

## 低温流量控制系统试验研究\*

陶玉静,田章福,王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

**摘要** :低温可调汽蚀文氏管是低温流量控制系统的关键部件,本文选用步进电机控制调节针锥的位移。通过大量冷态试验,在大范围变化工况、变化喉部面积及变化背压条件下,利用水对低温流量控制系统进行研究,得到了流量系数、压力恢复系数的变化规律。利用液氧标定,对冷态试验结果进行修正。并将低温流量控制系统用于三组元模型发动机热态试验中,成功实现了流量调节和工况转换。

**关键词** :低温;可调汽蚀文氏管;冷试;热试

中图分类号 :V433.9 文献标识码 :A

## Experiment Study of the Mass Flow Control System

TAO Yu-jing, TIAN Zhang-fu, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** :Throttling Venturi for cryogenic propellants is the key component of the mass flow control system. The step motor was used to control the displacement of the tapered rod. And water is used in cold test. Through changing operating conditions, throat area and back pressure, the change rule of discharge coefficient and pressure recovery factor were found. Then liquid oxygen was used to modify the results of cold test. The mass flow control system was used in firing test of tripropellant model engine, which shows the system can control the mass flow of liquid oxygen accurately and change the operating conditions successfully.

**Key words** :cryogenic; throttling venturi; cold test; firing test

流量控制系统通常由流量调节元件和控制执行元件组成。常用的流量调节元件是汽蚀文氏管,它的应用十分广泛,如流体的流量控制与测量<sup>[1-3]</sup>,文氏管除尘洗涤剂<sup>[4-5]</sup>,发动机系统推进剂流量与组元比控制<sup>[6-7]</sup>等。而控制元件通常选用电液控制结构,其结构复杂,且精度不高。目前,这种基于常温可调汽蚀文氏管以及电液控制结构的流量控制系统已经得到了广泛研究<sup>[8-10]</sup>,但对用于低温特别是深冷液体的流量控制系统却鲜有报道。

利用低温推进剂的高性能发动机,特别是三组元发动机,工况转换时,低温推进剂流量的大范围精确调节,以及发动机试验中,为了提高试车效率,一次试验中完成多个工况,都需要用到低温流量控制系统。本文对低温流量控制系统,特别是用于液氧流量调节的流量控制系统进行了研究。首先通过大量冷态试验,在大范围变化工况、变化喉部面积及变化反压条件下,利用模拟介质水对低温流量控制系统进行研究,得到了流量系数、压力恢复系数的变化规律。然后,利用液氧冷流标定的结果,对冷试结果进行修正。最后,将基于液氧低温可调汽蚀文氏管的流量控制系统用于三组元模型发动机热态试验中,成功实现了流量调节和工况转换。

### 1 冷态试验研究

冷试试验系统如图 1 所示。低温流量控制系统由低温流量调节元件和控制执行元件组成。本文采用作者设计的低温可调汽蚀文氏管作为流量调节元件,具体设计思路和设计过程参见文献[11];采用可编程控制器驱动的步进电机作为控制机构,其结构简单,且控制精度高。选取水作为工质,试验过程中,

\* 收稿日期 :2006 - 02 - 26  
基金项目 :国家 863 高技术资助项目(2003AA722011)  
作者简介 :陶玉静(1977—),女,博士生。

通过水箱提供稳定的水流,同时由总气源提供稳定的水箱压力。通过控制器控制步进电机转动,进而控制文氏管针锥的移动。通过数据采集系统采集水箱压力、水流量、文氏管入口压力及背压。

压力恢复系数、流量系数是评价可调汽蚀文氏管工作性能优劣的重要参数。试验的主要目的就是得到流量系数、压力恢复系数的变化规律。试验中,通过改变文氏管入口压力、背压以及调节针锥位移等,来对系统工作特性进行研究。

### 1.1 流量特性研究

#### 1.1.1 流量曲线

流量控制系统要达到改变和控制流量的目的,必须首先知道流量与调节针锥开度、入口压力之间的关系。对流量控制系统进行不同工况、不同调节针锥位移下大量的流量特性试验,结果如图2、图3所示。试验过程中,调节针锥最小行程设定为 $\alpha$ (即图1中针锥所处的位置),此时喉部面积最小。调节针锥位移与喉部面积的关系详见文献[10]。图2试验过程如下:调节针锥首先处于距最小行程20mm处,停留2s,然后移动到16mm处,停留2s,再分别移动到10mm、4mm处,各停留2s;之后,针锥再进行相反的操作,直到使针锥回到20mm处。该试验用于考察流量控制系统的响应特性及流量调节的稳定性。从图2中可以看出,流量随针锥位移的增大而增大,当针锥位移阶跃变化时,流量也呈阶跃变化,实现了明显的流量调节。图3给出了流量随入口压力、针锥位移的变化曲线。从图中也可以看出,流量随入口压力和针锥位移的增大而增大。

