

文章编号:1000-8055(2012)04-0868-08

结构参数对单组元高室压脉冲推力器的性能影响

覃粒子, 郭志海, 娄德全, 梁树强
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 高室压脉冲火箭发动机由于使用差动式可移动喷注器, 能够得到比供给压强高得多的燃烧室压强. 为了分析其工作特性, 建立了单组元脉冲火箭发动机挤压喷注、燃烧、排气过程的集总参数模型, 以硝酸羟铵(HAN)基作为单组元推进剂, 采用四阶龙格-库塔法对模型进行求解. 分别从喷注器喷孔面积、喷注器差动面积比、喷管喉部面积、喷注器行程等方面分析并总结了结构参数对单组元高室压脉冲发动机性能的影响规律及影响程度. 结果表明: 计算模型能反映发动机的实际工作过程, 其中, 喷注器行程对燃烧室平均压强和平均比冲的影响最大, 平均推力则对喷管喉部面积的变化最为敏感. 上述两个结构参数是发动机优化设计时的首要考虑因素; 其他结构参数对发动机也存在不同程度的影响, 可以作为次要因素来考虑.

关 键 词: 脉动燃烧; 差动活塞; 液体火箭发动机; 单组元; 结构参数

中图分类号: V430

文献标志码: A

Influence of structural parameters on performance of monopropellant pulse thruster with high chamber pressure

QIN Li-zi, GUO Zhi-hai, LOU De-quan, LIANG Shu-qiang

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Due to the movable injector which can be regarded as a differential piston with some spray holes, the pulse thruster can provide much higher chamber pressure than the supply pressure of propellant. In order to analyze the operating characteristics of this type of pulse thruster adopting the monopropellant of HAN (hydroxylammonium nitrate), a lumped parameter model was established and the fourth-order Runge-Kutta method was applied to get its numerical solution which reflected the unique pulsating characteristics. The influence of the structural parameters on the thruster performance such as the area of injection holes, nozzle throat area, displacement and differential area ratio of the movable injector was analyzed and summarized. Though the pulsating operation would come to change when any of the above parameters is altered, the displacement and the nozzle throat area are the most influential and should be optimized firstly in the design progress of the new type of pulse thruster. The average pressure in the combustion chamber and the average specific impulse of the thruster are sensitive to the injector displacement, and the average thrust is sensitive to the nozzle throat area.

Key words: pulse combustion; differential piston; liquid rocket engine; monopropellant; structural parameters

收稿日期:2011-05-25; 修订日期:2012-02-12

基金项目:国家自然科学基金(50706003)

作者简介:覃粒子(1978—),男,湖南常德人,副教授,博士,研究领域为火箭发动机、脉动燃烧. E-mail:qlz@buaa.edu.cn

高室压脉冲火箭发动机^[1-3]是一种小推力液体火箭发动机,其核心部件是可移动喷注器。由图1所示,可移动喷注器将发动机的头部空腔分为集液腔、挤压腔和燃烧室三部分。它的工作过程是:首先推进剂进入可移动喷注器前的管道和集液腔直至填满,在供给压力下推动喷注器向下游移动,打开处于封闭状态的环形通道,推进剂进入挤压腔;当挤压腔填满后,推进剂喷入燃烧室着火燃烧。由于挤压腔一侧的受力面积小于燃烧室一侧的受力面积($A_r + A_j < A_c$),当燃烧室压强升高到一定值后,可移动喷注器被推向上游,挤压腔中的推进剂受到挤压,导致喷注压强急剧上升,直至喷注器被推回到初始位置,此时燃烧室压强能高达数十兆帕甚至更高^[4-8]。挤压腔内推进剂消耗完毕后,燃烧室压力开始下降,当降低到特定值时,在供给压强的作用下,喷注器重新向下游移动,开始新的循环。相对于同样采用挤压式供应系统的小推力液体火箭发动机,脉冲火箭发动机可以提供比供给压强高很多的燃烧室压强,从而有助于提高发动机的总体性能,减轻系统质量。

