

固体火箭冲压发动机燃气流量调节特性^{*}

鲍 文¹, 牛文玉¹, 陈林泉², 于达仁¹, 孙有田³

(1 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2 中国航天科技集团公司四院, 陕西 西安 710025; 3 海军驻航天三院军代表室, 北京 100074)

摘 要: 为了研究固体火箭冲压发动机燃气流量调节特性, 对固体火箭冲压发动机燃气流量控制阀的 5 种不同开度下的二维流场进行了数值模拟, 分析得出了补燃室压力、阀门开度对流量控制阀流场分布、阀头轴向受力和通过控制阀的燃气质量流量的影响, 基于模拟得到的数据, 分析得到了固体火箭冲压发动机燃气流量调节特性的参数表达式, 该表达式可以用来作为固体火箭冲压发动机燃气流量调节的参考。

关键词: 固体燃料冲压发动机; 流量控制阀; 数值仿真; 调节特性⁺

中图分类号: V235.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2007) 04-0433-04

Regulating property of the flow in a solid ducted rocket

BAO Wen¹, NIU Wen-yu¹, CHEN Lin-quan², YU Da-ren¹, SUN You-tian³

(1 School of Energy Science and Engineering Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China

2 The Fourth Academy of CASC, Xi'an 710025, China

3 Navy Representative Office in the Third Academy of CASC, Beijing 100074, China)

Abstract In order to study the regulating property of the flow in a solid ducted rocket, the 2-D internal flow-field of five different openings for flow control valve of solid ducted rocket was simulated. The effects of pressure in secondary combustor and openings on flow field on flow control valve, axial force of valve head and flow rate through the flow control valve were analyzed. Based on the data from simulation, the regulating property parametric expression of flow control valve in solid ducted rocket is obtained. This parametric expression can be the reference of flow regulating for solid ducted rocket.

Key words Solid fueled ramjet; Flow control valve; Numerical simulation; Regulating property⁺

1 引 言

可变流量的固体火箭冲压发动机为未来战术导弹提供了低风险、高性能推进系统的希望, 而控制燃气发生器出口高温燃气流量的方法是其整体设计思想的一部分。控制高温燃气流量的方法有很多种, 其中通过控制机械阀门喉部截面积来控制燃气发生器出口燃气流量方案是最完善同时也是最困难的一种, 美国、俄罗斯、德国、加拿大等国都对此展开了大量研究^[1-6], 其中欧洲导弹公司 MBDA 研制的“Meteor”导弹采用了滑环阀进行燃气流量调节, 我国也积极开展大量研究工作^[7-8]。为了实现固体火箭冲压发动机的最优性能, 必须对燃气流量进行有效地控制, 而

为了实现燃气流量有效控制, 必须获得燃气流量的调节特性, 通过研究燃气流量控制阀可以获取燃气流量的调节特性。

随着计算机技术和计算流体力学的发展, 数值模拟的方法在导弹推进系统研制中得到广泛应用。国内外通过数值模拟研究了一些固体推进剂的高温燃气流量控制阀, 模拟得到阀门流场分布等, 但这些阀门主要是用于飞行器的横向机动控制^[9-10]。文献[8]利用数值模拟的方法研究了滑阀不起调节作用和起调节作用的流场分布。本文简单介绍了固体火箭冲压发动机的燃气流量控制阀的工作原理, 对 5 种不同开度下的燃气流量控制阀流场进行了数值模拟, 模拟得到了补燃室压力、阀门开度对通过流量控制阀

* 收稿日期: 2006-07-10 修订日期: 2007-03-20

作者简介: 鲍 文 (1970—), 男, 博士, 教授, 研究领域为冲压发动机建模、控制及仿真。

Email: baowen@hms.hit.edu.cn

燃气质量流量等的影响, 基于模拟得到数据, 通过分析和简化获得了固火箭冲压发动机燃气流量调节特性参数化表达式。

2 燃气流量控制阀工作原理

图 1是文中所研究的一种固体火箭冲压发动机燃气发生器燃气流量控制阀的结构示意图。其主要工作原理是: 当固体火箭冲压发动机在飞行过程中, 由于飞行条件发生变化而导致由进气道进入补燃室的空气量增大时, 为了使发动机工作在设计得空燃比附近, 需要进入补燃室的燃气流量增大, 通过燃气流量控制阀的执行机构使得阀头向前移动, 燃气流量控制阀的喉部截面积减小, 由于喉部截面积减小使得燃气发生器内的压力相应增大, 燃气发生器内的燃气生成率随之增大, 从而由燃气流量控制阀进入补燃室的燃气流量也相应增大, 反之, 通过燃气流量控制阀的执行机构使得阀头后退就能实现进入补燃室的燃气流量减小。该种结构的流量控制阀可以很好解决燃气流量控制阀设计过程中的密封难问题, 同时可减小由于带有凝相颗粒的高温燃气带来的烧蚀沉积作用而导致流量控制阀不能正常工作的风险性, 能够更加精确地控制燃气流量, 使发动机性能得到充分发挥。

