

冷气模拟推力室研究

王新建

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了模拟小推力液体火箭发动机的主要性能参数, 对冷气模拟推力室进行了研究。通过理论计算、试验研究等方法, 给出了合适的设计参数, 使冷气模拟推力室的工作过程及主要性能参数完全可以模拟真实推力室。

关键词: 液体火箭发动机; 推力室; 冷气; 模拟

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** (2004)05-0022-05

Simulation Study on Cold Gas Thruster

Wang Xinjian

(Shaanxi Engine Design Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: For simulation of main parameters of low thrust liquid rocket engine, a simulation study on cold gas thruster was conducted. Reasonable design parameters were obtained through theoretical calculation and experimental study. The simulated operation process and main parameters can well reflect that of the real one.

Key words: liquid rocket engine; thruster; cold gas; simulation

符号说明:

A_v	阀门流通面积, m^2	Δt	时间步长, s
A_t	喷嘴喉部面积, m^2	m_2	$(t + \Delta t)$ 时刻喷嘴内气体质量, kg
A_e	喷嘴出口面积, m^2	p_c	模拟推力室室压, Pa(绝)
d_1	阀座密封处直径, m	p_e	喷嘴出口气体压力, Pa(绝)
h	阀芯行程, mm	p_{iv}	阀门入口压力, Pa(绝)
t	时间, s	t_1	阀芯打开时开始动作的时间, s

收稿日期: 2004-04-10; 修回日期: 2004-05-22。

作者简介: 王新建 (1976—), 工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

t_2	阀门完全打开的时间, s	t_3	阀芯关闭时开始动作的时间, s
m_1	t 时刻喷嘴内气体质量, kg	t_4	阀门完全关闭的时间, s
$q(\lambda)$	气动函数	q_m	t 时刻气体流量, kg/s
q_{ms}	喷嘴工作稳定后的流量, kg/s	q_{m1}	流入模拟推力室的质量流量, kg/s
q_{m2}	模拟推力室喉部质量流量, kg/s	V_c	模拟推力室身部容积, m^3
T^*	气体总温, K	α	阀座密封面与阀芯运动方向的夹角
β_{cr}	临界压强比, 为 0.528	τ	阀门在某一时刻的开度
C_d	流量系数(根据经验取值)	R	气体常数, 氮气 $R=297\text{kJ}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
t_{20}	从控制阀断电至推力室室压下降到稳态室压的 20%的时间		
t_{80}	从控制阀通电至推力室室压上升到稳态室压的 80%的时间		
p_{es}	喷嘴出口气体压力稳态值, 取大气压力 0.1MPa(绝)		

1 引言

在运载火箭或导弹武器的姿态控制系统研制中, 往往需要控制系统与姿控发动机一起进行大量的仿真试验, 以验证控制系统与姿控发动机的匹配性及工作能力。

小推力液体火箭发动机的控制阀门基本上均能满足仿真试验的使用要求, 但推力室却由于工作时间、工作温度、环境污染以及产品价格等原因无法满足控制系统大量仿真试验的需要。因此控制系统仿真试验时, 一般只与推力室控制阀门进行联合试验, 没有推力室参加, 从而使控制系统无法获得推力室工作的反馈信号。为此, 需研制一种结构简单可靠、工作稳定、无真实推力室工作时的高温 and 污染, 但能够完全模拟真实推力室燃烧(分解)室压力、起动响应时间及关机响应时间等参数的模拟推力室, 代替真实产品参加仿真试验, 使仿真试验更接近真实情况, 不仅能有效考核弹上控制系统, 而且也能对推力室性能(推力、响应时间)能否满足控制要求得到充分验证。由于模拟推力室工质为冷气(氮气或空气), 可以在仿真室中反复试验, 既方便了仿真试验, 又大大降低了试验成本。

