文章编号:1000-8055(2024)07-20220472-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220472

# 针栓式变推力固体火箭发动机中针栓所受载荷

武婷文<sup>1</sup>, 王健儒<sup>2</sup>, 白彦军<sup>1</sup>, 张 璞<sup>1</sup> (1. 西安航天动力技术研究所, 陕西西安 710025; 2. 航天动力技术研究院, 陕西西安 71002)

**摘** 要:为研究不同因素对针栓式变推力固体火箭发动机内流场流动特性、发动机性能参数及针栓所 受载荷的影响,探究其控制性能,采用数值仿真的方法,对不同针栓型面及针栓尾部凹槽设计下的喷管内流 场进行计算研究。结果表明:针栓式变推力固体火箭发动机的推力调节范围很大,针栓受力变化也大;针栓 型面的改变对针栓载荷无显著影响,最大载荷下降 28%;针栓尾部凹槽的设计可以在较大程度上平衡针栓载 荷,最大载荷下降 56%;针栓阀体导流槽的设计对于针栓所受载荷的降低有显著作用,最大载荷下降 91%,大 大增强了针栓式变推力固体火箭发动机的控制性能。

关键 词:针栓;固体火箭发动机;载荷分析;针栓型面;凹槽平衡;导流槽设计
 中图分类号: V435
 文献标志码: A

## Force on the pintle of pintle variable thrust solid rocket motor

WU Tingwen<sup>1</sup>, WANG Jianru<sup>2</sup>, BAI Yanjun<sup>1</sup>, ZHANG Pu<sup>1</sup>

(1. Xi'an Aerospace Solid Propulsion Technology Institute, Xi'an 710025, China;

2. Aerospace Solid Propulsion Technology Institute, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** The influences of different factors on the flow characteristics of the internal flow field, the motor performance parameters and the force on the pintle were studied, and the control performance of the pintle motor was explored. Based on the method of numerical simulation, the flow field in nozzle under different pintle profiles and pintle tail groove designs was calculated and studied. The results showed that the thrust adjustment range of pintle variable thrust solid rocket motor was large, and the force variation of pintle was also large. The change of pintle profile had no significant effect on pintle load, and the maximum load decreased 28%. The design of the tail groove of the pintle can balance the pintle load to a large extent, and the maximum load was reduced by 56%. The design of the guide groove of the valve body of the pintle had a significant effect on reducing the force on the pintle, and the maximum load decreased 91%, which greatly enhanced the control performance of the pintle variable thrust solid rocket motor.

Keywords: pintle; solid rocket motor; load analysis; pintle profile; groove balance; drainage design

固体火箭发动机难以随时调节推力的固有特 性严重影响了飞行器的机动灵活性,大大限制了 其应用范围。推力可调尤其是具备随机调节能力 的固体火箭发动机不同于预设推力的发动机,可 以根据任务实时要求对发动机推力进行调节,并 可对发动机所携带的推进剂能量进行更合理的分

收稿日期:2022-06-30

作者简介:武婷文(1997-),女,硕士生,主要从事针栓式变推力发动机研究。E-mail:wtw17801197808@163.com

引用格式:武婷文, 王健儒, 白彦军, 等. 针栓式变推力固体火箭发动机中针栓所受载荷[J]. 航空动力学报, 2024, 39(7): 20220472. WU Tingwen, WANG Jianru, BAI Yanjun, et al. Force on the pintle of pintle variable thrust solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(7): 20220472.

配,从而使导弹获得更大的射程,扩大作战任务 范围,显著提高导弹的机动性和突防能力。因此, 实现固体火箭发动机的推力随机调节是其发展的 重要目标之一<sup>[1]</sup>。针栓式变推力固体火箭发动机 作为一种推力可调发动机,其具有可实现连续调 节、调节范围大、补偿烧蚀等优点,有着良好的应 用前景,需要进行深入的研究。

有关针栓式变推力固体火箭发动机的研究始 于 20 世纪 60 年代,美国、法国等国的研究机构 与学者对其进行了包括理论分析、数值仿真、试 验验证在内的多方面研究,并于 2003 年完成了世 界首例针栓式变推力固体火箭发动机飞行试验。 同年,针栓式变推力发动机在霍克导弹系统上也 得到成功应用。此外,计划于 2023 年左右进行载 人飞行的美国猎户座飞船逃逸系统中的姿态控制 发动机由固体推进剂气体发生器和 8 个比例控制 针栓调节阀组成,采用多个针栓式喷管周向分布 实现了推力矢量调节<sup>[2-11]</sup>。

