

文章编号: 1006-9941(2008)04-0474-06

常规弹药弹道修正用推冲器的国内外研究概况

杨庆¹, 汪佩兰¹, 金建峰²

(1. 北京理工大学爆炸科学与技术国家重点实验室, 北京 100081;

2. 中国华阴兵器试验中心, 陕西 华阴 714200)

摘要: 推冲器在国外已广泛用于导弹、炮弹和火箭弹等常规兵器的弹道修正, 近年来, 它在国内也逐渐成为一个热门的研究领域。本文主要总结了国外几种典型推冲器的结构、性能和应用情况, 简要介绍了国内的最新研究进展, 并展望了推冲器研究的未来发展方向, 认为以半导体桥或金属膜桥作为发火元件、以火工药剂或采用新装药工艺的常规固体推进剂作为输出装药将是今后几年对燃气喷流推冲器进行研究的一个发展方向, 另外, 开展喷射质量块推冲器的应用研究也将成为国内外在弹道修正用推冲器研究领域的一个重要内容。

关键词: 军事化学与烟火技术; 推冲器; 结构; 输出性能; 常规兵器; 弹道修正

中图分类号: TJ45

文献标识码: A

1 引言

推冲器也称脉冲推力器 (impulse thruster)^[1], 有时又称脉冲控制发动机 (impulsive control motor, 简称 ICM)^[2] 或姿态控制发动机 (attitude control motor, 简称 ACM)^[3], 它是 20 世纪 60 年代后发展起来的一种主要用于导弹 (主要是高速动能弹^[2-5])、火箭弹^[6-8] 和炮弹^[8-9] 等常规兵器飞行弹道修正的控制执行机构。它具有比气动舵等其它执行机构无法比拟的快速响应^[10-11] 特性, 此外, 它还具有结构简单、质量轻、成本低廉等优点, 在常规兵器的简易制导化领域具有广阔的应用前景。

目前, 世界上包括美国、俄罗斯、瑞典、意大利、日本、英国、德国、法国等许多国家都已将推冲器应用在不同种类常规兵器上。国内在 20 世纪 80 年代末期才开始推冲器的应用基础研究^[12], 但在此后很长一段时间内, 研究的热点还主要集中在相关弹道修正原理以及脉冲修正弹道特性的理论和仿真分析等方面^[13-14], 对推冲器的结构和性能等方面的研究较少。近年来, 由于对提高常规武器命中目标精度、研制低成本弹道修正弹药的强烈需求, 推冲器的应用研究才逐渐成了一大热点。本文主要简要介绍相关文献报道的国外 (主要是美国) 和国内几种典型推冲器的结构、性能及应用情况, 以供该领域相关研究参考。

2 推冲器国内外研究概况

2.1 国外几种推冲器典型结构

根据产生推力的工质不同, 可将推冲器主要分为燃气喷流推冲器和喷射质量块推冲器两类。前者一般直接利用主装药燃气的高速横向喷流形成的反作用力, 实现对弹体的飞行轨道修正, 而后者通过喷射质量块以获得修正弹道所需的反作用动量。

2.1.1 燃气喷流推冲器

早在 20 世纪 60 年代初, 美国的 Frankford 兵工厂和弹道研究所^[15] 就对燃气脉冲推冲器开展了应用研究, 其目的是将一个推冲器安装在 POLAT 反坦克导弹的质心位置, 利用它产生的侧向脉冲推力以直接力的形式使弹体的飞行轨道发生横向偏移, 最终实现末端弹道修正, 提高命中精度。他们提出了两种不同的推冲器结构方案: 一种是推冲器的喷管与燃烧室同轴, 另一种是燃烧室轴线与喷管的轴线相垂直。在原理样机设计中, 他们采用了后一个方案。样机的尺寸较大, 其燃烧室体积达 147 mL, 喷喉直径约 20 mm, 主装药为某单孔粒状推进剂, 药量为 57 g 左右, 以某起爆管 (detonator) 作为点火装置; 将样机安装在 120 mm XM419 试验弹 (转速 20 rps) 上进行了相关试验, 试验表明, 该推冲器能输出约 100 N·s 的冲量, 作用时间约 3 ms, 推力上升时间 (从产生推力开始到推力峰值的时间) 为 1.5 ms。