2 模拟推力室方案

模拟推力室采用冷气(氮气或空气)为工质。对控制系统仿真试验有直接影响的推力室性能参数为真空推力、起动响应时间和关机响应时间。通过真实推力室的高模试验, 可得到真空推力(F_v)与室压(p_c)的拟合关系式: $F_v = f(p_c) = a + bp_c$ 。将此关系式输入仿真计算机中, 只要测得室压, 就能模拟真实推力室的真空推力。因此设计模拟冷气推力室的首要任务是必须使其室压、起动响应时间和关机响应时间同时在真实推力室工作时对应参数各自的要求值范围内, 并使模拟推力室工质耗量尽可能减小, 以提高试验的经济性。

典型冷气推力室结构示意图见图1, 这种推力室研制主要是通过试验摸索, 调整推力室内腔容积和喉部直径来改变室压和响应时间等性能参数, 使其在要求值范围内。但研制中发现, 该方案用于模拟真实推力室工作过程及工作参数时主要存在以下几个问题:

(1) 只能通过调整身部容积和喉部直径来调整室压、起动响应时间及关机响应时间, 很难将这些参数都调整到要求值;

(2) 如真实推力室的响应时间较长,则模拟推力室的身部容积需要增加较多,使模拟推力室结构尺寸增大;

(3) 模拟推力室的流量完全由喉部直径控制,如喉部直径较大时,则耗气量大大增加。

为了解决这些问题,对该冷气推力室进行了改进设计,在推力室入口设置了限流孔,并通过理论计算,减少模拟推力室调节的难度和盲目性。该冷气模拟推力室方案可完全模拟双组元推力室的室压、响应时间等主要参数,但由于单组元推力室冷起动和热起动的响应时间差异较大,因此它只能模拟单组元推力室冷起动或热起动中的一种工作参数。

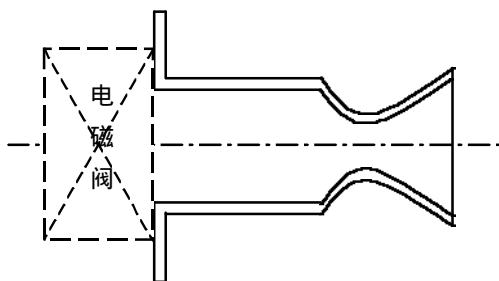


图1 冷气推力室示意图

Fig.1 Schematic of cold gas thruster

3 理论计算

3.1 基本假设

推力室充填和泄压过程是一个比较复杂的动态过程,为了建立相应数学模型,必须忽略一些次要因素,因此,做如下基本假设:

- (1) 工作气体遵循理想气体定律;
- (2) 工质温度恒定;
- (3) 喷嘴出口截面处的压力与流量成正比;
- (4) 不考虑能量损失、气体的惯性和附面层影响;

模拟推力室入口流量:

$$q_{ml} = \begin{cases} \frac{C_{d1} \times 0.0397 p_{iv} A_v}{\sqrt{T^*}} \\ \frac{C_{d1} \times 0.0397 p_{iv} A_v q(I)}{\sqrt{T^*}} \end{cases}$$

(5) 推力室内气体总压与静压相等;

(6) 推力室控制阀门最大流通面积即为推力室入口限流孔面积;

(7) 阀门入口压力为选定的减压阀出口压力。

3.2 数学模型

为了方便建模对推力室和控制阀门结构进行了简化,示意图见图2。

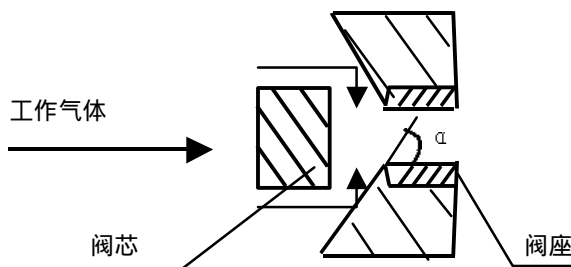


图2 控制阀简化结构图

Fig.2 Schematic of control valve

根据基本假设和控制阀门简化结构,可得到以下特性方程。

阀门流通面积:

$$A_v = pth \sin a (th \sin a \cos a + d_1) \quad (1)$$

阀门开度:

$$\text{阀门开启时 } t = \begin{cases} 0 & t < t_1 \\ \frac{t-t_1}{t_2-t_1} & t_1 \leq t \leq t_2 \\ 1 & t_2 < t \end{cases}$$

$$\text{阀门关闭时 } t = \begin{cases} 1 & t < t_3 \\ \frac{t_4-t}{t_4-t_3} & t_3 \leq t \leq t_4 \\ 0 & t_4 < t \end{cases}$$

$$\frac{p_c}{p_{iv}} \leq b_{cr} \quad \frac{p_c}{p_{iv}} > b_{cr} \quad I = \left(\frac{k+1}{k-1} \right)^{0.5} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_{iv}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]^{0.5} \quad (2)$$

喷嘴出口流量:

$$q_{m2} = \begin{cases} \frac{C_{d2} \times 0.0397 p_c A_t}{\sqrt{T^*}} & \frac{p_e}{p_c} \leq b_{cr} \\ \frac{C_{d2} \times 0.0397 p_c A_e q(I)}{\sqrt{T^*}} & \frac{p_e}{p_c} > b_{cr} \quad I = \left(\frac{k+1}{k-1}\right)^{0.5} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]^{0.5} \end{cases} \quad (3)$$

模拟推力室内气体质量:

$$m_2 = m_1 + \Delta t(q_{m1} - q_{m2}) \quad (4)$$

模拟推力室内气体压力 (室压):

$$p_c = \frac{m_1 R T^*}{V_c} \quad (5)$$

喷嘴出口气体压力:

$$p_e = p_{es} \times \frac{q_m}{q_{ms}} \quad (6)$$

3.3 计算方法及流程

计算方法如下:

(1) 根据工质耗量 (尽量减小) 和真实推力室室压确定入口压力;

(2) 输入推力室身部容积、入口限流孔面积及喉部面积等参数的初始值;

