

轻型动能拦截器固体控制发动机方案分析*

李世鹏 张 平

(北京理工大学机电工程学院, 北京, 100081)

摘 要: 对国外轻型动能杀伤飞行器(KKV)采用固体燃气发生器作动力的控制发动机方案进行了分析, 比较了变流率燃气发生器、装药设计和脉宽调制变推力执行机构方案等, 提出了适合国内技术条件的可行方案, 并讨论了有关技术问题。

主题词: 动能武器, 燃气发生器, 姿控火箭发动机, 方案论证

分类号: V439.7

ANALYSIS OF SOLID PROPELLANT CONTROL THRUSTER SCHEMES FOR SMALL KKV

Li Shipeng Zhang Ping

(School of Electro-Mechanical Engineering, Beijing Inst. of Technology, Beijing, 100081)

Abstract: The schemes of kinetic kill vehicles (KKV) that use solid propellant gas generator as power provider are reviewed. The solid propellant gas generator with variable flow rate, the grain design and the thrusters with variable thrust by PWM technique are discussed, and a feasible practical scheme suitable for domestic study is presented.

Subject terms: Kinetic energy weapon, Gas generator, Attitude control rocket engine, Proposal research

1 引 言

动能拦截器是自带动力、自主寻的并依靠自身动能用碰撞方式来杀伤和摧毁目标的拦截弹弹头, 也称为动能飞行器(KV)或动能杀伤飞行器(KKV)。由于其具有极高的末速度, 因此它只需要很小的质量就可以具有足够的能量来摧毁目标。虽然美国早在 50 年代就提出了使用动能武器的方案, 但直到 80 年代初“战略防御倡议”(SDI)的提出和相关技术逐渐成熟, 动能杀伤技术才受到重视并得到迅速发展。KKV 的质量轻、体积小, 其中动力系统的质量占有很大的比例, 故提高发动机的推重比以减小 KKV 的总体积和总质量是非常必要的。

国外实现三轴稳定的 KKV 变轨和姿态控制系统(DACS)通常由两组发动机组成: 一组安装在尾部用于进行姿态控制, 使得 KKV 能够稳定地瞄准目标; 另一组安装在其质心平面内, 为其提供较高的横向加速度, 使具有横向快速机动飞行能力。美国目前已经试验了多种不同形式的 KKV 样机, 大部分以液体燃料或者压缩气体作为动力, 容易实现推力调节。但也带来结构复杂, 不易储存、难于维护 and 安全性差等缺点, 不宜用于军事目的以及飞机、军舰等载体。近几年美海军根据舰上装备需要, 提出了以固体推进剂作为动力的 KKV 方案设想,

* 收稿日期: 1998-04-23, 修回日期: 1998-09-02

并且进行了试验研究^[1~4]。

2 国外几种固体控制发动机方案

早期的三轴稳定固体 KKV 方案是由美国空军和波音公司联合研制的。燃气发生器产生的燃气分别提供给位于 KKV 质心处的四个轨控喷管和尾部的六个姿控喷管以产生控制力(见图 1)。后来为对付多目标,要求一次发射多枚轻小型 KKV^[5],从而选择了双药柱燃气发生器方案。低速小燃面药柱为姿控系统提供较长时间的较小推力,高速大燃面药柱为轨控推力器提供短时大推力。两组推力器由一根耐高温的碳-碳复合材料导管连接,作为燃气通道。双药柱方案既可弥补上升时间过长,又可获得最佳能量管理,减轻呆质量,提高总冲和平均推力,从而获得更大推重比。其中每个轻小型固体 KKV 系统总质量仅为 2.5 kg,推进剂质量 212 g,捕获距离 10 km,姿控系统捕获目标工作时间为 10 s,末段接敌所需变轨工作时间(推进剂燃烧时间)为 4 s,每个轨控推力器的最大推力为 61 N。