国内对于针栓式变推力固体火箭发动机的研 究起步较晚。2007年,李娟等<sup>[12]</sup>首先提出了计算 等效喉部面积的方法。应用数值仿真的稳态计算 方法对针栓式发动机的流场特性进行了模拟,并 通过试验验证了针栓变推力方案的可行性和数值 模型的有效性。之后,国内科研人员的研究方向 主要集中在分析针栓式变推力发动机的稳态流场 和瞬态流场特性、研究多种因素对发动机的性能 影响规律等方面<sup>[13-15]</sup>,提出了不同优化目标下的 针栓型面设计方法<sup>[16-17]</sup>,并开始研究针栓结构应 用于姿轨控发动机的针栓运动时序问题<sup>[18]</sup>。

目前国内对于针栓式发动机的理论和试验研 究的目标基本集中在提高发动机的推力和比冲性 能、改善针栓运动过程的动态响应特性、优化推 力与针栓行程的对应关系等方面,而进行这些研 究的前提是针栓能够正常工作。Lee 等<sup>[19]</sup>提出在 设计针栓式变推力发动机的针栓型面时,可不考 虑其对发动机推力的影响,而应该重点关注作用 于针栓结构上的力,避免载荷过大导致针栓无法 正常工作的情况发生。目前鲜有以减小针栓式变 推力固体火箭发动机中针栓载荷为目标进行的针 对性研究。因此,本文采用数值仿真的方法,对 针栓式变推力固体火箭发动机针栓处于不同位置、 不同针栓构型、不同尾部凹槽设计下的内流场进 行计算,以获得流场分布与针栓所受载荷受不同 因素影响的规律,形成较为完整的结论,并结合 计算结果和文献 [20] 提出了一种带有导流槽的 新型针栓设计方法,以期对针栓式变推力固体火 箭发动机的设计和应用提供参考。

# 1 计算模型

### 1.1 几何模型

本文所用的拉瓦尔喷管以推力为目标参数进 行气动优化设计,并在此基础上对针栓进行匹配 设计得到针栓式变推力固体火箭发动机的设计参 数,针栓头部的直径和高度由发动机推力的调节 范围决定,型面为锥形最为简单,便于进一步研 究。在针栓头部直径与高度确定的基础上,针栓 的构型、尾部凹槽的深度作为设计变量,分别改 变这两个设计参数并进行建模。

1.1.1 基础几何模型

本文研究的针栓式变推力固体火箭发动机的 基础模型如图 1 所示,具体结构参数列于表 1。 以针栓顶部坐标为 x=-2 mm 时作为针栓行程的 起始位置 s=0 mm,向 x 轴方向移动 20.5 mm 为针 栓行程最终位置 s=20.5 mm,在该过程中,等效喉



图 1 针栓式变推力固体火箭发动机结构示意图 Fig. 1 Schematic of structure of pintle variable thrust solid rocket motor

#### 表 1 针栓式变推力固体火箭发动机几何参数

Table 1 Geometric parameters of pintle variable thrust solid

rocket motor		mm	
参数	数值		
燃烧室半径 R <sub>c</sub>	45		
喉部半径 R <sub>t</sub>	17.5		
喷管出口半径 R <sub>e</sub>	53.24		
收敛段长度 L <sub>c</sub>	32		
扩张段长度 Le	82		
喉部平直段长度 L <sub>t</sub>	5		
发动机总长 L	197		
针栓半径 R <sub>p</sub>	17		
针栓头部高度 h	20		
针栓头部半径 R <sub>0</sub>	1		

部面积 A<sub>t,eq</sub> 的变化范围是 853.96~82.74 mm<sup>2</sup>, 扩 张比的变化范围是 10.3~106.6, 其中等效喉部面 积定义为针栓移动过程中针栓头部与喷管壁面之 间形成的最小环形区域面积, 当该面积大于喷管 喉部面积时, 等效喉部面积为初始设计值。 1.1.2 改变针栓型面的几何模型

