针栓变推力固体火箭发动机动态响应特性研究*

马宝印1,李军伟1,王兴起2,宋岸忱1,张智慧1,王宁飞1

(1. 北京理工大学 宇航学院,北京 100081;2. 内蒙古动力机械研究所,内蒙古 呼和浩特 010010)

摘 要:为了解针栓式固体发动机的动态响应特性,基于可变等效喉部面积的调控内弹道模型,研究了针栓型面及其调节过程对发动机动态响应的影响。结果表明:针栓式变推力固体发动机响应时间以及推力响应的动态特性与针栓移动速度、针栓型面以及推进剂压力指数密切相关。发动机响应时间由针栓移动时间和针栓移动造成的压力延迟时间组成;随针栓移动速度增大,针栓移动过程与压力延迟过程相对比重发生变化,使得响应时间先快速缩短后趋向于定值,由32ms缩短至11.6ms,而推力过冲逐渐增大,但在针栓打开过程中响应时间更短,推力过冲更大,并且计算表明压力和等效喉部面积的相对变化率决定了推力过冲;随着正压力指数的增大,压力调节范围增大,推力过冲和响应时间均增加,而负压力指数的推进剂明显缩短响应时间,抑制推力过冲;凸型面针栓能够缩短响应时间同时降低推力过冲,可根据等效喉部面积相对变化率获得最佳型面曲率,使得响应时间和推力过冲最小。

关键词:针栓;固体火箭发动机;动态响应;响应时间;推力过冲

中图分类号: V435.12 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 10-2161-12 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190784

Simulation on Dynamic Response Characteristics of Pintle Variable Thrust Solid Rocket Motor

MA Bao-yin¹, LI Jun-wei¹, WANG Xing-qi², SONG An-chen¹, ZHANG Zhi-hui¹, WANG Ning-fei¹

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;2. Inner Mongolia Power Machinery Institute, Hohhot 010010, China)

Abstract: In order to investigate the dynamic response characteristics of the pintle solid rocket motor, based on the adjustable internal elastic model with variable equivalent throat area, the effects of the pintle profile and adjusting process on the dynamic response characteristics of the motor were studied. The results show that the dynamic characteristics for the response time and the thrust response are closely related to the pintle speed, the pintle profile and the propellant pressure index in pintle variable thrust solid rocket motor. The response time is composed of the time of pintle movement and the pressure delay time caused by pintle movement in the motor. With the increase of pintle speed, the relative proportion of the pintle movement and pressure delay process changes, so that the response time first decreases rapidly and then tends to a fixed value, from 32ms to 11.6ms, while the thrust overshoot increases gradually. During the opening process of pintle, the response time is shorter and the thrust overshoot is larger, the calculation shows that the relative variation rate of pressure and equivalent throat area determines thrust overshoot. With the increase of positive pressure index, the variation range of pressure determines thrust overshoot.

作者简介:马宝印,博士生,研究领域为针栓式变推力发动机和不稳定燃烧。E-mail: mabyin123@163.com

^{*} 收稿日期: 2019-11-13; 修订日期: 2020-01-03。

通讯作者:李军伟,博士,副教授,研究领域为微尺度燃烧、不稳定燃烧和发动机设计。E-mail: david78lee@bit.edu.cn

引用格式: 马宝印,李军伟,王兴起,等. 针栓变推力固体火箭发动机动态响应特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10):
 2161-2172. (MA Bao-yin, LI Jun-wei, WANG Xing-qi, et al. Simulation on Dynamic Response Characteristics of Pintle Variable Thrust Solid Rocket Motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10):2161-2172.)

sure increases, and the thrust overshoot and response time also increase. Compared with positive pressure index, the propellant with negative pressure index significantly shortens the response time and suppresses the thrust overshoot. The convex pintle can also reduce the response time and thrust overshoot at the same time. According to the relative variation rate of the equivalent throat area, the best curvature of the pintle can be obtained to minimize the response time and thrust overshoot.

Key words: Pintle; Solid rocket motor; Dynamic response; Response time; Thrust overshoot

1 引 言

固体火箭发动机因其推力固定,调节困难,严重 影响了飞行器的机动灵活性。针栓式变推力固体火 箭发动机改变了传统固体火箭发动机的这一缺点, 能够调节燃烧室压力,实时控制推力大小。20世纪 90年代中期,Aerojet在弹射座椅救生系统(PEPS)^[1-2] 项目中实现16.7:1的推力调节比。20世纪90年代中 后期^[3],美国实现20:1的最大推力调节比,并成功应 用到导弹系统中。

然而针栓式变推力固体火箭发动机推力调节的 关键问题之一就是快速响应过程,此过程决定了推 力调节的动态响应性能,是实现飞行机动性和灵活 性的必要因素。近年来,国内外针对针栓式固体火 箭发动机快速响应问题的研究工作还比较少。国内 西北工业大学的李娟等[4-6]通过数值模拟,研究了针 栓移动过程对喷管出口压强的影响,最大程度地发 挥发动机性能。唐金兰等^[7]研究发现,瞬时压力存在 明显的延迟,且针栓移动速度越大,延迟现象越明 显。Christina Davis^[8-9], Hyun Ko等^[10]从燃烧室气体 质量守恒方程出发,结果表明较大燃烧室自由容积 的压力延迟更严重,达到平衡的时间更长。Junyoung Heo等^[11]采用滑动网格方法,研究发现是喷管喉部反 射到燃烧室的波与从喷管喉部反射到喷管出口的波 之间的时间差导致响应的延迟。李娟等[12]通过动网 格技术,研究表明针栓移动过程对流场特性的影响 与发动机自由容积相关。武渊等[13]实验研究表明推 力调节相对喉栓运动有一定延迟,且延迟时间随调 节比的增大而延长,但并未说明原因。王毅林 等[14-15]通过非同轴式变推力发动机试验系统,把此 响应问题归结为推进剂动态响应速率慢。魏祥庚 等[16-17]针对压强爬升缓慢的问题也进行了研究,排 除了自由容积的影响,其结果与文献[8-10]仿真结 果不一致,而这种差异主要来源于推进剂在压力快 速变化时的燃烧响应特性[15],实验过程考虑到可靠 安全性,所用推进剂燃速的动态响应速率可能较慢, 并且研究结果也表明推进剂特性是压力响应慢的主 要原因。