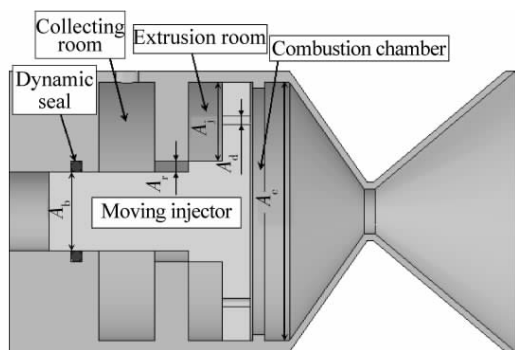


图1 单组元脉冲发动机结构示意图

Fig. 1 Geometry of monopropellant pulsed rocket engine

高室压脉冲推力器的工作特性源自于其特殊的具有差动面积比的可移动喷注器,兼备有组织喷雾燃烧和差动活塞运动的功能,其脉冲工作特征和平均性能对结构参数、供给参数、环境参数都较为敏感,设计过程要比传统稳态工作发动机复杂,更需要进行优化设计,才能更好地发挥出其高室压高性能的优势。本文通过建立单组元脉冲火箭发动机挤压排气过程的集总参数模型,以硝酸羟铵(HAN)基作为单组元推进剂(具体牌号为LP1846)^[9-11],利用数值模拟方法^[12],分别从喷注器喷孔面积、喷管喉部面积、差动面积比、喷注器行程等方面考虑了结构参数对单组元高室压脉冲

推力室的性能的影响,找出对燃烧室性能影响的主要结构参数和次要参数,为此类发动机的优化设计提供参考。

1 基本假设与数学模型

1.1 基本假设

为便于从宏观上分析脉冲火箭发动机的工作特性,本文忽略其复杂的内部反应,采用集总参数模型(零维模型),并提出以下假设:

- 1) 挤压腔内的液体燃料压强较高,因此要考虑它的可压缩性,其状态满足 Tait 方程,即压强为密度的强函数;
- 2) 进入燃烧室的推进剂不是逐渐转化成燃气的,而是经过一个燃烧时滞后瞬间完成的;
- 3) 燃烧室内燃气为理想气体;
- 4) 推进剂在喷嘴内的流动满足非稳态 Bernoulli 方程;
- 5) 假设喷管流动在所有时刻都处于壅塞状态;
- 6) 挤压过程结束后,挤压腔压强迅速降低并等于燃烧室压强。

1.2 数学模型

从喷注器运动和守恒方程入手,同时辅以状态方程和喷注方程,建立描述发动机工作的数学模型,包括 12 个方程——喷注器运动方程、喷注器瞬时流量和相对流量方程、喷嘴流动方程、喷管瞬时流量和相对流量方程、挤压腔质量守恒方程、挤压腔液体状态方程、燃烧室燃气状态方程、燃烧室质量守恒方程、燃烧室能量守恒方程。在一个周期内,某时刻的推进剂相对流量定义为该时刻前从喷注器喷出的累计推进剂质量与该周期内的全部推进剂喷注质量之比。同理,喷管排气相对质量也是该时刻前的喷管累计排气质量与该周期内的总排气质量之比。方程整理如下:

$$\begin{aligned}
 m_p \frac{dv_p}{dt} &= p_c(A_c - A_d) - p_j(A_j - A_d) - p_p A_r - f \\
 \frac{dl_p}{dt} &= v_p \\
 \dot{m}_1 &= C_d A_d \rho_1 u_1 \\
 \eta &= \frac{\int_0^t \dot{m}_1 dt}{M_1} \\
 \rho_1 L_d \frac{du_1}{dt} &= p_j - p_c - \frac{\rho_1}{2} \left(\frac{u_1}{C_d} \right)^2
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{m}_e &= \frac{\Gamma(k)}{\sqrt{R_c T_c}} p_c A_t \\ \phi &= \frac{\int_0^t \dot{m}_e dt}{M_1} \\ M_1 - (V_{10} - A_j l_p) \rho_1 &= M_1 \eta \\ \rho_1 \frac{dp_j}{d\phi} &= Cp_j + B \\ p_c (V_{c0} + A_c l_p) &= m_c R_c T_c \\ \frac{dm_c}{dt} &= \dot{m}_1 (t - \tau_c) - \dot{m}_e \\ H_u d(\theta m_c) &= \\ H_u \dot{m}_1 (t - \tau_c) - H_u k \theta \dot{m}_e - (k - 1) m_p v_p dv_p\end{aligned}$$

方程组由代数方程和常微分方程组成, 方程组是封闭的, 包含 $v_p, l_p, \dot{m}_1, \rho_1, u_1, \eta, \dot{m}_e, \phi, m_c, p_c, p_j, \theta$ 共 12 个变量. 式中 v_p 为喷注器速度; l_p 为以燃烧室限位环为原点的喷注器位移; $\dot{m}_1$ 为喷注器质量流量; ρ_1 为推进剂密度; u_1 为喷射速度; η 为喷注器相对质量流量; $\dot{m}_e$ 为喷管质量流量; ϕ 为喷管相对质量流量; m_c 为燃烧室中燃气质量; p_c 为燃烧室压强; p_j 为挤压腔压强; θ 为燃气温度与绝热燃烧温度的比.

