

文章编号: 1000-8055(2003)01-0158-03

点火药量对微型脉冲推力器内弹道性能的影响

张平, 李世鹏, 刘玉群

(北京理工大学机电工程学院, 北京 100081)

摘要: 研究了用于高速动能导弹和超高速火箭弹道修正的微型脉冲推力器的三种推力—时间($F-t$)曲线, 发现由于脉冲推力器点火药量与主装药量之比明显高于常规固体火箭发动机该两者的比值, 点火药量的多少会对推力器 $F-t$ 曲线的形状和内弹道性能产生明显影响。必须严格控制点火药量, 特别是引燃药剂的量, 才能获得较为满意的内弹道性能。

关键词: 航空、航天推进系统; 固体火箭发动机; 微型脉冲推力器; 点火药; 内弹道性能; 试验研究
中图分类号: V 435 **文献标识码:** A

Effect of Igniter Charges on Internal Ballistic Performance for an Impulsive Microthruster

ZHANG Ping, LI Shipeng, LIU Yu-qun

(Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The three sets of $F-t$ curves from impulsive microthrusters tests were studied, which are used for the attitude correction of kinetic missiles or hypervelocity rockets. It is found from the study that the amount of the igniter charge can be of significant effect on the $F-t$ curves and internal ballistic performances of an impulsive microthruster, due to its ratio of igniter charge to main propellant charge being obviously different from that of conventional SRM. The amount of igniter charge must be strictly controlled so that the satisfactory internal ballistic performances can be obtained.

Key words: aerospace propulsion; solid propellant rocket motor; impulsive microthruster; igniter; internal ballistic performance; experimental research

1 前言

在高速动能导弹^[1]和超高速火箭^[2]的旋转弹体质心前部有数十个微型脉冲推力器, 它们分数排辐射状布置, 依靠它们产生的直接横向反作用控制力, 快速修正导弹和火箭的飞行弹道, 以便准确命中目标。对这种微型推力器的内弹道性能的要求是苛刻的: 即在微小的推力器体积和很短的

工作时间内能发出尽可能大的冲量, 而最大压强却不能过高。只有这样, 才能提高推力器的质量比和实际冲量效率。

这种微型脉冲推力器的正常点火是研究的关键技术问题之一。要求点火药剂能在1 ms内迅速点燃主装药, 建立起正常的压强—时间($p-t$)曲线。在研究中我们发现, 这种推力器的点火有如下显著特点: 主装药承受的点火冲击很大; 点火药量

收稿日期: 2002-01-21; 修订日期: 2002-04-19

作者简介: 张平(1937-), 男, 江苏无锡人, 北京理工大学机电工程学院教授, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究

表 1 各种不同内燃药柱发动机的点火药量与主装药量的比值

Table 1 Ratios between igniter and main charge amount of different SRM s with internal-burning grain

发动机 类型	地—地 (FG-28)	卫星 (FG-15)	地—空 (FG-9)	空—空 (PL -2)	燃气发生器 (PHL - 300)	脉冲推力器 (ZD9624)
点火药量与 主装药量之比	$\frac{1}{7705}$	$\frac{1}{1641}$	$\frac{1}{669}$	$\frac{1}{284}$	$\frac{1}{62}$	$\frac{1}{14}$

与主装药量的比值很大(见表 1); 点火药的少量变化对于内弹道性能的影响很大。

2 试验条件

由于该脉冲推力器的尺寸($\Phi 13\times 50\text{ mm}$)和质量(9 g 左右)都很小, 给安装压强传感器和准确测量 $p-t$ 曲线带来很大困难。因此, 我们采用直接测量推力—时间($F-t$)曲线的方法来处理推力器的内弹道性能。测试系统简图示于图 1。推力传感器采用 BLR-1 型应变式力传感器, 脉冲推力

器固定在推力器连接件内。经原位标定推力后, 卸去标定装置, 接通点火电路, 电点火器直接点燃推力器主装药, 燃气经喷管高速喷出产生反作用推力, 由推力传感器感受 $F-t$ 信号, 经放大和数据处理后由打印机输出结果。

试验分三轮, 每轮采用相同的推力器壳体, 相同的主装药和相同的点火破膜条件(主装药量为 1.9 g), 但所用的点火药量不同, 如表 2 所列。

3 试验结果

三轮试验的典型 $F-t$ 曲线(各列出两条)和每一轮试验中所有试验的内弹道参数的统计结果如图 2~ 图 4 所示。

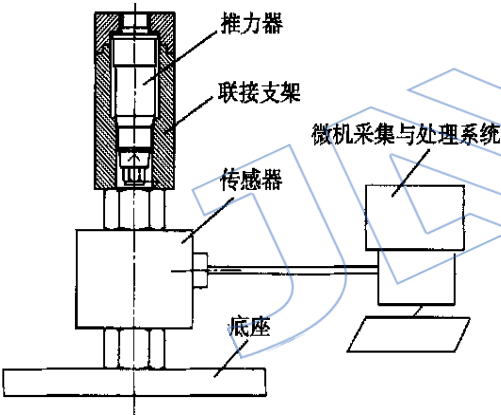


图 1 测试系统简图

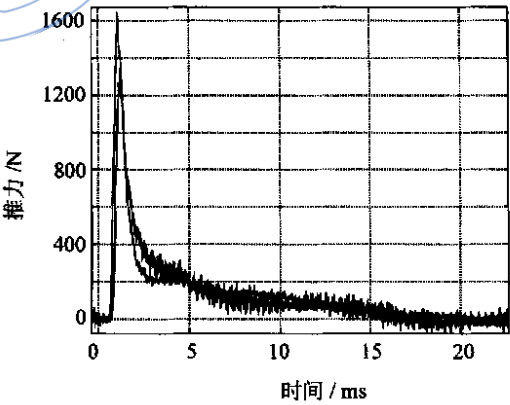
Fig 1 Diagram of Test&M esurement System

