

喉栓发动机压强响应速率影响因素分析

王佳兴, 魏志军, 王宁飞

北京理工大学宇航学院, 北京 100081

摘要 为研究喉栓式固体火箭发动机喉栓运动过程中影响压强响应速率的因素, 利用 CFD 软件建立二维模型, 对压强调节过程进行仿真研究。分析了驱动系统牵引力、密封圈摩擦系数、推进剂主要性能参数以及喉栓头部几何构型对压强响应速率的影响。结果发现, 驱动系统牵引力和推进剂压强指数以及喉栓头部半锥角对压强响应速率影响较大, 高压下降低摩擦系数能够明显降低摩擦力提高压强响应速率, 推进剂燃温对压强响应速率影响不大。

关键词 固体火箭发动机; 喉栓; 压强响应速率

中图分类号 V435

文献标识码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2012.02.001

Analysis of Pressure Response Rate of Pintle Motor

WANG Jiaying, WEI Zhijun, WANG Ningfei

School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

Abstract In order to analyze the pressure response rate during the pintle shift movement of the pintle motor, a 2D model is build for simulations with CFD software. Influencing factors on the the pressure response characteristics are identified, such as the drag force of the drive system and the friction coefficient of the dynamic seal. It is found that the drag force of the drive system, the pressure exponent, and the semi-cone angle of the pintle head would greatly affect the pressure response rate; the decrease of the friction coefficient under a high pressure could obviously reduce the friction force and thus increase the pressure response rate; the combustion temperature of the propellant only slightly influences the pressure response rate.

Keywords solid rocket motor; pintle; pressure response rate

0 引言

固体火箭发动机变推力技术能够根据实际需要合理分配推进剂能量, 扩大导弹打击范围及精确度, 提高了传统固体火箭发动机的性能, 具有较广阔的应用前景, 固体火箭推力控制技术的研究已成为固体火箭技术的主要发展方向。

喉栓式变推力技术是固体火箭发动机推力调节技术的一种, 研究较为广泛和成熟, 国外已经取得试飞成功^[1-3], 国内也进行了广泛的理论和试验研究。文献[4]至文献[7]利用 CFD 软件进行了内流场仿真计算, 分析了一定喉栓位置下流场内部压强、马赫数以及发动机比冲效率等的变化, 并利用动网格技术研究了喉栓匀速运动时速度大小以及自由容积等对压强调节过程的影响。文献[8]至文献[10]分别进行了非同轴式和同轴式喉栓发动机变推力试验, 较好地实现了发动机压强和推力的调节, 验证了固体火箭发动机推力调节的原理。

燃烧室的压强响应速率是固体火箭发动机内弹道调节的关键问题之一, 压强响应速率决定了发动机推力调节的品质, 文献[8]与文献[9]中的试验曾出现过由于推进剂压强指数较低导致压强上升速率缓慢现象, 因此需要研究影响压强响应速率的因素, 提高内弹道调节品质。

除推进剂性能参数外, 影响压强响应速率的因素还有喷管喉部面积变化率, 喉部面积变化率一方面取决于作用在喉栓上的外力, 它决定了喉栓的运动速度, 另一方面还取决于喉栓头部几何构型。

本文利用 Fluent 软件动网格技术进行流场仿真计算, 主要研究燃烧室压强从 6MPa 到 15MPa 调节过程中, 喉栓所受外力、头部半锥角以及推进剂主要参数对压强调节过程的影响, 所得结果可为喉栓式变推力固体火箭发动机设计提供一定的经验和依据。

收稿日期: 2011-08-12; 修回日期: 2011-12-05

基金项目: 总装预研基金项目(9140A28020409BQ0150)

作者简介: 王佳兴, 博士研究生, 研究方向为变推力固体火箭发动机性能研究与试验, 电子信箱: sdlswjx@bit.edu.cn; 魏志军(通信作者), 副教授, 研究方向为航空宇航推进系统、多次启动发动机、变推力发动机, 电子信箱: wzj@bit.edu.cn

1 模型及边界条件

1.1 物理模型

喷管和喉栓结构如图 1 所示,喉栓头部型面为半锥角为 θ 的圆锥面,喉栓从喉部面积最小处向最大处方向运动。用 Fluent 中的动态层变技术 (Layering) 来保证流场网格喉栓移动过程中均匀变化,避免产生过大网格畸变。

