

弹丸脉冲侧喷力俯仰调姿试验与仿真研究^{*}

王 晓, 阮文俊, 王 浩

(南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 为了解地面垂直发射弹丸在不同直接力控制系统(RCS)输出条件下的俯仰调姿运动情况, 分别采用试验与仿真的方法进行了研究。首先, 设计了用于弹丸调姿试验的脉冲侧向推力器、地面发射装置以及同步测试系统, 利用高速摄像机测量了弹丸在不同推力器装药量和点火间隔时间情况下的调姿运动情况, 并指出这两个参量是决定弹丸最终姿态角的主要因素, 需要根据目标姿态角进行合理的搭配。然后, 建立了考虑脉冲侧向推力器内弹道过程的弹丸调姿运动模型, 并与试验结果进行了对比, 验证了仿真模型的预测误差在5%以内。随后, 利用仿真模型分析了不同推力器装药量时脉冲推力的变化情况, 指出装药量对脉冲推力的变化规律有重要影响, 需要与弹丸运动耦合计算以获得更高的精度。最后, 对不同推力器装药量时弹丸调整到各目标姿态角所需的点火间隔时间进行了计算, 为进一步的研究提供了数据参考。

关键词: 弹丸; 垂直发射; 姿态调整; 直接力控制系统; 脉冲推力; 内弹道; 运动仿真

中图分类号: V216.7; V238 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 06-1387-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200710

Experimental and Numerical Study on Pitch Attitude Adjustment of Projectile Implemented by Impulse Lateral Thrust

WANG Xiao, RUAN Wen-jun, WANG Hao

(School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Experimental and numerical studies were carried out respectively to learn about the pitch attitude adjusting process of the projectile which was launched vertically from the ground and controlled by reaction-jet control system (RCS) with different output parameters. Firstly, the impulse lateral thruster, a ground launcher and a synchronous measurement system were designed for the pitch attitude adjusting experiment. A series of tests were conducted in the conditions of different charge weights in the thrusters and various ignition interval time. Based on analysis of the motion pictures captured by high speed cameras, the charge weight and ignition interval time were found to be the two principal factors to determine the final attitude of the projectile and either of them should be selected a proper value for a target attitude angle. Then, an attitude motion computing model of the projectile was established considering the interior ballistic of the thruster. After comparing the results obtained from simulation and test, the prediction error of the model was confirmed to be less than 5%. Subsequently, the variations of the impulse thrust with different charge weights were analyzed according to the computing model. And it was pointed out that the changing rule of the impulse thrust could be affected significantly by the charge weight. Therefore, coupling calculation of the thrust and projectile motion is needed for higher accuracy.

^{*} 收稿日期: 2020-09-12; 修订日期: 2021-01-08。

作者简介: 王 晓, 博士生, 研究领域为弹丸姿态快速调整技术。E-mail: wangxiao_hn@163.com

通讯作者: 阮文俊, 硕士, 研究员, 研究领域为现代武器先进发射技术。E-mail: ruanwj@njust.edu.cn

引用格式: 王 晓, 阮文俊, 王 浩. 弹丸脉冲侧喷力俯仰调姿试验与仿真研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6):1387-1394.
(WANG Xiao, RUAN Wen-jun, WANG Hao. Experimental and Numerical Study on Pitch Attitude Adjustment of Projectile Implemented by Impulse Lateral Thrust[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(6):1387-1394.)

In the end, the ignition interval time required for a set of target pitch angles with different charge weights was calculated, which will provide meaningful reference data for further researches.

Key words: Projectile; Vertical launching; Posture adjustment; Reaction-jet control system; Impulse thrust; Interior ballistic; Motion simulation

1 引言

随着防御技术的发展,对导弹等飞行器的机动性要求越来越高,常规通过调整气动面进行机动的控制技术已经无法满足当前的实战需求,推力矢量控制技术和直接力控制技术则应运而生。推力矢量控制技术虽然较易实现,但是执行机构复杂且效率低。而直接力控制技术(Reaction-jet control system, RCS)^[1-2]相对来说结构更简单、响应更快且效率更高,更加适用于小型导弹的快速机动。