表 2 各轮推力器试验时的点火药量/mg

Table 2 Igniter charge amount of different set of tests

点火药	第一轮	第二轮	第三轮
引燃药	30	10	3~ 5
加强药	50	30	20~ 25
输出药	45	30~ 40	30
点火药量合计	135	70~ 80	53~ 60
点火药量:主装药量	1:14	1:24~ 27	1:34~ 36

注: 点火药为高能烟火药剂; 主装药为高燃速丁羟复合推进剂。



冲量 $I=3.0\sim 3.6\text{ N}\cdot\text{s}$
最大推力 $F_{\text{max}}=1051\sim 1659\text{ N}$
工作时间 $t_a=13\sim 17\text{ ms}$

图 2 第一轮典型 $F-t$ 曲线

Fig 2 Typical test curves of 1st set

4 结果分析

(1) 比较图 2~ 图 4 三轮 $F-t$ 曲线可以发现, 点火药量的少量(毫克级)差别会使推力器内弹道曲线的形状产生明显变化。第一轮试验由于点火药量较多, 造成初始推力峰过高, 点火冲击严重, 主装药受损, 不但冲量未能充分发挥, 还使得后期

拖尾明显加长。由初始推力峰计算出的初始压强峰值高达 102~162 MPa, 这对推力器壳体强度十分不利^[3]。第二轮试验, 适当减少了点火药量,

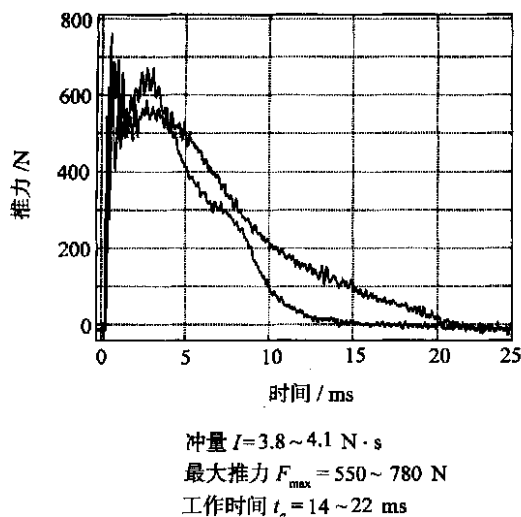


图 3 第二轮典型 $F-t$ 曲线

Fig 3 Typical test curves of 2nd set

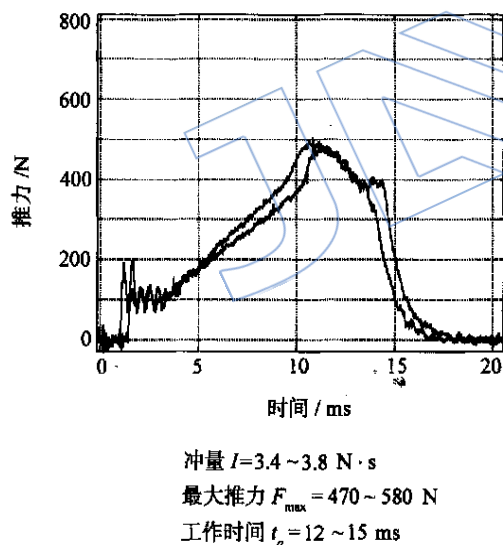


图 4 第三轮典型 $F-t$ 曲线

Fig 4 Typical test curves of 3rd set

$F_{\max}$ 有所降低, 冲量能充分发挥, 但后期仍有拖尾, t_a 较长。第三轮试验, 继续减少点火药量, $F_{\max}$ 更加降低, 冲量仍能正常发挥, 但初始推力过低, 即工作初期未能充分点燃主装药。

(2) 由于推力器微尺寸、快响应和短脉冲的特点, 其点火药剂的量与主装药量之比比常规固体火箭发动机该两者之比明显偏高(见表 1), 因此点火药剂量的多少对内弹道(特别是初期)形状的影响格外显著。降低点火药量(尤其是引燃药剂的量), 会使最大压强明显降低和工作后期曲线拖尾现象减弱。

(3) 比较第二轮和第三轮的曲线形状可以看出, 当点火药量(尤其是引燃药量)降低到某一限值后, 其对内弹道性能的影响会变得十分敏感。由于引燃药剂的量仅为数毫克, 人工配制时不易控制。因而在研制点火器时, 对点火药剂称量和制备准确性的控制就显得十分重要。

5 结 论

(1) 由于微型脉冲推力器自身的特点, 其点火药量的少量变化会对 $F-t$ 曲线和内弹道性能产生显著影响。

(2) 必须严格控制点火药量, 特别是引燃药剂的量, 推力器才能获得较满意的内弹道参数(如较大的冲量、较低的最大压力和较短的工作时间)。

参考文献

- [1] Magness R W. Impulsive Control for Hypervelocity Missiles[R]. ADA 103844, 1981.
- [2] Tsutomu Yamanaka, Hideki Tanaka. Effects of Impulsive Thruster on Exterior Ballistic Accuracy Improvement for a Hypervelocity Rocket[R]. 16th International Symposium on Ballistics, 1996.
- [3] LI Shipeng, ZHANG Ping. Experimental Investigation on Basic Prototype Solid-Propellant Impulsive Microthrusters[J]. Journal of Beijing Institute of Technology (English Version), 2000, (3): 347- 352.