其他已知给出参数分别表示: m_p 为喷注器质量; L_{c0} 为燃烧室初始长度; p_p 为发动机推进剂入口压强; f 为喷注器所受的摩擦力; A_c 为燃烧室截面积; A_j 为挤压腔截面积; A_d 为喷孔面积; A_t 为喉部面积; A_r 为喷注器环形凸台面积; $A_b = A_c - A_j - A_r$ 为喷注器中心凸台面积; C_d 为喷注器流量系数; M_1 为一个脉冲消耗的推进剂总质量; L_d 为喷孔长度; k 为燃气的比热比; R_c 为燃烧室内燃气的气体常数; T_c 为燃气温度; V_{10} 为挤压腔初始容积; C 为推进剂体积模量系数; B 为推进剂体积模量; H_u 为推进剂焓值.

1.3 计算方法及边界条件

方程组的数值求解采用四阶 Runge-Kutta 法, 给定边界条件如下: 假设开始时刻推进剂已将集液腔和挤压腔充满, 则挤压腔压强等于发动机推进剂入口压强, 即 $p_j = p_p = 2 \text{ MPa}$; 燃烧室压强等于可移动喷注器的起动压强, 按 $p_c \leq [p_p A_r + p_j (A_j - A_d) + f] / (A_c - A_d)$ 计算; 燃烧室燃气质量 m_c 由理想气体状态方程求出; 其他初值条件为: $v_p = 0 \text{ m/s}, l_p = 0 \text{ m}, \dot{m}_1 = \dot{m}_e = 0 \text{ kg/s}, \rho_1 = 1420 \text{ kg/m}^3, u_1 = 0 \text{ m/s}, \eta = \phi = 0, \theta = 1$. 当燃烧室压强降到喷注器又能重新打开时计算终止.

结构参数的变化是基于表 1 所示的基准参数进行的, 喷注器喷孔面积 A_d 、喷管喉部面积 A_t 、

差动面积比 A_c/A_j 、喷注器行程 l_p 的不同取值如表 2 所示. 在上述 4 组结构参数中, 前两者反映了流动通道中的流量特征, 称之为节流几何参数; 后两者体现了可移动喷注器的受力特征, 称之为动力几何参数.

表 1 基本工况参数

Table 1 Basic design conditions

参数	数值	参数	数值
m_p/kg	0.12	C_d	0.8
$A_c/10^{-3} \text{ m}^2$	1.66	$H_u/(\text{kJ/kg})$	935
$L_{c0}/10^{-2} \text{ m}$	3	$B/10^{-9} \text{ Pa}$	5.10
$A_j/10^{-3} \text{ m}^2$	1.0	C	8.2173
$M_1/10^{-3} \text{ kg}$	5.7	$\rho_1/(\text{kg/m}^3)$	1420
$A_r/10^{-3} \text{ m}^2$	0.22	k	1.23
$A_b/10^{-3} \text{ m}^2$	0.43	p_p/MPa	2.0

表 2 结构参数的基准设计及变化取值

Table 2 Standard and varying conditions of structural parameters

结构参数	基准设计		变化工况			
喷注孔面积 $A_d/10^{-6} \text{ m}^2$	5.0	2.5	3.5	7.5	10.0	
喷管喉部面积 $A_t/10^{-6} \text{ m}^2$	4.5	2.5	3.2	6.0	8.0	
差动面积比 A_c/A_j	1.66	1.5	1.8	2.0		
喷注器行程 $l_p/10^{-3} \text{ m}$	4.0	3.0	5.0	6.0		

2 节流几何参数的影响

喷注器喷孔、喷管喉部分别是推进剂燃烧前后的关键截面, 其面积大小直接影响着推进剂喷注流量和高温工质排气流量, 因而对发动机工作特征和性能也有着直接影响.

2.1 喷注孔面积的影响

可移动喷注器按照表 2 分别取定了不同大小的喷孔面积, 相应的运行参数和平均性能如图 2 所示.

图 2(a) 中, 曲线 $p_{ave}, p_{cmax}, p_{jmax}$ 分别代表燃烧室平均压强、最大燃烧室压强、最大挤压腔压强随喷孔面积的变化. 可以看出挤压腔和燃烧室压强峰值随喷孔面积增大而增大. 因为喷孔面积增大, 会导致喷注器流向燃烧室的流量增加, 因而燃烧室压强增加, 挤压腔压强也随之增大. 同时也能看出, 虽然喷注器喷孔面积增大引起喷注流量增

加、峰值压强增大,但并不代表燃烧室平均压强会随之增加,燃烧室平均压强与挤压排气的总时间长短密切相关,总时间越长,平均压强越低,反之亦然.相对于表 1 基准设计,当喷注孔面积变化幅

度达到 $-50\% \sim 100\%$ 时,燃烧室平均压强仅相应改变 $-3.16\% \sim 6.92\%$,可以认为喷孔面积对平均压强的影响不大.