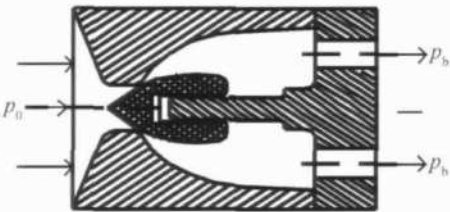


Fig 1 Diagram sketch of flow control valve structure

3 燃气流量控制阀数值模拟

3.1 控制方程及边界条件

考虑到燃气流量控制阀为三维轴对称结构, 由于主要关心补燃室压力对流量控制阀受力情况及通过的燃气质量流量的影响, 为简化计算, 本文研究的流量控制阀简化为二维轴对称结构, 圆孔形喷嘴简化为圆环形喷嘴。由于补燃室中头部存在较强的旋流运动, 为了较好地反映出补燃室压力对流量控制阀流场的影响, 在喷嘴出口加了一小段扩张段; 由于激波前马赫数很小, 激波强度很弱, 为了捕捉激波位置, 模拟过程中对网格采用了自适应处理。流量控制阀的入口截面积为 $6\,082.12\text{mm}^2$, 喷嘴截面积为 462.5mm^2 。湍流模型采用 *realizable k-ε*模型, 壁面处采用非平衡

壁面函数法, 它能考虑压力梯度及流动偏离平衡状态的影响, 而且能很好地模拟弯曲流线和旋流。

对于一个设计好的固体火箭冲压发动机, 在飞行过程中当补燃室压力相比于燃气发生器工作压力较小时, 补燃室压力对燃气发生器内流动不产生影响, 此时燃气发生器稳态工作压力与流量控制阀的开度是一一对应的, 但当补燃室压力足够大时就会影响到燃气发生器内的流动, 此时燃气发生器的工作压力和燃气发生器喷出的燃气流量都会受到补燃室压力的影响, 这种情况下无论是采用固定压力边界条件或者固定流量边界条件都不能作为流量控制阀模拟的入口边界条件。本文在燃气流量控制阀模拟过程中采用了 UDF函数定义了燃气发生流量控制阀的入口边界条件, UDF函数考虑了燃气发生器的稳态工作特性, 即燃气发生器喷出的稳态流量是与燃气发生器的工作压力相对应的, 模拟过程中不断提取燃气流量控制阀的入口压力经由 UDF函数计算产生燃气流量作为流量控制阀入口边界条件。本文选取了 5种开度的流量控制阀工作状态, 如表 1所示。流量控制阀入口温度为 $2\,100\text{K}$, 不考虑总温损失, 流量控制阀出口温度为 $2\,100\text{K}$, 流量控制阀出口反压即补燃室压力给定一系列值。假设燃气满足理想气体定律。

Table 1 Five work condition of flow control valve

Openings <i>x</i> /mm	1.0	1.25	1.875	2.5	3.125
--------------------------	-----	------	-------	-----	-------

3.2 计算结果及分析

3.2.1 流量控制阀流场分布

图 2为燃气流量控制阀的阀门开度为 1.0mm 、不同补燃室压力下的流场等马赫线分布图。由图 2看出, 控制阀内的存在激波和边界层分离, 在激波之后出现边界层分离, 在分离区内出现大量漩涡。由图 2可以看出当补燃室压力的增大到某值 (临界压力) 时, 控制阀喷嘴出口马赫数由略大于 1开始小于 1, 继续增大补燃室压力, 喷嘴出口马赫数逐渐减小, 这是由于补燃室压力变化产生的扰动传播速度为音速, 当补燃室压力小于临界压力时, 喷嘴出口为超音速, 补燃室压力变化产生的扰动不能够影响到控制阀内流场, 当补燃室压力大于临界压力时, 喷嘴出口为亚音速, 补燃室压力变化产生的扰动能够影响到控制阀内流场。喷嘴出口为超音速, 而音速出现在喷嘴出口前, 这是因为粘性作用使得喷嘴里附面层结构发生变化, 在喷嘴出口前出现了附面层的最大位移厚度, 这样

