

同轴式喉栓变推力发动机喉栓受力特性

于海旭^{1,2}, 邓 恒^{1,2}, 白 阳^{1,2}, 贾胜锡^{1,2}, 王 昭^{1,2}, 樊建龙^{1,2}

(1. 中国兵器工业集团有限公司 西安现代控制技术研究, 西安 710065;

2. 陆空基信息感知与控制全国重点实验室, 西安 710065)

摘 要: 为了研究同轴式喉栓变推力发动机的喉栓在流场中的受力情况, 通过数值仿真, 研究了不同型面喉栓在多种典型工况下的受力特性。计算结果表明: 在起飞级工况下, 喉栓所承受的最大载荷与发动机推力相当, 且不同型面喉栓之间的受力差异并不显著; 在巡航级的巡航和末尾加速阶段, 凹型面受力分别为凸型面的 63% 和 51%, 锥型面的受力介于两者之间。当主动调节喉栓位置时, 随着燃烧室压力的升高, 喉栓的受力呈现明显的线性增长特征。当燃烧室压力出现波动时, 喉栓受力也会随压力变化而呈线性变化。通过本文提出的尾部凹槽设计方法优化凸型面喉栓外形后, 最大载荷可降低 95%。

关 键 词: 喉栓; 变推力; 受力分析; 喉栓型面; 伺服机构; 固体火箭发动机

中图分类号: V435

文献标志码: A

Load on pintle in a coaxial pintle variable thrust solid rocket motor

Yu Haixu^{1,2}, Deng Heng^{1,2}, Bai Yang^{1,2}, Jia Shengxi^{1,2},

Wang Zhao^{1,2}, Fan Jianlong^{1,2}

(1. Xi'an Modern Control Technology Research Institute,

China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China;

2. National Key Laboratory of Land and Air Based Information Perception and Control,

Xi'an 710065, China)

Abstract: To investigate the load on the pintle in a coaxial thrust variable solid rocket motor, the force acting on pintles with different profiles was numerically analyzed under various typical operating conditions. The results showed that during takeoff stage, the maximum load on pintles matched the engine thrust, with no significant differences observed between profiles. In cruise and final acceleration phases of the sustenance stage, concave-profile pintles bore 63% and 51% of the load compared with convex-profile counterparts, whereas conical-profile pintles experienced intermediate loads. When the pintle position was actively adjusted, the load increased linearly with the rising combustion chamber pressure. Pressure fluctuations within the combustion chamber also caused proportional linear variations in pintle loads. The force on the pintle can be significantly reduced by optimizing its shape. After a groove was added to the tail of the convex surface pintle, the maximum load can be reduced by 95%.

Keywords: pintle; variable thrust; load analysis; pintle profile; servo mechanism; solid rocket motor

收稿日期: 2025-09-14

作者简介: 于海旭(1992—), 男, 工程师, 博士, 研究领域为固体火箭发动机设计。E-mail: yuhaixu0314@163.com

通信作者: 邓恒(1979—), 男, 正高级工程师, 博士, 研究领域为固体火箭发动机设计。E-mail: DengHeng163@163.com

引用格式: 于海旭, 邓恒, 白阳, 等. 同轴式喉栓变推力发动机喉栓受力特性[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250429. Yu Haixu, Deng Heng, Bai Yang, et al. Load on pintle in a coaxial pintle variable thrust solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250429.

喉栓式变推力固体火箭发动机作为一种具备能量管理能力的先进固体推进装置,具备推力连续调节、调节范围宽以及烧蚀补偿等显著优势,已展现出良好的应用前景。

根据结构和燃气进入喷管的方向区分,喉栓发动机可以分为同轴式^[1]和非同轴式^[2]两种。其中,同轴式通常作为飞行器大推力主动力使用,而非同轴式则主要用于小推力姿控动力。两者工作特点的一个重要区别是,同轴式喉栓移动时,燃烧室压力随之变化,发动机推力与等效喉部面积是非线性关系。而非同轴式喉栓移动时,燃烧室压力通常不受影响,发动机推力与等效喉部面积近似线性关系。

自 20 世纪 60 年代起,美国开始对喉栓发动机进行深入研究,并在攻克高温材料及电动驱动器等关键技术后,成功将喉栓技术应用于实际。2003 年,美国完成了世界上首次喉栓变推力固体火箭发动机的飞行实验^[3-5],这一成就标志着喉栓发动机技术的重大突破。我国在喉栓发动机技术领域研究起步较晚,自 21 世纪初以来已取得一定进展,研究覆盖了推力调节特性^[6-11]、喉栓烧蚀影响^[12-14]、控制策略^[15-16]、推力预示^[17]、喉栓型面设计优化^[18]和羽流特性^[19]等多个方面。但是,总的来说距离工程应用仍有一定差距^[20]。

发动机工作过程中,喉栓会承受高压燃气流施加的载荷。Lee 等^[21]建议,应充分重视喉栓结构的受力情况,以避免过大的载荷影响伺服系统的正常运行。然而,目前针对这一问题的研究仍较为匮乏。卢明聿等^[22]的研究表明当栓体的装配出现偏差时,栓体沿径向的受力随着平移偏差的增大而急剧增加。武婷文等^[23]针对非同轴式变推力发动机的喉栓受力特性开展了研究,发现通过设计尾部凹槽和导流槽结构,可有效降低最大载荷:凹槽设计使最大载荷降低了 56%,而导流槽设计则能将载荷降低 91%。然而,该研究针对的是非同轴式发动机,且凹槽设计主要基于经验尝试,未给出设计方法。同轴式和非同轴式变推力发动机的结构和工作特点不同,因此喉栓受力特性也可能存在较大差别。

本文针对同轴式喉栓发动机,系统地研究了发动机工作过程中喉栓的受力特性,揭示了不同型面喉栓在多种典型工况下的受力规律。此外,对尾部凹槽结构的减载性能进行了评估,并提出了凹槽的设计方法。