综上目前主要研究了自由容积、针栓移动速度、 推进剂正压力指数以及流场等因素对压力响应过程 的影响,但对针栓低速运动(针栓移动时间与燃烧室 压力稳态响应时间在相同量级,此时增加针栓移动 速度能够有效提升动态响应)过程对推力调节的影 响以及由高压向低压调节过程的响应时间总低于从 低压向高压调节过程的问题还缺乏机理分析;对于 推力动态响应过程的推力峰值反向突变现象及控制 问题也少有机理上的研究和抑制措施;而且也缺乏 针对针栓型面以及推进剂正负压力指数对响应时间 和推力过冲影响的研究。

针对以上问题,本文从针栓移动速度、针栓型面 以及压力指数三方面对针栓式变推力发动机动态特 性开展研究,揭示高压向低压调节的优势和原因,并 详细分析推力过冲产生的原因以及降低推力过冲的 可行方法,有利于推力调节的精确控制与发动机结 构设计。

2 计算模型

2.1 针栓发动机物理模型

当喷管喉部插入针栓时,喉衬型面与针栓型面 会组成新的最小流通截面积,形成喷管的等效喉部 面积。由针栓变推力发动机调节原理可知,通过改 变针栓在喷管中的轴向位置,从而改变喷管的等效 喉部面积,调节燃烧室内压力大小,最终实现推力的 调节。因此,为了得到压力动态响应特性,首先需要 获得等效喉部面积随针栓位置的变化关系,以此为 基础计算针栓不同移动速度时,等效喉部面积不同 变化率情况下的燃烧室压力动态响应特性。

图 1 是简化后的二维针栓发动机模型。实线针 栓是初始移动位置,为零位;虚线是针栓移动与喉衬 型面闭合,即终止位置。针栓在初始位置与终止位 置之间往复移动,b代表针栓位置与原点的距离 (mm),其最大移动距离 b_{max}为 7.26mm,喉衬直径为 10.1mm。等效喉部面积由喉衬型面和针栓型面之间 的最小流通截面积(也是最小环形面积)构成。



Fig. 1 Schematic of structure of pintle motor

2.2 等效喉部面积计算方法

喉衬型面与针栓型面组成的环形面积 S_{ij},如式 (1),即喉衬型面任意离散点与针栓型面离散点连线 围绕针栓轴线旋转一周组成的环形面积

$$S_{ij} = \pi \left[r_{i1} r_{ij1} - r_{j2} r_{ij2} \right] \tag{1}$$

式中*i*,*j*分别为正整数,即*i*,*j*=1,2,3……,分别表 示喉衬型面与针栓型面的离散点的个数,其大小取 决于离散节点。

 S_{ij} :喉衬型面第i个点与针栓型面第j个点构成的 环形面积(ac绕y轴旋转一周围成的面积);

 r_{i1} :喉衬型面第i个点到y轴的垂直距离(af);

 r_{i2} :针栓型面第j个点到y轴的垂直距离(cd);

 r_{ij1} :喉衬型面第i个点与针栓型面第j个点连线与 y轴交点到第i个点的距离(ea);

r_{iv}:喉衬型面第*i*个点与针栓型面第*j*个点连线与 y轴交点到第*j*个点的距离(*ec*);

针栓某一位置处,当最小环形面积小于或等于 喉衬喉部面积(80.12mm²),则此最小环形面积为等效 喉部面积;如果最小环形面积大于喉衬喉部面积,此 时喉衬喉部面积大小即为等效喉部面积,如式(2)。

$$A_{\text{Leq}} = \begin{cases} \min(S_{ij}), \min(S_{ij}) \le 80.12 \text{mm}^2\\ 80.12 \text{mm}^2, \min(S_{ij}) > 80.12 \text{mm}^2 \end{cases}$$
(2)

式中 A_{Leq} 为等效喉部面积(mm²)。

根据等效喉部面积算法,得到了针栓不同位置 下的等效喉部面积,如图2所示。

图2是每个针栓位置对应的等效喉部面积A_{Lea}与



等效喉部面积最大值 $(A_{\text{Leq}})_{\text{max}}$ 的比值。从图中可以看出, A_{Leq} 变化主要分为两个阶段。第一阶段是 $0 \le b <$ 3.4mm,此时由上述算法获得的最小环形面积大于喷管喉衬的喉部面积,因此针栓位置不改变 A_{Leq} 大小;第二阶段是3.4mm $< b \le 7.26$ mm,此时等 A_{Leq} 与b近似线性变化,随着针栓向关闭的位置移动,等效喉部面积 A_{Leq} 逐渐减小。当b = 7.26mm时,针栓型面与喉衬型面重合,喷管完全关闭。

2.3 针栓发动机动态响应模型

2.3.1 压力动态响应模型

基于上述等效喉部面积,结合零维内弹道微分 方程,不考虑燃气组分和流场的变化,得到针栓式发 动机燃烧室内压力的动态响应模型。

根据质量守恒原理,即燃烧室内燃气变化率=推进剂燃烧产物质量生成率-喷管流出的质量流率,且 针栓移动过程等效喉部面积实时变化,即A_{Leq}(t)。结 合理想气体状态方程即可得到压力动态响应方程

$$\frac{V_{\rm c}}{RT_{\rm c}}\frac{\mathrm{d}p_{\rm c}}{\mathrm{d}t} = \rho_{\rm b}A_{\rm b}ap_{\rm c}^{n}\left(1 - \frac{p_{\rm c}}{\rho_{b}RT_{\rm c}}\right) - \Gamma\frac{p_{\rm c}A_{\rm t}}{\sqrt{RT_{\rm c}}} \quad (3)$$