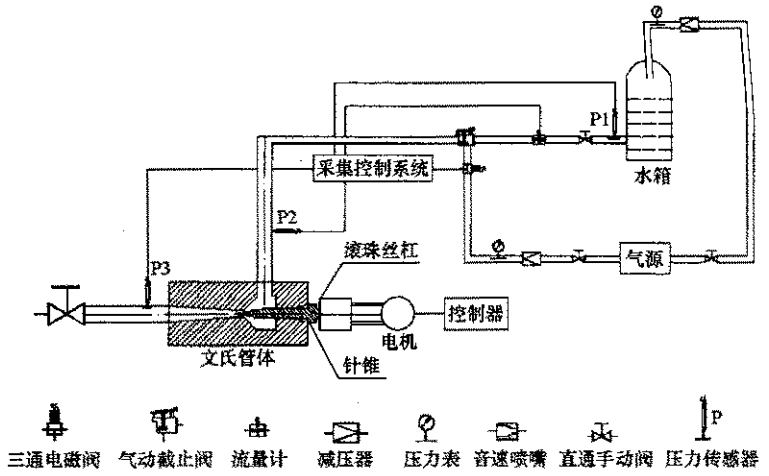


图1 冷试试验系统简图

Fig.1 Sketch of the cold test system

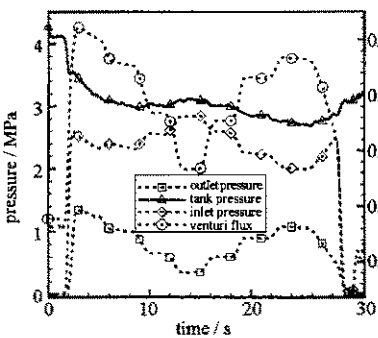


图2 流量调节特性曲线

Fig.2 Control characteristic of mass flow

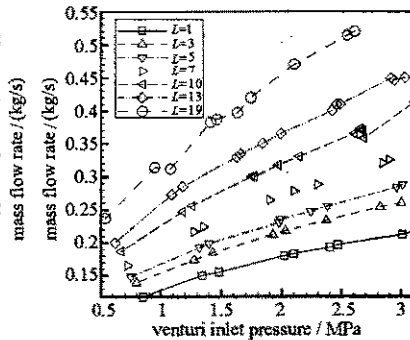


图3 流量随入口压力、针锥位移的变化

Fig.3 Mass flow variation with inlet pressure and the tapered rod position

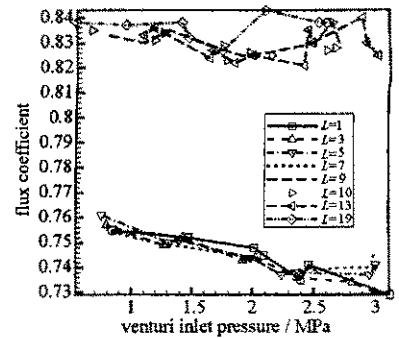


图4 流量系数随入口压力、针锥位移的变化

Fig.4 Discharge coefficient variation with inlet pressure and the tapered rod position

#### 1.1.2 流量系数

流体在可调汽蚀文氏管内部的流动是一存在相变的复杂气液两相流动,流场的几何参数、速度和压力分布、流态以及气液两相分布等都会对其流量系数有影响,还有许多未知因素的存在(如气相质量分数 $X$ 沿流动方向的分布),因此,从理论上分析流量系数的变化规律还存在很大困难。本文通过冷试试验数据来寻找规律。

图4是流量系数随入口压力和针锥位移的变化曲线。可以看出,流量系数随入口压力变化不大,但随调节锥位移有显著的变化。当针锥位移较小时,也即文氏管喉部直径较小时,流量系数较小,这是因

为开度小时,加工粗糙度、边界层的影响相对较大,从而损失增大;相反,开度大时,损失小,流量系数较大。当针锥位移小于9mm时,流量系数大约为0.74;当位移大于9mm时,流量系数为0.84。在位移为9mm处流量系数发生突变,这可能是由于边界层厚度的影响。