1981 年, 美国的 Vought 公司^[2] 结合某 50.8 mm 口径的超高速灵活截击动能弹 (QUICKSHOT) (转速 50 rps) 对快响应制导控制执行机构的需求背景, 研制了一种单次脉冲作用时间短、推力较小的单点多脉冲

收稿日期: 2007-11-20; 修回日期: 2008-03-25

基金项目: 总装备部预研项目 (51305080302)

作者简介: 杨庆 (1982-), 男, 博士研究生, 从事弹道修正用动力源火工技术的研究。e-mail: y1128q@yahoo.com.cn

式推冲器,其结构示意图如图 1a 所示。它主要由底座、燃烧室(体积约 11.5 cm^3)、喷管(喉径约为 7 mm)和点火具(见图 1b)等组成。每个底座上安装有 7 个点火具,共用一个燃烧室和一个喷管,各点火具由逻辑控制指令顺序点火,产生的燃气先进入燃烧室然后喷出喷管,最终形成脉冲推力。每个点火具所装的点火药量为 100 mg ,配方为 $\text{B/CaCrO}_4/\text{Ti/KClO}_4$ (简称 BCTK)四种组分,主装药为 210 mg 的高氯酸铵和四甲基胺高氯酸盐混合物,采用粒状药自由装填。为确保密封性和安全性,在点火具的输出端焊接了一块 0.13 mm 厚的钢制圆板,并在点火引线输入端进行了灌装密封。点火具采用桥丝式(Bridgewire)电发火,全发火电流为 3.5 A ,能满足 $1\text{A}/1\text{W}$ 不发火的安全要求。单个点火具的输出性能是:点火延迟时间(从电流通入开始到 1% 燃烧室峰值压力的时间) 0.84 ms ,作用时间(燃烧室压力-时间曲线上压力上升段 1% 峰值压力到压力下降段 0.28 MPa 之间的时间)约为 2.11 ms ,输出冲量约为 $0.54\text{ N}\cdot\text{s}$ 。利用它进行弹道修正时,弹体在在每旋转一周内将获得两次控制脉冲,产生的脉冲推力主要以力矩的形式施加在弹体上,通过改变弹体的姿态最终实现变轨,这种作用方式可以较好地满足对机动性或制导精度要求较高的如高速动能拦截弹、超高速火箭等弹体的应用需求。

1988 年,美国的 Sandia 国家实验室^[16]设计了一种图 2 所示的推冲器。与图 1a 所示的单元多脉冲式推冲器不同的是,以它作为弹道修正执行机构时,需要在弹上安装多个推冲器,以形成图 3 所示的中心辐射式推冲器阵列,然后通过数字逻辑发火装置控制各推冲器的程序点火。由于各推冲器的作用过程相互独立,使得弹体在每旋转一周过程中可获得 N 次(为安装的推冲器个数)脉冲推力,从而可以大大提高对被修正弹体的控制效率。在点火元件设计中,它首次采用了半导体桥(semiconductor)作为发火元件,使推冲器不仅能满足 $1\text{A}/1\text{W}$ 5 min 不发火的安全要求,还能通过静电发火测试(ESD),并大大降低推冲器点火所需的能量(仅需 3.5 mJ),缩短推冲器的点火延迟时间(约 0.5 ms ,为从施加发火信号到燃烧室内开始产生压力的时间)。该推冲器所用的点火药为 BCTK 混合物,药量 96 mg ,主装药采用一种高燃速的 AP/HTPB 复合推进剂,燃烧方式为内燃增面燃烧,作用时它能输出 $8.5\text{ N}\cdot\text{s}$ 的推力冲量,冲量中轴线时间(燃烧室压力~时间曲线与时间坐标轴所围面积的重心所对应的的时间)为 9.5 ms 左右。