保持其他设计参数不变,且计算过程中每种 针栓型面的半径 *R*<sub>p</sub>和针栓头部高度 *h* 不变,仅改 变针栓型面,改变后的针栓型面如图 2 所示,有 10 种形状,分别为直线型面(*A*),即针栓头部外轮 廓由直线构成,其他型面构成也是如此,椭圆型 面(*C*)、双曲型面 1~2(*D*~*E*)、抛物型面 1~5 (*F*~*J*),此外,圆柱型面(*B*)的针栓头部由垂直的 两条直线构成。其中区域 I 的针栓头部由垂直的 两条直线构成。其中区域 I 的针栓型面曲率不变, 为锥形;区域 II 的针栓头部直径不变,为圆柱形; 区域 III 与不包括在任一区域中的型面分别为凹型 面和凸型面,即针栓型面曲率变化趋势相反。

采用搜索法计算每个行程离散点处的等效喉 部面积A<sub>tea</sub>得到种针栓型面下等效喉部面积随针 栓行程的变化曲线如图 3 所示。由于喷管的初始 喉部面积与针栓直径相同,在行程范围较大时, 等效喉部面积的初始值和最终值相同,本文涉及 到的针栓行程为 0~20.5 mm。从图 3 可见, 10 种 型面下的等效喉部面积与针栓行程近似呈线性关 系,且在前半段行程中线性关系更明显,型面越 凸,后半段行程中等效喉部面积的非线性更强, 近似于抛物线,且从最大面积到最小面积所经历 的行程更长。其中A、D、E、F、G、J的曲线几乎 重合,说明在锥形型面A的基础上针栓型面变化 程度较小的话对等效喉部面积的变化曲线影响很 小,分析其本质,原因在于这几个型面下构成最 小环形区域的点始终位于针栓头部起始位置,针 栓头部型面的差别不会对等效喉部面积的变化产 生影响。后续计算采用的型面A针栓作用下等



图 2 时性型面示息图 Fig. 2 Profile surface of pintle



图 3 10 种针栓型面  $A_{teq}$  随针栓行程的变化曲线 Fig. 3 Variations of  $A_{teq}$  with pintle position of 10 pintle profiles

效喉部面积与行程的线性关系很强,在针栓式变 推力发动机的工作过程中匀速移动针栓便可以实 现等效喉部面积的线性变化,有助于增强发动机 的调节性能。

1.1.3 改变尾部凹槽深度的几何模型

对针栓作受力分析可知针栓尾部凹槽的设计 可以起到平衡负载的作用,为研究其影响规律, 以针栓型面 *A* 为例,保持其他设计参数不变,仅 改变针栓尾部凹槽深度 *h*<sub>c</sub>,得到的针栓模型如 图 4 所示。



Fig. 4 Tail groove of pintle

#### 1.2 物理模型

考虑到实际应用中采用非同轴进气方式, 建立三维模型,为了提高精度和计算效率,采用 icem软件对计算域进行结构网格划分,并对近壁 面区域和型面复杂区域进行网格加密。以针栓型 面 *A* 进行 网格 无关性 验证,分别取 785 709、 1086 204、1586 688 网格数量计算推力与针栓所 受载荷,计算结果的差值小于 0.2%,如图 5 所示。 因此,在所选网格数量范围内,流场参数的计算 结果与网格数量具有无关性。考虑到计算能力并 保证计算精确性,取网格数为 1086 204, 网格如 图 6 所示。









图 6 针栓式变推力固体火箭发动机计算网格 Fig. 6 Mesh of pintle variable thrust solid rocket motor

## 2 计算参数

求解采用的湍流模型中 re-normalization group (RNG) k-ε能模拟射流撞击、分离流、二次流、旋 流等中等复杂流动, shear stress transfer(SST) k-ω 适用于逆压梯度存在情况下的边界层流动和分离、 转捩, 经过仿真对比发现这两种湍流模型都能较 好地捕捉到针栓影响下的喷管内的流动特性,本 文采用 SST k-ω流模型。

通过试验测得的燃气参数如表 2 所示,其中 $\gamma$  为燃气的比热比,  $T_c$  为入口燃气温度,  $c_p$  为比定 压热容, M 为混合燃气的平均分子量,  $R_g$  为燃气 的气体常数。密度(density)按照理想气体(ideal gas)方程给定, 黏度按照三系数 Sutherland 公式 计算。