式中 $\Gamma = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}, \rho_{\rm e}$ 是燃气密度; $V_{\rm e}$ 是

燃烧室自由容积; ρ_b 是推进剂密度; A_b 是装药燃烧面积;r是装药燃速;a是燃速系数;n是压力指数; p_c 是燃烧室瞬时压力; T_c 是燃烧室温度。

当针栓移动至调节位置,针栓停止运动,燃烧室 压力达到平衡时 dp_e/dt=0,可以得到稳态平衡压力公 式(4)。由式(4)可知,每个等效喉部面积A_{Leq}(每个针 栓位置)对应一个稳态平衡压力p_{eq}。

$$p_{\rm eq} = \left[C^* \rho_{\rm b} a \left(1 - \frac{\rho_{\rm c}}{\rho_{\rm b}} \right) \frac{A_{\rm b}}{A_{\rm t}} \right]^{\frac{1}{1-n}}$$
(4)

由此可见,针栓调节过程有两种类型的压力:燃烧室瞬时压力 p。和稳态平衡压力 peq。 pe是由于针栓

以一定的速度移动,引起 A_{Leq} 变化,导致燃烧室压力 随时间变化; p_{eq} 是由于针栓停止至指定位置, A_{Leq} 不 变,此时工作过程与常规固体火箭发动机类似,燃烧 室内压力经过压力上升段之后平衡, $p_{e}=p_{\text{eq}}$ 。压力响 应时间简称响应时间 t_{re} ,即为从压力初始变化时刻至 燃烧室压力 p_{e} 到达稳态平衡压力值 p_{eq} 的99%时刻之 间的时间差。

2.3.2 推力动态响应模型

发动机产生的推力F。如式(5)

$$F_{\rm c} = C_{\rm F} p_{\rm c} A_{\rm teg} \tag{5}$$

发动机推力随针栓的移动不断变化,对式(5)进 行数学变换之后,得到发动机推力动态响应模型, 如式(6)

$$\frac{\mathrm{d}F_{\mathrm{c}}}{\mathrm{d}t} = F_{\mathrm{c}} \left(\frac{1}{p_{\mathrm{c}}} \frac{\mathrm{d}p_{\mathrm{c}}}{\mathrm{d}t} + \frac{1}{A_{\mathrm{Leq}}} \frac{\mathrm{d}A_{\mathrm{Leq}}}{\mathrm{d}t} \right) = F_{\mathrm{c}} \left(\alpha_{p_{\mathrm{c}}} + \alpha_{A_{\mathrm{Leq}}} \right) \quad (6)$$

式中 $\alpha_{p_e} = \frac{1}{p_e} \frac{1}{dt}; \alpha_{A_{Leq}} = \frac{1}{A_{Leq}} \frac{1}{dt}$ 。定义 α_{p_e} 为压 力相对变化率, $\alpha_{A_{Leq}}$ 为等效喉部面积相对变化率,即 时间变化1s引起的压力或等效喉部面积相对变化 量。由 p_e 和 A_{Leq} 的变化关系可知,等效喉部面积 A_{Leq} 越 小,瞬时压力 p_e 越大,故当 $\alpha_{A_{Leq}} + \alpha_{p_e} > 0$ 时,推力变化 率大于零,推力增加;当 $\alpha_{A_{Leq}} + \alpha_{p_e} < 0$ 时,推力变化率 小于零,推力降低。

推力上升过程: $\alpha_{p_{a}} > 0, \alpha_{A_{a}} < 0$

$$\begin{aligned} \alpha_{A_{Leq}} + \alpha_{p_e} &= \alpha_{p_e} - \left| \alpha_{A_{Leq}} \right| \\ 推力下降过程: \alpha_{p_e} < 0, \alpha_{A_{Leq}} > 0 \\ \alpha_{A_e} + \alpha_{p_e} &= \alpha_{A_e} - \left| \alpha_{p_e} \right| \end{aligned}$$

表1所示,其中M为混合燃气的平均分子量。考虑到 实际过程高温燃气对针栓的烧蚀问题^[18]严重影响推 力调节过程,故选取较低温推进剂参数,也便于与已 开展的实验进行对比。

3 结果和讨论

本文研究了针栓移动速度、针栓型面以及推进 剂压力指数对针栓变推力发动机压力响应时间和推 力动态响应特性的影响,获得了不同参数对发动机 动态特性响应的影响规律。

3.1 计算模型验证

为验证计算模型的准确性,本文选用了一组针 栓频率调节过程下燃烧室内压力动态响应的实验数 据。对比了频率调节下的平均压力和压力波动幅 值,结果表明,误差均在5%以内,此计算模型能够较 为准确地研究变推力固体火箭发动机动态的响应 特性。

图 3 为实验装置示意图,由两个喷管组成,针栓 控制一个喷管喉部面积,其行程为 5.5mm,另一个喷 管常开,使得发动机的喉部面积始终在两个大于零 值范围内变化,防止针栓完全关闭时燃烧室压力过 高,破坏发动机。因此根据以上计算模型,此时发动 机喷管的等效喉部面积如A_{ttest}=A_{tconst}+A_{teq},其中A_{tconst} 为常开喷管喉部面积,A_{ttest}是两个喷管的发动机等效 喉部面积。

实验过程推进剂高温燃气由入口进入,两个喷管出口排出,同时针栓在全开和全闭两个位置,以



(a) Reciprocating movement of pintle at 15Hz



(b) Physical process of pintle movementFig. 3 Schematic diagram of experimental device