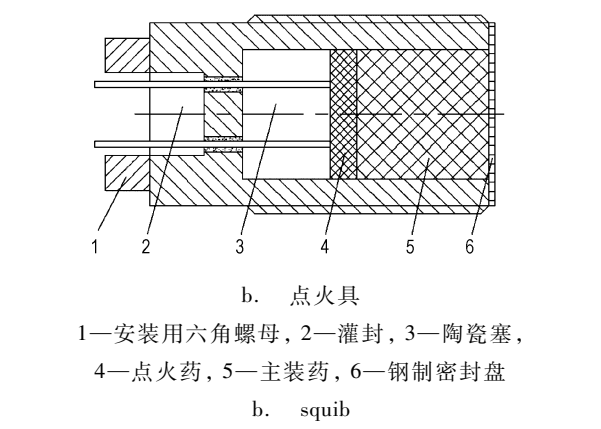
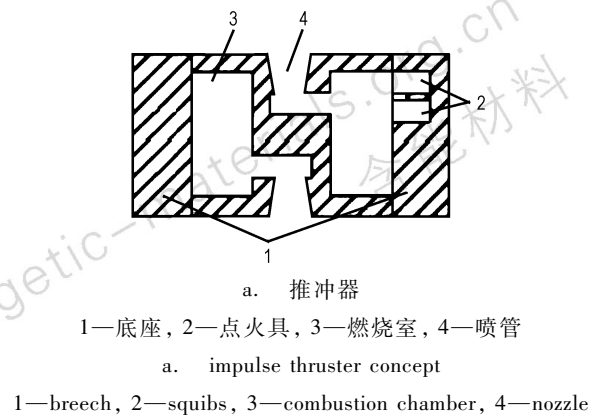


图 1 美国某超高速灵活拦截弹(Quickshot)上用的推冲器及其所用点火具的结构简图
Fig. 1 An impulse thruster concept and its squib for a hypervelocity Agile Interceptor/Quickshot (USA)

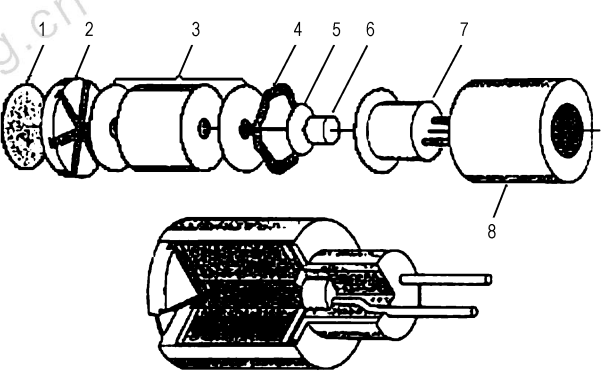


图 2 美国用于某常规导弹的推冲器结构简图
1—密封片, 2—挡药板, 3—推进剂, 4—波形弹性垫圈, 5—密封片, 6—点火药, 7—电极塞, 8—外壳
Fig. 2 Structural diagram of an impulse thruster used on a missile (USA)
1—closure disk, 2—grain trap, 3—grain assembly, 4—wave washer, 5—closure disk, 6—ignition charge, 7—header, 8—housing

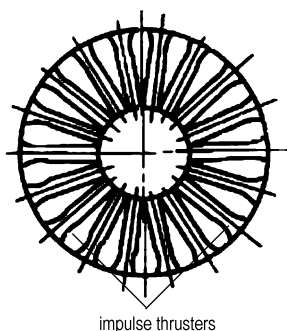


图 3 中心辐射式推冲器阵列

Fig. 3 Array of thrusters

1996年,为改善某70 mm超高速火箭(HVR)(转速50 rps)的弹道精度,日本的NISSAN公司航天分部^[1]研制了一系列输出冲量在0.4~40 N·s之间的推冲器,图4是输出冲量为0.4 N·s的推冲器的结构简图。它的最大外径为12.3 mm,重量9.2 g。它能满足1A/1W不发火安全要求,发火电流为7 A,作用时点火延迟时间为0.6 ms(从电流通入开始到产生燃烧室压力的时间)。它采用粒状发射药作为输出装药,以增大燃面,提高燃速,装药的燃烧时间为0.6 ms。研究表明,利用它对超高速火箭进行弹道修正时,可使弹道精度提高10倍。