1 计算模型

1.1 工作过程介绍

喉栓变推力发动机的装药通常由起飞级和续航级组成。其中,起飞级装药常为翼槽形,以提供飞行器起飞所需的大推力,续航级装药则常为端燃药型,与可动喉栓协同工作,从而提供长时间、可精确控制的推力。

如图 1 所示为喉栓变推力发动机的典型内弹道曲线,图中 p_c 代表燃烧室压力, s 代表喉栓位移,其值越大,等效喉部面积 A_{teq} 越小。等效喉部面积为喉栓型面与喷管收敛段之间形成的最小通道面积。在 $t_0 \sim t_1$ 时间段内,起飞级装药工作,此期间喉栓不作动($s = 0$ mm)。在 $t_1 \sim t_{end}$ 时间段内,续航级装药工作。其中, $t_1 \sim t_2$ 为巡航阶段,喉栓位移较小,燃烧室压力维持在较低水平,提供飞行器巡航飞行所需的稳定小推力。 $t_2 \sim t_{end}$ 为末尾加速阶段,喉栓位移较大,燃烧室压力较高,在这种状态下发动机能产生更大的推力,显著提升飞行器的末速度。

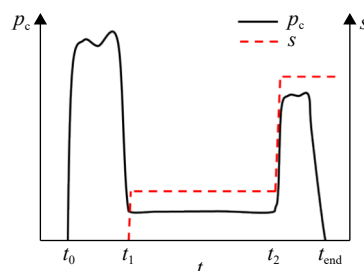


图 1 变推力发动机内弹道示意图

Fig. 1 Internal ballistics of a pintle variable thrust solid rocket motor

1.2 物理模型

如图 2 所示为本文研究的变推力发动机喉栓和喷管结构示意图。喷管喉部半径 r_{th} 为 30 mm,扩张段型面为锥形,扩张半角为 15° 。喷管出口半径 r_e 为 75 mm,扩张比为 6.25。喉栓位于喉部上游,其半径 r_p 为 36 mm。

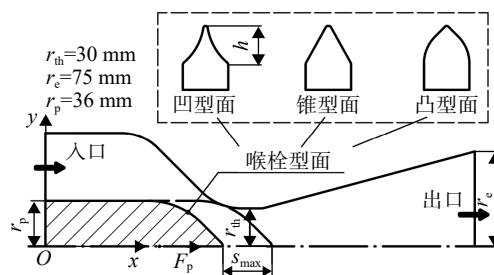


图 2 喉栓及喷管结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of the pintle and nozzle

喉栓由圆柱段和栓头组成, 喉栓型面会影响系统的响应特性, 具体体现在等效喉部面积变化规律、调节响应时间和推力过冲等方面。喉栓型面有圆形、椭圆形、抛物线形、锥形、双曲面形等多种。依据曲率变化规律, 可将型面划分为凹型面、锥型面和凸型面三大类别。本文针对 3 种典型构型开展对比研究, 建模过程中统一了 3 种型面的高度 h 。喉栓在流场中会受到载荷 F_p , 以指向 x 轴正方向为 F_p 的正方向。

如图 3 所示, 喷管的等效喉部面积 $A_{t,eq}$ 随喉栓位移 s 的变化规律呈现明显的分段特性。以锥型面为例, $A_{t,eq}$ 的变化过程分为两个阶段: 当 $s/r_{th} \leq 0.66$ 时, 喉栓与喷管收敛段形成的最小通道面积仍大于喷管喉部面积, 此时 $A_{t,eq}/(A_{t,eq})_{\max}=1$; 而当 $s/r_{th} > 0.66$ 时, $A_{t,eq}$ 开始逐渐减小。当达到相等的 $A_{t,eq}$ 时, 凸型面所需的喉栓位移最小, 凹型面所需的喉栓位移最大。

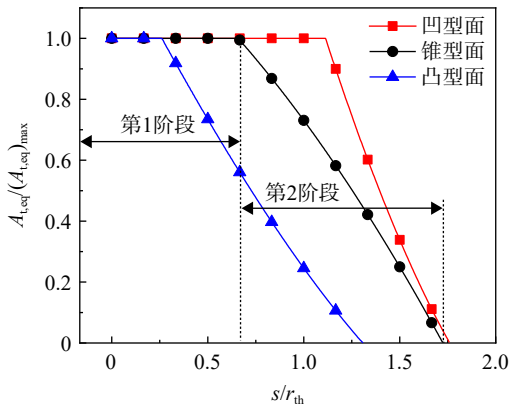


图 3 喷管等效喉部面积随喉栓位移的变化规律

Fig. 3 Equivalent throat area of different pintle displacements

2 计算参数

2.1 装药和燃气参数

对于喉栓变推力发动机而言, 其推力调节能力主要受推进剂燃速压力指数、喉部面积调节范围等因素影响。通常, 选用较高压力指数的推进剂有利于拓展推力调节范围。结合工程实际约束, 本文选用压力指数为 0.6 的推进剂。表 1 列出了续航级在不同工况下, 总压、推进剂燃速和喷管等效喉部面积的匹配关系。

固体火箭发动机喷管内、外部流动是复杂的湍流流动, 存在复杂的物理、化学过程。本文在数值仿真研究中, 做了如下假设:

- 1) 单相流动, 无化学反应;

表 1 续航级工况表

Table 1 Cruise operating conditions

总压/MPa	推进剂燃速/(mm/s)	喷管等效喉部面积/mm ²
1.2	8.1	1 017.9
2.0	11.1	824.5
4.0	16.8	524.6
6.0	21.4	530.9
8.0	25.4	475.3

- 2) 工质满足理想气体方程, 比热比不变;

- 3) 不考虑辐射传热;

- 4) 所有壁面绝热无滑移;