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{1.5} \frac{T_0 + T_s}{T + T_s}$$
(1)

式中 $\mu_0$ 是 101 325 Pa、273 K 时的黏度, T 为燃气 温度,  $T_0$ =273.16 K,  $T_s$  为与气体性质有关的常数, 根据燃气组分计算可以得到 $\mu_0$ =1.378 × 10<sup>-5</sup> Pa·s,  $T_s$ =258.58 K。

表 2 燃气参数 Table 2 Parameters of gas

γ	$T_{\rm c}/{ m K}$	$c_p/(J/(kg\cdot K))$	Μ	$R_{g'}(J/(kg\cdot K))$
1.25	1 998.5	1 957	21	395.9

姿控发动机采用多个针栓式喷管周向分布, 理论上保持总喉部面积即可实现燃烧室压力的恒 定,本文的研究背景为姿控发动机中的一部分: 单阀发动机,因此针栓处于不同位置近似认为燃 烧室总压不变。选择非同轴进气口为燃气入口, 边界条件设定为压力入口条件,设置总压为 8.5 MPa,总温为1998.5 K;喷管出口为压力出口, 压力设置为1000 Pa。气相壁面边界条件采用无 滑移及绝热壁面边界条件。假设燃气为纯气相且 流动为冻结流,不考虑热辐射和烧蚀。

# 3 仿真结果与分析

#### 3.1 影响因素与性能评价标准

本文的研究对象为不同设计参数下的针栓式 变推力固体火箭发动机,主要研究内容为喷管内 流场流动特性、推力性能及针栓所受载荷分析。 主要考虑的影响因素为针栓型面和尾部凹槽的设 计参数。通过针栓处于不同位置时的流场仿真结 果确定本文要研究的针栓位置,在该位置上进行 不同设计参数下的流场仿真即可分析得到其影响 规律。

针栓式变推力固体火箭发动机所产生的推力*F*t和作用在针栓上的力*F*。如图7所示。





针栓径向受力平衡,作用在针栓上的力F<sub>p</sub>通 过对作用在针栓头部壁面上的压力进行积分来 计算:

$$F_{\rm p} = 2\pi \int_{L} p_{\rm pintle} a \cos \theta dl \tag{2}$$

式中 *p*<sub>pinte</sub> 为作用在针栓上的压力, *a* 为喉栓上的 点到发动机轴线的垂直距离, *θ* 为喉栓型面与发 动机轴线夹角, *dl* 为喉栓型面的离散。*F*<sub>p</sub>沿 *x* 轴 负方向时定义为正值, 反之为负值。由于针栓式 变推力固体火箭发动机在工作过程中针栓需要往 复运动, 因此针栓所受载荷的绝对值应尽可能小, 从而降低针栓出现折断等问题的可能性, 增强针 栓变推力发动机的控制性能,并有效减小针栓驱 动装置的负载,降低系统的消极质量。

针栓式变推力固体火箭发动机的推力包括喷 管扩张段产生的力和作用在针栓上的力两部分, 推导得到的推力和比冲计算公式为

$$F_{t} = \int_{0}^{R_{e}} \left[ \rho u_{e}^{2} + A_{e} \left( p_{e} - p_{a} \right) \right] dR + F_{p}$$
(3)

$$I_{\rm s} = \frac{F_{\rm t}}{\dot{m}} \tag{4}$$

式中  $R_e$ 为喷管出口半径, $\rho$ 为喷管出口燃气密度,  $u_e$ 为出口处燃气的轴向速度, $A_e$ 为出口面积, $p_e$ 为喷管出口处的压力, $p_a$ 为背压,m为喷管出口 处的燃气质量流率。 $A_e$ 、 $p_a$ 为设计值, $\rho$ 、 $u_e$ 、 $p_e$ 、 m通过流场仿真计算得到, $F_p$ 由式(2)得到。