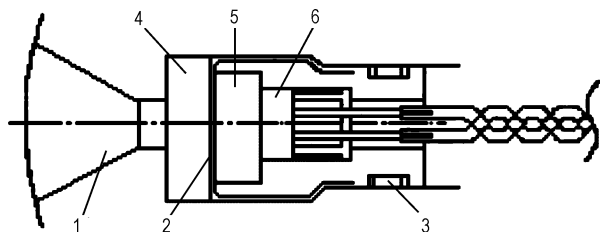


图 4 日本超高速火箭(HVR)上用的推冲器结构简图

1—喷管, 2—密封膜片, 3—O形密封圈,
4—燃烧室, 5—主装药, 6—点火药

Fig. 4 Structural diagram of an impulse thruster used on a Hyper Velocity Rocket (HVR) (Japan)

1—nozzle, 2—rupture disk, 3—O type ring,

4—combustion chamber, 5—propellant, 6—initiation charge

1997年,在美国专利^[17]中报道了一种作用时间长、输出冲量大的推冲器结构,其在弹上安装的剖面图见图5。该推冲器有六个燃烧室,每个燃烧室连接一个喷管,为充分利用弹上的安装空间,将燃烧室的外形设计成锥形,燃烧室之间用隔板隔开,使其作用过程相互独立。每个燃烧室内装填有相同质量的以高氯酸铵为氧化剂的极细颗粒状固体推进剂,推冲器总装药量

为940 g,输出总冲为2250 N·s,可使45 kg重的弹体获得 $50 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的横向速度。由于它装药量和输出冲量大、作用时间长(超过20 ms),因此它一般被安装在被修正弹体的质心部位,并且在执行修正指令前必须降低弹体的旋转速度(例如,降至每秒数转)。

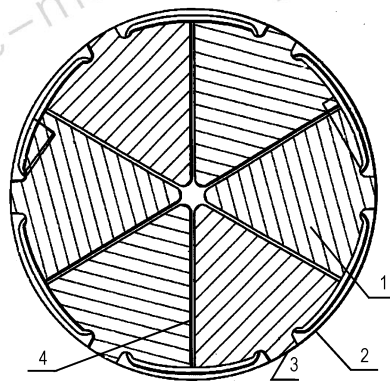


图 5 某推冲器在弹上安装的剖面图

1—燃烧室, 2—弹体外径, 3—喷管, 4—隔板

Fig. 5 A cross sectional view of a radial impulse motor

1—combustion chamber, 2—outer dimension of projectile,

3—nozzle, 4—barrier

2.1.2 质量块喷射推冲器

1968年,比利时学者认为,利用燃气喷流产生的推力来修正弹道时存在如下缺点^[18]:一是喷出的气流质量远小于弹体质量,使产生的修正推力相对较小(除非采用大装药量,但会延长推冲器作用时间);二是由于修正推力较小,一般将燃气喷流推冲器安装在质心前部并靠近弹体头部的位置,修正时先使弹体产生一定的倾角以改变飞行姿态,然后利用气动特性使弹体进入一个新的飞行弹道,因此完成这个过程所需时间相对较长,且获得所需倾角的精度也不能足够保证;此外,当弹体进入新的飞行轨道后,还必须在弹体上施加一个新的作用力,使弹体回到原来的飞行姿态,这一过程使操作复杂化。因此,他设想并提出一种作用迅速、结构简单的推冲器设计方案。这种推冲器主要由装药和质量体(auxiliary projectile)两部分组成,通常将其直接安装在弹体质心位置,执行修正指令时,以装药作为驱动源,将质量体快速抛出,产生一个通过弹体质心并垂直于弹体纵轴的修正推力。但是,此后的近三十年时间,几乎没有见到有关这类推冲器的研究和应用报道。直到2004年,Linick^[8]在美国专利中较详细地论述了一种可用于炮弹、导弹和火箭弹等弹道修正的喷射质量块推冲器的原理和结构。它的部分结构剖面图和在外轮廓图分别见图6和图7。该专利指出,推冲器上的金