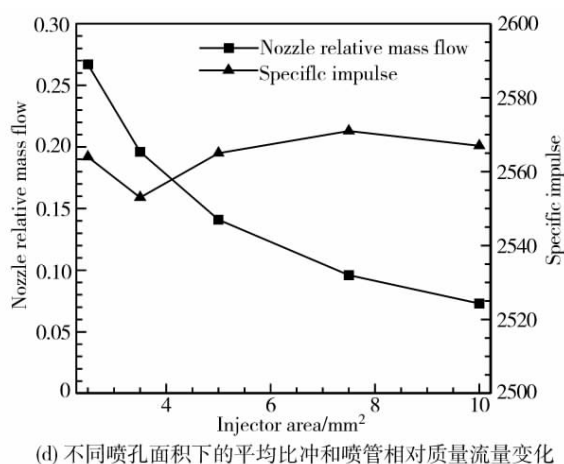
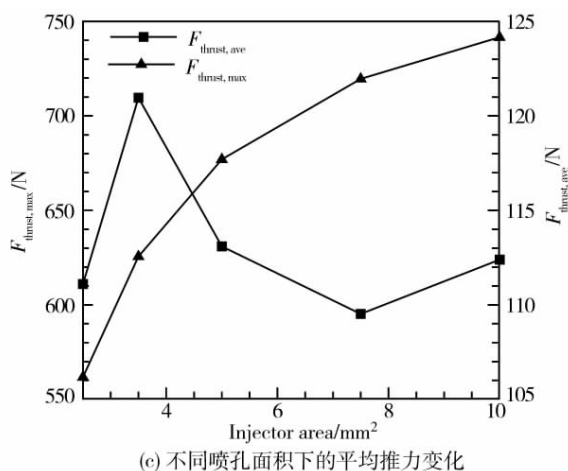
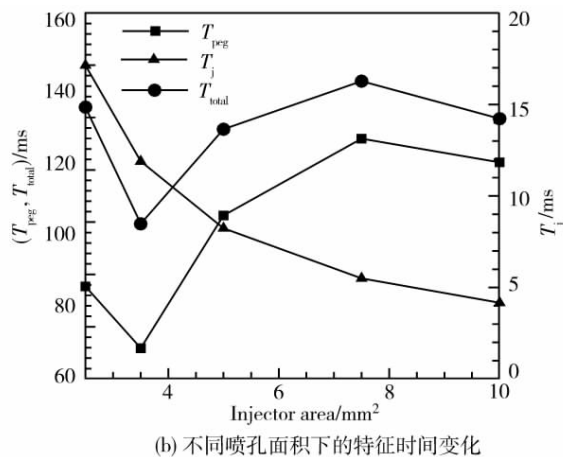
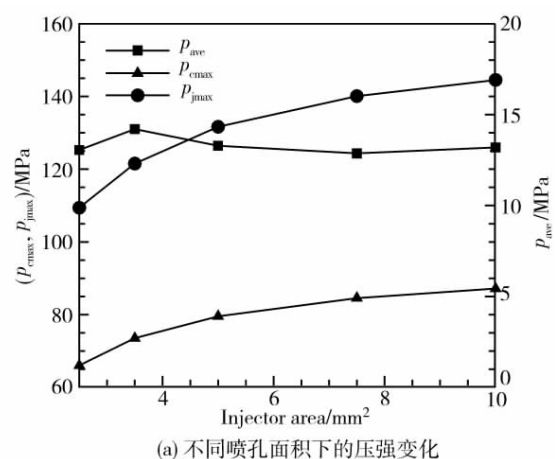


图 2 不同喷注孔面积下性能参数变化

Fig. 2 Performance changing with the area of injection hole

图 2(b)中,曲线 T_{peg} , T_j , T_{total} 分别代表燃烧室纯排气时间、挤压腔挤压喷注时间、挤压排气总时间随喷孔面积的变化.这里纯排气时间是指从挤压喷注结束时开始,到燃烧室压强降至喷注器能被供给压强再次推开时结束,这一过程中已经没有燃烧,但是其时间长短占到了总时间的绝大部分,约 90%.可以看出,由于单个脉冲消耗的推进剂总质量不变,喷孔面积增大,喷注流量增大,挤压喷注时间缩短,相应的纯排气时间会有所延长,由于纯排气时间占到了总时间的绝大部分,所以总排气时间与纯排气时间呈大致相同的变化趋势.