- 5) 不考虑重力等体积力的影响。

上述假设在喷管流场的数值仿真中经常被采用, 但对计算结果的影响需要说明: 绝热假设忽略了喉栓表面的热传导和烧蚀效应。实际工作中, 喉栓表面会发生烧蚀, 型面变化会改变流动特性和受力情况。对于短时工作的起飞级, 烧蚀影响相对较小; 对于长时间工作的续航级, 烧蚀效应需要进一步考虑。单相流假设忽略了含铝推进剂产生的凝相颗粒。凝相颗粒可能造成喉部沉积, 对有效喉部面积产生影响。无化学反应假设意味着忽略了燃气组分变化对流动特性的影响。这些假设造成的影响需要在后续更深入的研究中充分考虑。

燃气的参数见表 2。流场入口设置为压力入口, 在不同工况下燃烧室总压不同, 喷管出口设置为压力出口, 压力为 101 325 Pa, 温度为 300 K。喷管和喉栓的壁面均为无滑移绝热壁面。气体的黏度按照 Sutherland 公式计算。

表 2 燃气参数表

Table 2 Parameters of gas

参数	数值
比热比 γ	1.16
相对分子质量 $M/(g/mol)$	27.17
总温 T_0/K	3 000
总压 p_0/MPa	起飞级 12 续航级 1.2~8

2.2 湍流模型

本文采用 ANSYS Fluent 商业 CFD 软件进行仿真计算, 该软件在航空航天领域的流场数值模拟中具有广泛应用, 支持多种湍流模型。在基于 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)进行的数值仿真中, 湍流模型的选择至关重要。在续航级

巡航阶段,燃烧室压力较低,喷管可能发生流动分离,因此本文选用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 湍流模型。大量数值仿真工作已证实该模型对涉及流动分离的喷管流动具有较高的模拟精度^[24-26]。

2.3 控制方程求解方法

偏微分方程的离散采用有限体积法,求解器选择基于密度的隐式求解器。时间步进采用 2 阶显性格式,空间变量梯度采用最小二乘法求解。对流项离散采用 2 阶迎风格式差分,扩散项离散采用 2 阶中心格式差分。本文的求解方法常用于火箭发动机喷管流场的数值仿真。

2.4 数值方法验证

鉴于本文涉及喷管内的流动分离问题,为验证数值方法对喷管流动现象的模拟精度,选用 NASA 兰利中心开展的分离流喷管实验^[27]作为基准算例。该实验喷管扩张比为 1.797,落压比 (nozzle pressure ratio, π) 覆盖 3.0 和 2.4。图 4 对比了壁面压力分布的数值结果与实验数据,图中 p 为喷管壁面压力, p_0 为入口总压, x 为横坐标, x_1 为喉部位置。对比显示,本文采用的数值方法不仅能够准确预测壁面压力变化规律,而且能比较精确地定位流动分离点,验证了模型对喷管流动的适用性。

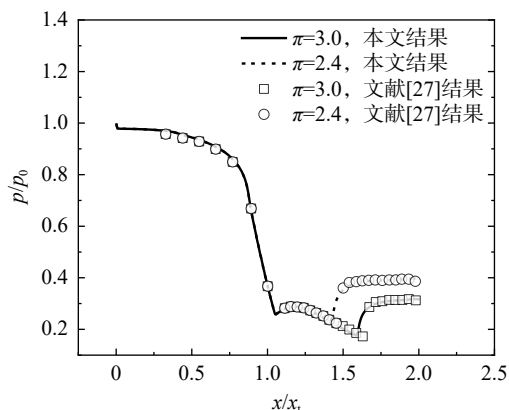


图 4 仿真与文献 [27] 结果对比

Fig. 4 Comparison of simulated results in this paper and experiment results in Ref. [27]

2.5 推力及喉栓受力计算方法

喉栓发动机的推力计算方法和常规固体发动机相同^[2]。根据动量守恒定律,推力公式为^[28]:

$$F = \dot{m}_e v_e + A_e (p_e - p_a) \quad (1)$$

式中 $\dot{m}_e$ 、 v_e 、 A_e 、 p_e 、 p_a 分别为喷管出口质量流量、出口排气速度、出口面积、出口压力及环境压力。

喉栓在流场中径向受力平衡,作用在喉栓上的力 F_p 通过对作用在喉栓头部壁面上的压力 p_p 进行积分来获得:

$$F_p = \int p_p dA \quad (2)$$

3 计算结果及分析

3.1 起飞级工况

发动机的起飞级装药首先工作,如图 5 所示为不同构型喷管在起飞级工况下的马赫数 (Ma) 云图,该工况下燃烧室压力 $p_c=12$ MPa,喉栓位移 $s=0$ mm。由图可见,在较高膨胀比 (p_c/p_a) 的驱动下,不同喷管内的流动均为满流。燃气在进入收敛段后逐渐加速,在喉部达到声速,之后在扩张段内加速至超声速。由于喉部等直段与扩张段连接处曲率不连续,在扩张段起始位置形成了压缩波,该压缩波向轴线方向延伸并在轴线处反射。

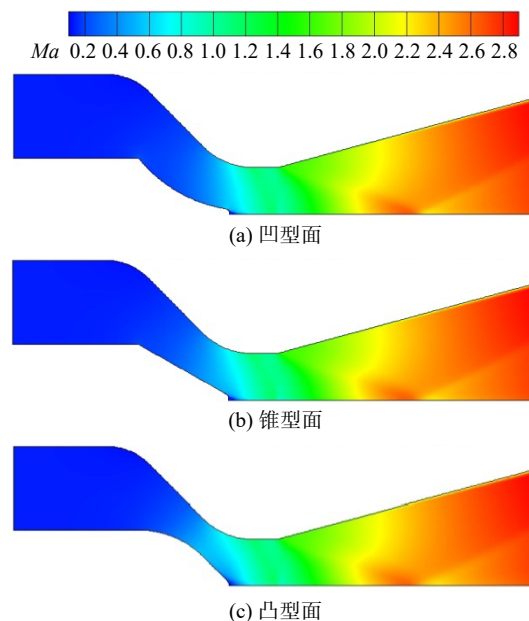


图 5 起飞工况马赫数云图

Fig. 5 Contours of Mach number under takeoff conditions

由表 3 可见,起飞级工况下 3 种发动机的推力差别不大,然而,不同喉栓所受的载荷差别很大。相比于凸型面,锥型面和凹型面所受的力分别增大 6.5% 和 8.9%。这是由于凸型面喉栓与喷管收敛段形成的通道较窄,燃气流经喉栓表面时流动速度较快(见图 5),因此喉栓表面压力分布较低。