属块可采用贫铀或钨等比重不低于5.0的重金属材料制成,为降低成本,将金属块加工为圆柱形;推进剂选用具有爆燃性或爆轰性的材料,以在瞬间产生比普通推进剂高数倍的单位体积能量,将金属块以每秒数百米的速度快速喷射出去,使弹体在很短的时间内获得较高的横向过载,最终实现对弹道的修正。显然,与利用喷射高速气流产生推力的燃气喷流推冲器相比,这种推冲器在确保输出很大冲量的前提下,还具有体积小、作用时间短和响应速度快的优点,因此可将它用于具有高转速(每秒上百转)的弹体的弹道修正。但是,由于它所采用的爆炸性材料瞬间释放的能量很高,其瞬间产生的脉冲不易控制,因此必须考虑推冲器的结构安全性问题。此外,对该类推冲器的深入研究还将牵涉到爆炸驱动^[19]等高压物理学科领域。这些因素可能是导致喷射质量块推冲器目前没有得到广泛开展应用研究的原因之一。

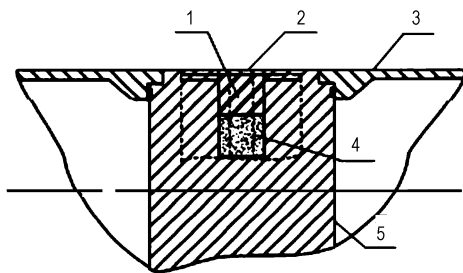


图6 某喷射质量块推冲器的部分结构剖面图
1—金属块, 2—密封盖, 3—弹体外壳,
4—推进剂, 5—推冲器组合体

Fig. 6 Part of a cross sectional view of a thruster
1—slug, 2—conformal cap, 3—munition housing,
4—propellant, 5—impulse motor assembly body

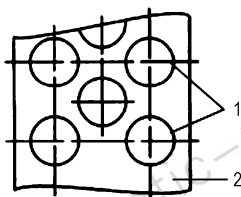


图7 喷射质量块推冲器在弹上安装的外轮廓图
1—推冲器, 2—弹体外壳

Fig. 7 The exterior surface of the thruster assembly
1—impulse motors, 2—munition housing

2.2 国内几种典型结构

1989年~1992年,结合国内某远程火箭简易制导的应用背景,张平、王海丰^[12,20]等人参考“T”形微型火箭发动机结构^[21-22]设计了一种图8所示的推冲器结构。它是一种双燃烧室发动机式结构,点火装置位于

推冲器的一端,喷管位于推冲器的中部,喷管轴线与燃烧室轴线垂直。它具有较大的长径比(接近或超过10:1),有利于在弹上安装尽可能多的推冲器,形成图9所示的圆周集束式推冲器阵列。为缩短推冲器的作用时间,它选用了某种高燃速的HR-1推进剂或复合双基推进剂(10 MPa下的燃速为 $60 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$)作为输出装药,并采用多根管状药自由装填的装药结构以尽可能地增大燃面。内弹道试验研究表明,该推冲器的作用时间(压力-时间曲线上初始压力到压力下降段5%峰压之间的时间间隔)为10~20 ms,输出冲量为 $60 \text{ N} \cdot \text{s}$ 左右。

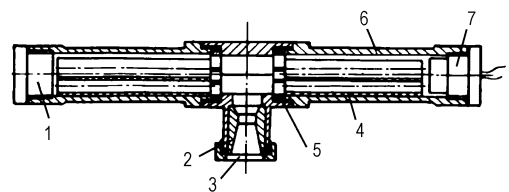


图8 用于某远程火箭的推冲器结构简图
1—端塞, 2—喷管, 3—喷管堵盖, 4—多根管形装药,
5—挡药板, 6—燃烧室壳体, 7—点火装置

Fig. 8 A impulse thruster for a long-range rocket
1—end plug, 2—nozzle, 3—closure, 4—tubular grains,
5—diaphragm, 6—chamber case, 7—ignitor