直接力控制技术涉及学科广、需求精度高、实现难度大,需要攻克诸多难题才能实现。作为 RCS 执行装置的脉冲推力器是主要研究对象之一,张平等^[3]对某固体脉冲推力器的内弹道性能进行了试验研究,指出单管挂药式装药结构虽然会降低推力器的比冲效率,但是能够满足点火延迟、脉宽时间等性能指标。蒋新广等^[4]通过试验研究了点火药量对脉冲推力器内弹道性能的影响,发现增大点火药量可以缩短点火延迟时间和压力上升时间。刘赞等^[5]则建立了考虑点火药的脉冲推力器内弹道数值仿真模型,并指出点火药量越大,引起的压力峰值越大、推力器稳定工作时间越短。脉冲推力器喷流与飞行器绕流场之间的相互作用也是主要研究方向。Stahl 等^[6]通过风洞试验对比了由热气源与冷气源所产生的侧喷流与导弹绕流场相互作用形成的干扰流场结构,并指出干扰流场会对导弹所受侧喷力产生显著的影响,且热气源比冷气源造成的影响更大。李斌等^[7]则采用 CFD 方法对比分析了导弹上多个喷口在不同分布情况时侧喷干扰流场的特征,揭示了干扰流场对导弹气动特性影响的流动机理。除了针对脉冲侧喷推力的研究外,RCS 所采用的控制率也是直接力控制技术的重点研究方向。王鹏等^[8]研究了通过 RCS 进行大角度姿态调整的导弹控制系统,利用时间尺度分离的方法分别设计了导弹的姿态动力学和运动学控制率。Xing 等^[9]设计了一种气动力-侧喷力复合控制系统,并指出当采用经过合适带宽的低通滤波器过滤后的加速度作为反馈时,系统跟踪性能较为良好。马悦悦等^[10]对基于传统 NTSM 方法设计的控制系统进行了改进,采用

复合滑模面以提高系统的收敛速度,得到了较好的效果。

虽然已有不少针对导弹在 RCS 控制下运动情况的研究,但多是通过数值模拟方法进行的,未见详细的试验报道,并且研究中均将侧喷力大小视为恒定值^[11]或线性变化的值^[12]。而从已有的研究结果来看,在导弹上常见的脉冲侧喷推力器多为固体火箭发动机^[3-5],其推力大小是非线性变化的,由推力器的内弹道特性决定。不同的侧喷推力变化规律会造成导弹不同的调姿运动规律,若将其简化会影响导弹的最终姿态。因此,为了更准确地描述导弹在 RCS 作用下的运动情况,需要将脉冲侧喷推力器的内弹道过程考虑在内。

本文主要研究地面垂直发射弹丸在 RCS 作用下进行俯仰姿态大角度调整的过程,首先设计用于测试该弹丸在不同 RCS 输出条件下调姿过程的试验系统,然后针对此调姿过程建立包含脉冲侧喷推力器内弹道在内的运动仿真程序,最后又针对不同的目标姿态角计算 RCS 的主要控制参数,为后期研究提供参考依据。

2 试验结构与测试系统

2.1 弹丸结构及 RCS 参数

本文所研究弹丸为半球-圆柱形,主体由 2A12 T4 铝合金材料制成,直径为 $D=48\text{mm}$,长度为 $L=350\text{mm}$ 。为了配重,弹头则由密度更大的 45#钢材料制成,最终使得弹丸质心与弹头顶点距离为 $X_c=140.67\text{mm}$,具体结构如图 1(a)所示,其中的弹体坐标系指出了三个惯性主轴的方向。

弹体的其它结构参数如表 1 所示。

该弹丸的 RCS 模块布置于弹体尾部,主要由两枚脉冲侧向推力器(起转和止转脉冲推力器)和一个带有计时功能的点火控制模块组成。两枚脉冲侧喷推力器的喷管轴线均位于弹体中垂面内并垂直于弹体轴线,距离弹体底面 5mm。其喉部直径和出口截面直径分别为 2.3 和 5.1mm,喷管扩张角为 25° ,燃烧室内径和长度分别为 9 和 15.3mm,具体尺寸如图 1(b)所示。其中,脉冲侧喷推力器的主装药为改进型高燃速双基推进剂:改铵铜-3(GATo-3),该推进剂为