### 1.2 压力恢复系数研究

压力恢复系数反应了流量控制系统抗反压波动的能力,定义为出口临界压力与入口压力的比值<sup>[5]</sup>。通过对大量反压试验数据的处理,得到图5所示的压力恢复系数随针锥位移的变化曲线。从图中可以看出:压力恢复系数随入口压力变化不大,主要受针锥位移的影响。当针锥位移小于5mm时,压力恢复系数约为0.74;当针锥位移大于5mm时,压力恢复系数约为0.83。这是由于针锥位移小时,粗糙度、边界层影响较大,从而损失较大。

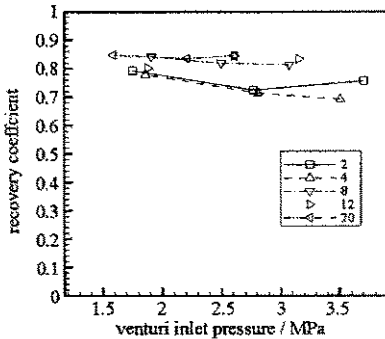


图5 压力恢复系数随针锥位移的变化曲线

Fig.5 Pressure recovery factor variation with the tapered rod position

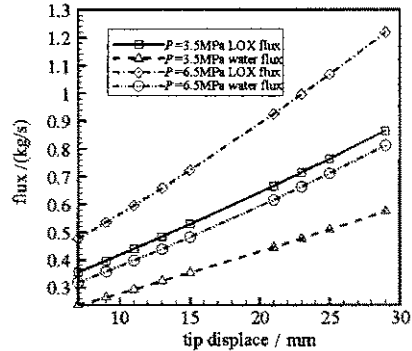


图6 相同工况下水与液氧标定结果对比

Fig.6 Mass flow comparison of water and LOx

## 2 液氧流量标定试验

要将水作为工质得到的冷试结果,对应到液氧工质,就必须用液氧的标定结果进行修正。

在三种不同入口压力,九个开度处对液氧进行了24次标定试验,发现调节针锥移动正常,没出现冻结以及移动造成的泄漏现象。通过对大量试验数据的处理,得到图6所示的结果。可以看出,液氧和水变化规律几乎完全相同,在入口压力及开度相同的情况下,液氧流量是水流量的1.2倍左右。

$$\frac{\dot{m}_{h_2o}}{\dot{m}_{LOX}} = \frac{C_{d,h_2o}}{C_{d,LOX}} \sqrt{\frac{\rho_{h_2o}}{\rho_{LOX}}}$$

式中  $C_d$  为流量系数,  $\rho$  为密度。从公式可以看出,在入口压力和开度相同的情况下,两种工质流量不同的主要原因是流量系数和密度不同。液氧流量是水流量的1.2倍,主要是由于液氧的动力粘度比水的动力粘度小。由此,液氧作为工质时,流量系数为0.81~0.92。

## 3 热试应用研究

对低温流量控制系统研究的最终目的,是将其用于三组元发动机地面试验系统中。三组元发动机要求实现双模式工作。这需要针对发动机工作状态,实时调整燃料流量,改变当量比,实现工况的转换。在以往的热试中,转换工况是通过搭建多路推进剂供应管路,利用阀门的开启和关闭来实现的。不仅流量调节不够精确,供应系统也比较复杂。利用流量控制系统调节流量时,每种推进剂只需要搭建一路供应管路,通过针锥的移动,实现文氏管喉部面积的变化,从而达到调节流量的目的。流量调节精确,供应系统简单。

### 3.1 热态性能试验

首先进行了多次三组元工况试验,以确保试验时序可靠,发动机具备较高性能。利用液氧流量控制系统共进行了10次热态试验,均采用外混直流式喷嘴。

试验结果表明,低温流量控制系统能够在精确控制液氧流量的条件下成功实现发动机的稳定工作。图7给出了典型的三组元工况试验曲线。

应用流量控制系统的主要目的是实现三组元双工况的转换。需要在试验过程中移动针锥位置。设计了转工况参数,要求文氏管中途减小喉部面积。试验曲线如图8所示。试验表明,流量控制系统可以成功实现三组元双工况之间的稳定转换。

