

# 固冲发动机燃气流量调节阀设计与调节特性研究\*

侯晓静, 莫展

(中国空空导弹研究院, 河南洛阳 471009)

**摘要:**通过对燃气流量调节阀进行的设计计算,设计了弧形和锥形两种外型面的流量调节阀。并在典型工况下进行了三维流场数值模拟,得到了相同工况下两种调节阀的流场特性十分相似。但对两种调节阀的行程与对应调节压强进行分析后,发现弧形面调节阀更有利于调节控制。为固体冲压发动机流量调节阀的设计和 提高其性能提供参考。

**关键词:**流量调节;流量调节阀;调节性能;数值仿真

中图分类号:V435 文献标志码:A

## The Adjusting Valve Design and Adjusting Performance Study for Solid-rocket Ramjet Motor

HOU Xiaojing, MO Zhan

(Chian Airborne Missile Academy, Henan Luoyang 471009, China)

**Abstract:** Two kinds of flux control valves including the arc one and the taper one were designed by designing calculation. The flow performances of the two kinds of control valves were very similar in the same working state after the 3-D numerical simulation, and the arc valve was better for flow control after the analysis of the characteristics of the two kinds of valves whose pressure was related with the valves' displacement. The investigation would be helpful for flux adjustment for solid-rocket ramjet motor.

**Keywords:** flux control; flux control valve; adjustment performance; numerical simulation

### 0 引言

未来中远程空空导弹体积小、射程远、作战空域大,这要求其动力装置能够长时间工作,推力大范围可调等。整体式固体火箭冲压发动机以其优越的性能成为未来导弹的优选动力装置方案,而导弹射程的大幅度提高和发动机各种性能的充分实现与整体式固体冲压发动机的燃气流量大范围可调密不可分。

燃气流量调节是整体式火箭冲压发动机的关键技术之一。控制高温燃气流量的方法很多,通过改变燃气发生器喉部截面积,利用燃速对压力敏感的推进剂来实现调节燃气流量生成率的方法是目前较为理想的选择<sup>[1]</sup>。

影响喉部面积的阀门种类较多,文献[2]对5种不同开度下的燃气流量调节阀流场进行了数值模拟,得到了补燃室压力、阀门开度对燃气流量等的影响。文献[3]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。

文中对不同形面调节阀进行了设计计算和流场

仿真,得到了调节阀形面、行程对于调节特性的影响。

### 1 调节阀设计

#### 1.1 设计原理

在固体火箭冲压发动机飞行过程中,为了保证补燃室始终工作在空燃比附近,要求进入补燃室的燃气流量需要随经由进气道进入

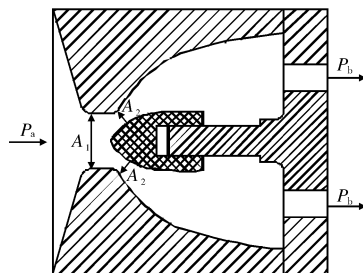


图1 燃气流量调节示意图

补燃室的空气流量的变化而改变,因而需要对燃气流量进行调节。

图1为燃气流量调节示意图,图中 $A_1$ 为燃气发生器的出口面积, $A_2$ 为调节阀与燃气发生器出口形成的燃气通道面积,即为实际的喉部面积。当燃气流量需要增大时,可以通过驱动系统使调节阀向前移动,减小 $A_2$ ,燃气生成率随之增大,进入补燃室的燃气流量也相应增大,反之,使得调节阀在驱动力作用

\* 收稿日期:2010-07-01

作者简介:侯晓静(1982-),女,河南辉县人,助理工程师,硕士,研究方向:固体火箭发动机。

下后退,  $A_2$  增大, 进入补燃室的燃气流量随之减小。为了保证调节阀能够对燃气发生器压力进行有效调节, 需要确保  $A_2$  始终小于  $A_1$ , 同时  $A_1$  应大于燃气发生器喉部的最大设计面积。

### 1.2 设计计算

燃气发生器的燃气生成率为:

$$\omega_r = \rho_{pr} A_{br} r = \rho_{pr} A_{br} a p_r^n \quad (1)$$

燃气排出率为:

$$w_g = \frac{p_r A_{tr}}{C_r} \quad (2)$$

当燃气发生器处于稳态工作时, 燃气生成率近似等于燃气排出率, 联立式(1)和式(2)得:

$$p_r = \left( \frac{A_{tr}}{\rho_{pr} A_{br} a C_r} \right)^{\frac{1}{n-1}} \quad (3)$$