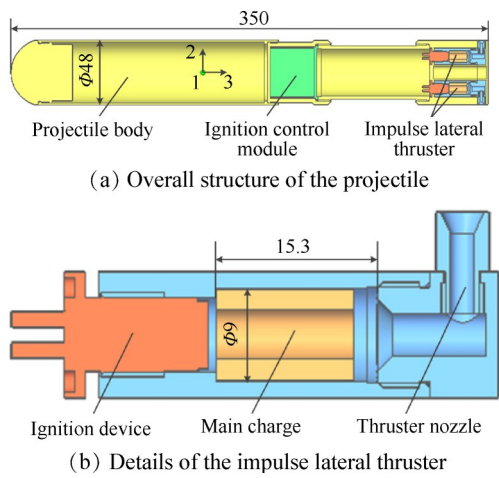


Fig. 1 Structure diagram of the projectile

Table 1 Main structural parameters of the projectile

Total weight/kg	Moment of inertia $J_1/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	Moment of inertia $J_2/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	Moment of inertia $J_3/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$
0.997	1.609×10^{-2}	1.608×10^{-2}	2.983×10^{-4}

管状药, 外径和内径分别为 8.7 和 4.7mm, 药管长度则在试验时根据所需药量截取。该推进剂的燃速 r

$$r = ap_c^n \quad (1)$$

式中 a 为燃速系数, p_c 为燃烧室平均压力, n 为燃速指数。其在常温下 (20℃) 的主要性质参数如表 2 所示。

Table 2 Property parameters of GATo-3

Parameter	Value
Density/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1750
Characteristic velocity/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	1530
Explosion temperature at constant pressure/K	3394
Ratio of specific heat	1.153
Burning-rate coefficient	17.432
Burning-rate index	0.49

点火控制模块则可以根据预先设定好的时间间隔, 依次提供多个 ms 级精度的点火信号, 控制起转和止转推力器在指定的时间点进行点火, 实现对弹体运动姿态的调整。

2.2 弹丸发射装置及测试系统

弹丸发射装置主要包括地面发射装置和多通道点火器等, 其中地面发射装置用于将弹丸以一定速度垂直向上发射, 多通道点火器用于为地面发射装置提供点火信号并同时为测试系统提供同步触发信号。

地面发射装置主要由发射管、药盒和底座构成

(如图 2 所示), 采用 2# 小粒黑火药作为发射药。由于发射管较短, 为了使发射药能够充分燃烧和做功, 利用高低压发射原理, 在药盒内侧贴有铜质膜片, 当药盒内燃气达到一定压力后才会冲破膜片并流入发射管内。

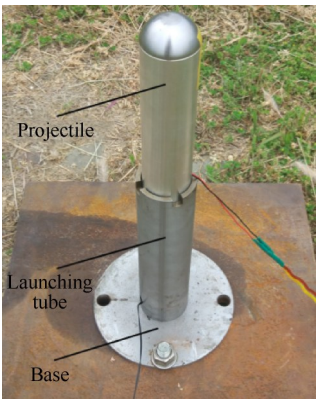


Fig. 2 Picture of the launching device

测试系统主要由两台 FastCAM Mini UX50 型高速摄像机组成, 用于记录弹丸在调姿过程中的姿态变化情况。如图 3 所示, 两台高速摄像机分别布置在地面发射装置的正面和侧面一定距离, 并且拍摄方向相互正交, 可以保证拍摄到弹丸的空间姿态^[13]。

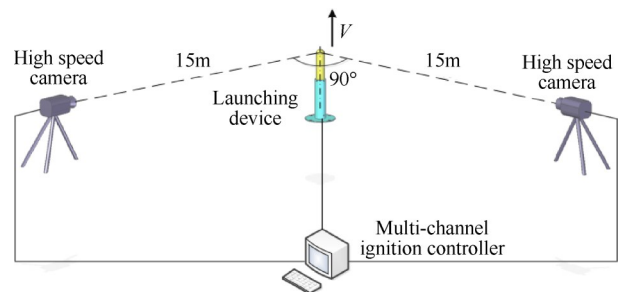


Fig. 3 Schematic diagram of the test system

地面发射装置和测试系统均通过一台多通道点火器进行控制, 该点火器可以在向地面发射装置发出点火信号的同时向测试系统发出触发信号, 保证测试系统能够同步记录弹丸的运动状况。

3 弹丸调姿运动模型

弹丸的调姿运动主要受侧向脉冲推力的控制, 而脉冲推力的大小则直接受脉冲侧喷推力器的内弹道过程影响, 因此需要建立考虑起转/止转脉冲推力器内弹道过程的弹丸调姿运动模型。

3.1 基本假设

由于弹丸调姿过程受很多变量的影响,为了突出研究重点,做出如下假设:

(1)脉冲侧向燃烧过程中以及结束后弹丸总质量、质心位置均保持不变。

(2)起转/止转脉冲推力器的推力方向始终垂直于弹丸轴线且位于同一弹丸对称面内。

(3)忽略脉冲侧向推力器点火过程,主装药所有燃面瞬时开始燃烧且满足平行层燃烧规律。

(4)主装药燃气符合完全状态气体状态方程,在燃烧室内均匀分布,在喷管内作一维定常等熵流动。

(5)由于弹丸整体飞行速度较低,且弹体上未安装气动面,因此忽略弹体在调姿过程中所受气动力的影响。

3.2 弹丸调姿运动模型

弹丸的调姿运动可以分为弹丸质心的运动和弹丸绕质心的运动两部分,基于上述假设,可以建立以下运动模型。

3.2.1 弹丸质心的运动方程

弹丸质心运动满足牛顿第二定律,有

$$m \cdot \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{F} \quad (2)$$

式中 m 为弹丸质量, $\mathbf{v}$ 为弹丸速度矢量, t 为弹丸运动时间, $\mathbf{F}$ 为弹丸所受作用力的合力。方便起见,将式(2)向弹丸速度坐标系分解,即可得到弹丸质心的动力学方程组

$$\begin{cases} \frac{dv}{dt} = \frac{F_x}{m} \\ \frac{d\theta_a}{dt} = \frac{F_y}{mv \cos\psi_2} \\ \frac{d\psi_2}{dt} = -\frac{F_z}{mv} \end{cases} \quad (3)$$

式中 v 为弹丸速度大小, F_x , F_y 和 F_z 分别为 $\mathbf{F}$ 在弹丸速度坐标系各轴上的分量, θ_a 为弹丸速度高低角, ψ_2 为弹丸速度方向角。

将弹丸速度矢量 $\mathbf{v}$ 向惯性坐标系分解,即可得到弹丸质心的运动学方程组

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = v \cos\theta_a \cos\psi_2 \\ \frac{dy}{dt} = v \sin\theta_a \cos\psi_2 \\ \frac{dz}{dt} = -v \sin\psi_2 \end{cases} \quad (4)$$

式中 x , y , z 分别为弹丸质心在惯性坐标系中的

坐标。

3.2.2 弹丸绕质心的转动方程

弹丸绕质心的转动满足动量矩定理,有

$$\frac{d\mathbf{G}}{dt} = \mathbf{M} \quad (5)$$

式中 $\mathbf{G}$ 为弹丸对质心的动量矩矢量, $\mathbf{M}$ 为弹丸所受外力的合力矩矢量。方便起见,将式(5)向弹丸轴线坐标系分解,即可得到弹丸绕质心转动的动力学方程

$$\begin{cases} \frac{d\omega_x}{dt} = \frac{1}{C} M_x \\ \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{1}{A} M_y - \frac{C}{A} \omega_x \omega_z + \omega_z^2 \tan\varphi_2 \\ \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{1}{A} M_z + \frac{C}{A} \omega_x \omega_y - \omega_y \omega_z \tan\varphi_2 \end{cases} \quad (6)$$

式中 ω_x , ω_y , ω_z 分别为弹丸角速度在弹丸轴线坐标系各轴上的分量, M_x , M_y , M_z 分别为 $\mathbf{M}$ 在弹丸轴线坐标系各轴上的分量, C 为弹丸的极转动惯量, A 为弹丸的赤道转动惯量, φ_2 为弹轴方位角。

根据弹丸角速度与惯性坐标系的关系,可以得到弹丸绕质心转动的运动学方程为

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x + \omega_z \tan\varphi_2 \\ \frac{d\varphi_a}{dt} = \omega_y \\ \frac{d\varphi_a}{dt} = \frac{\omega_z}{\cos\varphi_2} \end{cases} \quad (7)$$

式中 γ 为弹丸自转角, φ_a 为弹轴高低角。上述各式具体推导过程见文献[14]。

3.2.3 弹丸所受力和力矩

弹丸所受作用力 $\mathbf{F}$ 主要包括弹丸重力 $\mathbf{F}_G$ 和侧喷脉冲力 $\mathbf{F}_T$, 其中 $\mathbf{F}_G$ 为恒定作用力, 而 $\mathbf{F}_T$ 则随着脉冲侧向推力器的工作状态在不断变化, 需要结合脉冲侧向推力器内弹道模型和推力计算模型来进行计算^[15], 具体如下

$$\begin{cases} \frac{V_c}{\Gamma^2 C_*^2} \frac{dp_c}{dt} = (1 - \frac{\rho_c}{\rho_p}) \rho_p A_p a p_c^n - \frac{p_c A_t}{C_*^2} \\ F_T = \dot{m} u_c + A_c (p_c - p_a) \end{cases} \quad (8)$$