(3) 计算室压和响应时间, 如不能达到设计指标, 则对推力室容积、入口限流孔面积和喉部面积进行调整, 直到达到设计指标。

计算流程见图 3。

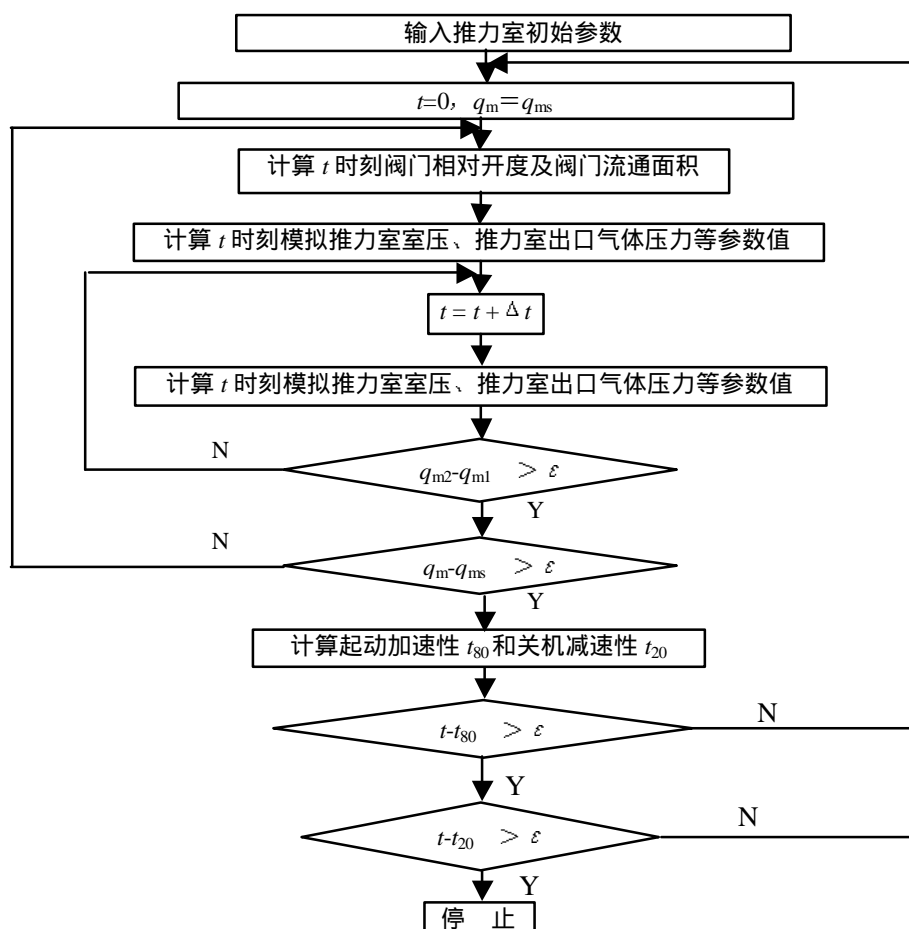


图 3 计算流程图

Fig.3 Calculation flow chart

3.4 计算结果

在某姿控动力装置模拟器研制中，需要研制 600N 单组元推力室的模拟推力室。考虑到真实推力室在实际工作中，只有第一次为冷起动，后续各次均为热起动，因此模拟推力室采用了上述冷气方案，只对其热起动工作过程进行模拟。

按照以上冷气模拟推力室方案和本计算方法，计算的模拟推力室参数见表 1。

4 试验验证

根据表 1 结构参数，设计了 600N 模拟推力室，

并进行了试验研究。试验件生产时，考虑到室压测压管及室压传感器具有一定容积及实际值与计算值有一定差异，对限流孔直径、身部容积和喉部直径按计算值、小于计算值和大于计算值各加工一件。在选定的几种阀门入口压力下，对上述不同尺寸试验件匹配组合进行调整试验，直至室压、起动响应时间和关机响应时间都满足要求为止。2002 年 8 月进行了 600N 冷气模拟推力室方案试验。

经过试验，最终获得了模拟推力室结构参数和性能数据，见表 1。

表 1 模拟推力室计算值与试验结果比较

Tab.1 Comparison between calculation value and test results for simulation thruster

模拟推力室			600N 单组元推力室	模拟参数合格范围
参 数	计算值	试验结果	热试结果	
阀门入口压力(MPa)	1.4	1.2	—	—
节流孔直径 (mm)	1.32	1.25	—	—
身部容积 (ml)	15	20	—	—
喉部直径 (mm)	1.4	1.5	—	—
室压 (MPa)	0.86	0.78	0.8	0.8±0.12
t_{80} (ms)	85	88	85	85±8.5
t_{20} (ms)	97	102	97	97±9.7

从表 1 数据可以看出，模拟推力室室压、起动响应时间 t_{80} 和关机响应时间 t_{20} 均与真实推力室热试结果基本吻合，而且其主要结构参数的计算值与试验结果也比较接近。模拟推力室方案研制取得了成功。

5 结束语

冷气模拟推力室的最大优点在于无危险、无污染、无高温以及试验方便、试验成本低，这使得模拟推力室在运载火箭或导弹武器姿态控制系

统仿真试验中的使用成为可能。通过模拟推力室入口设置限流孔，使模拟的室压、响应时间都能同时满足要求，并通过本计算方法的利用，减少了模拟推力室调整试验的盲目性和难度，缩短了研制周期，降低了研制成本。

目前，模拟推力室的应用尚处于初始阶段，只在某些重点项目上得以实现，随着姿控发动机模拟器的广泛使用及仿真技术的快速发展，冷气模拟推力室将得到广泛应用。

（编辑：陈红霞）