Table 1 Parameters of propellant and hot gas used in calculation

Propellant			Gas				
n	$a/(\operatorname{mm}/(s \cdot (MPa)^n))$	$ ho_{\rm b}/({ m g/cm^3})$	k	$T_{\rm c}/{ m K}$	$C_{\rm p}/({\rm kg}\cdot{\rm K}))$	M	$R_{\rm g}/(\mathrm{J}/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{K}))$
0.25	4.18	1.8	1.25	2323	1.8456	23.712	350.6

15Hz的频率往复移动,针栓行程为5.5mm,此时等效 喉部面积的变化如图3(a)所示,通过压力传感器采 集燃烧室内的压力动态波动数据。

如图 4 所示,是实验过程测量的压力动态波动数据。可以看出燃烧室压力表现出周期性的动态波动特性,这是由针栓周期性移动导致等效喉部面积周期性变化而引起。图中蓝色曲线是动态压力变化平均值,简称平均压力 \overline{p}_{e} ,红线是压力动态波动过程的最大值 $p_{e,max}$,则压力动态波动幅值 $p'_{e} = p_{e,max} - \overline{p}_{e}$ 。但在 0~3.5s期间平均压力存在一个缓慢上升过程,初步认为是由初始时刻燃面未全部点燃引起,此后压力在设计值附近波动,平均压力与压力波动幅值均保持稳定状态。由于本文计算模型中,假设推进剂无异常燃烧情况,因此计算结果与实验过程压力稳定波动段的数据进行对比,结果如图 5 所示。



Fig. 4 Pressure fluctuation in pintle regulation with 15Hz



Fig. 5 Comparison between simulation and experimental data

由图5中可以看出,在压力波动稳定阶段,平均 压力均保持不变,计算结果与实验数据比较精确地 保持一致性,整个稳定波动阶段的平均压力误差在 0~3.6%;而压力波动值随时间有缓慢降低的趋势,此 时的计算结果与实验数据在变化趋势和数值大小 上均相吻合,此时的误差在0~5%。因此本文的动态 计算模型能够较为准确地预测发动机的动态响应 特性。

通过针栓频率动态调节实验,获得了压力随等效喉部面积变化的压力动态响应波动曲线。虽然压力动态波动范围较小,这是由针栓调节频率较大引起的,但完全能够体现出发动机的动态响应过程。并且计算结果与实验数据误差较小(在5%以内),数值与变化趋势均能够保持较好的一致性,也为进一步研究变推力发动机一般动态响应特性奠定了基础。

3.2 变推力发动机动态响应过程

通过针栓频率调节的动态特性对比可知,本文的计算模型能够较为准确地预测发动机的动态响应 过程。为了进一步了解针栓式发动机的一般动态特 性,首先研究了针栓以速度 v=0.6m/s移动时,燃烧室 压力和推力随时间的变化特性。由图 2 可知,当 b> 3.4mm时,针栓的移动才能够调节等效喉部面积大 小,改变燃烧室压力。计算过程,以针栓从 3.5mm处 以速度 v=0.6m/s移动至 6mm 位置,然后停止 40ms,最 后以相同速度移动至 3.5mm 位置处为一个计算周期, 研究针栓移动过程变推力发动机的动态特性。

图6是预测的推力和燃烧室压力动态变化过程。 与调节原理相同,燃烧室压力和推力会因针栓的移 动而改变,然而,图中有四个值得注意的现象。一是 针栓驱动停止后,燃烧室压力和推力持续变化,经过 一段时间后稳定,即压力和推力均存在延迟问题;详 细过程如下文图7所示,针栓停止时刻与稳态压力存 在压力延迟,且延迟量随针栓移动速度而不同;二是 推力和压力需要经过一定的变化过程才能达到平 衡,即响应时间t_a,如下文图7所示,正是由于针栓移 动过程和压力延迟过程共同导致t"的变化;对于这两 种现象,在实验过程中也表现得很明显,如参考文献 [10]中开展的仿真与冷气实验;三是针栓移入和移 出过程(即燃烧室压力上升和下降过程)中,燃烧室 压力和推力的动态变化过程也存在差异,如下文图8 所示,压力响应的不同过程,响应时间大小具有明显 的差异;四是推力在初始调节阶段呈现出相反的变 化趋势,即当针栓向喷管喉部移动时,尽管燃烧室压 力单调增大(区域I),但推力先减小后增大,当针栓从 喷管喉部移出时,尽管燃烧室减小,推力也是先增大 后减小(区域II);详细过程如下文图9所示。在西工 大[4,14-15]前期开展的实验以及文献[19-20]中的实验, 推力过冲的现象都非常明显。

针对上述变推力发动机动态响应过程经常出现



的现象,基于针栓发动机动态响应模型,继续深入研究了燃烧室压力和推力动态响应特性,揭示其机理过程。

3.3 针栓移动速度对动态响应的影响

3.3.1 针栓移动速度对响应时间t_的影响

在针栓调节过程中,一般比较关心的是燃烧室 压力从针栓移动开始至燃烧室压力p。达到稳态平衡 压力peq之间的响应时间,即燃烧室压力响应时间tee 因为tee决定了飞行器的快速响应特性和机动性能。 针对此问题,仿真计算了燃烧室压力随针栓调节的 变化特性,结果如图7所示。在0.005s时刻针栓以速 度v=0.10,0.15,0.25,0.45,1.00m/s移动至6mm位置 处,待pe达到稳态平衡压力peq后,在0.055s时刻,针栓 再以相同速度至初始位置(3.5mm),完成一个调节过 程(针栓位于 3.5mm位置处,燃烧室的平衡压力为 3.8MPa)。