在喷嘴出口段形成了一个相当于收缩-扩张型的管道。

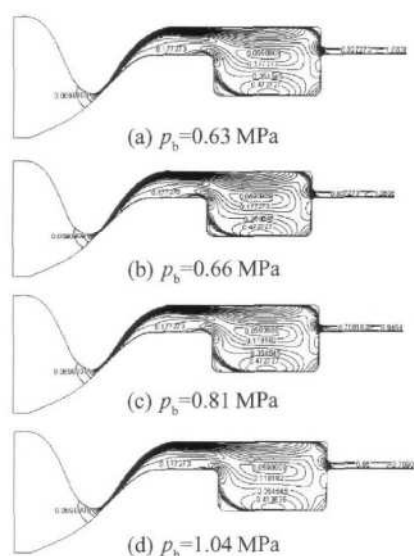


Fig 2 Mach contours for $x = 1.0$ mm

图 3 为燃气流量控制阀的阀门开度为 2.5 mm 不同补燃室压力下的喉部附近等马赫线分布图。由图看出流量控制阀内的激波为正激波。增大补燃室压力时, 正激波逐渐向喉部移动, 当补燃室压力增大到某值时, 正激波被推出喉道, 声速面消失, 喉道不再具有保持流量恒定的作用。

3.2.2 控制阀阀头受力特性

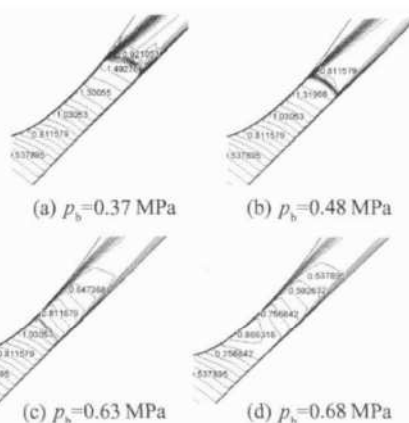
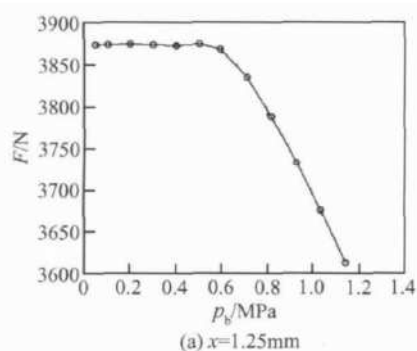


Fig 3 Local Mach contours for $x = 3.125$ mm

由上述的分析得知, 改变补燃室压力会对控制阀流场分布造成影响, 控制阀阀头壁面压力分布决定了控制阀阀头的受力情况, 流量控制阀是轴对称的, 在不考虑重力、摩擦力等影响时阀头所受的横向力等于零, 其所受力等于燃气对其的轴向力。图 4 给出了阀门开度为 1.25 mm 和 2.5 mm 下, 不同补燃室压力对流量控制阀阀头轴向受力的影响情况。由图 4 看出, 对于某一燃气流量控制阀门开度, 当补燃室压力小于某值时, 阀头轴向受力保持不变, 当补燃室压力大于该值时, 阀头轴向受力随补燃室压力增大而减小, 当补燃室压力增大到另一值时, 阀头轴向受力随补燃室压力增大而逐渐增大。

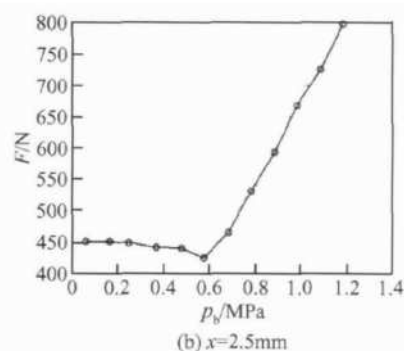


Fig 4 Axial force of control valve head affected by secondary combustor pressure

3.2.3 通过控制阀的质量流量

图 5 给出了控制阀不同阀门开度、不同补燃室压力对通过控制阀的燃气质量流量影响的特性曲面图。由图 5 可以看出, 对于某一燃气流量控制阀门开度, 补燃室压力增大到某值时, 通过燃气流量控制阀的质量流量就会开始增大, 补燃室压力越大, 燃气质量流量越大。研究分析得知, 通过流量控制阀的燃气质量流量增大是由于补燃室压力过大导致燃气流量控制