美国 Aerojet 公司和法国 SEP 公司联合研制了一种固体控制发动机方案^[1],也是采用四个轨控喷管和六个姿控喷管的形式(见图 2a)。其中轨控采用二级双向活塞阀体,使得变轨系统总是处于开或关的状态,简化了燃气发生器的设计,提高了系统的响应快速性。但对控制活塞体的零位和消除由于俯仰偏航通道不在同一个平面内而产生的“抖动”问题,尚无有效措施。改进后的变轨系统是一个十字形布局的四推力器组件,每个推力器组件由镶嵌于碳-碳复合材料推力器壳体内部的自由浮动阀体控制,解决了抖动问题。姿控系统组件直接用电磁驱动针阀控制,简化了结构(见图 2b)。

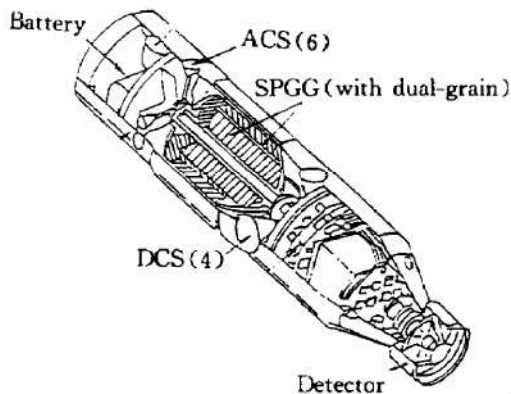


Fig. 1 The earlier scheme of KKV

3 相关技术实现与可能性分析

3.1 变燃气流率方案分析

根据指数型燃速公式和质量守恒公式可得:

$$\frac{\dot{m}_{e,h}}{\dot{m}_{e,l}} = \left(\frac{p_{c,h}}{p_{c,l}} \right)^n = \left(\frac{c^* \rho_p a k_{N,h}}{c^* \rho_p a k_{N,l}} \right)^{\frac{n}{1-n}} = \left(\frac{k_{N,h}}{k_{N,l}} \right)^{\frac{n}{1-n}} = \left(\frac{A_{t,h}/A_{b,h}}{A_{t,l}/A_{b,l}} \right)^{\frac{1-n}{n}}$$

式中 r 为燃速, a 为燃速系数, n 为燃速压力指数, p_c 为燃烧室压力, c^* 为特征速度, m_e 为燃气排出流率, m_g 为燃气生成速率, A_b 为推进剂燃面面积, A_t 为喷喉面积, ρ_p 为推进剂密度。下标 h 和 l 分别为高压时和低压时状况。

可以看出,在采用同一种固体推进剂时,燃气发生器的质量流率变化只取决于燃气发生器内部压力变化。因此可以通过调节喷喉大小来调节燃气质量流率。如果采用变质量流率的燃气发生器,在 KKV 飞行的过程中根据控制需求随时变化燃气流率,则可以节省大量无用的推进剂,从而提高了平均比冲,改善了 KKV 的机动性能。但是,喷喉面积的变化以及喷喉活动部件的正常工作给结构设计带来了很大困难,其工作可靠性和稳定性是一个尚待解决的关

键技术问题。

3.2 装药设计方案分析

在 KKV 中, 姿控系统要先于变轨系统进行工作, 而且其推力较变轨系统小得多。此时若采用单药柱的设计方案, 需要有很大的燃面增面比才能达到设计要求, 如果需要进行多次开关机, 则药柱的包覆设计又很复杂。若采用双药柱或多脉冲方案可以实现最佳的能量管理, 使燃气发生器结构紧凑, 有较高的总冲、平均推力及较大的推重比。此方案使低燃速、小燃面的药柱供初始阶段的姿控系统工作使用, 在变轨系统开始工作之后, 由低燃速小燃面和高燃速大燃面的药柱同时提供轨控和姿控控制力。这样, 即使姿控系统关机, 由于流向它的燃气相对较少, 对整个燃气发生器的工作压力影响不大, 完全可以实现自我调节及姿控系统的脉冲工作方式。但变轨系统多脉冲工作又会因多次点火而使结构复杂和可靠性降低。