式中 V_c 为推力器燃烧室的自由容积, Γ 为燃气比热容比的函数, C_* 为主装药的特征速度, ρ_c 为燃烧室内燃气的平均密度, ρ_p 为主装药的密度, A_p 为主装药的燃面面积, A_t 为推力器喷喉的截面积, $\dot{m}$ 为喷管出口处的燃气质量流量, u_c , A_c 和 p_c 分别为出口

处的燃气流速、截面积和静压力, p_a 则为外界大气压。

弹丸所受力矩主要为侧喷脉冲力矩 M_T , 也可以通过上述方法计算得出。将计算所得弹丸受力和力矩数据代入调姿运动模型并进行仿真计算, 即可得到弹丸在调姿过程中的运动情况。

4 试验与仿真结果分析

4.1 试验结果分析

本文所研究的弹丸调姿过程主要受 RCS 两个控制变量的影响: (1) 起转/止转脉冲推力器的装药量。 (2) 起转/止转脉冲推力器点火间隔时间。顾名思义, 起转/止转脉冲推力器的装药量主要影响脉冲推力大小和作用时间, 进而改变弹丸在调姿过程起始和结束阶段所受的角加速度; 起转/止转脉冲推力器点火间隔时间则会影响整个调姿过程持续的时间, 进而改变弹丸俯仰姿态变化程度。为了研究这两个控制变量对弹丸调姿过程的影响程度, 分别进行了对比试验, 具体试验参数如表 3 所示, 其中每组参数各做两次试验, 并将试验结果取平均值作为最终结果。

为了讨论方便, 将整个调姿过程分为以下三个阶段: 从起转脉冲推力器收到点火信号开始到燃烧完全结束这一阶段称为调姿起始阶段; 从止转脉冲推力器收到点火信号开始到燃烧完全结束这一阶段称为调姿结束阶段; 而这两个阶段中间的过程称为调姿过渡阶段。

Table 3 Control variables of the RCS for each test

Test No.	Main charge of the starting thruster/g	Main charge of the stopping thruster/g	Ignition interval time/ms
01	0.66	0.66	70
02	0.78	0.78	70
03	0.89	0.89	70
04	0.89	0.89	60
05	0.66	0.66	85

在各发试验中, 地面发射装置在接到多通道点火器发出的点火信号后将弹丸以 $12\pm 1\text{m/s}$ 的出筒速度垂直向上发射出去, 与此同时两台高速摄像机开始记录弹丸的姿态。图 4, 5 展示了第一发试验中弹丸在各个时刻的姿态变化情况。弹丸在开始运动的瞬间, 弹载点火控制模块开始计时, 100ms 后发出第一个点火信号将起转脉冲推力器开启, 调姿过程开始进入调姿起始阶段, 100.8ms 时可以看出, 燃气已经从喷口喷出, 此时弹丸受到侧向脉冲力的作用开始进行俯仰姿态调整; 113.2ms 时起转脉冲推力器工作结束, 调姿过渡阶段开始, 弹丸姿态在重力和气动力的作用下继续变化, 俯仰角速度逐渐减小; 由于控制模块预先设定了 70ms 的延时时间, 在 170ms 时, 控制模块发出第二个点火信号将止转推力器开启, 调姿过程转入调姿结束阶段, 171.2ms 时可以看到燃气从喷口喷出, 产生与弹丸俯仰运动方向相反的脉冲力, 迅速将弹丸的俯仰角速度减小, 使得弹丸姿态在随后一段时间内基本保持不变。

