

# 一种固冲发动机用流量调节装置设计\*

兰飞强,王丽娟,程翔,智博

(中国空空导弹研究院,河南洛阳 471009)

**摘要:**为了使冲压发动机适应更宽广的工作包线,提高工作性能,充分发挥推进剂的能量,必须设计燃气发生器流量调节装置。文中针对一种固冲发动机用流量调节装置进行了设计,完成了结构与内流场仿真计算,在仿真计算的基础上加工试验件完成了热试试验,试验结果表明设计的流量调节装置满足冲压发动机要求,可以为流量调节装置将来的实际应用作技术储备。

**关键词:**固冲发动机;流量调节装置;方案研究;仿真计算

**中图分类号:**V435.5 **文献标志码:**A

## A Flow Controller Design for Solid-rocket Ramjet Motor

LAN Feiqiang, WANG Lijuan, CHENG Xiang, ZHI Bo

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

**Abstract:** In order to improve the output performances, further broaden operating envelope and give full scope to the propellant performance; solid-rocket ramjet motor needs flow controller. In this paper, a flow controller was designed for solid-rocket ramjet motor, its intensity and inner flow field were simulated, and the test piece was machined to finish the test. The results show that the flow controller meets the requirement of solid-rocket ramjet motor, laying technological foundation for practical application of flow controller.

**Keywords:** solid-rocket ramjet motor; flow controller; project investigation; simulation

### 0 引言

燃气发生器流量调节技术是整体式固体火箭冲压发动机的关键技术之一,常用的方案主要有控制推进剂的燃烧面积、非堵塞自适应调节、涡旋阀法、调节喷管喉部面积法等<sup>[1-5]</sup>,其中调节喷管喉部面积法能有效的控制喉部面积的大小,控制灵活准确,可以实现燃气流量的完全调节,使补燃室的空燃比始终保持在较优的范围,充分发挥推进剂的能量,可以满足固冲发动机大空域工作的需求,也可以在飞行过程中根据任务需求调节燃气流量,优化能量分配,提高能量使用效率,提高冲压发动机的工作性能。因此,目前国际上已纷纷开展相应的应用研究,取得了不少进展。

文中针对某型固冲发动机用流量调节装置进行了详细设计,完成了流场与结构仿真计算,在仿真计算的基础上加工试验件进行了热试试验。

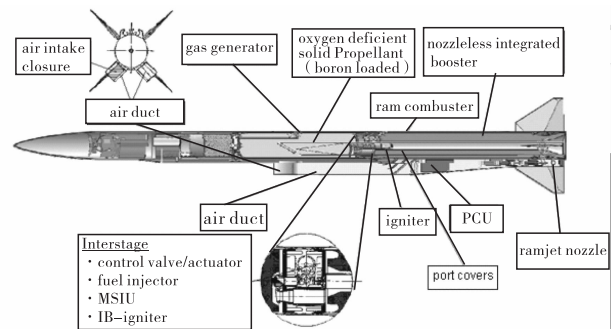


图1 欧洲流星导弹结构示意图

## 1 调节装置设计

### 1.1 调节原理

由燃气生成率方程:

$$q_{mf} = r_b \rho_p A_b = a(1 + \alpha_r \Delta T) p_g^{*n} \rho_p A_b$$

燃气排出率方程:

$$q_{mf} = \frac{P_g^* A_{gt}}{C_g^*}$$

可导出燃气发生器总压  $P_g^*$  和各参数之间的关系式:

\* 收稿日期:2011-10-24

作者简介:兰飞强(1979-),男,河南洛阳人,工程师,硕士,研究方向:火箭发动机设计。

$$P_g^* = \left[ \frac{a(1 + \alpha_r \Delta T) \rho_p A_b C_g^*}{A_{gt}} \right]^{\frac{1}{1-n}}$$

分析上式可见:如需要增加  $q_{mf}$ , 应减小  $A_{gt}$  使燃气发生器压力  $P_g$  提高, 燃速  $r$  增加, 燃气生成量增加, 并达到新的平衡。需要减少  $q_{mf}$  则与上述过程相反。

同样可以导出  $q_{mf}$ 、 $P_g$ 、 $A_{gt}$  之间的关系, 分别以 1 和 2 代表两种状态:

$$\frac{q_{m2}}{q_{m1}} = \left( \frac{P_{g2}^*}{P_{g1}^*} \right)^n = \left( \frac{A_{gt1}}{A_{gt2}} \right)^{\frac{n}{1-n}}$$

由上式可以看出, 流量变化量和喷嘴通道面积变化量及推进剂压强指数  $n$  有关, 高压强指数下, 相同的  $A_{gt1}/A_{gt2}$  可使流量获得更大的调节量。为了获得高的流量调节比, 希望压强指数  $n$  大一些, 但使用过高的  $n$  值推进剂, 在燃面突增、工艺产生燃速偏差等情况时, 容易出现高压爆炸的危险。