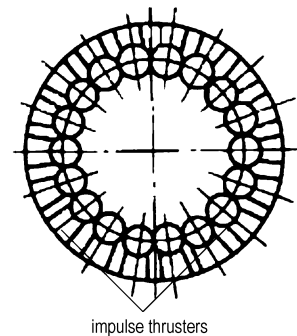


图9 推冲器在弹上圆周集束式布置示意图

Fig. 9 A cross sectional view of a kind of array of thrusters

由于上述“T”形推冲器具有较大的轴向长度,由其组成的推冲器阵列将占用较大的空间,并且作用时间较长,限制了它在某些射程短、转速快、要求机动性高的弹体上的应用。1992~2006年,张平、周海清、李世鹏等人^[23-27]又进行了新的探索,在借鉴国外经验^[5]的基础上,研制了一种可用于某型高速动能拦截弹的推冲器(见图10),并设计了能安装180个推冲器的姿轨控舱体(见图11),舱体上推冲器分10圈交错布置。推冲器的总长度约为46 mm,最大外径为13 mm。为减轻推冲器的质量并确保结构强度,它采

用了以超硬铝材料为内衬、碳纤维加环氧树脂缠绕层为外层的复合燃烧室壳体结构以及以石墨为喉衬超硬铝材料为支撑结构的复合喷管；为缩短点火延迟时间，推冲器的点火装置采用半导体桥作为发火元件，并选用点火能力较强的镁/聚四氟乙烯作为点火药；为尽可能缩短推冲器的作用时间，它采用内燃贴壁浇铸式的少烟高燃速的丁羟复合推进剂（在 10 MPa 下的燃速为 $80 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$ ）作为主装药。研究表明，该推冲器的点火延迟时间（点火信号触发到点火装置发火的时间间隔）小于 0.5 ms，作用时间（推力-时间曲线上推力上升段 30% 最大推力到下降段 30% 最大推力之间的时间间隔）为 9 ~ 12 ms，冲量为 3.5 ~ 6.0 N · s。

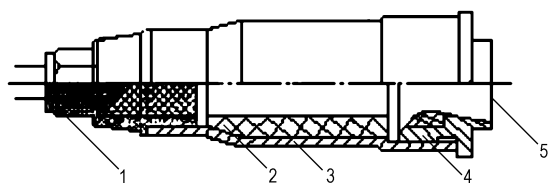


图 10 用于某型高速动能拦截弹的推冲器结构简图

1—点火装置，2—主装药，

3—燃烧室壳体，4—喷管，5—喷管堵盖

Fig. 10 Structural diagram of an impulse thruster for a missile

1—ignitor, 2—main charge, 3—chamber case, 4—nozzle, 5—closure

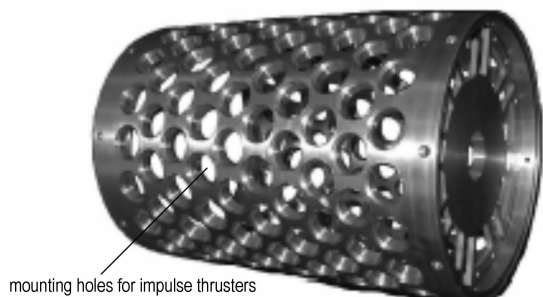


图 11 安装 180 个推冲器的姿轨控舱体

Fig. 11 Attitude and trajectory control compartment

for mounting 180 impulse thrusters

此外，1995 年，范存杰等人^[28]研制了一种“L”形的推冲器结构。与图 8 所示“T”形结构不同的是，在“L”形推冲器结构中，喷管位于推冲器的一端。2006 年，陈玉华、叶经方等人^[29]也对某种小比冲、大推力输出的小型推冲器进行了初步研究，它采用半导体桥点火装置，主装药为粉末状的固体推进剂，输出冲量为 0.037 N · s，作用时间约 0.5 ms，最大推力 554 N。