图 2(c)中,曲线 $F_{\text{thrust,ave}}$, $F_{\text{thrust,max}}$ 分别代表平均推力和最大推力随喷孔面积的变化.可以看出

推力变化与燃烧室压强变化时相对应的.

平均比冲与挤压排气的总时间长短密切相关,如图 2(d)所示,这说明对高室压脉冲发动机而言,其平均性能(如平均推力、平均比冲)受其脉冲周期长短的影响最显著.

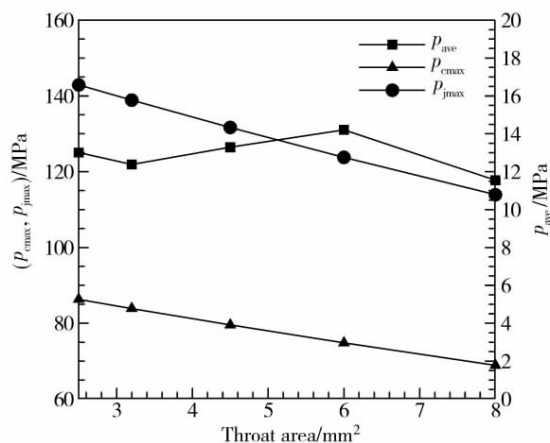
图 2(d)还给出了喷管相对质量流量随喷注孔大小的变化曲线.图中的喷管相对流量定义为在一个脉冲周期内,从开始到燃烧室压强峰值时刻,经过喷管喉部所排出的燃气累计质量占一个周期总喷注流量的百分比.喷管相对质量流量随喷孔面积的增大而减少,这是由于对于大喷孔面积,喷注过程缩短,所以喷注结束时刻大部分燃烧产物还滞留在燃烧室中,喷管相对质量流量就小.

2.2 喷管喉部面积的影响

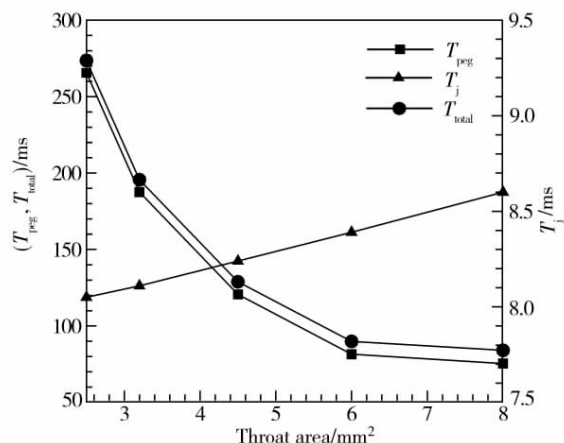
壅塞状态下的喷管喉部大小直接决定了喷管的排气能力. 如表 2 所示, 一共选取了 5 组, 最大面积是最小面积的 3.2 倍, 主要性能结果如图 3 所示.

在图 3(a) 中, 挤压腔及燃烧室压强峰值随着

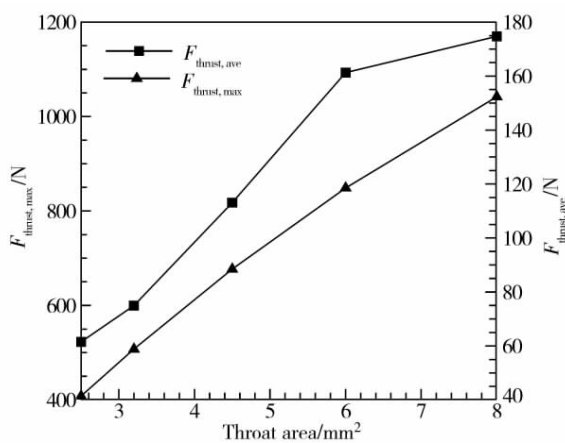
喉部面积的增大而减小, 原因是喉部面积增大会增强喷管排气能力, 图 3(d) 中的喷管相对流量曲线也印证了这一点. 尽管喉部面积增大会导致燃烧室的峰值压强下降, 但因为排气时间也变短(如图 3(b)), 燃烧室平均压强相对标准工况来讲, 变化幅度在 $-13.09\% \sim 6.92\%$ 范围内.