图 6 给出了各发试验中弹丸俯仰角随时间变化

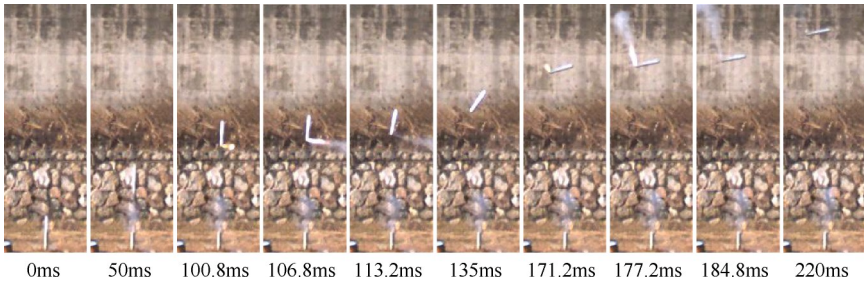


Fig. 4 Variation of the projectile attitude in test 01 from the front view

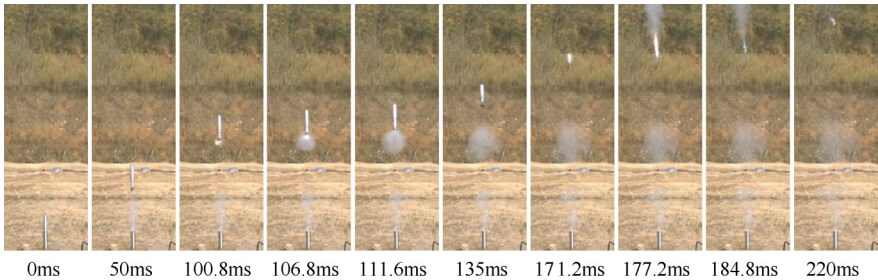


Fig. 5 Variation of the projectile attitude in test 01 from the side view

曲线,其中误差棒表示各组试验数据的标准差,从图中可以看出,各组重复试验的一致性较好。各发试验中弹丸在 100ms 后均在起转脉冲推力器的作用下开始俯仰姿态调整过程。由于在各发试验中脉冲推力器的装药量有所不同,弹丸俯仰角变化曲线也相应地有所区别,尤其是在调姿过渡阶段,俯仰角变化曲线近似呈现为三种不同斜率的直线,且直线斜率随脉冲推力器装药量的增大而增大,装药量相同时俯仰角变化曲线在这一阶段则基本重合。这是因为,脉冲推力器的装药量越大所产生的冲量越大,使得弹丸在调姿起始阶段结束后获得的转动速度越大,图中所对应的曲线斜率也越大。由于在调姿过渡阶段,弹丸俯仰运动所受的气动阻力很小,转动速度基本不变,因此俯仰角变化曲线在这一阶段近似呈具有不同斜率的直线。而相同装药量时,点火间隔时间越大则调姿过渡阶段持续时间越长,即图中曲线的直线部分越长,意味着弹丸转动的角度越大,对应的弹丸最终俯仰角也随之增大。另外,各发试验中弹丸俯仰角均在调姿过程结束时达到最大值,随后又缓慢减小,说明止转推力器均有效地抵消了起转推力器工作产生的俯仰角速度,使得弹丸姿态在调姿过程结束后的一段时间内能够基本保持不变。

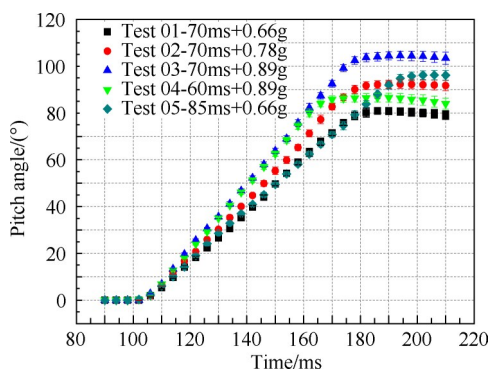


Fig. 6 Time histories of the pitch attitude of the projectile in each test

4.2 运动模型验证

图 7 给出了在不同脉冲推力器装药量情况下弹丸运动的仿真计算与试验结果对比,从图中可以看出,在推力器装药量较小时(0.66g)仿真计算结果与试验结果吻合较好,而随着装药量不断增大,仿真计算的误差逐渐增大。这主要是由于随着俯仰角速度的增大,弹丸所受俯仰阻尼力矩相应地增大,而仿真计算中并未考虑这一情况。但是对于计算误差最大的情况(0.89g),弹丸在调姿过程结束