3 发展方向

国外对弹道修正用推冲器的应用研究已走过了近

半个世纪，并获得广泛应用。随着未来武器弹药向低成本、高精度的方向发展，推冲器将具有更为广阔的应用空间，因此，迫切需要研制一系列能输出不同大小冲量（小于 1 N · s 到数十甚至上百 N · s）、满足不同应用背景需要的推冲器。对推冲器的研究提出如下几点展望：

(1) 采用半导体或性能介于金属桥丝与半导体之间但价格比半导体低廉的金属薄膜桥^[30]作为发火元件，采用点火能力好但静电感度低的药剂作为点火药，除了能实现推冲器阵列的逻辑控制多点点火，还能使推冲器具有更低的发火能量、更短的点火作用时间、更高的不发火安全性能（1A/1W 5 min 不发火）以及较高的抗静电和射频等环境干扰能力。

(2) 采用具有高比冲、高燃速的装药配方和装药结构，例如，研究常规固体火箭发动机用推进剂的新装药工艺，通过尽可能地增大燃面来提高表观燃速，或者采用原料来源广泛、易于自由装压药的火工药剂作为主装药，以满足对小冲量输出（小于 1 N · s）且要求高比冲（200 ~ 300 s）的燃气喷流推冲器的研制需求。

(3) 鉴于喷射质量块推冲器在输出特性方面具有比燃气喷流推冲器明显的优点，开展一些相关的应用基础性问题研究，例如，瞬间爆燃或爆炸作用下的结构安全性设计、爆燃或爆炸性材料的选择或配方设计、爆炸驱动加速理论等，将是今后在喷射质量块推冲器研究领域的一项重要内容，它将在要求推冲器输出冲量大（数十甚至上百牛·秒），但体积小、作用迅速的脉冲修正弹道技术领域具有良好的应用前景。

参考文献：

- [1] Tsutomu Yamanaka, Hideki Tanaka. Effects of impulse thruster on exterior ballistic accuracy improvement for a hyper velocity rocket [C] // 16th International Symposium on Ballistics. Sanfrancisco, 1996.
- [2] Magness R W. Impulsive control for hypervelocity missile [R]. ADA 103844, 1981.
- [3] Chan S C, Roger R P, Edwards G L, et al. Integrated jet interaction CFD prediction and comparison to force and moment measurements for a thruster attitude controlled supersonic missile [R]. AIAA93-3522.
- [4] Evans R N. Development of composite motor technology for the advanced kinetic energy missile [C] // 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992.
- [5] Herman R, Butler J. Subsystems for the extended range interceptor (ERINT-1) missile [R]. AIAA-92-2750.
- [6] Thanat J, Mark Costello. Dispersion reduction of a direct-fire rocket using lateral pulse jets [R]. ARL-CR-465, 2001.
- [7] Trosky B. Artillery rocket: USP 006685134 B2 [P], 2004.
- [8] Linick J M. Impulse motor and apparatus to improve trajectory correctable munitions including cannon launched munitions, glide bombs, missiles, rockets and the like: USP 006722609 B2 [P], 2004.