根据某型固冲发动机的具体需求进行了详细设计, 设计压力比为 100:1, 流量调节比大于 10:1。

### 1.2 系统设计

本系统包括试验用燃气发生器、流量调节装置、点火与测试系统、燃气压力控制系统等, 试验用药为含硼贫氧药, 燃气发生器的压力为控制量进行闭环控制, 测量得到的燃气发生器压力送到压力控制系统, 与期望的压力曲线进行比较, 控制算法给出调节装置的运动信号, 调节板转动, 改变喉部面积, 达到改变燃气发生器压力继而改变流量的目的。控制系统的框图如图 2 所示。

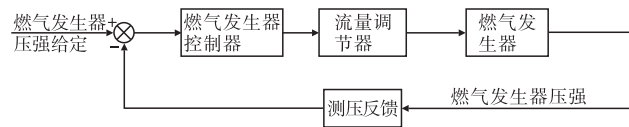


图 2 控制系统框图

### 1.3 结构设计

本方案流量调节装置由支撑件组合、导管组合、调节板、调节轴、伺服系统等零(部)件组成, 图 3 为结构的示意简图, 支撑件组合为主承力结构, 其他零(部)件安装在支撑件组合之上。

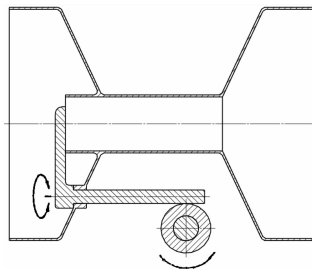


图 3 调节装置结构简图

整个流量调节装置位于燃气发生器和补燃室之间, 工作环境极其恶劣<sup>[6-9]</sup>, 高温高压的燃气直接作

用在调节装置上, 同时由于燃气中存在大量的凝相粒子, 工作过程中可能沉积造成卡滞, 严重时可能还会导致燃气压力的异常变化, 出现发动机爆炸的危险, 在设计中通过仿真分析对调节板、气流通道的形状进行了优化设计, 优选材料以减少沉积的发生, 同时在与燃气直接接触的部位均设计有热防护层, 降低燃气和凝相粒子的烧蚀, 隔绝传递到结构件的热量, 使伺服系统等在发动机工作过程中始终能正常工作。

流量调节装置工作原理如下: 伺服电机根据控制信号大小转动, 通过一系列的减速机构带动调节轴和调节板转动, 从而改变喷管通气面积, 燃气发生器燃气压力随之改变, 达到调节流量的目的。同时采用电位器检测调节轴的转动角度, 构成角度反馈控制系统。

## 2 流场仿真分析

为了简化模型, 在计算中不包含燃气发生器模型, 仅仅做出单个燃气导管以及导管和旋转盘阀延伸面的燃气模型, 如图 4, 计算中所用到的边界条件类型有: 压力入口 (pressure\_inlet)、压力出口 (pressure\_outlet) 与无滑移绝热固壁 (wall), 其中按照压力入口计算收敛后按照质量流率入口 (mass flow\_inlet) 重新计算收敛。

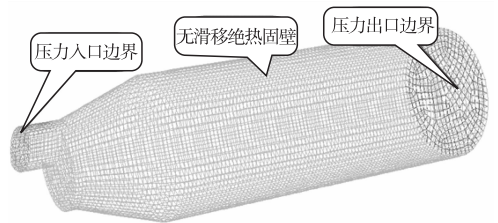


图 4 流场计算模型

计算中选用 Fluent 的 couple + implicit 求解器, 紊流模型采用标准  $\kappa-\epsilon$  模型, 流动方程、 $\kappa$  方程与  $\epsilon$  方程的离散选择一阶精度。计算的收敛准则为: 连续方程、动量方程、能量方程以及  $\kappa$ 、 $\epsilon$  方程的残差下降 3 个数量级, 且燃气导管出口流量稳定。

限于篇幅, 文中仅给出了最小、最大流量状态下导管出口的马赫数云图以及导管轴对称平面的马赫数云图(见图 5 ~ 图 8), 从计算结果可以看出, 燃气流在燃气发生器内部流动速度为亚音速, 在导管扩张段过后, 流动在等直段后加速到超音速并形成一道斜激波, 斜激波过后气流速度降低, 并随流量的增大, 激波的强度也随之增加。