另外值得注意的是,起飞工况下,喉栓所受的气动力极大,其量值与推力相当。因此,在结构

表 3 起飞工况推力和喉栓受力
Table 3 Thrust and pintle load under takeoff conditions

p_c/MPa	型面	F/kN	F_p/kN
12	凹型面	54.29	-47.45
	锥型面	54.23	-46.42
	凸型面	54.13	-43.59

设计时应布置可靠的承力结构, 避免气动力直接作用在驱动机构上导致伺服机构受损。

3.2 续航级工况

3.2.1 续航级巡航工况

起飞级装药工作结束后, 续航级装药开始工作, 喉栓开始作动。表 4 列出了不同构型在续航级巡航阶段的推力和喉栓受力数据。由表可见, 相比于起飞级工况, 由于燃烧室压力大幅降低, 同时喉部面积大幅缩小, 发动机推力和喉栓受力都显著降低。

表 4 巡航工况推力和喉栓受力
Table 4 Thrust and pintle load under different cruise conditions

p_c/MPa	型面	F/N	F_p/N
1.2	凹型面	505.27	-1 380.35
	锥型面	601.90	-2 045.13
	凸型面	500.98	-2 193.77

在推力方面, 采用锥形喉栓的发动机推力显著大于另外两者。而在喉栓受力方面, 凹型面喉栓承受的载荷最小, 仅为凸型面的 63%, 锥型面受力居中, 凸型面受力最大。

图 6 展示了巡航工况下不同喉栓型面喷管的马赫数云图。该工况落压比较低而扩张比相对较大, 喷管处于过膨胀状态, 扩张段内存在显著的逆压梯度。当逆压梯度与壁面边界层相互作用时, 壁面附近低速流体无法克服逆压作用而发生流动分离, 在分离点处形成分离激波, 激波后为亚声速回流区。

从流体动力学机理看, 不同型面喉栓通过改变进入扩张段的流动方向影响壁面边界层动量分布, 进而改变流动分离位置。如图 6(b) 所示, 锥型喉栓型面与轴线夹角较大, 燃气流经喉栓时向轴线方向偏转, 在进入扩张段时具有较大的径向速度分量。主流与壁面夹角较大, 壁面边界层动量较小, 因此在逆压梯度作用下更容易发生分离, 导致分离激波位置最靠近喉部。

相比之下, 采用凹型面和凸型面喉栓喷管的

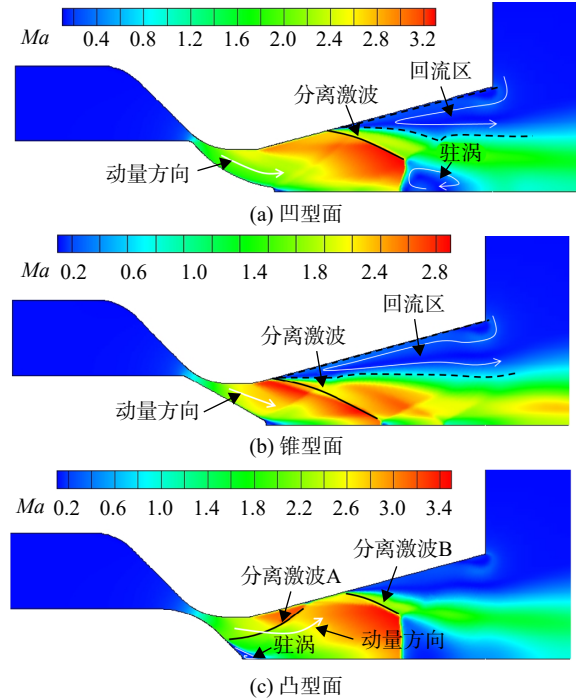


图 6 巡航工况马赫数云图

Fig. 6 Contours of Mach number under cruise conditions

分离位置较锥型均更靠近下游, 但机理有所不同。由图 6(a) 可见, 凹型面使主流的流动方向平缓地向轴线方向改变, 主流在进入扩张段时径向速度分量较小。主流与壁面夹角较小, 壁面边界层动量较高, 能够承受更大的逆压梯度, 故流动分离位置靠近下游。而由图 6(c) 可见, 凸型面喉栓在栓头处与喷管轴线形成较大夹角, 气流在凸型面上即发生分离, 形成明显的回流区和分离激波 A; 主流经过激波 A 后获得指向壁面方向的动量, 向壁面方向偏转, 因此其分离位置也比锥型喉栓更靠近下游。

综上, 不同型面对主流方向的改变方式存在差异, 这会影响壁面边界层的稳定性, 最终表现为流动分离位置的差异。

由于 3 种喷管的流动分离位置不同, 如图 7 所示, 具有锥形喉栓的喷管壁面压力分布最高, 因此其推力明显大于另外两者。

由图 6 可见, 3 种构型中, 在同样的等效喉部面积下, 凹型面喉栓与喷管喉部之间形成的通道面积最大, 气流在经过凹型面喉栓时得到更充分的膨胀。因此如图 8 所示, 凹型面喉栓表面的压力分布明显低于另外两者, 因此受到的载荷也最小。