从图7可以看出,燃烧室压力响应过程主要分为 三个过程。第一过程为燃烧室压力p。的上升过程,针 栓由3.5mm位置移动至6mm位置,A_{Leq}减小,燃烧室 压力p。上升至p_{eq};第二过程是针栓停止移动,A_{Leq}不 变,燃烧室压力p。=p_{eq},保持稳定;第三过程是燃烧室 压力p。的下降阶段,针栓由6mm位置移动至3.5mm 位置,A_{Leq}逐渐增大,p。下降至初始时刻压力值。由图 中①和②虚线可以看出,针栓停止移动时压力存在 一定延迟,且与针栓移动速度相关性很大。这是由 于喷管喉部处的压力变化引起燃烧室内压力响应需 要一段时间,则针栓速度越大,燃烧室压力在针栓移 动过程的响应时间越短,导致压力越低,延迟量越 大。并且针栓移动过程与压力延迟过程所占比重随 针栓速度的变化而逐渐改变,针栓速度越大,压力延迟过程所占比重越大。

针栓不同移动速度下响应时间如图8所示。在



压力上升过程(针栓由 3.5mm 移动至 6mm 位置),当 针栓速度 v 由 0.1m/s 增加至 1.1m/s, t_n由 32.2ms 减小 为11.6ms,并且逐渐趋向稳定于定值,即压力延迟时 间,由图7可知这是由于压力延迟过程逐渐成为主要 部分; 而当v由 0.1m/s 增加至 0.45m/s 时, t_m减少了 18ms,降低了56%,此时针栓移动速度的增加很明显 加快了 p_e 的响应,当v继续增加至1.1m/s, t_m 仅降低了 17.7%,此时增大针栓速度对p。响应提升越来越小。 这是由针栓移动过程与压力延迟过程在动态响应过 程所占比重的变化引起的,由图7可知,当v<0.45m/s 时,针栓移动过程占主要部分。因此,此时增大针栓 移动速度明显减小响应时间,反之针栓移动速度的 影响逐渐减弱。这种差异性在文献[5]中也有体现, 由于针栓移动速度的增大,流场的非稳态特性逐渐 占主导地位,即压力延迟过程更加重要。在压力下 降过程,随着针栓移动速度增大,tre由 26.4ms减小至 7.0ms,并且始终小于上升过程的响应时间。

综上所述,燃烧室压力上升过程的响应时间总 是大于下降过程,并且针栓移动速度的影响程度不 同。这是由于在针栓相同移动速度情况下,下降过



Fig. 8 Response time at different moving speed of pintle in different process

程初始压力更大,导致压力变化率更大,压力变化更快,引起的压力延迟量更小,也就降低了压力响应时间 *t_{re}*。因此,推力调节过程,由高压向低压调节明显快于低压向高压调节过程,有利于推力的快速响应。 3.3.2 针栓速度对推力响应的影响

由针栓式变推力发动机调节原理可知,针栓移 动改变燃烧室压力,最终输出推力,从而实现推力调 节。由推力公式可知,针栓最终调节的推力大小由 推力系数 C_F,燃烧室压力 p_e和等效喉部面积 A_{Leq}决定, 而推力系数 C_F变化较小,可近似为常数。

由前文可知,针栓移动过程燃烧室压力p。和等效 喉部面积A_{Leq}变化剧烈,且变化趋势相反,瞬时响应 过程不同,对推力调节的综合作用也产生影响。因 此需要进一步研究针栓速度对推力响应的影响,对 发动机动态工作特性进行分析。分别取针栓移动速 度 v=0.15,0.25,0.45,0.60,1.00,2.00m/s,研究发动机 推力随针栓移动速度的动态响应特性。

图9中下图是推力上升过程的局部放大,更清楚 地观察针栓停止移动时刻对应的瞬时推力变化时 刻。由图9可知,推力动态响应过程相比于压力响 应,明显存在两个不同的现象。一是在针栓移动速 度范围内,推力动态响应过程都存在反向推力尖峰 F_{peak},称为推力过冲^[21],并且文献[4]实验中在针栓调 节过程也出现明显的推力过冲。此推力尖峰值与针 栓速度相关,如图9所示,当针栓速度由0.15m/s增加 至2.00m/s时,上升过程F_{peak}由495.4N降低至251.2N, 下降过程F_{peak}由719.5N增加至1150.6N。二是反向 推力尖峰值出现的时刻不同,推力上升过程反向尖 峰值出现在针栓停止移动时刻,并且出现在推力尖 峰值之前,推力变化率随针栓的速度增大而增大。 推力下降过程此尖峰出现时刻与针栓速度相关,针 栓速度越快,此尖峰越靠近针栓停止时刻。

(1) 推力过冲定义

本文将推力过冲 ΔF 定义如下:推力尖峰值 F_{peak} 与稳态推力值 F_{eq} 差值的绝对值与稳态推力 F_{eq} 的比值,如式(7)

$$\overline{\Delta F} = \frac{\left|F_{\text{peak}} - F_{\text{eq}}\right|}{F_{\text{eq}}} \tag{7}$$

由图9可知,推力峰值在推力上升和下降过程变 化相反。值得注意的是,推力上升过程出现推力过 冲时, F_{peak} 始终小于 F_{eq} ,因此 ΔF <1。

(2) 推力过冲分析

推力响应过程推力过冲对发动机推力控制精度



Fig. 9 Thrust dynamic response characteristics at different moving speeds of pintle

产生影响,并有可能引起控制系统的误动作,从而影 响发动机推力调节的性能和效果^[21]。文献[10]归结 为喷管喉部的质量流率突变的影响,文献[22]中认 为是针栓运动引起流场突变形成的,但都未在机理 上说明推力过冲产生的原因。本文根据推力动态变 化模型并结合数值计算结果,得到了推力动态响应 过程出现过冲的原因,也为针栓调节提供了指导。

由推力动态响应模型可知,推力过冲即是推力 变化率的问题,由 α_{p_e} 和 $\alpha_{A_{Leq}}$ 的相对大小变化引起。 如图 10 所示,针栓移动速度 v=0.15,0.60,2.00m/s,图 中虚线是针栓移动停止时刻, $\alpha_{A_{Leq}} = 0$,则 p_e 直至达到 p_{eq}, α_{p_e} 才为零。