#### 3.2 不同针栓行程下的流场计算及性能分析

在针栓沿发动机轴向运动的过程中,随着针 栓向喷管喉部延伸,喷管的等效喉部面积减小, 喷管内流场流动的不均匀性逐渐增强。对有型 面*A*针栓介入的喷管分别计算了针栓处于4个位 置时的内流场,表3为4个位置的数据,流场马赫 数(*Ma*)云图见图 8,针栓所受载荷随针栓行程*s* 变化的折线图如图9所示。

表 3 针栓 4 个位置的数据 Table 3 Data for 4 pintle positions

参数	位置1	位置 2	位置 3	位置4	
<i>s</i> /mm	0	11.80	15.30	20.50	
$A_{\rm t,eq}/\rm{mm}^2$	853.96	424.82	297.47	82.74	
$\dot{m}/(kg/s)$	6.24	3.17	2.20	0.64	
$F_{\rm t}/{ m N}$	16314	7 833	5 967	1 633	
$I_{\rm s}/({\rm N}\cdot{\rm s/kg})$	2 614	2 471	2712	2 552	

从图 8 可见, 针栓处于不同位置时喷管内流 场会发生较大变化, 针栓处于位置1时与没有针 栓介入的标准喷管流场差别较小, 流动特征一致, 经过计算得到的出口总压和燃烧室总压之比相较 于标准喷管差值在 5% 以内, 说明在针栓远离喉 部时, 针栓的介入对喷管内流场的影响几乎可以 忽略不计; 随着针栓向喉部延伸, 在针栓头部由 于型面突变产生一道斜激波, 斜激波经喷管壁面 反射到扩张段后段, 且随着针栓向喉部的移动, 斜激波的强度增强, 与扩张段的反射点向下游移 动, 直至移动到喷管出口, 在该过程中扩张段流 场不均匀性增强, 喷管扩张段内及出口的马赫数 增加。



图 8 不同针栓行程下的马赫数分布云图 Fig. 8 Mach number contours at different pintle positions





设定燃烧室压力通过反馈调节其值为定值, 喉部面积的减小造成喷管流量和发动机推力的减 小,而比冲与针栓行程没有明显的线性关系,计 算结果见表 3。从图 9 可见,不同针栓行程下的 针栓所受载荷变化很大,且随着针栓向喉部移动 其受到的载荷逐渐减小,这是由于喷管上游的压 力很大,针栓在初始位置向喉部运动时需要承受 5000N以上的阻力,对于针栓以及驱动装置来说 这都是不合适的。

#### 3.3 针栓型面影响规律

由文中第 3.2 节分析可知,针栓处于位置 4 时 流场的不均匀性最强,针栓型面对流场的影响较 大,针栓所受载荷虽然是最小的,但其值的相对 大小也能代表针栓整个运动过程中所受到的载荷 大小。以下计算结果仅给出针栓处于位置 4 时的 马赫数云图、出口马赫数(*Ma*out)和径向速度 v<sub>r</sub>分 布曲线图,见图 10 和图 11。

从图 10 可见,不同针栓型面介入时的喷管内 流场的基本特性是一致的,在针栓头部都产生了 斜激波,凸型面时针栓头部曲率变化越大,斜激









波与发动机轴向所形成的夹角越小,喷管出口处 受到的斜激波影响越大,出口马赫数增大;反之, 凹型面时针栓头部生成的斜激波与发动机轴向的 夹角较大,斜激波会打到喷管扩张段壁面,出现 激波反射现象,喷管出口的马赫数分布基本没有 受到激波的影响。图 11 中, y=0 mm 处为发动机 轴线位置,从喷管的性能出发考虑,出口处马赫数大,径向速度小有利于减小能量损失,提高比冲效率,分析图中曲线可以看出,针栓为凸型面时出口马赫数大,径向速度分量小,且随着曲率变化增大,这个优势更明显;反之,针栓为凹型面时出口马赫数小,径向速度分量大。

