliwu41@126.com

bility, following C/C composite using a needled perform and high strength graphite, respectively. Furthermore, the erosion capability of throat materials may has a fundamental change under acceleration and non-acceleration conditions, which should be taken into account during the design of nozzle under high lateral acceleration condition.

Key words: Solid rocket motor; Erosion; Acceleration; Nozzle; Throat material

1 引 言

喉衬作为固体火箭发动机的关键部件,对发动 机性能和工作安全性都有重要影响^[1]。C/C复合材料 以其良好的热物理性能,广泛用作固体发动机喷管 喉衬材料^[2-6]。在发动机工作过程中,由于喉衬表面 承受非常高的热流,将引起喉衬材料的烧蚀^[7],随之 而来的喉部面积的增大会显著降低发动机推力和性 能^[1-5]。因此,了解喉衬烧蚀对喷管设计是至关重 要的。

目前,国内外学者在地面环境下开展了大量关 于石墨和 C/C 喉衬烧蚀的研究。Klager^[8]认为石墨的 退移主要依赖于燃烧室压强和燃气中H,O和CO,的 化学反应, Acharya等^[7]发现在7~55MPa内喷管退移 速度与压强几乎呈线性增长的关系, Golovina^[9]和 Libby 等^[10]研究了C_{(a}与H₂O和CO₂化学反应的动力 学参数, Delaney 等^[11]、McDonald 等^[12]分析了燃气氧 化组分从核心主流区到喷管壁面扩散的影响, Vignoles 等^[13]和Aspa等^[14]在微米尺度和毫米尺度分析 了 C/C 材料喉衬的退移模式, Lachaud 等[15-16]建立了 C/C 材料从微观到宏观的烧蚀模型, Vignoles 等^[17]从 材料角度提出了碳基材料的烧蚀观点,Liggett等^[18], Zhang 等^[19]分析了燃气流动的三维影响, Thakre 等^[20] 采用欧拉-拉格朗日方法分析了粒子对喷管表面的 作用,Turchi等^[21]采用数值方法研究了壁面辐射和粗 糙度对石墨喉衬热化学烧蚀性能的影响。

随着高机动性能战术导弹技术的发展,对高横向过载下固体发动机的工作稳定性和安全性提出了越来越高的要求^[22]。高横向过载会引起发动机流场中凝相粒子的局部聚集^[23-24],导致喷管喉衬烧蚀异常增大,造成发动机内弹道曲线异常下降。然而,由于几乎没有关于过载条件下喷管喉衬烧蚀性能的相关实验研究,仍未掌握典型喉衬材料的抗过载烧蚀性能水平,在高横向过载条件下喷管设计过程中难以合理选择喉衬材料,严重制约了高横向过载条件下喷管的结构设计;同时,由于无法精确预示高横向过载下发动机工作压强、推力、工作时间等性能,并对导弹的飞行过程控制产生了十分不利的影响。

为此,本文通过地面旋转模拟过载实验,开展了 典型喉衬材料抗过载烧蚀性能研究,描述了典型过 载条件下喉衬材料的宏观烧蚀形貌,分析了过载区 域和非过载区域喉部烧蚀情况,对比了无纬布针刺 C/C,轴编C/C和T705高强石墨的抗过载烧蚀性能, 以期对过载条件下喉衬材料的选择、喷管结构的精 细化设计、发动机内弹道性能的精确预示提供依据。

2 实验方法

2.1 实验系统

为了研究典型喉衬材料的抗过载烧蚀性能,设 计并建立了一套地面旋转模拟过载实验,见图 1^[25]。 该系统利用质点绕定轴匀速旋转会产生向心加速度 的动力学理论,使实验发动机绕定轴旋转,将产生的 离心过载转换为特定的横向、轴向过载,模拟不同的 飞行过载条件。系统包括实验发动机、配重发动机、 旋转台和电机。在系统工作过程中,电机为系统提 供动力,通过控制电机转速,带动旋转台以固定的角 速度(ω)绕定轴旋转,实验发动机和配重发动机将绕 旋转台作匀速旋转运动。因此,通过控制实验发动 机和配重发动机与旋转台的倾斜角,可以模拟实验 发动机在特定的横向、轴向过载条件下工作。