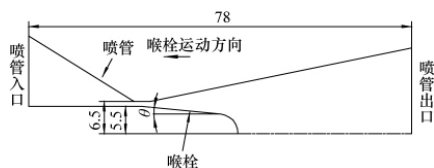


图 1 喉栓喷管结构图 (单位:mm)
Fig. 1 Contour of pintle nozzle

1.2 数学模型

1.2.1 基本假设

- (1) 不考虑喉栓位置偏心,采用二维轴对称模型。
- (2) 工作燃气为理想气体。
- (3) 壁面绝热,与外界无热交换。
- (4) 假定为冻结流动,流动中无组分变化。
- (5) 不考虑辐射、重力、彻体力等的影响。

1.2.2 数值方法

采用可压流动的守恒型 N-S 方程,对流项采用二阶迎风格式进行离散,黏性项按照中心差分格式进行离散,时间项按照一阶后差格式离散。计算过程中采用 $k-\epsilon$ RNG 湍流模型来计算湍流应力,壁面采用非平衡函数处理。压力速度的耦合求解采用 PISO 算法进行。

1.3 边界条件

入口边界条件通过 UDF 定义为单位面积质量流量入口

$$\dot{m} = \dot{m}_b / \dot{A}_b = \rho_p \cdot a \cdot p^n \cdot A_b / A_{in} \quad (1)$$

其中, \dot{m} 为单位面积入口质量流量, \dot{m}_b 、 \dot{A}_b 分别为推进剂表面燃气生成量和喷管入口面积, ρ_p 、 n 分别为推进剂密度和压强指数, p 为燃烧室压强, a 为燃速系数, A_b 为推进剂剂面。出口条件定义为压强出口;计算时所采用的推进剂密度为 1600

kg/m³,燃气温度 3000K。

2 喉栓受力对压强调节的影响

喉栓在工作过程中所受外力主要有驱动系统的牵引力 F 、动密封结构中密封圈的摩擦力 f 以及燃气的轴向压力 F_p ,三者共同决定了喉栓的运动速度,根据牛顿第二定律有:

$$F - f + F_p = m \cdot \frac{dv}{dt} \quad (2)$$

其中, m 为喉栓质量, v 为喉栓运动速度。取时间步长为 10^{-5} 对上式进行差分计算,假设每个时间步内喉栓匀加速运动,由此可确定喉栓每个时刻的速度。

取 F 分别为常值 450, 550, 650, 1000, 2000N, F_p 在计算过程中采用压强积分计算,假设动密封采用 O 型圈密封方式,摩擦力 f 按下式计算^[1]:

$$f = \pi \cdot d_o \cdot (0.33 + 0.92 \cdot \mu \cdot d \cdot p) \quad (3)$$

其中, d_o 为密封圈内径, μ 为喉栓材料与 O 型圈的摩擦系数, d 为 O 型圈截面直径。

由式(2)与式(3)可知, f 随压强下降不断降低, F_p 与 F 方向相同,当 F 为常值时,在压强降低过程中喉栓所受外力不断增加,因此喉栓在运动过程中加速度一直增加,喉栓速度不断增加。

2.1 喉栓驱动系统牵引力

由图 2(a)可知,驱动系统牵引力 F 越大,喉栓运动速度越大,压强调节也越快。喉栓运动初期,速度较低,压强变化速率较低,随喉栓运动速度的增加,压强下降速率逐渐增加,当喉栓运动速度增加到一定程度后压强随时间的变化率基本不再改变。燃烧室压强达到 6MPa 喉栓停止运动后,燃烧室压强仍持续下降,最终稳定值低于 6MPa, F 越大,最终稳定值越低。

图 2(b)中,在喉栓运动初期,由于燃烧室压强较高,喉栓运动所受摩擦力较大,随喉栓运动,喉部面积增加,燃烧室压强降低,摩擦力也降低,当喉栓停止运动后,摩擦力为零。喉栓所受轴向压力 F_p 先增加后降低,且 F 越大, F_p 最大值越大。当燃烧室压强达到 6MPa 喉栓停止运动后, F_p 迅速下降。