通过计算得到不同型面下针栓处于位置4的 性能参数如表4所示,其中 po@poc为总压恢复系 数,其值越大,激波损失越小。总体上来看凸型 面针栓比凹型面针栓作用下的推力小,针栓所受 载荷小,且在一定范围内随着凸型面针栓的曲率 变化增加,发动机的推力减小,比冲提高,针栓所 受载荷减小,通过计算出口总压与燃烧室总压的 比值发现凹型面的激波损失较大。在型面设计时 不仅要考虑针栓介入下的流场特性以及发动机性 能,还需要考虑等效喉部面积的变化曲线。不过 针栓型面对针栓载荷的影响有限,通过针栓头部 型面的改变无法有效降低针栓运动过程中受到的 载荷,对位置1进行流场仿真得到针栓在位置1 的所受载荷依然很大,考虑到等效喉部面积的变 化排除型面 B,其余 9 种型面中型面 C 针栓所受 载荷最小,为3633 N,相较于初始型面仅下降 28%, 需要通过别的途径实现减小载荷的目标。

表 4 不同型面针栓作用的发动机性能计算结果比较 Table 4 Motor performance with different profile pintles

针栓型面	$F_t/N$	$I_{\rm s}/({\rm N}\cdot{\rm s/kg})$	$F_{\rm p}/{ m N}$	$p_{0,e}\!/\!p_{0,c}$
A	1 633.62	2 678.70	481.58	0.79
В	770.01	2 036.40	-13.92	0.83
С	1 120.48	2 618.10	254.37	0.80
D	1 640.46	2 702.33	459.86	0.83
Ε	1 643.30	2 666.01	457.63	0.75
F	1 660.66	2 688.26	467.68	0.80
G	1 650.94	2 698.42	465.06	0.80
Н	1 580.55	2 726.96	447.72	0.79
Ι	1 199.16	2 651.02	301.92	0.76
J	1 671.68	2 673.12	468.97	0.77

#### 3.4 尾部凹槽设计参数影响规律

由于针栓为对称结构,在针栓位置不发生径 向偏移时受到的径向载荷互相抵消,但是其受到 的轴向载荷很大,且只有一个方向,针栓在向喷 管喉部延伸时受到的阻力很大,通过针栓受力分 析可以得知,针栓通过增加尾部凹槽的设计可以 在一定程度上实现针栓的载荷平衡,如图 12 所示。

由文中第 3.2 节可知针栓处于位置 1 和位置 4 时受到的载荷为针栓运动过程中所受载荷的临 界值,改变凹槽深度 h<sub>e</sub>,分别计算针栓处于位置 1 和位置 4 时的流场,得到的局部压力云图如图 13 所示。从图 13 可见, 凹槽深度的改变不会对压力 分布产生影响, 只会改变针栓的受力面积。针栓 处于位置 1 时, 针栓头部的压力为 5~5.5 MPa, 尾 部凹槽处的压力为 8 MPa, 前后压差不大, 由于凹 槽的受力面积小于针栓头部, 因此针栓在向喉部 运动时还是会受到阻力, 凹槽深度越深, 针栓所 受到的阻力越小, 直至平衡。针栓处于位置 4 时, 针栓头部的压力远小于 4 MPa, 尾部凹槽处的压 力为 8 MPa, 前后大的压差可以抵消受力面积不 同带来的影响, 针栓所受到的合力方向指向喷管 下游, 随凹槽深度增加, 针栓受力增大。





图 13 不同凹槽参数下的局部压力云图

Fig. 13 Pressure contours with different groove parameters

针栓在不同设计参数和工作状态下受到的载荷具体数值如图 14 所示。随着凹槽深度的变化,针栓在位置 1 受到的阻力从 3 168 N 减小到 1 691 N, 但在位置 4 受到的载荷的绝对值却从 1 249 N 增 大到 2 744 N,针栓在工作时会往复运动,所受的 载荷无论是哪个方向,其绝对值都是越小越好。 根据已知数据可知,针栓尾部凹槽的设计会在一 定程度上降低针栓在运动过程中受到的载荷,整 个过程中载荷的最大值可以控制在 2 200 N 左右, 但是对系统仍然是较大的负担。





#### 3.5 带有导流槽的新型针栓型面仿真计算

对文中第 3.2~3.4 节结果分析可知针栓所受 载荷大的原因是针栓的前后压差难以平衡,在不 同的工作状态下针栓头部的压力变化大,即使增 加了尾部凹槽的设计也只能在一定程度上降低针 栓所受载荷,而且凹槽的增加也加大了针栓折断 的风险。要想达到针栓载荷平衡,前后的压差应 尽可能小,通过增加导流槽的设计可以达到平衡 针栓负载的作用,在针栓阀体上开对称的 4 个圆 柱型导流槽,并在针栓尾部构造一个封闭腔,使 其与针栓头部的压力处于一致,在针栓的行程范 围内针栓头部的压力始终处于一个较低值,这样 针栓前后只有面积差和针栓头部压力的逐降分布 产生的受力不平衡,由于针栓头部型面上的压力 值与针栓顶部的压力值相差较小且径向分力不计, 因此该因素对平衡针栓载荷产生的消极影响较 小,带有导流槽的新型针栓型面示意图如图 15 所示。