Fig. 1 Simulation system of rotating overload test

实验发动机承受过载的计算方法为

$$a = \omega^2 R / 9.8 \tag{1}$$

$$a_{t} = a \cdot \cos\alpha \tag{2}$$

$$a_n = a \cdot \sin \alpha \tag{3}$$

式中a是实验发动机的综合过载,a,是轴向过

载, *a*_n是横向过载, ω是旋转体的角速度, *R* 是实验发动机的旋转半径, α 是实验发动机与旋转台的倾斜角。

2.2 实验发动机

在本文的研究中,使用一个小型固体发动机用 作实验发动机^[26],见图 2。实验发动机由燃烧室、点 火器和实验喷管组成,喷管包括收敛段、背壁、喷管 喉衬和扩张段,见图 3。收敛段、背壁和扩张段材料 分别为碳纤维、碳布缠绕和高硅氧绝热层。本文使 用 Al/AP/HTPB 推进剂研究过载条件的影响,燃烧室 预估压强为 10MPa,通过计算化学平衡,影响热化学 烧蚀的主要化学组分和粒子浓度见表 1,燃气压强、 燃气温度和氧化铝质量浓度分别为 10MPa, 3500K 和 28.3%。







Fig. 3 Schematic diagram of experimental nozzle

Table 1	Primary chemical compositions of SRM
combus	tion products in the combustion chamber

Species	Mole concentration/(mol/kg)
H_2O	3.45
CO_2	0.32
ОН	0.14
Al_2O_3	2.77

2.3 烧蚀材料

本文研究的喉衬材料包括无纬布针刺 C/C,轴编 C/C,石墨材料。无纬布针刺 C/C 是与文献[27]相同的材料,采用无纬布/炭纤维网胎叠层,接力针刺的方法将网胎中的纤维垂直刺人无纬布,形成准三维结构(也称 2.5 维)纤维预制体,无纬布按 0°/90°/0°/90° 正交铺层,见图 4。轴编 C/C 是与文献[28-29]相同的 C/C 材料,增强体和基体分别是 T300碳纤维和煤焦油 沥青,碳棒直径是 1.5mm,碳棒之间的距离是 4mm,纤 维束编织成六角形,三个方向(*X*,*Y*,*Z*)以 120°角排 列,见图 5。石墨材料是 T705高强石墨,是一种高密 度、高强度、结构均匀、耐烧蚀性能较好的优质石墨 材料,可以认为是一种无预制体的各向同性结构,与 文献[30]使用的 T705 石墨材料相同,见图 6。

3 结果和讨论

3.1 实验环境

为了有效对比典型过载条件下三种常用喉衬材 料的烧蚀性能,使用上述地面旋转模拟过载实验系 统进行了六组实验,除喉衬材料不同外,发动机结 构、推进剂参数等完全相同,燃烧室设计压强和工作 时间为10.0MPa和5.5s,实验前喷管喉衬主要结构尺 寸见图7。表2给出了不同喉衬材料的烧蚀实验条 件,1#,2#发动机喉衬材料为无纬布针刺C/C,3#,4# 发动机喉衬材料为轴编C/C,5#,6#发动机喉衬材料 为T705高强石墨。由于发动机工作压强波动<10%, 工作时间波动<8.82%,对喉部烧蚀率的影响较小,故 本文忽略发动机工作压强和工作时间波动对试验结 果的影响。



Fig. 4 Structural diagram of the needled preform



Fig. 5 Structural diagram of in-plane C/C composite



Fig. 6 Structural diagram of T705 graphite



Fig. 7 Schematic diagram of small nozzle throat

 Table 2
 SRM experimental conditions for different throat materials

SRM No.	Lateral overload/g	Axial overload/g	Pressure/MPa	Time/s
1#	20	18	10.98	5.05
2#	30	20	10.60	5.19
3#	20	18	9.89	5.63
4#	30	20	10.11	5.58
5#	20	18	10.16	5.38
6#	30	20	9.77	5.64

3.2 实验结果

图 8 给出了三种喉衬材料喷管的实验后喉衬烧 蚀结果,可以看出,在非过载区域(图中红色区域以 外的喉衬),喷管喉衬型面近似圆形,表明喉衬烧蚀 较为均匀。然而,在过载区域(图中红色区域),喷管 喉衬均出现一条明显的沟槽。与非过载区域相比, 过载区域喉部烧蚀厚度显著增大,本文将该现象定 义为喉衬偏烧蚀。