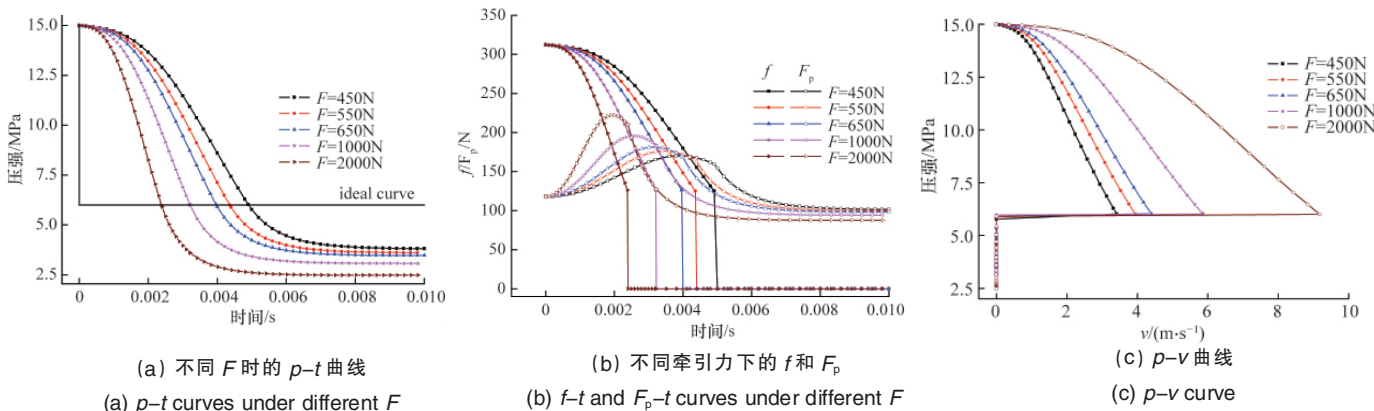


图 2 牵引力对压强调节过程的影响
Fig. 2 Influence of drag force on pressure regulation

由图 2(c)可知,不同牵引力下,喉栓运动速度较低时,燃烧室压强下降速率相差不大;当速度较大时,相同瞬时速度下,牵引力越大,燃烧室压强越高,但压强对速度的敏感性越来越低,相同速度变化范围内产生的压强变化越来越低。

分析认为,当喉栓运动速度较大时,燃烧室压强下降滞后于喉栓运动。喉栓由低压区向高压区运动速度较高时,压强变化滞后使喉栓头部受到的轴向压力 F_p 增加。由于喉栓运动速度越快,压强滞后越严重,相对应的 F_p 越大,当燃烧室压强到达 6MPa 时喉栓的位移就越大,喉部面积就越大,因此当喉栓运动停止后,喉栓运动速度越快的对应的最终稳定压强越低。

在压强调节过程中,摩擦力从 15MPa 时的 312N 下降到 6MPa 时的 125N,变化范围较大,对喉栓运动过程中的速度变化具有较大影响,因此必须采取必要措施降低摩擦力。

2.2 摩擦系数

由式(3)可知,降低摩擦系数可以降低 O 型圈摩擦阻力,从而降低驱动系统消极负载,使喉栓加速度增加,运动速度加快。取 O 型圈摩擦系数分别为 0.04,0.1,0.2 和 0.4,驱动系统牵引力为 650N 时,分析摩擦系数变化对压强调节过程的影响,见图 3。

由图 3 可知,随摩擦系数降低,喉栓所受摩擦力大大降低,由式(2)可知,在一定的密封条件下,摩擦力与密封压强成正比,因此燃烧室压强越高,喉栓运动过程中所受摩擦力越大。因此发动机工作压强较高时,需采取必要措施降低动密封与喉栓之间的摩擦系数。

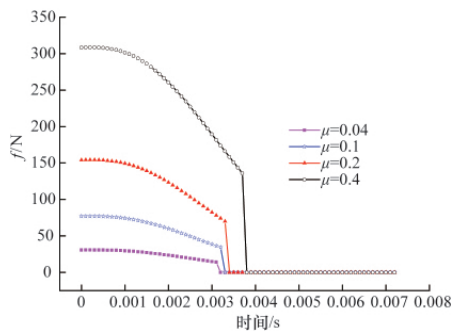


图 3 不同摩擦系数下的摩擦力

Fig. 3 Friction force for different friction coefficients

图 4 为不同压强系数下的压强调节过程。由图 4 可知,降低摩擦系数后,压强调节速度增加,滞后效应增加。当摩擦系数由 0.4 降至 0.2 时,压强调节过程变化明显,之后再降低摩擦系数,压强调节过程变化不明显。这是由于降低摩擦系数后摩擦力相对系统驱动力较小,对喉栓运动速度的影响大大降低。