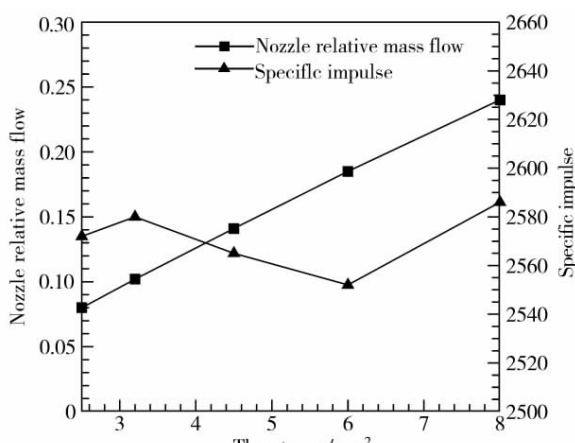
(a) 不同喉部面积下的压强变化



(b) 不同喉部面积下的特征时间变化



(c) 不同喉部面积下的推力变化



(d) 不同喉部面积下的平均比冲和喷管相对质量流量变化

图 3 不同喉部面积性能参数变化

Fig. 3 Performance changing with nozzle throat area

从运行过程中的特征时间来看, 如图 3(b) 所示, 挤压喷注时间随喉部增大而略有增加但幅度很小, 相对于挤压排气总时间所占比例仍然也不超过 10%. 纯排气时间和挤压排气总时间随着喉部面积的增大而有明显缩短, 当喉部面积继续增加, 这种缩短的趋势会减缓.

喷管喉部越大, 流量越大, 瞬时推力也就越大. 在图 3(c) 可以明显的看出推力峰值及平均推力随着喉部面积的增大而增大, 变化幅度达 $-45.62\% \sim 54.51\%$, 原因是喷管的相对质量流量随着喉部面积的增大而增加, 同时所用总的挤

压排气时间减少. 与推力变化类似, 在不考虑燃烧细节过程的前提下, 喷管喉部大小变化对平均比冲影响很小, 如图 3(d) 所示.

3 动力几何参数的影响

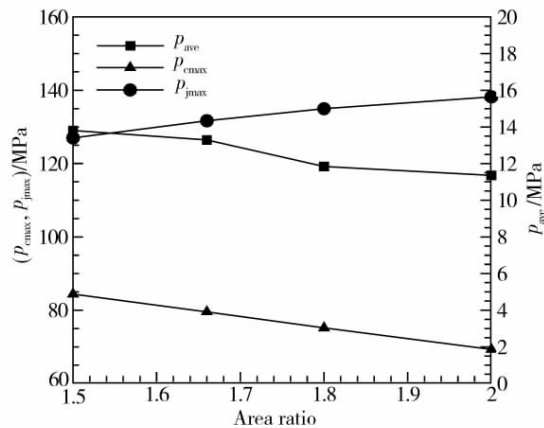
可移动喷注器是一个往复运动部件, 两侧的差动面积比决定了受力状态, 行程大小决定了运动周期, 两者对喷注器的动力学特征有直接的影响. 与节流几何尺寸不同, 受限于发动机的总体结构, 动力几何参数的变化会影响到相应的腔体体积大小. 例如, 差动面积比增大是通过减小高压一

侧的受力面积实现的,这会减小挤压腔的尺寸,而推进剂行程的变化更会直接影响挤压腔的体积。

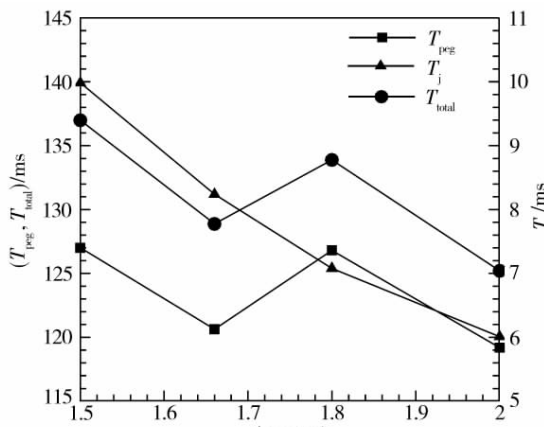
3.1 喷注器差动面积比的影响

可移动喷注器之所以能逆行于压强梯度,就在于低压强大面积一侧的受力要大于高压强小面积一侧的受力,合力方向指向高压。因此,差动面积比的大小会影响喷注器运动响应与过程。如表 2 所示,差动面积比取值在 1.5~2.0 区间内变化。