3.3 抗过载烧蚀性能对比分析

表3和图9给出了喷管喉部烧蚀数据,其中 δ_n 和 r_{a} 表示非过载区域喉部烧蚀厚度和喉部烧蚀率, δ_{a} 和 r。表示过载区域喉部烧蚀厚度和喉部烧蚀率。在20g 和 30g 横向过载下,非过载区域无纬布针刺 C/C 的喉 部烧蚀率为0.069mm/s和0.055mm/s,轴编C/C的喉部 烧蚀率为 0.073mm/s 和 0.084mm/s, 高强石墨的喉部 烧蚀率为 0.056mm/s 和 0.043mm/s; 过载区域无纬布 针刺 C/C 的喉部烧蚀率为 0.549mm/s 和 0.595mm/s, 轴 编 C/C 的喉部烧蚀率为 0.379mm/s 和 0.482mm/s, 高强 石墨的喉部蚀率为0.696mm/s和0.883mm/s。与非过 载区域相比,过载区域三种材料喉衬的喉部烧蚀率 显著增大,无纬布针刺C/C的喉部烧蚀率增大到7.95 ~ 10.82倍,轴编C/C的喉部烧蚀率增大到5.49~5.88 倍,高强石墨的喉部烧蚀率增大到12.43~20.53倍。 此外,横向过载由20g增加到30g时,非过载区域三 种材料喉衬的喉部烧蚀率变化不大,过载区域三种 材料喉衬的喉部烧蚀率显著增大,无纬布针刺C/C的 喉部烧蚀率增大了 8.38%, 轴编 C/C 的喉部烧蚀率增 大了 27.18%, 高强石墨的喉部烧蚀率增大了 26.87%。

因此,针对文中的 Al/AP/HTPB 推进剂和高横向 过载条件,三种喉衬材料的抗过载烧蚀性能差异显 著,轴编 C/C 抗过载烧蚀性能最好,无纬布针刺 C/C 次之,高强石墨最弱。在高横向过载条件下喷管设 计过程中,建议优先选择抗过载烧蚀性能较好的轴 编 C/C 材料作为喉衬材料,在保证固体发动机结构可 靠性的前提下,实现喷管结构的精细化设计,并为发 动机内弹道性能的精确预示奠定基础。

 Table 3
 Ablation results of nozzle throat

SRM No.	$\delta_{ m n}/ m mm$	δ_{a}/mm	$r_{\rm n}/(\rm mm/s)$	$r_{\rm a}/({\rm mm/s})$
1#	0.348	2.772	0.069	0.549
2#	0.285	3.088	0.055	0.595
3#	0.388	2.134	0.073	0.379
4#	0.458	2.690	0.084	0.482
5#	0.301	3.744	0.056	0.696
6#	0.243	4.980	0.043	0.883

3.4 烧蚀现象初步分析

影响喉衬材料烧蚀的外部因素较多,主要包括碳的升华、表面异相化学反应(热化学烧蚀)以及机械侵蚀。针对文中的Al/AP/HTPB推进剂和高横向过载条件,喷管喉衬温度瞬间升高,碳的升华和表面异



(d) Throat of 2# SRM (e) Tthroat of 4# SRM (f) Throat of 6# SRM Fig. 8 Typical post-test results of nozzle ablation under overload conditions



Fig. 9 Comparison of nozzle throat erosion rate between overload and non-overload region

相化学反应引起喉衬材料的质量损失,对喉衬的影 响总体上是沿着喉衬径向均布的,不会导致喉衬出 现如图8所示的沟槽现象,故认为碳的升华和表面异 相化学反应不是引起喉衬偏烧蚀的原因。然而,燃 气中凝相粒子(Al₂O₃/Al)的运动具有随机性,发动机 工作过程中,横向过载会改变粒子运动轨迹,凝相粒 子将偏向过载方向运动并引起粒子的局部聚集^[23-24], 增加了过载区域粒子对喉衬材料的侵蚀,加剧过载 方向的机械侵蚀,该种烧蚀机制将会导致喉衬出现 如图8所示的沟槽现象,故认为机械侵蚀的加剧是导 致喉部偏烧蚀的主要原因。