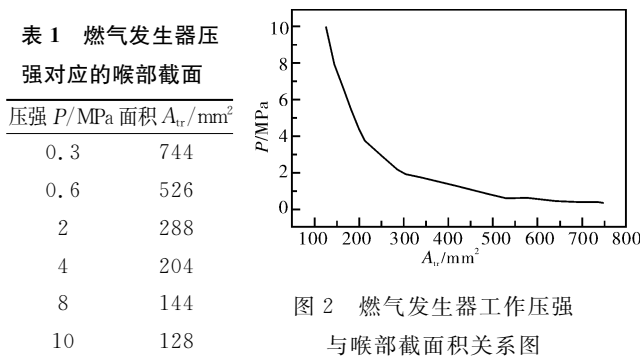
其中:  $\omega_r$  为燃气生成流量;  $\rho_{pr}$  为推进剂密度;  $A_{br}$  为药柱截面积;  $r$  为推进剂燃速;  $a$  为推进剂燃速系数;  $n$  为推进剂压强指数;  $p_r$  为燃气发生器压强;  $w_g$  为燃气排出率;  $A_{tr}$  为燃气发生器喷管喉部截面积;  $C_r$  为推进剂特征速度。

由式(1)~式(3)可以得出当  $A_{br}$  恒定时,  $W_g$ 、 $p_r$  和  $A_{tr}$  之间的关系, 分别以 1 和 2 代表两种状态:

$$\frac{w_{g1}}{w_{g2}} = \left( \frac{p_{r1}}{p_{r2}} \right)^n = \left( \frac{A_{tr1}}{A_{tr2}} \right)^{\frac{n}{n-1}} \quad (4)$$

设定固体火箭冲压发动机工作过程中, 燃气发生器最大工作压强 10MPa, 最小工作压强 0.3MPa, 根据推进剂参数式(1)~式(4)可以计算得出相应压强下对应的理论喉部面积。

表 1 为燃气发生器不同压强下对应的燃气通道喉部截面积。其对应关系曲线如图 2 所示, 由图 2 可知燃气发生器压强与燃气发生器喷管喉部面积基本呈幂函数关系。



### 1.3 调节阀形面设计

为了比较形面对于调节能力的影响, 根据喉部截面积计算结果, 分别设计了锥形面阀和弧形面阀, 外形图如图 3 所示, 两者最大截面积相同, 长度相同。

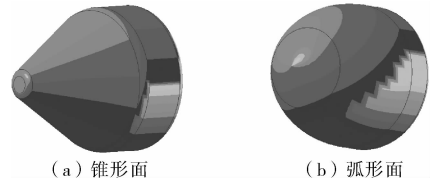


图 3 调节阀外形面图

由于燃气发生器的压强控制是通过调节阀的移动来实现的, 因而调节阀的调节性能主要与流场参数和调节阀的工作行程有关。为了对两种形面调节阀的调节特性进行研究, 分别建立了燃气通道和调节阀的三维模型, 如图 4 所示为两种调节阀在流场通道内的位置示意图, 图中  $L$  表示调节阀相对于燃气发生器出口的位置。

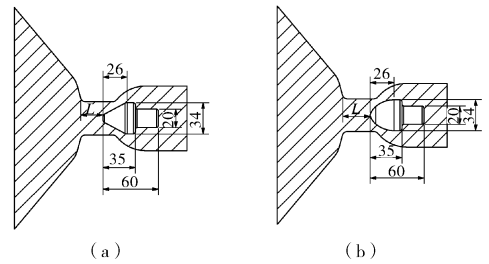


图 4 调节阀在流场中位置示意图

## 2 调节特性研究

### 2.1 流场数值计算

#### 2.1.1 控制方程及边界条件

利用所建立的三维模型, 文中对两种调节阀在典型工况下的流场进行了数值研究。工况参数见表 2, 假定燃气为理想气体, 不考虑侵蚀燃烧的影响。可压流动的守恒型 N-S 方程在直角坐标系中可以写成如下形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q d\Omega + \int_{\partial\Omega} F_c \cdot n ds + \int_{\partial\Omega} F_v \cdot n ds = 0$$

式中,  $Q = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T$  为守恒向量,  $\rho$ 、 $(u, v, w)$  和  $e$  分别为密度、直角坐标系下的速度分量和单位质量气体的总能量;  $\partial\Omega$  为某一固定区域  $\Omega$  的边界;  $n$  为边界的外法向量;  $F_c$  和  $F_v$  分别为矢量通量分解后的对流矢量通量和粘性矢量通量。状态方程为  $p = \rho R T$ ,  $R$  为气体常数。模型采用标准的  $k-\epsilon$  模型, 计算中对流项按二阶迎风格式离散, 粘性项按中心差分格式离散, 时间项按一阶后差格式离散。

生成结构化网格节点总数约 20 万。采用完全气体模型; 燃气的等压强比热  $C_p$  为 2200 J/(kg·K); 分子量为 25.6 kg/mol, 总温度为 1800 K, 出口压强模拟地面试验的实际情况, 取当地大气压强。