3.2.2 续航级末尾加速工况

表 5 列出了不同构型在末尾加速工况的推力和喉栓受力情况。由表可见, 该工况下发动机推

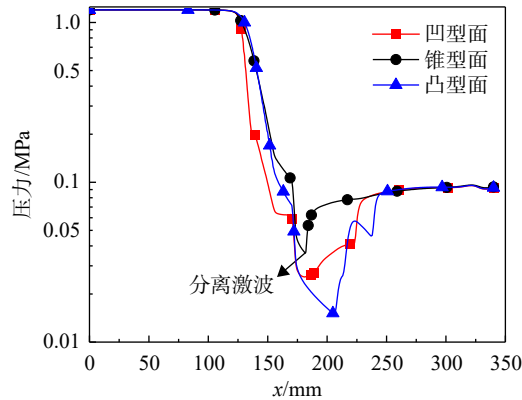


图 7 巡航工况喷管壁面压力分布

Fig. 7 Pressure distribution of nozzle wall under cruise conditions

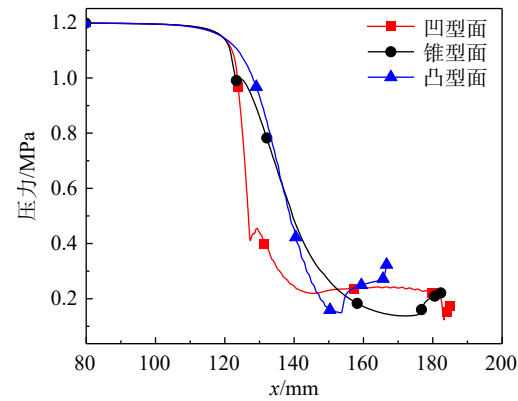


图 8 巡航工况喉栓表面压力分布

Fig. 8 Pressure distribution of pintles under cruise conditions

表 5 末尾加速工况推力和喉栓受力

Table 5 Thrust and pintle load under final acceleration conditions

p_c/MPa	型面	F/N	F_p/N
8	凹型面	5 124.22	-5 456.16
	锥型面	5 075.23	-8 322.45
	凸型面	5 042.43	-10 613.93

力相比巡航工况明显增大。不同构型推力差距不大,但喉栓受力情况有明显不同。与巡航工况规律一致,凹型面喉栓所加载荷最小,仅为凸型面的 51%,锥型面受力居中,凸型面受力最大。

图 9 展示了末尾加速工况不同构型喷管的马赫数云图,由图可见由于该工况的落压比较大,燃气在不同喷管内的流动状态类似,均为轻微过膨胀。锥型喉栓和凸型面喉栓表面发生了较显著的流动分离,产生了流动损失,导致发动机推力略低于凹型面喉栓发动机。

图 10 为不同构型喉栓在末尾加速工况下的壁面压力分布。由前文分析,凹型面喉栓与喷管

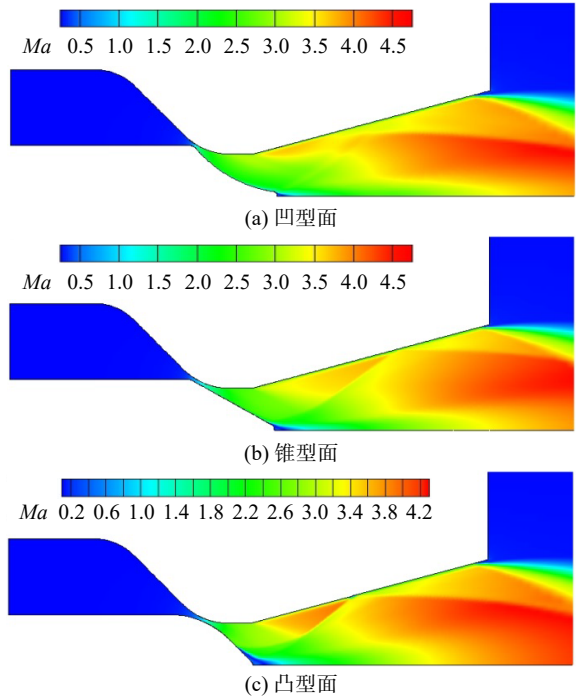


图 9 末尾加速工况马赫数云图

Fig. 9 Contours of Mach number under final acceleration conditions

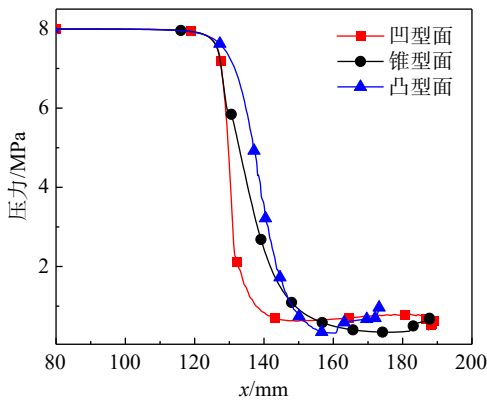


图 10 末尾加速工况喉栓表面压力分布

Fig. 10 Pressure distribution of pintles under final acceleration conditions

喉部形成的通道最有利于燃气膨胀加速,因此其喉栓表面压力最低,所受的载荷最小。

3.3 燃烧室压力变化的影响

在续航级工况下,涉及两种燃烧室压力的变化过程:一种是主动的,通过控制喉栓位置主动调节燃烧室压力;另一种是被动的,在火箭发动机的工作过程中,即使喉栓不作动,也可能由于推进剂不均匀、装药结构复杂、涡声耦合作用等原因造成燃烧室压力波动。为深入分析压力影响规律,本节以凸型面喉栓为例,研究上述两种压力变化对喉栓受力产生的影响。

3.3.1 主动调节燃烧室压力

图 11 展示了在主动调节喉栓的过程中, 燃烧室压力的变化对推力 F 和喉栓受力 F_p 的影响。随着喉栓向喉部移动, 燃烧室压力增大, 喉栓受力显著提升。喉栓在 8 MPa 下所受的载荷是 1.2 MPa 工况下的 4.8 倍。