3.3 脉宽调制变推力方案分析

变推力的实现除通过改变燃气的质量流量外, 还可以通过改变燃气在两个相反方向喷射的切换来达到, 这种反向切换又有极限开关式和脉宽调制 (PWM) 式两种。极限开关切换方式控制简单, 但是存在着响应的滞后, 只有在给定控制力大于某一个具体数值之后, 阀门才会开或关。图 3 便是这种推力控制方式的一例^[6], 利用电磁驱动力来摆动推力器的舵片, 使石墨球在球座内往复移动, 实现两侧喷喉互为开关、两侧推力互为无的效果。这种结构会造成控制过程不稳定和不精确, 若开关过程不完全同步, 会使得燃气发生器内的压力波动过大。如果采用负压力指数的推进剂, 则情况会有所改善。

脉宽调制方式原理如图 4 所示, 它是指在每一个脉动周期内, 通过改变活门在开或关位置上停留的时间, 来改变流经活门的气体流量, 从而改变总的推力。调制量 $M\%$ 可表示为: $M = (t_1 - t_2) / (t_1 + t_2)$, 式中的 t_1 和 t_2 分别表示一个 T 周期内甲活门开 (乙活门关) 和甲活门关 (乙活门开) 的时间。通过改变 t_1 和 t_2 即可达到调制量从 $0\% \sim 100\%$ 的调制效果。

脉宽调制控制技术结构简单, 易于实现, 技术比较成熟, 俄罗斯已经将其成功地应用于远程火箭的角度稳定系统控制中。但是当调制量为零时, 正反向的控制作用相互抵消, 控制效率明显比变流率系统低。而且系统响应有一定的滞后, 其开关的频率必须远大于 KKV 本身的固有频率, 否则不但起不到调制效果, 甚至会发生灾难性后果。

三轴稳定实现变推力的执行机构可采用阀门/喷嘴方案和射流阀方案。前者需要有活动的阀门来实现调节。这种方案其结构重量轻, 阀体结构紧凑, 比冲损失小。但活动阀体的烧蚀、

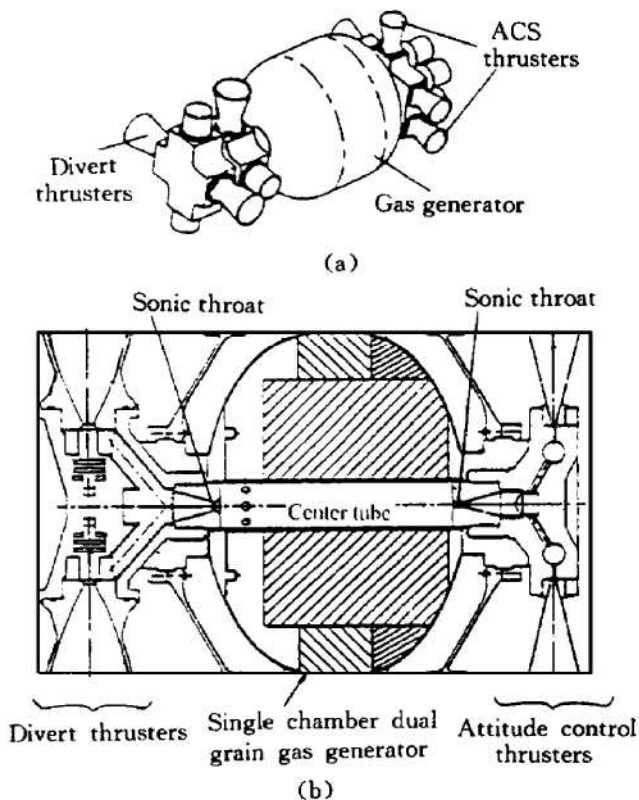


Fig. 2 The DACS scheme developed by Aerojet & SEP (a) and the improved one (b)