表2 计算工况参数

参数	工况1	工况2	工况3
实际喉部面积/mm <sup>2</sup>	744	526	128
燃气来流压强/MPa	0.3	0.6	10

### 2.1.2 计算结果分析

由于整个流场为轴对称流场,取各模型相应工况下对称面上的流场图谱进行分析。

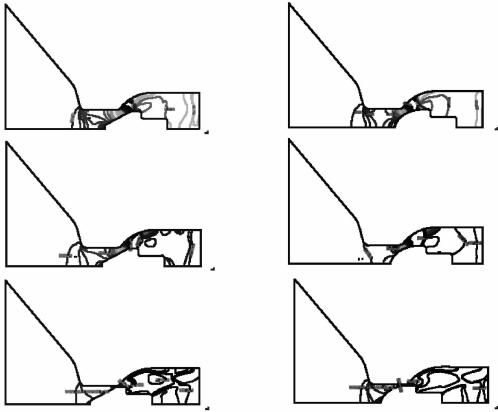


图5 三种工况下的流场压强分布图

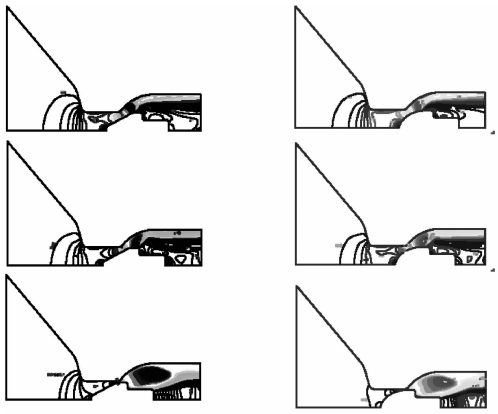


图6 三种工况下的流场马赫数分布图

计算结果如图5~图6所示,分别为两种形面调节阀在三种工况下的压强图和马赫数图,从上到下依次为工况1、工况2、工况3。对照表2,从图5~图6中可以看出,两种模型的各工况均为突缩后又突扩的流道,整个流场流动较为复杂。来流均以亚音速进入燃气调节阀,随着燃气通道面积的逐渐减小,燃气速度逐渐增大,在喉部位置,燃气速度上升到音速,过了喉道,随着燃气通道面积增大,燃气速度继续增大,燃气过度膨胀,流道中出现激波。由于调节阀与阀杆连接处几何形状的突扩导致该处出现了漩涡。由图5可以看出调节阀出口处随着压强增大紊乱程度增加,说明随着来流压强的增加气流的膨胀加剧;由图6可以看到随着来流压强增加膨胀得到的最大马赫数也增大,特别是来流压强为10MPa燃气无法完全膨胀,

导致流场内出现了一个激波节。综合对比图5~图6发现两种调节阀在不同来流压强的情况下流场比较相似,这主要是由于设计的调节阀除了形面外其他几何参数基本一致,说明流场的特点主要与几何参数有关系,与调节阀外形面关系不大。

### 2.2 调节阀行程分析

由流场计算结果可以看出喉部位置均在燃气通道最小截面处,数值计算结果与理论计算结果一致。由此,通过计算调节阀位移与燃气通道的最小截面积之间的关系,可以得到燃气发生器压强与调节阀工作行程之间的关系。

表3所示为两种形面调节阀在不同压强下对应的 $L$ ,如图7燃气发生器压强与调节阀工作行程关系曲线所示。结合表3从图7中可以看出,

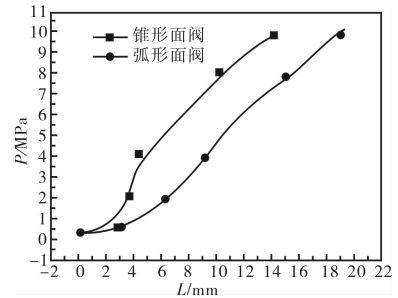


图7 燃气发生器压强与调节阀工作行程关系曲线

在0.3~10MPa压强变化范围内,弧形面调节阀 $L$ 变化范围为11~30.1mm,工作行程为19.1mm;锥形面调节阀 $L$ 变化范围为9.8~24mm,工作行程为14.2mm,小于弧形面调节阀;同时由图7可以看出在燃气发生器在2MPa压强以下,随着工作行程的减小,两种阀的压强变化都不明显,但在2~10MPa的压强变化范围内,相同的压强变化值,弧形面调节阀的工作行程要比锥形面调节阀大。说明弧形面调节阀在2~10MPa压强范围时,更有利于对燃气流量进行调节控制。