3 推进剂性能参数对压强调节的影响

3.1 燃气温度对压强调节的影响

燃气温度是推进剂能量的重要参数,在进行仿真计算时,

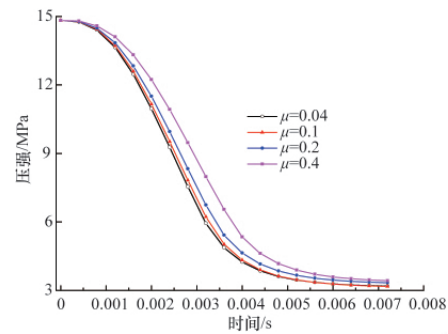


图 4 不同摩擦系数下压强调节过程

Fig. 4 Influence of friction coefficient on pressure regulation

通常取推进剂燃气温度为常数,而实际工况下,推进剂燃气温度随压强的变化存在轻微的变化,燃温的变化反过来又影响压强的变化,因此有必要研究燃温对压强调节过程的影响。

为对比燃温分别为常值和随压强变化两种条件下的压强调节过程,首先取燃气温度分别为常值 2600,3000,3300,3600K 进行计算(工况 1),然后针对某推进剂在 15MPa 和 6MPa 之间取 10 个点进行热力计算,获得一定压强下的温度值(温度最大值和最小值分别为 3500K 和 3300K),再利用这 10 个点对这个压强调节范围进行分段插值,计算过程中读入相应的温度(工况 2)。由图 2(c)及文献[5]和文献[6]的结论可知,当喉栓运动速度低于 0.2m/s 时压强变化基本不存在滞后现象,因此为排除其他因素的影响,使喉栓以 0.01m/s 匀速运动。计算结果如图 5 所示。

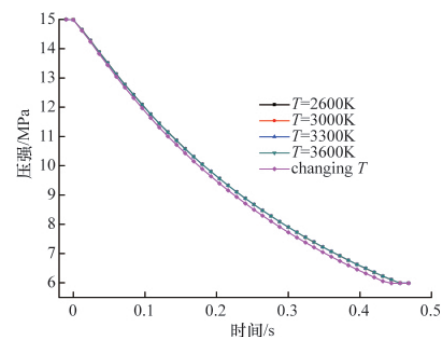


图 5 燃气温度对压强调节过程的影响

Fig. 5 Influence of gas temperature on pressure regulation

由图 5 可知,计算过程中采用常值燃气温度时,温度变化对压强调节过程基本没有影响,各温度下的 $p-t$ 曲线几乎重合。但当针对某推进剂,采用随压强变化的温度进行计算时,调节过程中燃气压强略低于其他工况下的压强。由于燃温降低反过来使得压强降低,因此工况 2 下的压强下调节速度略高于工况 1 下的压强。

3.2 推进剂压强指数对压强调节的影响

推进剂取压强指数 $n=0.6,0.7,0.8$,喉栓运动速度为 0.01m/s,计算结果如图 6 所示。

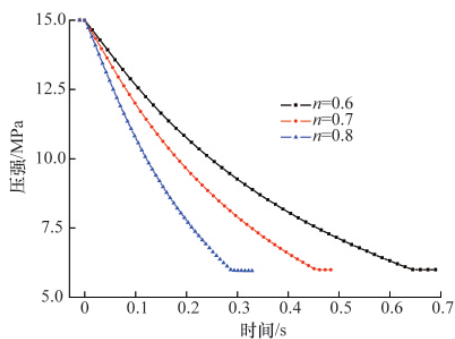


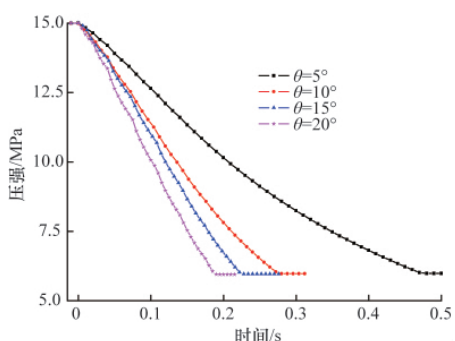
图 6 不同压强指数下压强调节过程

Fig. 6 Influence of exponent on pressure regulation

由图 6 可知,压强指数越大,相同喉部面积变化范围内,压强调节范围越大,因此,压强指数越大,压强调节速度越快,越接近理想调节过程。喉栓为匀速运动,因此相同时间时的喉部面积相同。随燃烧室压强的降低,压强随喉部面积的变化速率逐渐降低。即采用低压强指数的推进剂时,发动机工作压强越低,压强对喉部面积的响应速率越缓慢。