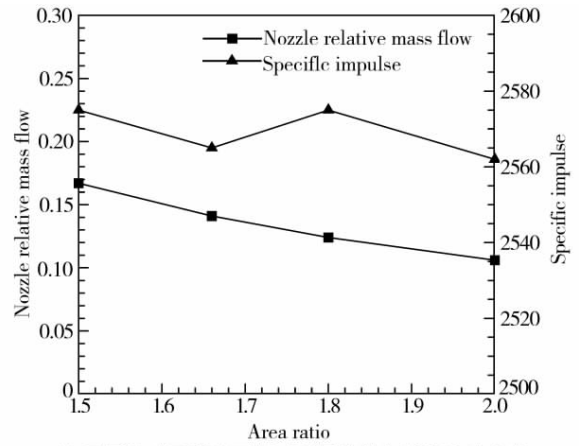
当喷注器差动面积比增大时,挤压腔压强峰值也在逐步增大,而燃烧室压强峰值却逐渐降低,如图 4(a)所示,这是因为在燃烧室直径、喷注器行程以及喷孔面积保持定值的情况下,增加差动面积比必然会减小挤压腔的体积,从而一个周期内推进剂总质量也会减小。虽然增加差动面积比能增强喷注器的喷注过程,但其贡献不足以弥补总质量减小带来的影响,所以导致燃烧室压强峰值下降。结合图 4(c)的喷管相对质量流量曲线,也能看出差动面积比增大,压强峰值时刻对应的喷管相对质量流量降低,滞留在燃烧室中的燃气质量在减少,因此压强也低。



(a) 不同差动面积比下压强变化



(b) 不同差动面积比下各时间变化



(c) 不同差动面积比下相对质量流量与平均比冲变化

图 4 不同差动面积比性能参数变化

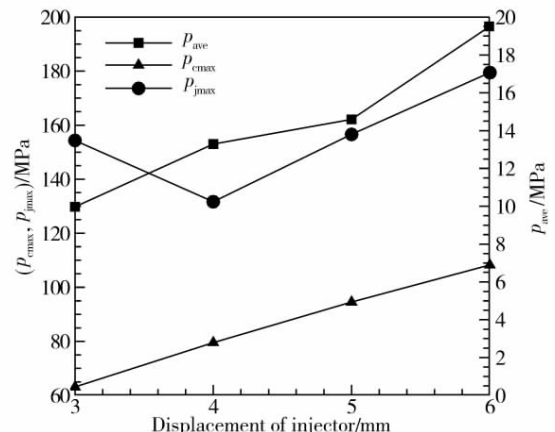
Fig. 4 Performance changing with differential area ratio

从图 4(b)还可看出,差动面积比增大,挤压喷注时间缩短,但因其在总时间所占比例很低,总的时间与差动面积比大小并没有非常一致的对关系,但相对于节流几何尺寸,差动面积比对挤压喷注与排气总时间的影响幅度较小。相应地,差动面积比对平均比冲的影响也很小。

3.2 喷注器行程的影响

喷注器行程如表 2 选取如下 4 组距离:3, 4, 5 mm和 6 mm。

从总的趋势来看,如图 5(a),随着喷注器行程的增大,挤压腔压强峰值、燃烧室压强峰值和平均压强都有较大幅度的增加。因为喷注器增加,挤压腔体积也会增大,一个周期的喷注总流量也会增加,所以,在瞬时喷注流量大于喷管排气流量时,挤压腔的增大就会延续压强的上升趋势。但是这种上升趋势在喷注与排气流量相等后便停止,此时会出现压强平台。在特征时间方面,从图 5(b)可以看出,喷注器行程增加会导致挤压喷注时间