对原始针栓型面增加凹槽和导流槽,计算针 栓处于位置1和位置4的内流场,得到的马赫数 云图和压力云图如图16和图17所示。可以看出, 导流槽的增加对流场的流动特性没有影响,马赫 数图与原始型面时保持一致,且由于导流槽的作



图 15 带有导流槽结构的针栓型面示意图 Fig. 15 Pintle profiles with drainage design







图 17 内流场压力云图

Fig. 17 Pressure contours of inner flow field

用,压力云图中针栓前后的压力值基本相等,针 栓受力趋于平衡。

表 5 总结了针栓为原始型面、增加凹槽设计 及增加导流槽设计时在位置 1 和位置 4 受到的载 荷数值,正值和负值代表方向,只比较绝对值的 大小。采用增加导流槽设计的新型针栓型面,针 栓在整个运动过程中受到的最大载荷为 476 N, 仅为原始型面受到最大载荷(*F*t<sub>max</sub>=5 071 N)的 9%, 下降 91%,极大程度降低了针栓运动过程中受到 的载荷,增强了针栓式变推力固体火箭发动机的 控制性能,并且本文只验证了导流槽结构在降低 载荷上的能力,还未对导流槽进行优化设计,其 对于降低载荷还有较大的潜力,通过进一步的研 究有望将最大载荷控制在 100 N 以内。

表 5	针栓所受载荷总结			
Table 5	Pintle load summary			

制办则五	位置1		位置4	
钉住型曲	$F_{\rm p}/{\rm N}$	$F_{\rm p}/F_{\rm t,max}$	F <sub>p</sub> /N	$ F_{\rm p}/F_{\rm t,max} $
初始型面	5 071	1	481	0.09
$h_{\rm c} = 2  {\rm mm}$	3 168	0.62	-1 249	0.25
$h_c = 3 \text{ mm}$	2 403	0.47	-2 023	0.40
$h_{\rm c} = 4 \text{ mm}$	1 691	0.33	-2 744	0.54
导流槽设计型面	476	0.09	-77	0.02

## 4 结 论

本文采用数值仿真的方法,以一种针栓式变

推力固体火箭发动机为基础,对其在不同针栓设 计参数下的内流场进行计算,探讨了喷管的流场 分布与发动机性能参数受不同因素影响的规律, 研究目标主要集中在降低针栓运动过程中所受载 荷,计算得到的针栓受力值仅适用于本文采用的 针栓式变推力发动机模型,但减小载荷的方法普 遍适用于其他针栓式发动机。主要结论如下:

1)针栓在沿轴向向喷管下游运动的过程中, 随着针栓行程增大,针栓的介入对喷管内流场影 响增强,针栓头部生成了斜激波,在该过程中针 栓头部的压力降低,针栓运动受到的阻力由 5071N下降到481N,降低了90%。

2)针栓型面的改变对于发动机的推力性能、 比冲效率以及针栓所受载荷的影响很小,对种针 栓型面进行计算,针栓在位置1受到的载荷仍在 5000N左右。设计针栓头部型面时应重点考虑 流场流动的稳定性及等效喉部面积的变化曲线, 使等效喉部面积与针栓位移为线性关系。

3)针栓尾部凹槽的设计不会对喷管内流场 产生影响,并通过改变凹槽深度可以调节其受力, 针栓的整个运动过程中所受载荷的最大值可以控 制在2200N以内,较未增加凹槽的针栓受力减小 了56%,对降低针栓载荷起到了一定程度的作用。

4) 采用增加导流槽设计的新型针栓型面, 针 栓在整个运动过程中受到的最大载荷为 476 N, 下降 91%, 极大程度降低了针栓运动过程中受到 的载荷, 增强了针栓式变推力固体火箭发动机的 控制性能, 通过进一步研究和设计可以将最大载 荷控制在更小的数值。