由图 10(a)可以看出,当 v=0.15m/s 时, α_{p_e} 与 $\left| \alpha_{A_{Leq}} \right|$ 变化趋势基本一致,导致推力缓慢增长,随着针 栓速度增大, $\left| \alpha_{A_{Leq}} \right|$ 与 α_{p_e} 差值越来愈大,导致 $\alpha_{A_{Leq}}$ + $\alpha_{p_e} < 0,推力下降。当针栓停止移动(图中竖直虚线$ $位置),<math>\alpha_{p_e} > 0, \alpha_{A_{Leq}} = 0,使得推力又逐渐增大。由于$ 压力延迟与针栓速度正相关,而等效喉部面积不存 $在延迟,则针栓速度越大,<math>\left| \alpha_{A_{Leq}} \right|$ 变化率越大, α_{p_e} 变化 率越小,导致 $\alpha_{A_{Leq}}$ + α_{p_e} 越大,推力过冲越大。



pintle

如图 10(b)所示,是推力下降过程 α_{p_e} 与 $\alpha_{A_{Leq}}$ 的变 化趋势,可以看出两者出现交点,即A,B,C点,也是 推力极大值(推力尖峰值)点,在交点左侧 α_{p_e} 始终小 于 $\alpha_{A_{Leq}}$ 且针栓速度越大,差值越大,导致下降过程推 力过冲越大。相比推力上升过程,推力下降过程出 现的推力过冲更大,由于推力下降过程开始调节时 的推力*F*_e更大,导致推力变化率(d*F*_e)/dt更大,引起 的推力过冲也就较大。

综上所述,针栓不同移动速度引起 α_{p_e} 和 $\alpha_{A_{Leq}}$ 相 对大小的变化,导致推力过冲。且针栓速度越大, $\alpha_{A_{Leq}}$ 增长越快,而由于压力延迟, α_{p_e} 相对增长较慢,推 力负增长率也就越大,导致推力过冲越大。由于推 力下降过程开始调节时的推力(632.3N)大于上升过 程初始调节时的推力(445.6N),导致下降过程推力变 化率(dF_e)/dt更大,因此引起的推力过冲也就更大。 因此,一方面,可以通过调节针栓移动速度改变 α_{p_e} 和 $\alpha_{A_{Leq}}$ 的相对大小,针栓快进慢出,降低推力过冲;另一 方面,设计针栓和喷管型面获得最佳 $\alpha_{A_{Leq}}$,满足快速 响应和较小的推力过冲。

3.4 针栓不同型面对动态响应的影响

由推力过冲可知,等效喉部面积的相对变化率 与压力的相对变化率大小决定了推力过冲大小,而 等效喉部面积的相对变化率与针型面直接相关,因 此,继续研究了不同针栓型面下压力与推力的动态 响应过程。

针栓型面如图 11 所示,有五种曲面形状,分别为 圆型面(Sur_A),即针栓头部外轮廓由圆曲线构成, 其他型面构成也是如此,椭圆型面(Sur_B),抛物型面 (Sur_C),双曲型面1(Sur_D)以及双曲型面2 (Sur_E),这五种型面又可分为凸型面(区域I)和凹型 面(区域II),即针栓型面曲率变化趋势相反。每种型 面均可通过其特征参数控制针栓型面的曲率大小。 计算过程每种针栓型面的直径 d_p=12mm和针栓头部 高度 h=5mm。



图 12 是针栓不同型面下的等效喉部面积变化曲 线。可以看出,凸型面针栓的等效喉部面积随针栓 位置变化趋势基本一致,其变化率与针栓型面的曲 率变化范围相关,即针栓型面曲率变化范围越大,等 效喉部面积的变化范围和变化率越小。但对于型面 Sur_E的针栓,等效喉部面积变化规律明显不同,从 图中可以看出,此时等效喉部面积有一个平台段,即 针栓位置的变化不改变等效喉部面积大小,然后等 效喉部面积快速下降。

图 13 是燃烧室瞬时压力 p。与响应时间 tre 随针栓



Fig. 12 Variation of $A_{t,eq}$ with profile surface of pintle

型面的变化特性。此时针栓的调节过程是压力调节 比不变,不同型面的针栓分别以v=0.6m/s从b=0mm 位置移动至p。=14.67MPa位置处。由于不同型面的 针栓其等效喉部面积变化特性不同,因此为保持压 力调节比不变,使得针栓移动行程不同,这也是引起 响应时间不同的原因之一。



Fig. 13 Variation of p_{e} and t_{re} with profile surface of pintle

以压力上升响应过程为例,如图 13(b),可以看 出不同型面针栓引起的响应时间 t_{re}均随着针栓移动 速度的增大而缩短,但不同型面针栓的 t_{re}变化特性不 同。针栓相同移动速度下型面 Sur_E 的针栓对应的 t_{re}始终最大,型面 Sur_B 的针栓对应的 t_{re}最小,为 13.3ms,型面 Sur_D,Sur_C和 Sur_A 的针栓对应的 t_{re} 依次降低,并且不同型面针栓对应 t_{re}的差值随针栓速 度的增大而逐渐减小,即在低速区相比其他型面的 针栓,型面 Sur_B 的针栓能够大幅减小 t_{re},随着针栓 速度的增大,t_{re}减小量越来越小,所有凸型面针栓对 应的 t_{re}趋向一致,但始终明显小于型面 Sur_E 针栓的 t_{re},这是由于型面 Sur_E 针栓的等效喉部面积平台区 引起的。

如图 14 是发动机推力响应过程随针栓型面的变化特性。由图 14(a)可知,当针栓移动速度与推力调

节比一定时,不同针栓型面下推力响应时间与推力 过冲明显不同,并且对推力上升过程的影响更大。 因此,取不同型面下推力上升过程的推力过冲,根据 式(7)计算得到图14(b)。