(a) 不同喷注器行程下压强变化曲线图

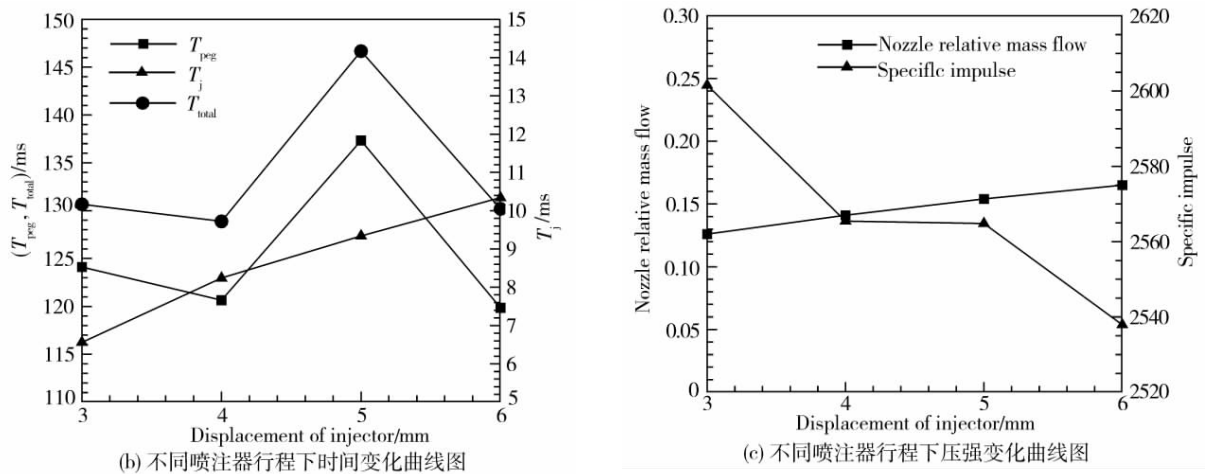


图 5 不同喷注器行程性能参数变化

Fig. 5 Performance changing with displacement of injector

变长,但总排气时间与喷注器行程大小并没有非常一致的对应关系,不过总的变化幅度也较小.从图 5(c)可以发现平均比冲会随着喷注器行程增加而有所减小,且受影响的幅度在本文所涉及的四个结构参数中最大.

4 结 论

以平均运行参数为比较对象,相对于基准设计的结构尺寸及其性能指标,改变节流几何参数和动力几何参数后,性能变化幅度值列于表 3.

表 3 结构参数对脉冲发动机性能的影响程度

Table 3 Relative range of variation of the pulse thruster performance

结构参数	相对于基准设计的变化幅度/%	燃烧室平均压强的相对变化/%	平均推力的相对变化/%	平均比冲的相对变化/%
A_d	-50~100	-3.2~6.9	-3.1~7.0	-0.4~0.2
A_t	-44.4~77.8	-13.1~6.9	-45.6~54.5	-0.5~0.8
A_c/A_j	-9.6~20.5	-14.6~3.8	-14.6~3.9	-0.1~0.4
l_p	-25~50	-25.0~46.8	-25.0~46.8	-1.0~1.4

从表中数据可以看出,喷注器行程 l_p 对燃烧室平均压强和推力器平均比冲的影响最大,平均推力则对喷管喉部面积 A_t 最为敏感.因此,喷管喉部面积和喷注器行程是脉冲推力器优化设计中要重点考虑的结构参数.

就结构参数对脉冲推力器运行特征的影响规律而言,存在如下趋势:

- 1) 喷孔面积的增大会导致压强和推力峰值升高,挤压喷注时间缩短,挤压排气总时间与喷孔面积的变化也没有明显的一致性关系.
- 2) 喉部面积的增大会导致压强峰值减小,但推力峰值及平均推力均有明显增大,总时间明显变短,挤压喷注时间变长.
- 3) 喷注器差动面积比的增大,挤压腔压强峰

值也会增大,但燃烧室压强峰值会有所降低,挤压喷注时间缩短,但总时间受其影响较小,平均比冲的变化也较小.

- 4) 喷注器行程的增大会导致压强、推力峰值以及平均压强、平均推力明显增大,挤压喷注时间变长,但总时间与喷注器行程没有一致的对应关系.

参考文献:

[1] Koppel C, Gallier P. Status of a miniaturized pulse thruster test[R]. AIAA 99-2591, 1999.

[2] Koppel C, Maine L. Pulse rocket engine: United States, 5797260[P]. 1998-08-25.

[3] Koppel C, Maine L. Pulse rocket engine: United States, 5941062[P]. 1999-08-24.

[4] Coy E B. Pulse combustion rockets for space propulsion applications[R]. AIAA 2003-1174,2003.

[5] QIN Lizi,LIANG Shuqiang,LIN Zhen,et al. A novel pulse rocket engine for space propulsion[R]. AIAA 2009-5487, 2009.

[6] 金志明,翁春生. 高等内弹道学[M]. 北京:高等教育出版社,2003.

[7] Baer P G,Coffee T P,Morrison W F. Design optimization for a high performance RLPG[R]. AD-A192664,1987.

[8] Mandzy J. Weapon system implications of RLPG technology[R]. ARL-CR-446,2000.

[9] Meinhardt D,Christofferson S,Wucherer E. Performan- ce and life testing of small HAN thrusters[R]. AIAA 99- 2881,1999.

[10] Wucherer E,Christofferson S,Reed B. Assessment of high performance HAN-monopropellant [R]. AIAA 2000-3872, 2000.

[11] Robert S,Jankovsky R. HAN-based monopropellant as- sessment for spacecraft[R]. AIAA 96-2863,1996.

[12] 梁树强,刘宇,覃粒子,等. 单组元脉冲火箭发动机挤压排 气过程分析[J]. 推进技术,2009,30(4):401-402.

LIANG Shuqiang, LIU Yu, QIN Lizi, et al. Study on ex- trusion and exhaust process of monopropellant pulse thruster[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30 (4):401-402. (in Chinese)