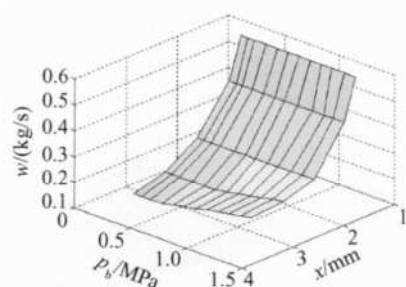


Fig 5 Flow rate through control valve affected by secondary combustor pressure

阀喉道中声速面消失,燃气发生器工作压力随补燃室压力增大而增大进而使得燃气发生器产生的燃气质量流量随之增大。

4 燃气流量控制调节特性参数化

为了进行燃气流量调节的控制系统设计,实现固体火箭冲压发动机最优性能,必须对燃气流量控制阀的调节特性进行参数化,即获得燃气调节特性的参数化表达式。由空气动力学可知,在来流总温等不变的情况下,通过控制阀的燃气质量流量是燃气发生器工作压力、控制阀的阀门开度及补燃室工作压力的函数。上述数值模拟获得的通过控制阀的燃气质量流量调节特性的曲面图,虽然给出了固体火箭冲压发动机的燃气流量调节特性,但不能用来进行数学建模及控制系统设计,必须给出固体火箭冲压发动机燃气流量调节特性的参数化表达式。由图 5 可以发现,燃气流量调节特性的曲面图存在一个分界线,在分界线一侧,通过控制阀的燃气流量只与控制阀的开度有关,在分界线的另一侧,通过控制阀的燃气流量除了与控制阀的阀门开度有关,还与补燃室工作压力有关。基于这种分析,提出了一种燃气流量调节特性的参数化表达式,如式 1 所示。图 6 是基于获得的燃气流量调节特性参数化表达式的仿真结果与模拟得到的数据的对比关系曲线,从图 6 可以看出,基于数据的燃气流量调节特性参数表达式具有一定的精度,最大误差小于 5%,可以用来作为固体火箭冲压发动机燃气流量调节的参考。

$$\begin{aligned} w &= kx^a & 0 < \frac{p_b}{p_0} \leq 0.70 \\ w &= k_1 p_b + b & 0.70 < \frac{p_b}{p_0} \leq 1 \end{aligned} \quad (1)$$

式中 w 为燃气质量流量 (kg/s); x 为控制阀开度 (mm); p_b 为补燃室压力 (MPa); p_0 为燃气调节阀壅塞时燃气发生器工作压力 (MPa); $k = 0.5392$, $a = -1.4728$, $k_1 = 0.0026x + 0.0814$, $b = -0.0298x + 0.1636$ 。

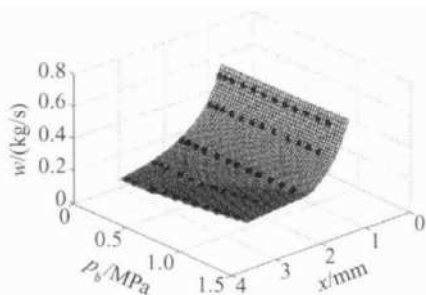


Fig 6 Regulating property based on parameterization

5 结 论

本文采用数值模拟的方法对固体火箭冲压发动机燃气流量控制阀的流场进行了二维数值模拟,得到了不同控制阀门开度、不同补燃室工作压力对通过控制阀的燃气质量流量的影响,基于模拟得到的数据,得到了固体火箭冲压发动机燃气流量调节特性的数学表达式,模拟还得到了不同控制阀门开度、不同补燃室工作压力下的流场分布及对控制阀的受力特性影响。计算结果为流量控制阀的总体设计和动态响应计算提供了一定的参考,为进一步的流量控制阀动态响应过程分析和试验打下了基础。

参考文献:

- [1] Wilson R, Linage C, Hewitt P. The evolution of ram jet missile propulsion in the US and where we are headed [R]. AIAA 96-3148
- [2] Miller W H, Burkes W M JR, McCleendon S E. Design approaches for variable flow ducted rocket [R]. AIAA 81-1489
- [3] Sosounov V. Research and development of ram jet/ram-rockets Part a Integral solid propellant ram rockets [R]. NASA N 94-29294
- [4] Lugbauer J P, Castrogiovanni A, Snurr G R, et al Development of the NAVSE/ALLIANT techsystems tactical airbreathing propulsion integral rocket/ram jet engine test facility [R]. ADA 419474
- [5] Fry R S. A century of ram jet propulsion technology evolution II. Journal of Propulsion and Power. 2004 20(1).
- [6] Lauzon M, Stowe R A, Lestage R, et al Missile propulsion performance modeling in a visual simulation environment [R]. AIAA 2001-4413
- [7] 申法义, 吕希诚. 固体燃料流量调节地面试验系统 [C]. 昆明: 中国宇航学会结构强度与环境工程专业委员会 2003 年度技术信息交流会, 2003
- [8] 李岩芳, 陈林泉. 固冲燃气发生器流量调节数值模拟研究 [C]. 西安: 中国宇航学会固体火箭推进专业委员会 2001 年年会, 2001
- [9] 李世鹏, 张平. 固体燃气控制阀内流场参数计算 [J]. 固体火箭技术, 2003 26(3): 25~31
- [10] Lafond A. Numerical simulation of the flow field inside a hot gas valve [R]. AIAA 99-1087

(编辑: 崔永刚)