Fig. 14 Variation of F_c and $\overline{\Delta F}$ with profile surface of pintle

从图 14(b)中可以看出,所有针栓型面下 $\overline{\Delta F}$ 均随针栓移动速度的增大而增大,推力过冲越来越严重。针栓在不同速度下,型面 Sur_E 针栓对应的 $\overline{\Delta F}$ 始终最大,推力过冲最严重;型面 Sur_C 对应的 $\overline{\Delta F}$ 最小,推力过冲最弱,且当 v<0.4m/s 时,型面 Sur_B,Sur_D 以及 Sur_C 对应的 $\overline{\Delta F}$ (为便于区分有无推力过冲,此三个数据点的 $\overline{\Delta F}$ 未取绝对值)均小于0,即无推力过冲现象。因此,相比型面 Sur_E 的针栓,凸型面针栓更有利于推力的精确控制。

综上所述,当针栓速度与推力调节比不变时,型面 Sur_E针栓使压力响应时间 t_{ee}更大,推力过冲也更严重。因此,针栓设计过程应该尽量避免有 Sur_E型面,对于凸型面针栓,其针栓头部的曲率变化率范围越大,等效喉部面积的变化范围越小,使得响应时间t_{ee}越小,同时也导致推力过冲增大,设计过程需要综合考虑。

3.5 压力指数对动态响应的影响

由于压力指数是推进剂燃烧速度的关键参数之一,对推进剂燃速的动态响应特性有一定的影响。因此,研究不同压力指数n对发动机推力调节动态响应的影响,为推进剂的选择提供依据。

3.5.1 不同压力指数n的动态响应过程

取正推进剂压强指数 n=0.25,0.3,0.4,0.5,0.6, 负压强指数 n=-0.25,-0.4,-0.6,-0.8,-1,为尽量减 小针栓移动对响应过程的影响,取针栓的移动速度 v =2m/s,针栓位置由 3.5mm 移动至 6mm,等效喉部面 积变化比不变,计算结果如图 15 所示。当n变化时, 每个等效喉部面积对应的 F_{eq}也改变,为了便于对比



(b) Variation ratio of the pressure and thrustFig. 15 Dynamic response characteristics of motor with different pressure index *n*

不同压强指数下发动机动态响应特性,对压力和推 力数据进行无量纲处理。图中压力比和推力比为等 效喉部面积变化引起的压力变化之比和推力变化 之比。

如图 15(a),是不同压力指数下压力与推力的动态响应特性,可以看出压力与推力变化比均随压力指数的增大而增大,且推力过冲也与压力指数表现出强烈的相关性。从图 15(b)可以看出,当n>0时,n 越大,压力比变化率越大,反之n<0时,n的绝对值越大,压力比及其变化率越小。当n>0时,推力与压力 变化规律类似,更易实现大范围的推力调节,但对发动机壳体设计要求较高,推力下降过程的推力过冲 也更加严重;当n<0时,n绝对值越大,推力变化范围 也越大,推力过冲量越小。因此,负压力指数推进剂 降低燃烧室压力变化比,同时增加推力变化比,并抑 制推力过冲。

3.5.2 压力指数 n 对响应时间 t_w的影响

分析不同压力指数对针栓式发动机推力响应时 间的影响。图 16是推力和压力响应时间 t_{re} 随推进剂 指数n的变化关系。从图中可以看出,随着压力指数 n的增加, t_{re} 也逐渐增大。当n>0时,n由 0.25增大至 0.6, t_{re} 在上升过程由 12.8ms增大至 27.8ms;在下降过 程由 6.2ms增加至 21ms,推力响应时间与压力响应时 间相一致。当n<0时,n由-0.25降低至-1, t_{re} 在上升 过程由 4.8ms增大至 6.9ms;在下降过程,由 2.9ms增 加至 4.3ms。因此,负压力指数推进剂对应的 t_{re} 明显 小于正压力指数推进剂对应的 t_{re} ,并且正压力指数推 进剂对应的 t_{re} 随n的变化率更大。



Fig. 16 Variation of t_{re} with pressure index *n*

因此不同压力指数情况下,推力响应时间与压 力响应时间基本一致,下降过程响应时间t_{re}明显小于 上升过程t_{re},与前文所述规律相同。并且,负压力指 数n的绝对值越大,t_{re}越小,且明显小于正压力指数 的t_{re},有利于推力调节的快速响应。

3.5.3 压力指数 n 对推力过冲的影响

分析不同压力指数对针栓式发动机推力过冲的 影响,计算结果如图 17 所示。可以看出, ΔF 基本随 压力指数的增加而增加,当n>0时,推力上升过程的 ΔF 略有降低的趋势,但降低量很小;并且在n=0时, 推力上升过程与下降过程的 ΔF 出现断点,这是由于 压力指数n由正变为负时,推力变化趋势相反,如图 15(a)所示,即正压力指数的推力上升过程对应的是 负压力指数的下降过程,反之亦然。所以在n=0处, 正n推力上升过程的 ΔF 与负n推力下降过程的 ΔF 连续,反之亦然。

当n>0时,变化范围 $0\sim0.6$, $\overline{\Delta F}$ 在推力上升过程 由0.47降低至0.41,在下降过程由0.77增加至1.34, 当0<n<0.3时,推力下降过程 $\overline{\Delta F}$ 的变化率几乎不变, 然后随n的增大而快速增大,并且始终大于上升过程 的 $\overline{\Delta F}$ 。当n<0,由0降低至-1时, $\overline{\Delta F}$ 在推力上升过程 由0.77降低至0.04,在下降过程由0.47降低至0.16; 并且推力上升过程与下降过程 $\overline{\Delta F}$ 的大小关系在 n=-0.15时出现转变,即当-0.15<n<0时,推力上升过程的 $\overline{\Delta F}$ 更大,反之当n<-0.15时,推力上升过程的 五F更小,与正压力指数的 $\overline{\Delta F}$ 变化规律不同。随着负 压力指数n的绝对值增大, $\overline{\Delta F}$ 在推力的上升和下降 过程均明显降低,并且相比于正压力指数的 $\overline{\Delta F}$ 更小。