# 参考文献:

- [1] 苗禾状. 喉栓式可控固体火箭发动机推力调节研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2009.
   MIAO Hezhuang. The study on the performance of pintle controlled thrust solid rocket motor[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2009. (in Chinese)
- [2] SAYLES D C. Development of test motors for advanced controllable propellants[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1975, 12(3): 174-178.
- [3] SEVELLEC J F. Development and testing of carbon/carbon valves and tubing for hot gas flow control[R]. AIAA-1987-1820, 1987.
- [4] COON J, YASUHARA W. Solid propulsion approaches for terminal steering[R]. AIAA-1993-2641, 1993.
- [5] OSTRANDER M, BERGMANS J, THOMAS M, et al. Pintle motor challenges for tactical missiles[R]. AIAA-2000-3310, 2000.
- [6] SMITH-KENT R, LOH H T, CHWALOWSKI P. Analytical contouring of pintle nozzle exit cone using computational fluid dynamics[R]. AIAA-1995-2877, 1995.
- [7] MARQUETTE T, ROCK S, HABCHI S, et al. Numerical simula-

tion of controllable propulsion for advanced escape systems[R]. AIAA-1995-2877, 1995.

- [8] LAFOND A. Numerical simulation of the flowfield inside a hot gas valve[R]. AIAA-1999-1087, 1999.
- [9] PROZAN R, LUKE G. CFD prediction of nozzle flow separation without boundary layer resolution[R]. AIAA-1999-2645, 1999.
- [10] HARISRINIVASAN U, BASKARAN R V, SANAL KUMAR V R. Design of a pintle nozzle for the augmented thrust propulsion using multiple internal expansion waves[R]. AIAA-2018-4483, 2018.
- [11] HARISRINIVASAN U, BASKARAN R V, SANAL KUMAR V R. Numerical studies on augmented thrust vectoring system for pintle nozzle using secondary sonic jet[R]. AIAA-2018-4901, 2018.
- [12] 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.
  LI Juan, LI Jiang, WANG Yilin, et al. Study on performance of pintle controlled thrust solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 505-509. (in Chinese)
- [13] 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.
  WANG Yilin, HE Guoqiang, LI Jiang, et al. Experiment on noncoaxial variable thrust pintle solid motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(1): 43-46. (in Chinese)
- [14] SONG Anchen, WANG Ningfei, LI Junwei, et al. Transient flow characteristics and performance of a solid rocket motor with a pintle valve[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(12): 3189-3205.
- [15] 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 Baoyin, LI Junwei, WANG Xingqi, et al. Simulation on dy-

namic response characteristics of pintle variable thrust solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10): 2161-2172. (in Chinese)

[16] 邓恒,李志浩,张时空,等.基于零维内弹道模型的变推力 发动机喉栓型面设计与工作特性研究[J].推进技术,2022, 43(11): 39-48.

DENG Heng, LI Zhihao, ZHANG Shikong, et al. Pintle profile design method based on zero-dimensional interior ballistic model and performance for variable thrust motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(11): 39-48. (in Chinese)

 [17] 王鹏宇,王政涛,武泽平,等.多工况下变推力固体发动机 喉栓喷管型面一体化优化设计[J].固体火箭技术,2022,45
 (3):337-342.

WANG Pengyu, WANG Zhengtao, WU Zeping, et al. Optimization design for contour of pintle nozzle for variable thrust solid rocket motor under multiple working conditions[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(3): 337-342. (in Chinese)

- [18] 文谦,杨家伟,武泽平,等.固体姿轨控发动机喉栓运动时 序实验设计方法[J].推进技术,2022,43(9):354-363. WEN Qian, YANG Jiawei, WU Zeping, et al. Time-sequence experiment design for pintle motion scheme of solid divert and attitude control system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43 (9): 354-363. (in Chinese)
- [19] LEE J H, PARK B H, YOON W. Parametric investigation of the pintle-perturbed conical nozzle flows[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 26(1): 268-279.
- [20] COVER C L, DRENDEL A S. Rocket thruster comprising loadbalanced pintle valve: US7849695[P]. 2010-12-14.

(编辑:陈 越)