- [9] Linich J M. Apparatus and method for remote guidance of cannon-launched projectiles; USP 005131602A[P],1992.
- [10] Fournier Y E. Free-flight test of a lateral jet controlled projectile [C] //18th International Symposium on Ballistics San Antonio,Tx. 15 - 19,1999.
- [11] Jitraphai T, Burchett B, Costello M. A comparison of different guidance schemes for a direct fire rocket with pulse jet control mechanism[R]. AIAA2001-4326.
- [12] 王海丰. 固体脉冲推力器工作过程研究[D]. 北京: 北京理工大学,1991.
- [13] 宋锦武, 祁载康, 夏群力, 等. 简易制导脉冲控制力修正技术研究[J]. 北京理工大学学报,2004(5): 383 - 386.
SONG Jin-wu, QI Zai-kang, XIA Qun-li, et al. A study of the correction technique of impulse control force for simple guided projectiles [J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*,2004(5): 383 - 386.
- [14] 曹小兵, 王中原, 史金光, 等. 火箭脉冲矢量控制弹道特性分析[J]. 弹箭与制导学报,2005,25(3): 67 - 69.
CAO Xiao-bing, WANG Zhong-yuan, SHI Jin-guang, et al. The analysis of the ballistic trajectory characteristics of a short-range rocket projectile under impulse control [J]. *Journal of Missile Rocket and Guidance*,2005,25(3): 67 - 69.
- [15] Donnard R E, Fenton S J, Stolar A P. Antitank weapon system application of impulsive control and semiactive homing[R]. AD-613185.
- [16] Bicke R W, Bonas A G, Headley P S. Semiconductor bridge (SCB) igniter studies: II: Comparison of SCB and hot-wire direct propulsion thrusters[R]. DE88008803.
- [17] Linick J M. Method and apparatus for radial thrust trajectory correction of a ballistic projectile: USP 005647558A[P],1997.
- [18] Fredetic Edouard Antoine Van Vyve. Device for correcting the trajectory of projectiles and the so-equipped projectiles [P]. USP 3398916,1968.
- [19] 张宝钺, 张庆明, 黄风雷. 爆轰物理学[M]. 北京: 兵器工业出版社,2001.
- [20] Zhang P, Zhou S G, Fang J M, et al. Experimental diagnoses of interior ballistic anomalies for an impulsive T-thruster[R]. AIAA 92-3051.
- [21] Caveny L H, Summerfield M. Micro-rocket impulsive thrusters[R]. AD-735381,1971.
- [22] Cockrell B L. Maneuver motor array task completion report [R]. AD917373,1974.
- [23] 周海清. 辐射式固体脉冲发动机内弹道性能研究[D]. 北京: 北京理工大学,1995.
- [24] 周海清. 脉冲推力器点火过程数值模拟及尾焰检测技术研究[D]. 北京: 北京理工大学,2005.
- [25] LI Shi-peng, ZHANG Ping. Experimental investigation on basic prototype of solid-propellant impulsive microthrusters[J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*,2000(3): 347 - 352.
- [26] 李世鹏. 短脉冲推力器的试验研究和理论分析[D]. 北京: 北京理工大学,2001.
- [27] 相升海. 脉冲发动机和轨姿控舱体的强度分析与优化设计研究[D]. 北京: 北京理工大学,2006.
- [28] 范存杰, 牛嵩高. 微型固体火箭发动机推力测量[J]. 固体火箭技术,1995,18(3): 35 - 37.
FAN Cun-jie, NIU Song-gao. Trust measurement of micro-solid rocket motors[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*,1995,18(3): 35 - 37.
- [29] 陈玉华. 小型化学能推进器的研究[D]. 南京: 南京理工大学,2006.
- [30] 阿苏娜. 薄膜换能点火(起爆)器件研究[D]. 北京: 北京理工大学,2008.

Review on Impulse Thruster Used for Trajectory Correction of Conventional Munitions in Domestic and Abroad

YANG Qing¹, WANG Pei-lan¹, JIN Jian-feng²

(1. State Key Laboratory of Explosion Science and Technology of Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Huayin Ordnance Test Centre of China, Huayin 714200, China)

Abstract: In many foreign countries, the impulse thruster (mainly combustion-gas jet type) has been widely used in some conventional munitions for trajectory correction including conventional missiles, glide bombs, cannon launched munitions and rockets and the like. In recent years, it has also been a great interest in researching the impulse thruster used for improving the ballistic accuracy of some projectiles in our country. The studies on the structures, performances and applications of some typical impulse thrusters developed by some foreign countries were simply summarized. Besides, the up-to-date progresses in this research field in our country were also introduced. In addition, some opinions on the future impulse thruster were put forward: firstly, to use semiconductor or metal-film bridge as the element for igniting, and compositions mainly used in initiators or pyrotechnics as output charge, or to use conventional propellants as output charge by improving the charging technology, may be one of the trends for future combustion-gas jet type impulse thruster; secondly, carrying out some basic researches on slug-shot type impulse thruster will be an important part in the research field of thruster in domestic and abroad in the near future.

Key words: military chemistry and pyrotechnic technology; impulse thruster; structure; output performance; conventional weapon; trajectory correction