时的姿态角误差也不超过 5%,可以满足试验精度要求。

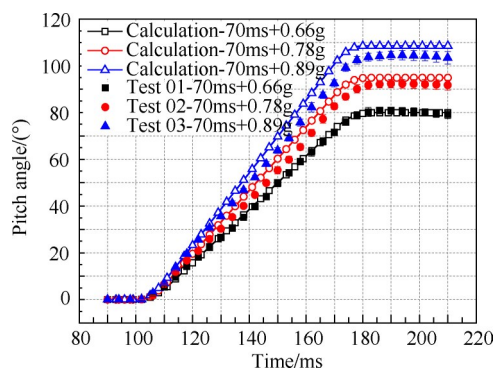


Fig. 7 Comparison of the calculation results and the test results

4.3 脉冲推力器装药量对弹丸调姿过程的影响

从试验和仿真结果中可以看出,脉冲推力器装药量 M_c 对弹丸调姿过程有着重要的影响,这是由于 M_c 的变化会直接改变脉冲推力器的推力 F_T 的大小,图 8 给出了不同的 M_c 情况下仿真计算得出的 F_T 随时间变化的曲线。从图中可以看出, F_T 呈现出明显的非线性变化规律,整体大小随着 M_c 的增大而增大,推力持续时间则随着 M_c 的增大而不断缩短。由内弹道分析可知, M_c 越大则推力器燃烧室平均压力越大,主装药燃速也随之增大,这就导致了 F_T 增大但持续时间却缩短的现象。

由此可见,不能将脉冲推力器的推力变化规律简单地视为恒定值或线性变化的,也不能任意地改变推力大小或持续时间。为了精准地进行弹丸调姿,需要将弹丸在各个时刻所受的脉冲推力与弹丸姿态运动耦合起来计算。另外,脉冲侧喷干扰流场会对不同姿态弹丸所受的推力产生不同的影响,但是由于本文所研究弹丸的初始飞行速度较小,因此可以忽略这一影响。

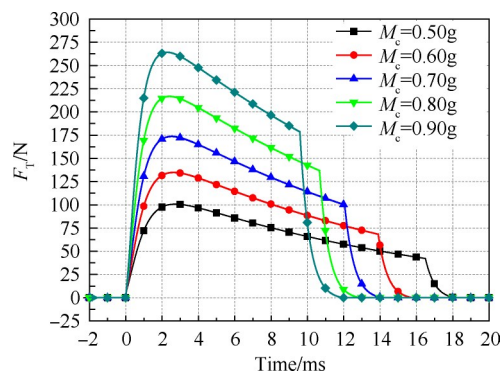


Fig. 8 Time histories of the calculated F_T with different M_c

4.4 点火间隔时间计算

为了使弹丸在止转脉冲推力器工作结束时刚好转动到指定的姿态角,需要确定合适的止转脉冲推力器点火时间,也即起转/止转推力器点火间隔时间 T_{int} 。 T_{int} 等于调姿起始阶段时长与过渡阶段时长之和,而起始阶段时长可以由装药量 M_c 来确定,那么剩下只需计算过渡阶段时长。由于本文中不考虑气动力对弹丸转动速度的影响,所以在过渡阶段弹丸可以视为绕质心作匀速转动,根据弹丸的转速和转动的角度即可得出此阶段所持续的时间,从而可以计算出点火间隔时间 T_{int} ,具体计算方法为

$$T_{\text{int}} = T_{\text{jet}} + \frac{\varphi_m - \varphi_1 - \varphi_2}{\omega_1} \quad (9)$$

式中 T_{jet} 为起转脉冲推力器的工作时长, φ_m 为目标姿态角, φ_1 和 ω_1 分别为起转推力器工作结束时弹丸的姿态角和俯仰角速度, φ_2 为止转推力器整个工作过程中弹丸转过的姿态角。

在计算 T_{int} 之前,需要先利用仿真程序计算出上述各参数的值。其中 T_{jet} , φ_1 和 ω_1 的值可以在调姿起始阶段计算完成后得到,而 φ_2 则等于弹丸在止转发动机作用下由转速 ω_1 减速至零的过程中所转过的角度大小。采用上述点火间隔时间计算方法,即可得出在不同脉冲推力器装药量情况下弹丸调姿到某一目标姿态角所需的点火间隔时间,如图9所示。从图中可以看出,在脉冲推力器装药量不变的情况下,弹丸调姿到不同目标姿态角所需的点火间隔时间线性延长;而随着装药量的不断增大,弹丸俯仰角速度的逐渐变大,弹丸调姿到某一目标姿态角所需点火间隔时间逐渐缩短,整体呈非线性变化趋势。