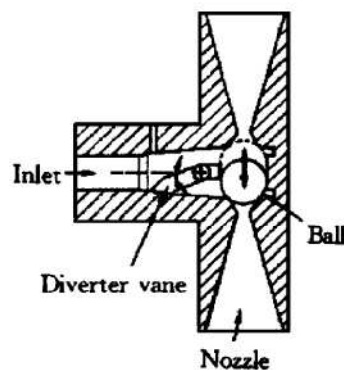


Fig. 3 A valve design concept

快速响应、动作灵活和保证密封是实现这一方案的难点。后者以流体经一定几何形状的流道所产生的流体效应为其基本工作原理。它没有活动部件,具有可靠性高,使用寿命长,制造简单,成本低和适应性强等优点。但是射流元件重量和体积过大,难以适应轻小型 KKV 的要求。

3.4 其它相关技术分析

燃气发生器工作过程中,燃气导管,发生器壳体材料和阀体等要经受高温高压燃气的严峻考验。美国^[7]曾经先后试验过采用铍复合材料、碳-碳复合材料以及碳-碳-硬质合金复合材料的阀门和燃气通道,在抵抗燃气侵蚀等方面取得了较好效果。但是这些材料的耐侵蚀能力还与推进剂组分有很大关系。阀体材料性能和推进剂组分严重影响燃气发生器的工作可靠性。因此新型耐烧蚀材料的研制工作需进一步加强。

控制燃气发生器的质量流率是一种较为理想的控制方式,而采用负压力指数推进剂,又是实现变流率控制的一种较好方案。国外固体推进剂压力指数 n 可在 -2.5 以下且试验结果良好^[8,9],但国内尚未见有性能稳定的制式产品问世。

为了减少试制风险,设计中应尽量采用已验证过的硬件和技术。研制过程中应进行一系列验证试验,如结构评价试验、气动承载试验、燃气发生器内弹道性能试验、发生器与推进剂的相容性试验、推力器与燃气发生器联合性能试验、安全性能试验和全尺寸飞行试验等。

4 结 论

根据分析:三轴稳定轻型动能拦截器(KKV)采用4个变轨推力器和6个姿控推力器的变轨和姿态控制系统(DACS)的方案是可行的。燃气发生器采用双药柱结构,变轨推力器采用脉宽调制式控制方式,姿控推力器采用电磁驱动控制方式,在国内技术条件下也是可以实现的,其中有成熟的技术可以借鉴,也有未经验证的技术需要理论分析和试验验证。同时对新型材料和新型推进剂、流量控制技术及其它加工和试验验证技术也需要进一步加以研究。

参 考 文 献

- 1 Webber T, Flint K. Ground testing kinetic energy projectile for the lightweight exo-atmospheric projectile program. AIAA 92-0200
- 2 Coon J, Yashahara W. Solid propulsion approaches for terminal steering. AIAA 93-2641
- 3 Olsen B R. Architecting a missile system for navy theater ballistic missile defence. Naval Engineering Journal. 1997 (5)
- 4 SDI Think Small. Mini-pro needed for ground and space base kill vehicle. AIAA 91-1392
- 5 Peglow S G. MEDUSA. A concept for countering multiple targets from theater ballistic missiles. Final Report, UCRL-ID-11820
- 6 Morrow D, McA Uister P V, Evans R M. High-performance graphite thruster valve system using a 4500° solid propellant gas generator. AIAA 73-1234
- 7 Byrd J L. Development of a fulidic missile control valve. AD7875-50
- 8 Cohen J, Landers L C, Lou R L. Zero time delay controllable solid propellant gas generator. AIAA 76-691
- 9 Wilkson F S, Lucas J T. Variable flow solid propellant gas generator for missile control system AIAA 81-1464

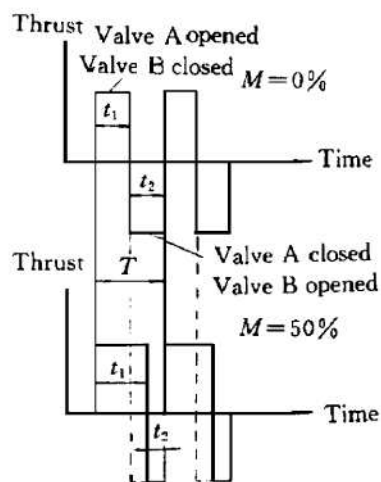


Fig. 4 The principle diagram of PWM