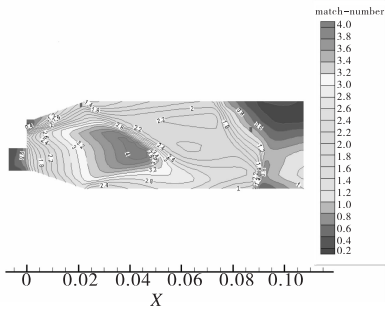


图 5 最小流量状态导管轴对称平面马赫数云图

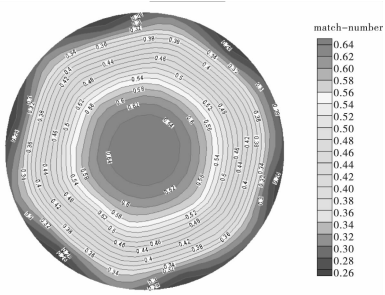


图 6 最小流量状态导管出口马赫数

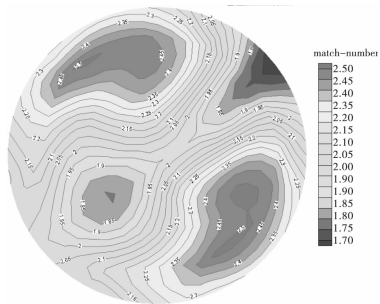


图 7 最大流量状态导管出口马赫数

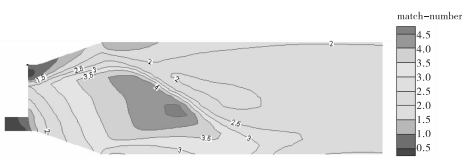


图 8 最大流量状态导管轴对称平面马赫数云图

### 3 强度仿真

为尽量减轻整个装置的重量,支撑件承力材料采用钛合金,采用 Patran/Nastran 软件对其进行强度校核计算,在计算中不考虑与气流接触的热防护层,燃气压力载荷大小根据流场计算结果给出,计算结果见图 9,可以看出,支撑件的最大应力小于材料的抗拉强度,工作安全。同样对导管组合也进行强度计算,同样不考虑与气流接触的热防护层,导管的承力材料为 30CrMnSiA,计算结果如图 10 所示,可以看出,导管支撑件的最大应力也小于材料的抗拉强度,工作安全。

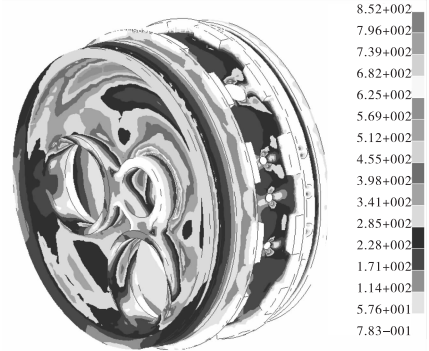


图 9 支撑件在压力载荷下的应力云图

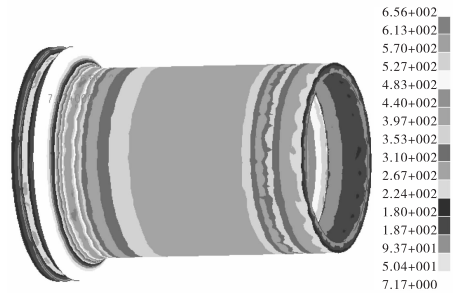


图 10 导管在压力载荷下的应力云图

试验件加工完成后对试验件进行了水压检验,试验过程中水压稳定无下降,试验件保持正常,泄压后试验件无残余变形。

### 4 试验研究

在上述设计的基础上,加工了试验件进行热试试验,试验用燃气发生器装药为高能含硼推进剂,试验前给出期望的燃气发生器变化曲线,在试验中压力控制系统根据期望的压力曲线控制调节装置的运动,图 11 为热试试验中实测燃气发生器压力和期望压力的比较图,图中实线为期望的压力变化曲线,虚线为实际测量得到的燃气发生器压力,从中可以看出,试验压力曲线与期望压力曲线的吻合性较好,说明在整个工作过程中整个流量调节系统工作正常,在控制系统的控制下,调节机构可以根据指令改变喉部面积进而改变燃气发生器压力,使燃气发生器流量按任务需求进行调节。

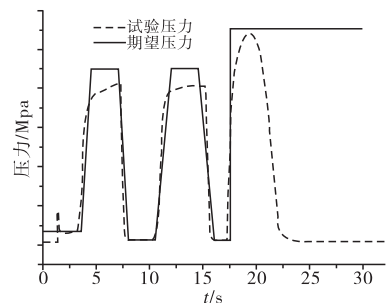


图 11 热试试验实测压力和期望压力比较图

图12为试验曲线上低压部分和高压部分对应的火焰变化情况,从图中可以看出火焰的变化与燃气发生器压力的变化一致,在高压情况下,明亮且火焰较长,在低压情况下,暗淡且火焰较短。