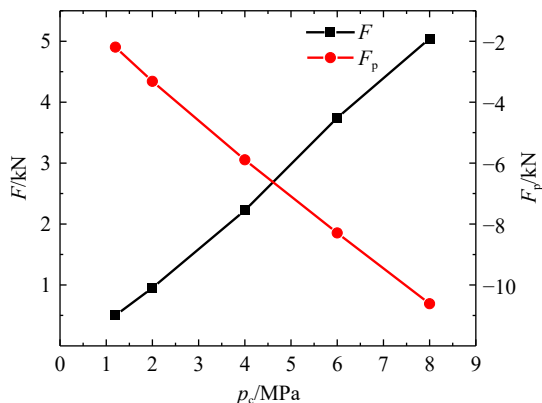


图 11 压力主动调节过程中推力和喉栓受力的变化

Fig. 11 Variation of thrust and pintle load with pressure adjustment

该喉栓发动机推力调节范围较大, 在 6.67 : 1 的压力调节比 (1.2~8 MPa) 下, 实现了 10 : 1 (501~5 042 N) 的推力调节比, 且推力和燃烧室压力几乎呈线性关系, 这有利于发动机推力的闭环精确控制。

需要说明的是, 实际上, 对于采用含铝推进剂的发动机, 工程实际中还需考虑凝相沉积可能导致最小等效喉部面积变小的影响, 这会给推力和压力的预示带来不确定性。本文侧重于研究喉栓的受力特性规律, 仍需在后续开展关于发动机真实内弹道特性的研究。

3.3.2 燃烧室压力波动

图 12 展示了燃烧室压力波动对发动机推力和喉栓受力的影响规律。在压力被动变化时, F 和 F_p 与燃烧室压力仍呈线性关系。其中, p_c 每变化 1%, F_p 也随之变化 1%。

3.4 凹槽结构对受力的改善

中小型变推力固体火箭发动机在伺服机构的布置上面临着较大挑战。通常情况下, 伺服机构的驱动能力与其几何尺寸呈正相关关系, 但受限于发动机内部结构紧凑、空间有限, 难以满足大驱动力伺服机构的安装需求。

以本文的凸型面喉栓为例, 在 8 MPa 条件下, 伺服机构在调节喉栓位置时需克服 1.06×10^4 N

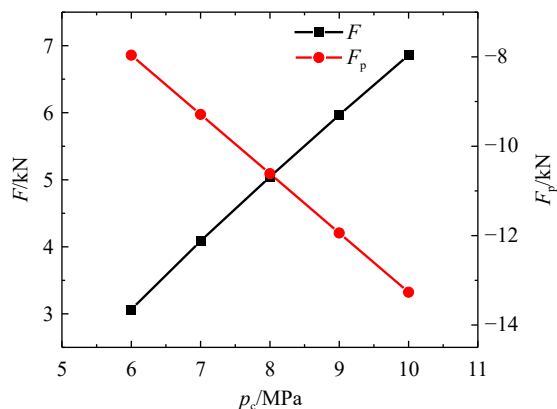


图 12 燃烧室压力波动对发动机推力和喉栓受力的影响

Fig. 12 Variation of thrust and pintle load with pressure fluctuation

的轴向载荷。根据文献 [4-8], 在分析喉栓移动速度的影响时, 通常设定移速范围为 0.1 m/s 至数米每秒。即使选取移速下限 0.1 m/s, 伺服系统稳定运行时的有效功率仍超过 1 kW。考虑到电动机启动的瞬时功率通常是稳定运行功率的几倍甚至十几倍, 结合伺服机构的实际效率因素, 整个伺服系统的总功率可能达到几十千瓦量级。对于中小型固体火箭发动机而言, 这样的指标无疑构成了严峻的技术考验。

针对这一问题, 可以通过优化喉栓外形来降低对驱动力的需求。由前文研究可知, 喉栓受力大小与燃烧室压力呈正相关关系。基于这一特性, 可以在喉栓上游适当位置设计一个半径为 r_a 的台阶结构 (如图 13 所示), 该台阶的作用在于平衡喉栓两侧所承受的气动力载荷。由于台阶位于喉部上游, 该区域气体流速相对较低, 静压与流场总压差别不大。基于此特点, 本文提出喉栓尾部凹槽深度的设计方法: 在设计凹槽时可认为台阶处的压力等同于燃烧室压力, 而后通过以下公式计算喉栓根部半径 r_a :

$$\pi (r_p^2 - r_a^2) (p_{c,\min} + p_{c,\max}) + F_{p,\min} + F_{p,\max} = 0 \quad (3)$$

式中 $p_{c,\min}$ 、 $p_{c,\max}$ 分别为发动机续航级燃烧室最小、最大压力, $F_{p,\min}$ 、 $F_{p,\max}$ 为对应的喉栓受力最小值和最大值。

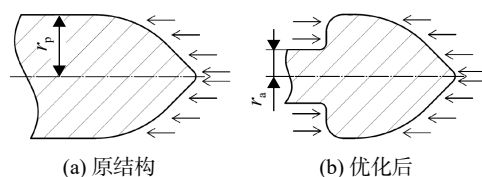


图 13 喉栓受力示意图

Fig. 13 Force on pintle

经计算, $r_a=29.2$ mm。图 14 为喉栓外形优化后, 入口压力为 8 MPa 工况下的流速云图和压力云图。由图可见, 与理论分析一致, 凹槽处燃气流速极低, 小于 40 m/s, 凹槽处喉栓表面压力与流场总压接近。经过优化外形后, 喉栓最大受力仅为 556.5 N, 较优化前大幅降低了 95%。

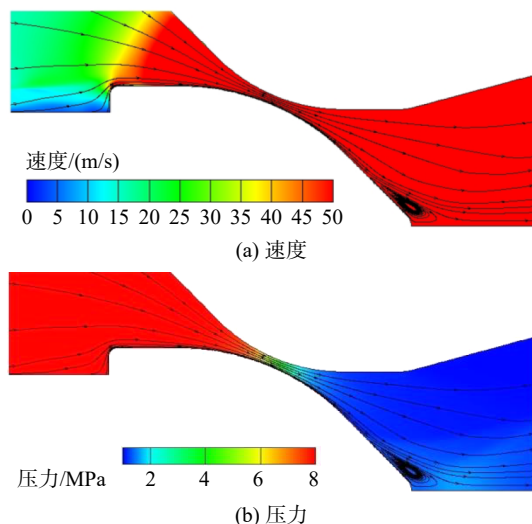


图 14 喉栓结构优化后的流场

Fig. 14 Flow field after pintle structure optimization

进一步地, 结合前文仿真结果与“凹槽处静压近似燃气总压”这一假设, 可以直接预估增加凹槽后的喉栓在不同工况下的受力情况。图 15 为喉栓外形优化前后的受力对比。不同于原结构喉栓受力随燃烧室压力升高而持续增大, 外形优化后, 随燃烧室压力升高喉栓受力方向发生改变, 绝对值呈现先减小后增大的变化趋势。在 8 MPa 条件下, 预估的喉栓受力为 523.2 N, 与仿真结果 556.5 N 相差 6%, 说明预估结果可信。