针对文中的三种材料,高强高密石墨是一种高 密度、高强度、结构均匀的石墨材料,在非过载区域 抗烧蚀性能较好,但是在过载区域,由于材料烧蚀方向无纤维(预制体)抗粒子侵蚀,抗机械侵蚀能力较弱;同理,无纬布针刺C/C在材料烧蚀方向有碳纤维抗粒子侵蚀,抗机械侵蚀能力增强,轴编C/C在材料烧蚀方向有更多的碳纤维抗粒子侵蚀,抗机械侵蚀能力更强。因此,在过载区域同等粒子侵蚀的条件下,烧蚀材料预制体性能决定了其抗过载烧蚀性能的强弱,故本文三种喉衬材料的抗过载烧蚀能力为: 轴编C/C>无纬布针刺C/C>高强石墨。

4 结 论

本文将小型固体发动机用作实验发动机,通过 地面旋转模拟过载实验,开展了三种典型喉衬材料 抗过载烧蚀性能研究,针对文中的发动机结构和过 载条件,得到主要结论如下:

(1)在高横向过载条件下,喷管喉衬会出现偏烧 蚀现象,即过载区域喉部烧蚀厚度明显大于非过载 区域,且这种趋势随着横向过载的增大而愈发显著。

(2)与非过载区域相比,过载区域喉部烧蚀率显 著增大,且过载区域喉部烧蚀率随着横向过载的增 加而显著增大,20g横向过载下无纬布针刺C/C、轴编 C/C和高强石墨的喉部烧蚀率分别增大到7.95倍、 5.49倍和12.43倍,30g横向过载下已增大到10.82 倍、5.88倍和20.53倍。

(3)针对文中的高横向过载条件和三种喉衬材

料,轴编C/C材料抗过载烧蚀能力最强,无纬布针刺 C/C材料抗过载烧蚀能力次之,T705高强石墨材料抗 过载烧蚀能力最弱。在高横向过载条件下喷管设计 过程中,建议优先选择抗过载烧蚀性能较好的轴编 C/C材料作为喉衬材料,在保证固体发动机结构可靠 性的前提下,实现喷管结构的精细化设计,并为发动 机内弹道性能的精确预示奠定基础。

致 谢:感谢西安航天动力技术研究所李耿研究员对地 面旋转模拟过载实验给予的技术支持、感谢张飞高级工 程师对喉衬烧蚀数据测量给予的帮助。

参考文献

- [1] 杨 飒,李 江,王文斌,等.C/C喉衬烧蚀性能的实验研究[J]. 固体火箭技术,2009,32(3):284-287.
- [2] Kuo K K, Keswani S T. A Comprehensive Theoretical Model for Carbon-Carbon Composite Nozzle Recession
 [J]. Combustion Science and Technology, 1986, 42(3-4): 145-164.
- [3] Borie V, Brulard J, Lengelle G. Aerothermochemical Analysis of Carbon-Carbon Nozzle Recession in Solid– Propellant Rocket Motors [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(6): 665-673.
- Lachaud J, Vignoles G L, Gohyeneche J M, et al. Ablation in Carbon/carbon Composites: Microscopic Observations and 3D Numerical Simulation of Surface Roughness Evolution [M]. USA: Ceramic Transactions Series, The American Ceramic Society, 2006.
- [5] Thakre P K, Yang V. Graphite Nozzle Material Erosion in Solid-Propellant Rocket Motors[R]. AIAA 2007-778.
- [6] Qin F, Peng L N, Li J, et al. Numerical Simulations of Multiscale Ablation of Carbon/Carbon Throat with Morphology Effects [J]. AIAA Journal, 2017, 55 (10) : 3476-3485.
- [7] Acharya R, Kuo K K. Effect of Pressure and Propellant Composition on Graphite Rocket Nozzle Erosion Rate[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(6): 1242– 1254.
- [8] Klager K. The Interaction of the Efflux of Solid Propellants with Nozzle Materials [J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 1977, 2(3): 55-63.
- [9] Golovina E S. The Gasification of Carbon by Carbon Dioxide at High Temperatures and Pressures [J]. Carbon, 1980, 18(3): 197-201.
- [10] Libby P A, Blake T R. Burning Carbon Particles in the Presence of Water Vapor [J]. Combustion and Flame, 1981, 41(2): 123-147.
- [11] Delaney L J, Eagleton L C, Jones W H. A Semiquantita-

tive Prediction of the Erosion of Graphite Nozzle Inserts [J]. AIAA Journal, 1964, 2(8): 1428-1433.