综上所述,正压力指数的增大有利于提高推力 调节范围,并使得推力上升过程的 ΔF 对推力动态响 应的影响相对减弱,同时也会导致 t_{re} 与推力下降过程 的 ΔF 快速增大,不利于推力调节的快速响应与精确 控制。而负压力指数推进剂能够明显减小推力过冲 和响应时间,并在降低燃烧室内压力比的同时增大 推力比调节范围。

4 结 论

通过对针栓式变推力固体火箭发动机动态响应 问题进行研究,本文所得主要结论如下:

(1)针栓移动速度与响应时间 t_{re} 和推力过冲密切 相关;针栓移动速度对响应时间的影响随针栓移动 过程所占比重的降低而减弱,导致响应时间快速降 低,后趋向于定值,由 32ms减小至11.6ms;而推力过 冲,由 α_{pe} 和 $\alpha_{A_{Leq}}$ 的相对大小决定,针栓速度对 $\alpha_{A_{Leq}}$ 影 响很大,可通过优化型面设计获得最佳 $\alpha_{A_{Leq}}$,降低推 力过冲;且相比于低压向高压调节过程(上升过程), 高压向低压调节过程的初始压力和推力更大,使得 压力和推力变化率大,导致响应时间更低,推力过冲 更大。

(2)凹型面针栓使得响应时间 t_{re}更长,并且推力 过冲也更严重,针栓设计过程应尽量避免凹型面;对 于凸型面针栓,其针栓头部越大的曲率变化率范围, 使得 t_{re}越短,同时也易导致推力过冲增大,设计过程 需综合考虑。

(3) 正压力指数推进剂更易引起较为严重的推力过冲,且随 n 的增大而增大,同时也增大压力与推力的调节范围和 t_{re}; 而负压力指数推进剂可明显抑制 推力过冲, 缩短 t_{re}, 并在降低燃烧室内压力比的同时 增大推力比调节范围, 有利于快速响应和精确控制。

参考文献

- Joseph D Baum, Rainald Lohner. Numerical Simulation of Pilot/Seat Ejection from an F-16[R]. AIAA 97-0783.
- [2] Kevin A Wise, Joseph S Brinker. Linear Quadratic Flight Control for Ejection Seats [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(1): 15-22.
- [3] 白 毅,何晓东.未来陆军的网络化精确攻击导弹 [J].飞航导弹,2009,(5):1-5.
- [4] 李 娟,李 江,王毅林,等. 喉栓式变推力发动机
 性能研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 505-509.
- [5] 李 娟. 喉栓发动机推力调节特性研究[D]. 西安:西 北工业大学, 2007.
- [6] 李 娟,李 江. 喉栓式固体火箭发动机喷管性能影
 响研究[J]. 弹箭与制导学报, 2007, 27(3): 154-157.
- [7] 唐金兰,宋慧敏,李进贤,等.基于动网格的喉栓式 推力可调喷管内流场数值模拟[J].固体火箭技术, 2014,37(5):634-639.
- [8] Christina Davis. Variable Thrust Solid Propulsion Control Using Labview[R]. AIAA 2003-5241.
- [9] Christina Davis. Demonstration of Solid Propulsion Control Through Use of Pintle Technology [D]. Tuscaloosa:

University of Alabama, 2006.

- [10] Hyun Ko, Jihyung Lee. Cold Tests and the Dynamic Characteristics of the Pintle Type Solid Rocket Motor
 [C]. California: 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [11] Junyoung Heo , Kiyeon Jeong , Hong-Gye Sung . Numerical Study of the Dynamic Characteristics of Pintle Nozzles for Variable Thrust [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 230-237.
- [12] 李 娟,王占利,郑 凯,等.喉栓式推力可调固体 火箭发动机动态响应特性数值分析[J].固体火箭技 术,2009,32(1):48-52.
- [13] 武 渊,何国强,孙立刚,等. 喉栓式变推力固体火 箭发动机内弹道调节特性[J]. 固体火箭技术,2009, 32(5):511-513.
- [14] 王毅林. 喉栓式变推力固体发动机原理试验研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- [15] 王毅林,何国强,李 江,等.非同轴式喉栓变推力 固体发动机试验[J].固体火箭技术,2008,31(1): 43-46.
- [16] 魏祥庚,何国强,李 江,等.非同轴式喉栓变推力 发动机压强响应分析[J].固体火箭技术,2009,32

(4): 409-412.

- [17] WEI Xianggeng, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. The Analysis on the Rising Section of Experimental Pressure in Variable Thrust Pintle Solid Rocket Motor [R]. AIAA 2008-4604.
- [18] 王佳兴,魏志军,王宁飞.高燃温喉栓式变推力固体 火箭发动机试验[J].推进技术,2012,33(1):89-92.
 (WANG Jia-xing, WEI Zhi-jun, WANG Ning-fei. High Burning Temperature Experiment on Pintle Controlled Solid Motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1):89-92.)
- [19] Ostrander M, Bergmans J, Thomas M, et al. Pintle Motor Challenges for Tactical Missiles[R]. AIAA 2000-3310.
- [20] Ji Hyung Lee, Hyun Ko. A Study on the Performance Characteristics of Blunt Body Pintle Nozzle [C]. California: 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2013.
- [21] 王佳兴.喉栓式变推力固体火箭发动机性能分析与试验研究[D].北京:北京理工大学,2011.
- [22] 滑利辉,田维平,甘晓松,等. 喉栓式推力可调发动机喷管流场数值模拟[J]. 固体火箭技术,2008,31
 (4):344-349.

(编辑:梅 瑛)