4 喉栓头部半锥角 θ 对压强调节的影响

取喉栓头部半锥角 θ 分别为 $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$, 喉栓运动速度为 0.01m/s , 其他条件相同, 研究喉栓头部角度对压强调节的影响, 计算结果如图 7 所示。

图 7 不同头部半锥角 θ 对压强调节过程的影响Fig. 7 Influence of θ on pressure regulation

由图 7 可知,随半锥角 θ 的变化压强调节过程变化明显,但在 10° 以下变化的对压强调节过程影响较大。图 7 中 $\theta=5^\circ$ 的工况与图 6 中 $n=0.7$ 的工况相同,对比两图可知,图 6 推进剂中压强指数为 $n=0.8$ 时的压强调节过程与图 7 中 $\theta=10^\circ$ 的压强调节过程相近。

图 6 中喉栓头部半锥角 $\theta=5^\circ$, 图 7 中推进剂压强指数为 $n=0.7$, 对比两图可知,图 6 中不同压强指数下,发动机工作压强越低,压强变化率越缓慢,当采用 $n=0.6$ 的推进剂时这种状况最明显;而在图 7 中,采用压强指数为 $n=0.7$ 的推进剂,通过增加喉栓头部半锥角 θ , 压强变化率明显提高,尤其是低压工况下的压强变化率明显得到改善。

5 结论

(1) 喉栓驱动系统牵引力越大,燃烧室压强调节越快,但

当喉栓运动速度较高时,压强变化滞后于喉栓运动,牵引力越大压强滞后越严重。

(2) 高压工况下降低动密封结构的摩擦系数能够明显降低喉栓在运动过程中所受的摩擦力。

(3) 燃温变化对压强调节过程影响较小,采用高压强指数推进剂能够提高压强响应速度,但随工作压强降低,压强响应速率也降低。

(4) 增加喉栓头部半锥角可以提高压强响应速率,并可以改善低压工作段由于采用较低压强指数使得压强响应速率慢的问题。

参考文献(References)

- [1] Ostrander M J, Bergmans J L, Thomas M E, et al. Pintle motor challenges for tactical missiles, AIAA 2000-3310 [C]. The 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: Alabama, 2000.
- [2] Napior J, Garmy V. Controllable solid propulsion for launch vehicle and spacecraft application[C]. The 57th International Astronautical Congress. Spain Kovalam West, 2006.
- [3] Lafond A. Numerical simulation of the flowfield inside a hot gas valve, AIAA 99-1087 [C]. The 37th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV, 1999.
- [4] 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): 154-160.
Li Juan, Li Jiang. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2007, 27(3): 154-160.
- [5] 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. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2007, 30(6): 505-509.
- [6] 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. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2009, 32(1): 48-52.
- [7] 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.
Hua Lihui, Tian Weiping, Gan Xiaosong, et al. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2008, 31(4): 344-349.
- [8] 王毅林, 何国强, 李江, 等. 非同轴式喉栓变推力固体火箭发动机试验[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(1): 43-46.
Wang Yilin, He Guoqiang, Li Jiang, et al. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2008, 31(1): 43-46.
- [9] 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.
Wei Xiangeng, He Guoqiang, Li Jiang, et al. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2009, 32(4): 409-412.
- [10] 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.
Wu Yuan, He Guoqiang, Sun Ligang, et al. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2009, 32(5): 511-513.
- [11] 章华友, 晏泽荣, 陈元芳, 等. 球阀设计与选用[M]. 北京: 北京科学技术出版社, 1994.
Zhang Huayou, Yan Zerong, Chen Yuanfang, et al. *Valve design and selection* [M]. Beijing: Beijing Science and Technology Press, 1994.

(责任编辑 张军, 岳臣)