- [12] McDonald A J, Hedman P O. Erosion of Graphite in Solid-Propellant Combustion Gases and Effects on Heat Transfer[J]. AIAA Journal, 1965, 3(7):1250-1257.
- [13] Vignoles G L, Aspa Y, Quintard M. Modeling of Carbon-Carbon Composite Ablation in Rocket Nozzles [J].
 Composites Science and Technology, 2010, 70 (9) : 1303-1311.
- [14] Aspa Y, Quintard M, Lachaud J, et al. Idetification of Microscale Ablative Properties of C/C Composites Using Inverse Simulation[R]. AIAA 2006-2911.
- [15] Lachaud J, Aspa Y, Vignoles G L. Analytical Modeling of the Steady State Ablation of a 3D C/C Composite [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(9-10): 2614-2627.
- [16] Lachaud J, Vignoles G L. A Brownian Motion Technique to Simulate Gasification and Its Application to C/C Composite Ablation [J]. Computational Materials Science, 2009, 44(4): 1034-1041.
- [17] Vignoles G L, Lachuad J, Aspa Y, et al. Ablation of Carbon-Based Materials: Multiscale Roughness Modeling
 [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(9): 1470-1477.
- [18] Liggett N D, Menon S. Simulation of Nozzle Erosion Process in a Solid Propellant Rocket Motor[R]. AIAA 2007-776.
- [19] Zhang J, Jackson T L, Najjar F, et al. Multi-Physics Numerical Simulation of Erosion in Rocket Nozzle [R]. AIAA 2009-833.
- [20] Thakre P, Rawat R, Clayton R. Mechanical Erosion of Graphite Nozzle in Solid-Propellant Rocket Motor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(3): 593-601.
- [21] Turchi A, Bianchi D, Thakre P, et al. Radiation and Roughness Effects on Nozzle Thermochemical Erosion in Solid Rocket Motors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(2): 314-324.
- [22] 曹 军,郭颜红,邢 强.高过载条件下固体火箭发动机工作稳定性研究[J].航空兵器,2014,21(1): 33-36.
- [23] 何国强,王国辉,蔡体敏,等.过载条件下固体发动 机内流场数值模拟[J].推进技术,2002,23(3):182-185. (HE Guo-qiang, WANG Guo-hui, CAI Ti-min, et al. Numerical Simulation on 3-D Two-Phase Flow Field in SRM with Acceleration Load[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3):182-185.)
- [24] 陈福振,强洪夫,高巍然,等.固体火箭发动机内气

粒两相流动的 SPH-FVM 耦合方法数值模拟[J]. 推进 技术, 2015, 36(2): 175-185. (CHEN Fu-zhen, QIANG Hong-fu, GAO Wei-ran, et al. Numerical Simulation of Gas-Particle Two-Phase Flow in SRM with SPH-FVM Coupled Method [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(2): 175-185.)

- [25] 田维平,许团委,王健儒.过载下燃烧室粒子特性与
 绝热层烧蚀研究进展[J].固体火箭技术,2015,38
 (1):30-66.
- [26] 王立武,田维平,郭运强,等.固体火箭发动机喷管 喉衬烧蚀研究进展[J].固体火箭技术,2019,42(2): 135-142
- [27] 李 艳,崔 红,郑 蕊,等.无纬布/网胎叠层针刺

C/C 材料的制备及性能[J]. 新型炭材料, 2017, 32 (1): 56-62.

- [28] Peng L N, He G Q, Li J, et al. Effect of Combustion Gas Mass Flow Rate on Carbon/Carbon Composite Nozzle Ablation in a Solid Rocket Motor [J]. Carbon, 2012, 50 (2): 1554-1562.
- [29] Li Q, Li J, He G Q, et al. Erosion of Carbon/Carbon Composites Using a Low-Velocity, High-Particle-Concentration Two-Phase Jet in a Solid Rocket Motor [J]. Carbon, 2014, 67: 141-145.
- [30] 苏君明,周绍建,薛宁娟,等.喷管热环境对碳基材 料喉衬烧蚀率的影响[J].新型炭材料,2018,33(5): 442-448.

(编辑:梅 瑛)