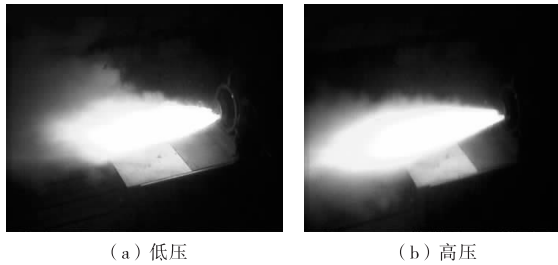


图12 低压和高压平台时火焰图像

## 5 结论

文中针对固冲发动机对流量调节装置的需求开展了详细设计,对其进行了结构与流场仿真计算,在此基础上完成了试验件的设计与加工,完成了压力闭环的热试试验,从试验结果可以得出以下结论:

- 1) 本方案中设计的流量调节装置可以根据指令要求对燃气发生器压力、流量进行调节,在工作过程中调节板转动灵活,沉积少,可以满足发动机的需求;
- 2) 试验结束后观察热防护层未完全炭化,可以在下一步的工作中开展更长工作时间的试验;
- 3) 在初步的试验中对控制系统未进行详细的设

(上接第147页)

## 4 结论

通过小波变换对实验数据进行处理,发现了由冲击波所引起的压力大幅值波动,其幅值和频率都与典型湍流宽带噪声特征不同。并运用小波分解与重构成功将该成分从原信号中过滤,得到真正的射流宽带噪声频谱。

运用FFT方法对重构后的射流宽带噪声进行频域分析,并将结果用于声效率计算,得到重构后的信号能量完全符合火箭发射噪声的声效率经验值,因此也肯定了数据处理方式的正确性。

### 参考文献:

[1] Sutherland Louis C. Progress and problems in rocket noise prediction for ground facilities, AIAA 93-4383 [R]. 1993.  
 [2] Eldred S. Acoustic loads generated by the propulsion system, NASA SP8072 [R]. 1971.  
 [3] Jean Varnier, Wilfrid Raguene, Gely Denis. Noise radiated from free and impinging hot supersonic jets, AIAA 98-

计,为保证试验安全,控制器参数的选取偏保守,在下一步的工作中应进行进一步的详细设计。

### 参考文献:

[1] 毛成立. 燃气发生器流量调节方案的比较[J]. 固体火箭技术, 2000, 23(4): 16-28.  
 [2] 夏智勋, 张炜. 固体火箭冲压发动机性能调节研究[J]. 固体火箭技术, 1999, 22(1): 19-22.  
 [3] 何洪庆. 固冲发动机贫氧燃气流量调节技术[J]. 航空兵器, 1999(3): 18-21.  
 [4] 鲍文. 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): 433-436.  
 [5] Besser H L, Strecker R. Overview of boron ducted rocket development during the last two decades [C] // Combustion of Boron-Based Solid Propellants and Solid Fuels, 1993.  
 [6] 孙冰, 刘小勇, 林小树, 等. 固体火箭冲压发动机燃烧室热防护层烧蚀计算[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 375-378.  
 [7] 陈军, 王政时, 董师颜, 等. 影响长时间续航发动机沉积特性的实验与分析研究[J]. 兵工学报, 2003, 24(1): 139-141.  
 [8] 高新绪, 陈勇. 电动、气动和液压三类伺服机构快速性的比较[J]. 航空兵器, 1995(1): 17-20.  
 [9] Vigot C, et al. Combustion behavior of boron based solid propellants in a ducted rocket [R/OL]. <http://publications.onera.fr/exl-doc/99185.pdf>.

2206 [R]. 1998.  
 [4] Gely D, Elias G, Bresson C. Reduction of supersonic jet noise-Application to the Ariane 5 launch vehicle, AIAA 2000-2026 [R]. 2000.  
 [5] Krothapalli A, B Greska, V Arakeri. High speed jet noise reduction using microjets, AIAA. 2002-2450 [R]. 2002.  
 [6] Krothapalli A, Rajkuperan E Alvi F, et al. Flow field and noise characteristics of a supersonic impinging jet [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, 392: 155-181.  
 [7] 王大凯, 彭进业. 小波分析及其在信号处理中的应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2006.  
 [8] 王秉义. 枪炮噪声与爆炸声的特性和防治 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.  
 [9] 孙忠良, 孙慧明, 刘江, 等. 对人体损伤的兵器噪声和冲击波的标准化测量 [J]. 解放军医学杂志, 2003(1): 19-22.  
 [10] 刘礼军. 火箭导弹发射噪声实验与抑制技术研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2004.  
 [11] McInerny S. Rocketnoise-a review, AIAA 90-3981 [R]. 1990.