从伺服机构设计角度, 本文的受力分析结果

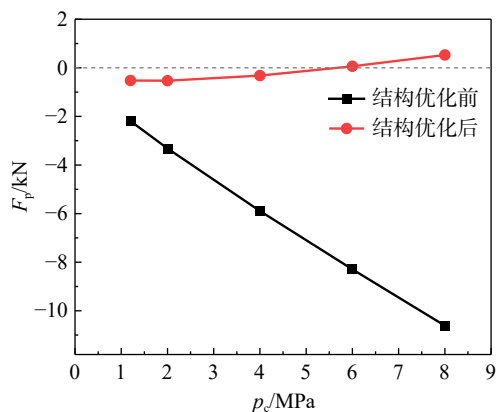


图 15 喉栓优化前后受力对比

Fig. 15 Comparison of pintle load before and after optimization

可为伺服机构选型提供重要参考。根据仿真结果, 优化前凸型面喉栓在 8 MPa 条件下的最大载荷约为 1.06×10^4 N, 优化后降至约 557 N。若考虑 0.1 m/s 的移动速度, 优化前伺服机构稳定运行时的有效功率约为 1.06 kW, 优化后仅需约 56 W。这意味着采用凹槽优化设计后, 可以选用功率等级显著降低的伺服电动机, 从而减小伺服机构的体积和质量。

此外, 本文发现的喉栓受力与燃烧室压力的线性关系对控制策略设计具有指导意义。由于受力与压力呈线性关系, 在闭环控制系统中可以根据燃烧室压力实时估算喉栓载荷, 从而实现更精确的力控制和位置控制。

本文提出的凹槽设计方法基于“凹槽处静压近似燃气总压”的核心假设, 其物理本质在于利用喉栓尾部凹槽处于低速高压区的流动特性, 通过合理设计凹槽根部直径, 使凹槽表面压力与喉栓头部压力相当, 从而在喉栓两侧形成压力平衡, 实现轴向力的有效抵消。该设计方法具有明确的物理依据, 但其适用性需考虑以下因素。

1) 发动机尺度: 设计公式基于压力平衡原理, 凹槽根部直径仅与燃烧室压力及喉栓受力相关, 与发动机绝对尺度无关。因此, 只要保持几何相似性, 该方法可适用于不同尺度的发动机。

2) 燃烧室压力范围: 核心假设成立的前提是凹槽处流速较低。对于本文研究的燃烧室压力范围 (1.2~8 MPa), 仿真结果显示凹槽处流速均低于 40 m/s, 假设成立。若燃烧室压力过高导致凹槽内流速显著增加, 该假设需相应修正。

3) 推进剂条件: 本文假设为单相流动, 未考虑含铝推进剂产生的凝相颗粒影响。若采用含铝推进剂, 凝相颗粒可能对凹槽区域流动特性及压力分布产生影响, 需进一步研究验证。

4) 喉栓型面类型: 本文提出的凹槽优化方法是基于凸型面喉栓进行设计和验证的。对于凹型面和锥型面喉栓, 凹槽优化方法同样可以降低载荷, 但优化效果可能存在差异。这是因为不同型面喉栓的受力特性可能存在差异。

4 结 论

本文研究了不同型面喉栓在多种典型工况下的受力特性, 可以得到如下结论:

1) 在起飞级工况下, 喉栓所承受的力与发动机推力大小相当; 而在续航阶段, 喉栓所受作用

力可能达到推力的数倍。在同轴式喉栓变推力发动机的设计过程中,需设计承力结构以保护伺服机构。

2) 在起飞级工况下,不同型面喉栓所受作用力的差异不明显。而在续航级工况下,凹型面喉栓所受作用力最小,锥型面喉栓居中,凸型面喉栓所受作用力最大。

3) 当燃烧室压力由于喉栓位移或压力波动而变化时,喉栓所受作用力与燃烧室压力呈现出线性随变的特征。

4) 针对同轴式喉栓变推力发动机,基于喉栓受力规律,在喉栓尾部设计凹槽结构,能够显著改善其在完整续航阶段的受力情况,并大幅降低对伺服机构的驱动力需求。

5) 本文基于“凹槽处静压近似燃气总压”的假设,提出了一种喉栓尾部凹槽设计方法,该方法具有清晰的物理机理。本文针对凸型面喉栓进行凹槽设计,并通过仿真验证了设计方法的可行性和有效性。

6) 本文的仿真假设简化了实际物理过程,与工程实际存在一定偏差。这些假设带来的不确定性需要在后续研究中通过考虑烧蚀、两相流、化学反应等模型来进一步评估。

参考文献:

- [1] 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): 210513.
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): 210513. (in Chinese)
- [2] 陈晓丽,牛禄,潘科玮,等.喉栓式可调喷管推力模型优化研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2023, 43(2): 80-87.
Chen Xiaoli, Niu Lu, Pan Kewei, et al. Optimization of thrust model of pintle control nozzle[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2023, 43(2): 80-87. (in Chinese)
- [3] 王佳兴,魏志军,王宁飞.变推力固体火箭发动机非稳态影响因素研究[J]. *北京理工大学学报*, 2011, 31(9): 1018-1022, 1121.
Wang Jiaying, Wei Zhijun, Wang Ningfei. Research on non-steady characters of thrust controllable solid rocket motor with pintle[J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2011, 31(9): 1018-1022, 1121. (in Chinese)
- [4] 张淑慧,胡波,孟雅桃.推力可控固体火箭发动机应用及发展[J]. *固体火箭技术*, 2002, 25(4): 12-15.
Zhang Shuhui, Hu Bo, Meng Yatao. Application and development of controllable solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2002, 25(4): 12-15. (in Chinese)
- [5] Caubet P, Berdoyes M. Innovative Ariane Group controllable solid propulsion technologies[R]. AIAA 2019-3878, 2019.
- [6] 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)
- [7] 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.
Li Juan, Wang Zhanli, Zheng Kai, et al. Numerical analysis on dynamic response characteristics of pintle-controlled solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2009, 32(1): 48-52. (in Chinese)
- [8] 李耿,武婷文,王周成,等.推力可调喉栓式固体火箭发动机瞬态特性研究[J]. *固体火箭技术*, 2025, 48(2): 216-224.
Li Geng, Wu Tingwen, Wang Zhoucheng, et al. Transient characteristics of pintle variable thrust solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2025, 48(2): 216-224. (in Chinese)
- [9] 唐金兰,胡博,李进贤,等.非同轴喉栓式推力调节喷管性能影响因素分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2013, 33(4): 123-126.
Tang Jinlan, Hu Bo, Li Jinxian, et al. The analysis of non-coaxial pintle control nozzle thrust performance and influence factor[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2013, 33(4): 123-126. (in Chinese)
- [10] 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.
Tang Jinlan, Song Huimin, Li Jinxian, et al. Numerical simulation of pintle-controlled nozzle flow field based on dynamic grid[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2014, 37(5): 634-639. (in Chinese)
- [11] 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 dynamic response characteristics of pintle variable thrust solid rocket motor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10): 2161-2172. (in Chinese)
- [12] 李春杰,李军伟,田忠亮,等.针栓烧蚀对变推力固体发动机内弹道的影响[J]. *航空学报*, 2025, 46(14): 131519.
Li Chunjie, Li Junwei, Tian Zhongliang, et al. Influence of pintle ablation on internal ballistics of variable thrust solid motor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(14): 131519. (in Chinese)
- [13] 周战锋,胡春波,李江,等.变推力固体火箭发动机喉栓烧蚀试验研究[J]. *固体火箭技术*, 2009, 32(2): 163-166, 170.
Zhou Zhanfeng, Hu Chunbo, Li Jiang, et al. Experimental investigation of erosion performance of pintle in thrust-controllable SRM[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2009, 32(2): 163-166, 170. (in Chinese)
- [14] 代晓松,王一白,刘宇,等.固体轨控发动机针栓喷管热化学烧蚀特性[J]. *兵器装备工程学报*, 2018, 39(1): 195-200.
Dai Xiaosong, Wang Yibai, Liu Yu, et al. Pintle nozzle thermochemical erosion characteristics in solid rocket orbit-control motors[J]. *Journal of Sichuan Ordnance*, 2018, 39(1): 195-200. (in Chinese)
- [15] 成沉,鲍福廷,刘旸,等.喉栓式变推力固体火箭发动机压强控制模型分析[J]. *固体火箭技术*, 2013, 36(6): 748-752.
Cheng Chen, Bao Futing, Liu Yang, et al. Analysis of fluid dynamic control model for pintle controlled solid rocket motor[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2013, 36(6): 748-752. (in Chinese)

- [16] 成沉. 喉栓式固体变推力发动机推力调控方法及性能仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
Cheng Chen. Thrust control method and performance simulation of pintle controlled solid rocket motor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)
- [17] 杨慧欣, 王旭, 李响. 基于深度学习的固体姿轨控发动机性能预示方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2026, 52(5): 1456-1466.
Yang Huixin, Wang Xu, Li Xiang. A prediction method for solid divert and attitude control motor performance based on deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2026, 52(5): 1456-1466 (in Chinese)
- [18] 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)
- [19] 王茹瑶, 宋岸忱, 王立民, 等. 基于 TDLAS 技术的喉栓式变推力发动机羽流速度特性[J]. 航空学报, 2023, 44(17): 128107.
Wang Ruyao, Song Anchen, Wang Limin, et al. Plume velocity characteristics of pintle controlled solid rocket motor based on TDLAS technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(17): 128107. (in Chinese)
- [20] 侯晓, 付鹏, 武渊. 固体火箭发动机能量管理技术及其新进展[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(1): 1-6, 23.
Hou Xiao, Fu Peng, Wu Yuan. Energy management technology of SRM and its development[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(1): 1-6, 23. (in Chinese)
- [21] 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.
- [22] 卢明聿, 张胜敏, 周战锋, 等. 喉栓体装配偏差引起流动变化及其受力分析[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(6): 146-148.
Lu Mingyu, Zhang Shengmin, Zhou Zhanfeng, et al. The study on the effect of flow and stress change caused by pintle assembly deviation[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(6): 146-148. (in Chinese)
- [23] 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. (in Chinese)
- [24] Boulahbal C, Milinovic M, Rezgui N. Nozzle flow gas-dynamical properties under dome deflector thrust vector system effect[J]. Thermal Science, 2019, 23(2B): 1263-1277.
- [25] Pei Xinyan, Wu Zhiwen, Wei Zhijun, et al. Numerical investigation on internal regressing shapes of solid-fuel scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(5): 1041-1051.
- [26] 于海旭, 魏志军, 张旭东, 等. 狭缝喷管高度补偿性能数值仿真研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220316.
Yu Haixu, Wei Zhijun, Zhang Xudong, et al. Numerical simulation study on altitude compensating performance of a slot nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220316. (in Chinese)
- [27] Hunter C. Experimental, theoretical, and computational investigation of separated nozzle flows[R]. AIAA-1998-3107, 1998.
- [28] 李军伟, 魏志军, 隋欣. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2023.
Li Junwei, Wei Zhijun, Sui Xin. Fundamentals of solid propellant rocket motor[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2023. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)