### 3.2 多级推力调节

流量控制系统用于液氧管路的优势在于可以连续调节液氧流量。如果同时改变氢气及煤油流量,则能够实现三组元发动机的多级推力调节。为了验证流量控制系统的多级调节功能,设计了三个连续变化的工况进行试验。液氧流量首先达到中流量 $0.405\text{kg/s}$ ,随后增大文氏管喉部面积,达到大流量 $0.6573\text{kg/s}$ 。工作一段时间后,减小喉部面积,达到小流量 $0.3911\text{kg/s}$ 。与此同时,氢气流量进行改变,煤油流量由一个固定值最后减小为0。连续三个工况的改变对应三个推力。

试验后,得到了连续3级变工况的结果。给出了压力变化曲线图,如图9所示。由图可以看到,燃烧室压力经历了中、大、小的变化历程。

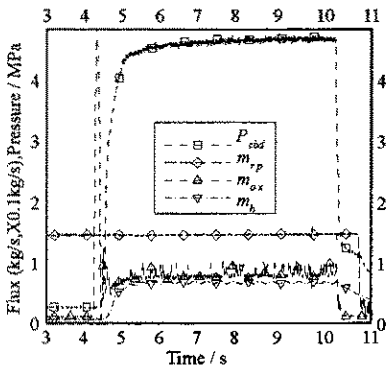


图7 三组元工况典型试验曲线

Fig.7 Test curve of the tripropellant mode

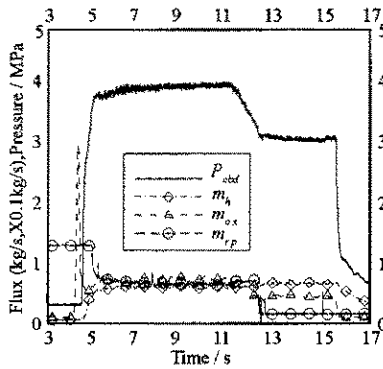


图8 转工况典型试验曲线

Fig.8 Test curve with mode-transition

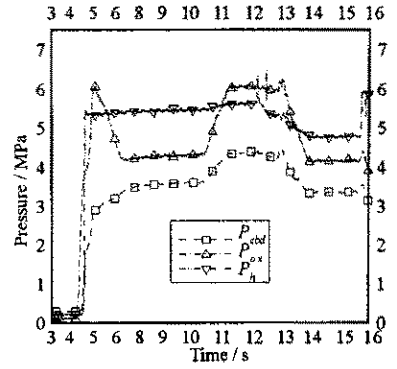


图9 3级推力调节试验曲线

Fig.9 Test curve with three times adjusting the mass flow

在图7~图9中, $P_{cbd}$ :燃烧室头部压力; $P_{ox}$ :液氧集液腔压力; $P_h$ :气氢集液腔压力; $m_{cp}$ :煤油流量; $m_{ox}$ :液氧流量; $m_h$ :气氢流量。从图中可以看出,流量控制系统成功实现了流量调节和工况转换。需要说明的是,试验中,工况转换较为缓慢,有明显的爬坡和下坡过程。这主要是调节针锥机械运动距离较长,耗时较多造成的。步进电机控制调节针锥的机械移动,能改善移动响应速度的是电机的每圈步数和转动频率。试验中,电机转动频率设定为较低的 $800\text{Hz}$ ,故调节针锥移动速度较慢。通过提高频率,可以大大加快转换工况过程。但频率设定也不是越高越好,调节过快,扰动就大,可能导致一些不稳定出现。因此,具体设定什么频率,要有一定的试验验证。

## 4 结论

对低温流量控制系统进行了冷试研究,得到了流量系数,压力恢复系数的变化规律。流量系数、压力恢复系数随调节针锥开度的变化显著变化;当针锥位移小于 $9\text{mm}$ 时,流量系数约为 $0.74$ ,压力恢复系数约为 $0.74$ ;当针锥位移大于 $9\text{mm}$ 时,流量系数约为 $0.84$ ,压力恢复系数约为 $0.83$ 。