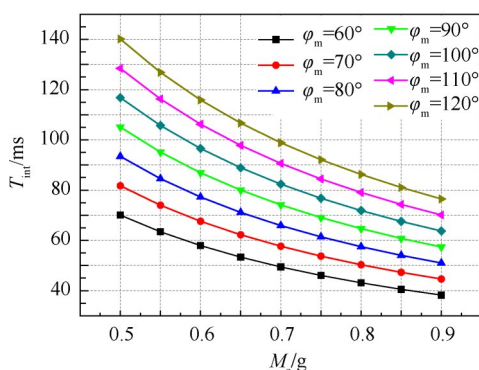


Fig. 9 Variation of the calculated T_{int} with different M_c for different φ_m

5 结 论

通过本文的研究,得到了以下结论:

(1)文中所设计的脉冲侧向推力器能够在短时间内将弹丸调整到指定的目标姿态角,结构强度与响应速度均满足要求。

(2)脉冲侧向推力器的装药量和点火间隔时间是影响弹丸最终姿态角的两个重要参量,为了能够准确地将弹丸调整到指定的目标姿态角,需要对这两个参量进行合理的搭配。

(3)通过试验与仿真对比发现,弹丸在调姿过程中所受的俯仰阻尼力矩随着推力器装药量的增大而不断增大,而由于理论运动模型未考虑这一因素,会导致仿真结果最大产生约5%的误差。

致 谢:感谢南京理工大学瞬态物理国家重点实验室张文宣老师在控制设备制作和现场试验中提供的帮助。

参考文献

- [1] Huo X, Peng J P, Ma K M, et al. A Pitch Autopilot Design for Blended Aero and Reaction-Jet Air-to-Air Missile via Piecewise Sliding Mode Control [C]. Nanjing: 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation & Control Conference, 2016.
- [2] Buck G M, Watkins A N, Danehy P M, et al. Experimental Measurement of RCS Jet Interaction Effects on a Capsule Entry Vehicle [C]. Reno: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008.
- [3] 张 平, 周生国, 张训文, 等. 微型固体脉冲推力器内弹道性能的实验研究[J]. 推进技术, 1997, 18(2): 35-38. (ZHANG Ping, ZHOU Sheng-guo, ZHANG Xun-wen, et al. An Experimental Investigation on Internal Ballistic Performance of a Solid Impulsive Micro-thruster [J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(2): 35-38.)
- [4] 蒋新广, 李国新, 王志新, 等. 短脉冲推冲器点火性能的实验研究[J]. 含能材料, 2009, 17(2): 222-224.
- [5] 刘 赞, 王 浩, 陶如意, 等. 点火过程对小型固体火箭发动机内弹道影响[J]. 含能材料, 2013, 21(1): 75-79.
- [6] Stahl B, Emunds H, Gülhan A. Experimental Investigation of Hot and Cold Side Jet Interaction with a Supersonic Cross-Flow [J]. Aerospace Science and Technology, 2009, 13(8): 488-496.
- [7] 李 斌, 王占学, 刘仙名. 大攻角侧向多喷干扰流场

- 特性数值模拟[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2828–2839.
- [8] 王 鹏, 陈万春, 殷兴良. 空空导弹大角度姿态反作用喷气控制[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 263–267.
- [9] Xing L D, Zhang K N, Chen W C, et al. Optimal Control and Output Feedback Considerations for Missile with Blended Aero-Fin and Lateral Impulsive Thrust [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23 (4) : 401–408.
- [10] 马悦悦, 唐胜景, 郭 杰. 基于改进Terminal滑模的导弹大角度机动控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(3): 472–480.
- [11] 马克茂, 赵 辉, 张德成. 导弹直接侧向力与气动力复合控制设计与实现[J]. 宇航学报, 2011, 32(2): 310–316.
- [12] 贺风华, 马克茂, 姚 郁. 基于输出预测的姿控发动机控制律优化设计[J]. 航空学报, 2009, 30(6): 1131–1137.
- [13] 于起峰, 孙祥一, 陈国军. 用光测图像确定空间目标俯仰角和偏航角的中轴线法[J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(2): 15–19.
- [14] 韩子鹏. 弹箭外弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014.
- [15] 王 骁, 王 浩, 阮文俊, 等. 脉冲推力器内弹道特性研究与改进[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(6): 686–690.

(编辑: 史亚红)