表3 燃气发生器压强与调节阀工作行程对比

压强 $P$ /MPa	面积 $A_{tr}$ /mm <sup>2</sup>	调节阀 $L$ /mm	
		锥形面	弧形面
0.3	744	24	30.1
0.6	526	20	26
2	288	14.5	20.1
4	204	13.5	17.2
8	144	12.6	14
10	128	9.8	11

## 3 试验结果

使用弧形面调节阀进行了燃气发生器压强调节试验,试验结果显示,在2~10MPa压强范围内弧形

面调节阀基本实现了对燃气流量的有效调节,但在 2~0.5MPa 压强范围内的调节能力还不理想,与文中的分析结果较为一致。

### 4 结论

1)通过对调节阀典型工况下流场的数值模拟得到燃气通道内的压强分布和马赫数分布。

2)燃气通道内喉道基本上由调节阀与几何扩张段型面的距离确定。由于两种形面调节阀最大截面积相同,流场差异不大,说明形面对流场参数影响不明显。

3)弧形面调节阀在 2~10 MPa 压强范围内,调节性能优于锥形面调节阀。但两种形面调节阀在低

压下的调节性能差别不大。分析结果与试验结果都表明 2MPa 以下,弧形阀的调节性能也并不理想。

4)通过两种形面调节阀的流场仿真和行程计算,为进一步提高固冲发动机燃气流量调节阀的调节性能提供了参考和依据。

#### 参考文献:

[1] 鲍福廷,黄熙君,张振鹏,等. 固体火箭组合发动机[M]. 北京:中国宇航出版社,2006.  
 [2] 鲍文,牛文玉,陈林泉,等. 固体火箭冲压发动机燃气流量调节特性[J]. 推进技术,2007,28(4):99-102.  
 [3] 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.

(上接第 110 页)

表 2 各分系统任务失效率和可靠性分配表

序号	分系统	$r_{i1}$	$r_{i2}$	$r_{i3}$	$r_{i4}$	系统评分数	评分系数	任务失效率	可靠性指标
						$\omega_i$	$C_i$	$F_i$	$R_i$
1	底火	4.2	3.4	6.8	5.0	485.52	0.0518	0.0055	0.9945
2	发射药	5.0	3.2	7.2	5.2	599.04	0.0639	0.0067	0.9933
3	药筒	4.8	3.0	7.0	3.2	322.56	0.0344	0.0036	0.9964
4	弹丸	8.6	7.6	6.2	8.8	3566.04	0.3803	0.0401	0.9607
5	引信	9.8	7.8	6.0	9.6	4402.95	0.4696	0.0495	0.9518
						$\Sigma=9376.11$			$\Pi=0.90002$

则系统的可靠性为:

$$R_s = \prod_{i=1}^5 R_i = 0.90002 \geq R_s^*(t)$$

如表 2,新方案中拟采用已有的底火、发射药、药筒和引信,它们基本上都是成熟的通用的零部件,生产中一直很稳定。在新方案的可靠性分配中,这些零部件的可靠性指标都有一定提高,而弹丸是重新设计的、直接影响性能指标的重要部件,它的可靠度有一定降低。但是整个系统的可靠度还是有提高且满足可靠性指标要求,这个分配是合理的,有利于弹丸的改进和威力指标的提高。

弹药发射失效过程的影响因素很多,有些机理还没有完全研究清楚。专家评分法是重视专家的知识 and 经验,淡化和模糊了一些细节和不做所有过程的理论分析。如果是制式产品改进,那么综合多位对该产品有经验专家的评分,这个方法还是很有效的,得到的结果一般都较合理。

### 4 结论

根据武器装备研制的特点,将可靠性指标分配的

原则确定为创新、排队、试验原则,并介绍了相应的专家评分法,对于制式产品改进,特别是新产品中继承和沿用较多的原有零部件,这种方法很有意义。以新研制的小口径弹药  $\times \times$  mm 航杀爆燃弹可靠性指标分配为例,提高可靠性指标且对其战术技术指标做局部改变,以增加弹药威力,按照指标分配原则及专家评分法将原指标重新分配并计算,计算结果表明指标分配合理,可为实际应用提供参考。

#### 参考文献:

[1] 聂春明.“陆盾”-2000 陆基近程防空反导武器系统[J]. 兵器知识,2010(4A):38-39.  
 [2] 高社生,张玲霞. 可靠性理论与工程应用[M]. 北京:国防工业出版社,2002.  
 [3] 周正伐. 可靠性工程基础[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.  
 [4] 董少峰. 弹药可靠性技术基础[M]. 北京:兵器工业出版社,1991.  
 [5] 李建军. 发射装置可靠性指标分配方法研究及其应用[J]. 舰船科学技术,2009,31(5):102-104.