通过液氧标定,修正了用水为介质的冷试结果,认为液氧作为工质时,流量系数为 $0.81\sim 0.92$ 。

将低温流量控制系统用于三组元模型发动机热试中,成功实现了多级流量调节和工况转换。

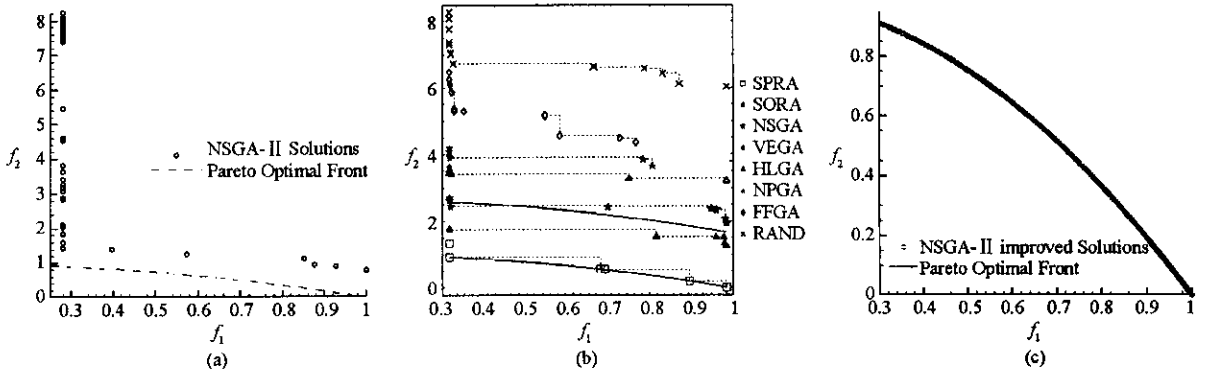


图 4 ZDT6 计算结果比较

Fig.4 Comparison of the results of ZDT6

## 参考文献：

- [ 1 ] Zitzler E. Evolutionary Algorithms for Multi-objective Optimization : Methods and Applications [ D ]. A dissertation submitted to the Swiss Federal Institute of Technology Zurich for the degree of Doctor of Technical Sciences ,1999.
- [ 2 ] Deb K , Pratap A . A Fast and Elitist Multi-Objective Genetic Algorithm : NSGA- II [ R ]. KanGAL Report No. 200001 ,India , 2000.
- [ 3 ] Zitzler E , Deb K , Thiele L . Comparison of Multi-objective Evolutionary Algorithms : Empirical Results [ J ]. Evolutionary Computation ,2000 ,8 ( 2 ) : 173 - 195 .

(上接第 9 页)

## 参考文献：

- [ 1 ] Reader-Harris M J , Brunton W C , Gibson J J , et al . Discharge Coefficients of Venturi Tubes with Standard and Non-standard convergent angles [ J ]. Flow Measurement and Instrumentation 2001 ,12 :135 - 145 .
- [ 2 ] Xu C H , Heister S D , Collicott S H , et al . Modeling Cavitating Venturi Flows [ R ]. AIAA 2002 - 3699 ,2002 .
- [ 3 ] Elperin T , Fominykh A , Klochko M . Performance of a Venturi Meter in Gas-liquid Flow in the Presence of Dissolved Gases [ J ]. Flow Measurement and Instrumentation ,2002 ,13 :13 - 16 .
- [ 4 ] Valdberg A Y ,Dubinskaya F E . Design and Operational Aspects of Venturi Scrubbers [ J ]. Chemical and Petroleum Engineering ,2002 ,38 ( 7 - 8 ) .
- [ 5 ] Allen R W K , Santen A V . Designing for Pressure Drop in Venturi Scrubbers : the Importance of Dry Pressure Drop [ J ]. The Chemical Engineering Journal ,1996 ,61 :203 - 211 .
- [ 6 ] Rocker M . Modeling of Nonacoustic Combustion Instability in Simulations of Hybrid Motor Tests [ R ]. NASA/TP - 2000 - 209905 ,2000 .
- [ 7 ] Hass N , Mizukami M , Neal B A , et al . Propellant Feed System Leak Detection-Lessons Learned From the Linear Aerospike SR - 71 Experiment ( LASRE ) [ R ]. NASA/TM - 1999 - 206590 ,1999 .
- [ 8 ] 陆政林,等. 双组元变推力液体火箭发动机专题技术译丛 [ R ]. 长沙 :国防科技大学 ,1982 .
- [ 9 ] 冯心. 变推力液体火箭发动机脉宽调制控制与故障检测 [ D ]. 长沙 :国防科技大学 , 1993 .
- [ 10 ] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术 [ M ]. 北京 :国防工业出版社 ,2001 .
- [ 11 ] Tao Y J , Wu J P , Tian Z F , et al . Design and Application of Throttling Venturi for Cryogenic Propellants in Tripropellant Rocket Engine [ A ]. 42<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference , 2006 .

